

**В помощь  
спортсмену**

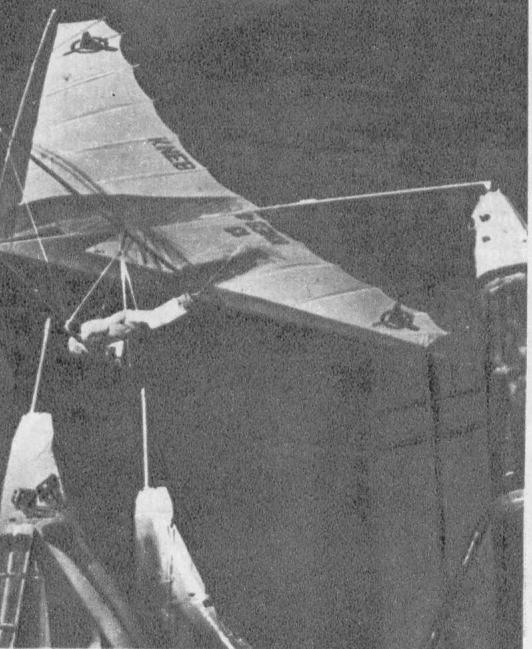
## «Славутич-УТ»

### Аэродинамика

ОСНОВНЫЕ геометрические параметры (рис. 1) были выбраны умеренными, например, относительное удлинение крыла  $\lambda = 4,4$ ; размах  $b_{kp} = 8,8$  м при площади  $S_{kp} = 17,6$  м<sup>2</sup>; угол стреловидности по передней кромке  $X_{n.k.} = 38^\circ$ ; купольность, т. е. величина прогиба гибкой обшивки —  $1,5^\circ$  на сторону, угол поперечного V равен минус  $1^\circ$ . Особое внимание уделили подбору профилей крыла, геометрической крутке, форме в плане — эти параметры оптимизировались с помощью ЭВМ. Улучшению аэrodинамики дельтаплана на больших углах атаки способствует значительная геометрическая крутка крыла, при которой концевая хорда встречает поток под меньшим углом атаки, чем центральная. Угол геометрической крутки крыла изменяется от  $\varphi_k = 2,5^\circ$  в плоскости симметрии до  $\varphi_k = -40^\circ$  в концевом сечении. Плавное обтекание поверхности крыла дельтаплана обеспечивается также тем, что узел стыковки боковой и поперечной труб спрятан в кармане обшивки.

При испытаниях в большой аэродинамической трубе ЦАГИ дельтаплан «Славутич-УТ» устанавливался на шестикомпонентные весы, с помощью которых производилась регистрация сил и моментов, действующих на него в воздушном потоке. В результате экспериментов были получены коэффициенты аэродинамических сил и моментов в скоростной системе координат (рис. 2) относительно среднего положения центра масс дельтаплана с пилотом в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Среднее расположение центра масс системы дельтаплан-пилот было определено из условия нахождения центра масс пилота на одной вертикали с точкой подвески на режиме  $\alpha_{k \max} = 21^\circ$  и соответствует координатам  $x_t = \frac{x_t}{b_a} = 43$  и

$$y_t = \frac{y_t}{b_a} = -41$$



тывалась от носка средней аэродинамической хорды в направлении, параллельном хорде корневого сечения, а координата  $y_t$  отсчитывалась от хорды корневого сечения в перпендикулярном направлении. Величина средней аэродинамической хорды  $b_a = 2,42$  м. Используя полученные характеристики, можно с помощью несложных расчетов получить коэффициенты аэродинамических моментов для любого другого положения центра масс дельтаплана с пилотом.

Каковы же основные результаты испытаний и аэродинамические особенности дельтаплана «Славутич-УТ»?

Рассмотрим вначале аэродинамические характеристики дельтаплана с манекеном при симметричном обдуве, когда угол скольжения  $\beta = 0$ .

Из графика зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки  $C_y = f(\alpha)$  (рис. 3) видно, как изменяется  $C_y$  от углов атаки в диапазоне  $\alpha = 5\ldots 25^\circ$ .

В аэродинамической трубе наблюдалось безотрывное, устойчивое обтекание крыла на этих режимах, что подтверждается спектрами обтекания (рис. 4). Сделать их видимыми помогли легкие специально наклеенные ленточки. При возрастании угла атаки сверх  $25^\circ$  с центральной части каждого полукрыла симметрично развивается срыв потока. Одновременно возникают значительные скосы потока в центральной части крыла, что также свидетельствует об активном вихреобразовании. Максимальное значение коэффициента подъемной силы  $C_{y \max} = 1,13$  реализуется при критическом угле атаки  $\alpha_{kp} = 29^\circ$ . При дальнейшем увеличении угла атаки  $\alpha > \alpha_{kp}$  происходит достаточно плавное уменьшение  $C_y$ . Это является следствием значительной геометрической крутки крыла и свидетельствует о постепенном распространении области срыва обтекания на всю поверхность крыла ( $\alpha = 33^\circ$ ). Такой характер изменения кривой  $C_y = f(\alpha)$

очень важен для учебного дельтаплана. Если бы в закритической области углов атаки начиналось резкое падение подъемной силы, то это привело бы к опасной потере высоты, а в некоторых случаях к сваливанию на крыло. Большие углы атаки используются перед посадкой, и здесь подобные нарушения режима полета недопустимы.

Минимальное значение коэффициента сопротивления дельтаплана с пилотом соответствует углу атаки  $\alpha \approx 1^\circ$  и составляет  $C_x \text{ min} = 0,065$ , а максимальное значение  $K_{\max}$  составляет 5,9 при  $\alpha = 20\ldots 22^\circ$  (см. поляру  $C_y = f(C_x)$ , рис. 5).

Если принять суммарную массу спортсмена и «Славутича» равной 100 кг и при этом не учитывать ветра, то на режиме установившегося планирования при  $\alpha_{k \max} = 20^\circ$  дельтаплан будет снижаться по прямолинейной траектории с углом наклона  $\Theta = -9,6^\circ$  к горизонту. При этом скорость полета составит  $v = 10,6$  м/с, вертикальная составляющая  $v_y = 1,76$  м/с, а горизонтальная составляющая  $v_x = 10,4$  м/с.

Режим минимальной вертикальной скорости  $v_{y \min} = 1,65$  м/с соответствует углу атаки  $\alpha = 24^\circ$ . Минимальная скорость установившегося планирующего полета дельтаплана  $v_{\min} = 8,8$  м/с соответствует углу атаки  $\alpha = 32^\circ$  при угле наклона траектории  $\Theta = -17,2^\circ$  и аэродинамическом качестве  $K = 3,2$ .

Наблюдения за состоянием обшивки крыла показали, что при малых углах атаки  $\alpha < 5^\circ$  она теряет устойчивость. Вначале прогибается вниз ее часть вблизи передней кромки у корневой части крыла, одновременно появляются колебания консольных элементов. Затем при  $\alpha < 3^\circ$  она прогибается вниз целиком, при этом наблюдается интенсивная пульсация всей обшивки. Коэффициент подъемной силы  $C_y$  при  $\alpha < 4^\circ$  становится отрицательным. Очевидно, что на такие режимы полета выходить нельзя. Учитывая это, конструкторы предусмотрели соответствующие контрмеры: антиклинирующее устройство — это расчалки, создающие дополнительное натяжение задней части крыла и сохраняющие его геометрическую форму на малых углах атаки. При этом создается некоторый восстанавливающий момент. С этой же целью была ограничена купольность обшивки крыла до  $\Delta X = 1,5^\circ$ . Как показали испытания в трубе, увеличение купольности крыла вызывает раннее наступление потери режима устойчивости обшивки и более интенсивное протекание этого явления. Кроме того, крыло с увеличенной купольностью имеет значительно больший коэффициент сопротивления.

Интересно оценить влияние угла стреловидности крыла на зависимость  $C_y = f(\alpha)$ . Увеличение  $X_{n.k.}$  на  $1,5^\circ$  при одновременном увеличении купольности крыла  $\Delta X$  на  $1,5^\circ$  приводит к смещению кривой  $C_y = f(\alpha)$  вправо на  $5^\circ$  при сохранении угла наклона прямолинейного участка кривой. Одновременно происходит увеличение  $C_{y \max}$  на 6% и  $\alpha_{y \max}$  на  $5\ldots 6^\circ$ .

Аэродинамические коэффициенты поперечных и боковых сил и моментов  $C_z$ ,  $m_z$ ,  $m_y$ , действующих на дельтаплан «Славутич-УТ», сохраняют практически нулевое значение во всем диапазоне углов атаки.

Коэффициент продольного аэродинамического момента  $m_z$  при средней (нейтральной) центровке во всем летном

диапазоне углов атаки оказался близким к нулю (см. график  $m_z = f(\alpha)$  на рис. 6), т. е. дельтаплан на этом режиме обладает нейтральной устойчивостью. А для двух других положений центра масс дельтаплана с пилотом: предельно переднего ( $x_t = 0,29$ ,  $y_t = 0,42$ ) и предельно заднего ( $x_t = 0,61$ ,  $y_t = -0,33$ ), из графика следует, что при перемещении пилота в предельно переднее положение относительно грифа трапеции степень устойчивости дельтаплана увеличивается. При перемещении пилота в предельно заднее положение в режиме обычного полета ( $\alpha > 7^\circ$ ) аэродинамический продольный момент, действующий на дельтаплан, становится положительным, угол атаки возрастает и дельтаплан переходит в режим парашютирования с углом атаки  $\alpha > 40^\circ$ .

Усилия на ручке управления дельтапланом, как показывают расчеты с использованием моментных характеристик и летные испытания, невелики и не превышают нескольких килограммов. Благодаря этому «Славутич-УТ» легко уп-

равляем и достаточно маневрен в плоскости тангажа.

Испытания дельтаплана «Славутич-УТ» в аэrodинамической трубе под углом скольжения показали, что характер протекания кривых  $C_y = f(\alpha)$ ,  $C_x = f(C_x)$  практически не меняется: происходит некоторое увеличение  $C_{y\max} = K_{\max}$ , а также несколько возрастает минимальное сопротивление  $C_x \min$ . Спектр обтекания показывает, что при  $\alpha < 20^\circ$  (рис. 7) срыв потока отсутствует и наблюдаются лишь скосы потока в центральной части и вблизи концевой части правого (наветренного) крыла (рис. 7). Скошенный поток на этих участках направлен по хорде. Срыв потока начинается при  $\alpha > 20^\circ$  на концевой части подветренного крыла и увеличивается с возрастанием угла атаки, охватывая все большую часть левого крыла. Срыв на наветренном крыле постепенно начинается при  $\alpha > 30^\circ$ , но не охватывает его целиком даже на максимальном угле атаки  $\alpha = 33^\circ$ .

Анализ боковых характеристик дельта-

плана показывает, что при косом обдуве возникает боковая аэродинамическая сила, направление которой зависит от угла атаки дельтаплана (см. график  $C_z = f(\beta)$  на рис. 8). Под действием этой силы при углах атаки  $\alpha < 25^\circ$  происходит снос дельтаплана влево при развороте его правым крылом вперед, а при  $\alpha > 25^\circ$  направление сноса меняется на обратное и величина его значительно возрастает.

Направление аэродинамического момента крена дельтаплана при косой обдувке зависит от угла атаки и определяется характером обтекания крыла (см. график  $m_x = f(\alpha)$  на рис. 9 и спектр обтекания на рис. 7). При  $\alpha < 20^\circ$  и положительном угле скольжения (правое крыло вперед) обтекание крыла происходит без срыва и момент крена положителен. При  $\alpha > 20^\circ$  происходит срыв потока на левом крыле, в то время как правое крыло обтекается без срыва. Поэтому правое крыло стремится подняться вверх. Таким образом, управляемость

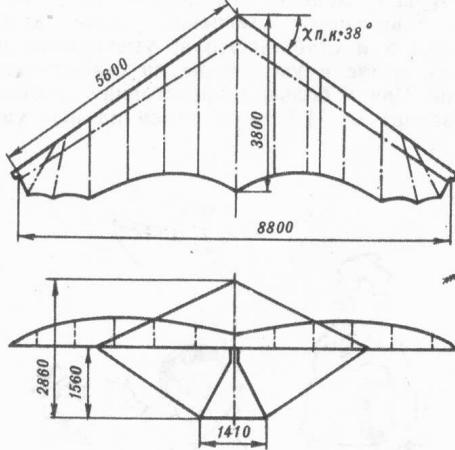


Рис. 1 Схема дельтаплана «Славутич-УТ».

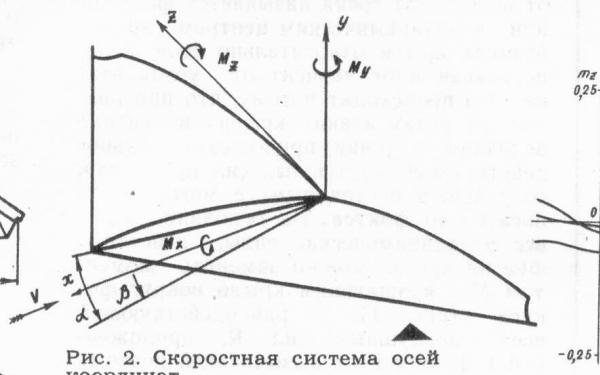


Рис. 2. Скоростная система осей координат.



Рис. 6. Зависимость  $m_z = f(\alpha)$  при различной центровке дельтаплана.



Рис. 7. Обтекание крыла при  $\beta = 15^\circ$ .

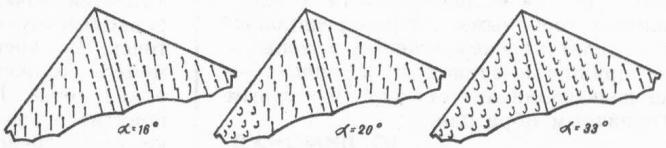


Рис. 8. График  $C_z = f(\beta)$ .

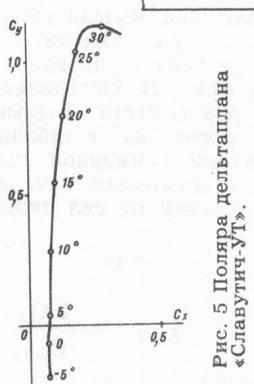


Рис. 5 Поляр дельтаплана «Славутич-УТ».

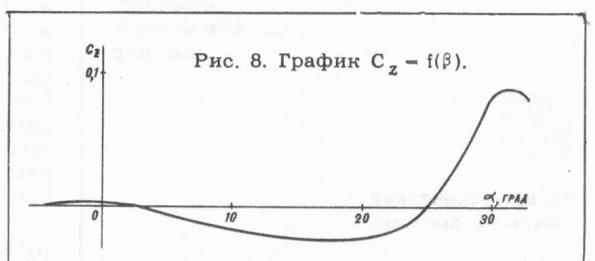
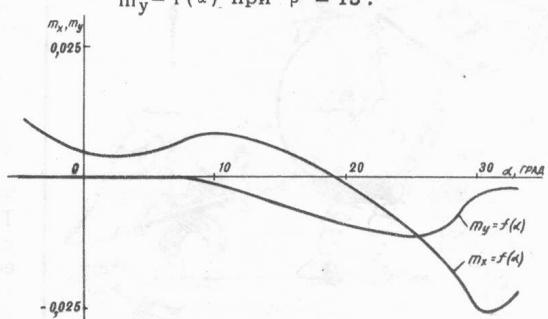
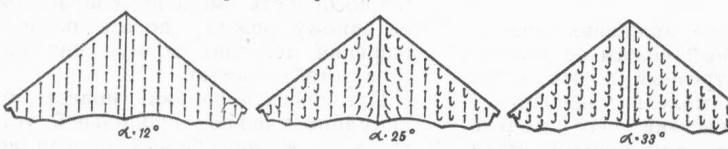


Рис. 9. Зависимости  $m_x = f(\alpha)$  и  $m_y = f(\alpha)$  при  $\beta = 15^\circ$ .

Рис. 4. Обтекание крыла при  $\beta = 0$ .



дельтаплана по курсу на больших углах атаки улучшается.

Исследование характеристик путевой устойчивости показало, что при средней центровке дельтаплан «Славутич-УТ» обладает устойчивостью по курсу  $m_y^{\beta} < 0$  в эксплуатационном диапазоне углов атаки  $\alpha = 8 \dots 30^\circ$  (график  $m_y = f(\alpha)$  на рис. 9). Это означает, что при боковых порывах ветра дельтаплан должен разворачиваться по ветру. При этом устраняется возникающий момент крена, что, с одной стороны, облегчает управление дельтапланом, но зато и несколько усложняет точное приземление в условиях турбулентной атмосферы. Летные испытания дельтаплана «Славутич-УТ» подтвердили эту характеристику.

Влияние манекена на большинство аэродинамических характеристик незначительно, за исключением коэффициента лобового сопротивления. Величина  $C_x \text{ min}$  дельтаплана без манекена уменьшилась до 0,05 по сравнению с  $C_x \text{ min} = 0,065$  с манекеном. Соответственно максимальное аэродинамическое качество дельтаплана без манекена возросло до  $K_{\max} = 6,7$ .

«Славутич-УТ» был испытан в аэrodинамической трубе на прочность на режиме A при  $\alpha = 26,2^\circ$  и  $v = 19,2$  м/с, соответствующем криволинейному полету при  $C_u \text{ max}$ , и на режиме B, соответствующем криволинейному полету при максимальном скоростном напоре и  $C_u < C_u \text{ max}$  при  $\alpha = 19^\circ$  и  $v = 23,4$  м/с. В обоих случаях опыт ставился так, что суммарная нагрузка соответствовала четырехкратной перегрузке. «Славутич-УТ» выдерживает такую нагрузку без остаточных деформаций конструкции и сохраняет свою работоспособность. Аэродинамические характеристики дельтаплана во время этих испытаний практически не изменились.

Сравнивая аэродинамические и летные характеристики «Славутича-УТ» с зарубежными серийными учебно-тренировочными дельтапланами, ученые и испытатели пришли к единодушной оценке — наш дельтаплан не уступает известным заграничным образцам.

**Ю. ЛИМОНАД,**  
кандидат технических наук  
**В. МАЛЕНКО,**  
инженер,  
**А. КЛИМЕНКО,**  
инженер



Когда техническая мысль не дремлет

