

УДК 533.6.04: 533.69.043 + 533.6.054

**А.Н. ТИХОВСКИЙ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ВОЗМОЖНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ УПРАВЛЕНИЯ КРУТКОЙ, ТОЛЩИНОЙ И КРИВИЗНОЙ ПРОФИЛЯ НА ОСНОВЕ КРЫЛА СОВРЕМЕННОГО ДЕЛЬТАПЛАНА**

*В конструкциях современных летательных аппаратов принято влиять на аэродинамические свойства их крыльев с помощью разнообразных средств механизации. При этом не применяются используемые ещё на заре авиации средства искривления профиля и не исследованы возможности по непосредственному управлению толщиной и кривизной профиля. Дельтаплан, проходя этапы развития как летательный аппарат, сохранил некоторую ограниченную гибкость своего крыла. Это даёт возможность, применив специальные средства изменения крутки крыла, его толщины и кривизны средней линии профиля, использовать дельтапланерное крыло для выполнения комплекса исследований по влиянию непосредственного управления профилировкой на его аэродинамические свойства.*

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба, дельтаплан, крутка крыла, управление профилем.

**Введение**

Само появление дельтаплана, как вида летательного аппарата довольно любопытно – он появился как конверсия космической разработки NASA. NASA объявил конкурс на лучшее средство приземления космических аппаратов, вернувшихся с орбиты. Конкурс выиграл американский инженер польского происхождения Френсис Мелвин Рогалло, который с 1936 года работал в научном центре в Лэнгли, в группе аэродинамических исследований (рис. 1).



Рис. 1. Френсис Мелвин Рогалло за работой в аэродинамической трубе в NASA

В 1951 г. на основании этих работ он получает патент на изобретение “Змей Рогалло”, который представлял собой крыло треугольной, или “дельтавидной” формы. При исследованиях змей был переименован в “крыло Рогалло”. Его продували в аэродинамической трубе, сбрасывали с грузом с разных высот, буксировали за вертолетом с посадочным модулем космического аппарата “Джемини” [1].

Исследованием свойств крыла Рогалло в течение нескольких лет занимались NASA и ряд американских фирм по заказам армии и ВМС США.

Исследования и разработки шли по различным направлениям - испытывались: свободно несущее крыло с надувными балками, буксировочные варианты, радиоуправляемые модели, пилотируемые моторные варианты. Первые дельтапланы (рис. 2) имели простую однослойную обшивку, натянутую на боковые трубы (Рогалло, SK-4 и т.п.). Передняя кромка крыла не имела того, что сейчас называется лобиком профиля. Сам профиль представлял собой слабоизогнутую дугу с нулевой толщиной. Радиус закругления передней кромки был равен радиусу боковой трубы, т.е. примерно 20 мм;



Рис. 2. Крыло Рогало на буксире

Первые дельтавидные крылья применялись в качестве змеев, буксируемых за водными катерами, они были призваны заменить коробчатые и пятиугольные буксирные змеи, которые не могли продолжить стабильный полёт при отсутствии тяги буксира, например при обрыве фала. Собственно дельтапланы как самостоятельные летательные аппараты были способны совершать полёт с качеством 3-4 единицы.

## Развитие гибкого крыла

В своём развитии дельтапланерное крыло довольно далеко ушло от своего родоначальника – змея Рогалло. Так, постепенно увеличивался угол при вершине крыла, (уменьшалась стреловидность), увеличивался размах при одновременном уменьшении хорды, то есть росло удлинение крыла, и вероятно самое заметное – крыло обрело нижнюю поверхность, то есть из мембранного крыла нулевой толщины с малым искривлением поверхности превратилось фактически в обычное летающее крыло – бесхвостку с углом при вершине около  $130^\circ$  (стреловидностью по передней кромке  $25^\circ$ ) и геометрической круткой.

В ходе эволюции дельтапланерного крыла росла его жёсткость. Применение труб диаметром 60...62 мм и стенкой 0,9 мм из сплава В-95, вместо применяемых в 70-х труб 40...45 мм, и применяемых в восьмидесятые годы труб 48...45 мм со стенками 1,5 мм. Применение углепластиковых (карбоновых) лонжеронов.

Для придания крылу, сформированному из сильно натянутых полиэфирных тканей, необходимой аэродинамической гладкости поверхности на первых 20...30% хорды применяется аэродинамическая накладка – обтекатель, под которую вставляются плёнки из материалов ПЭТФ, или Астролон, а на дельтапланах высокого спортивного уровня для устранения провалов и отсасывания обшивки по лобикю применяются вставки из листа углепластика.

Постепенно росла нагрузка на крыло и достигла средних значений  $8...10 \text{ кг/м}^2$  для спортивных крыльев и  $25...40 \text{ кг/м}^2$  у моторных дельтапланов.

В “крыльях Рогалло”, и в построенных на их основе первых дельтапланах начала 70-х совершенно отсутствовало латирование. У дельтапланов конца 70-х (рис. 2) уже латировалась задняя кромка, что отдаляло порог флатерного пикирования. В дельтапланах начала 80-х (рис. 3) латирование крыла достигло передней кромки, но жёсткость лат была не высокой, и профиль всё ещё создавался за счёт разности давлений под и над крылом и особенностями кроя паруса. Но уже с середины 80-х в классе спортивных крыльев все дельтапланы имели жёсткое латирование, строго задающее аэродинамический профиль крыла, в очень слабой зависимости от скорости полёта и нагрузки на крыло. Современные дельтапланерные (рис. 4) крылья имеют 10...13 жёстких профилированных лат на крыле, что делает бессмысленным рассуждения о формировании профиля под действием набегающего потока и о купольности крыла.

Жёсткие латы, тем не менее, не закрепляются к каркасу намертво, а лишь вставлены в латкарманы. Таким образом, передние края профилизирующих элементов крыла закреплены в передней кромке крыла подвижно, и имеют возможность поворота в вертикальной плоскости, а гибкость задней кромки крыла

позволяет переустанавливать профили по размаху на разные углы, то есть в полёте принудительно и контролируемо менять геометрическую крутку крыла.

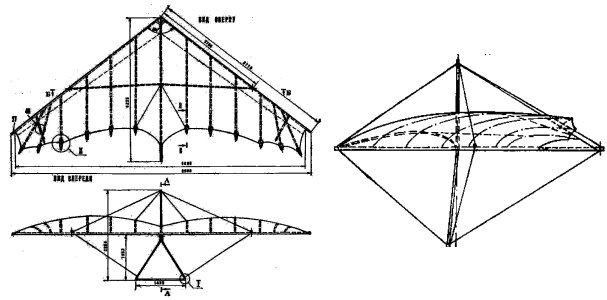


Рис. 3. Дельтаплан начала 80-х



а



б

Рис. 4. Спортивные дельтапланы середины 90-х:  
а – дельтаплан с гибкими законцовкам крыла;  
б – дельтаплан с жестким краем крыла

Жёсткость труб каркаса, поддерживающих переднюю кромку крыла, уменьшается по мере удаления от корня крыла. Это свойство вместе с подвижным закреплением профилей по передней кромке приводит к переустановке профилей в сторону уменьшения их местных углов атаки по мере возрастания аэродинамической нагрузки. То есть, резко возникшая вследствие турбулентности или энергичного маневрирования аэродинамическая нагрузка как бы сбрасывается с концевых частей крыла, местные углы атаки, которых под действием этой нагрузки уменьшаются. Причём, чем дальше находится каждый конкретный профиль от корня крыла, тем на больший угол он переустанавливается. На прежних, (задаваемых вектором воздушной скорости) углах атаки остаётся только корень крыла, явление переустановки профилей под нагрузкой на меньшие углы атаки отодвигает достижение предельных перегрузок и повышает комфортность пилотирования.

Дельтапланерное крыло, обладая одновременно свойствами и жёсткого и гибкого крыла, имеет свой-

ство заданным образом деформироваться (рис. 5, 6) как под воздействием аэродинамических нагрузок, так и принудительно с помощью специальных механизмов, поэтому современное дельтапланерное крыло за счёт контролируемой гибкости адаптивно по своей сути. Причём имеется возможность менять как аэродинамическую так и геометрическую крутку крыла управляя в полёте кривизной средней линии профиля, и углом отклонения его хвостового участка - задней кромки (рис 6).

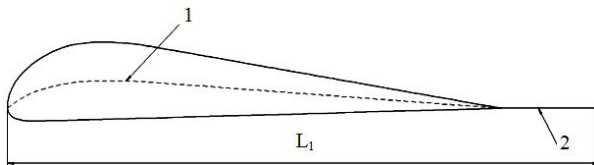


Рис. 5. Профиль дельтаплана с 80% двойной обшивкой до искривления: 1 – средняя линия; 2 – хвостовой участок с одинарной обшивкой;  $L_1$  – длина до искривления

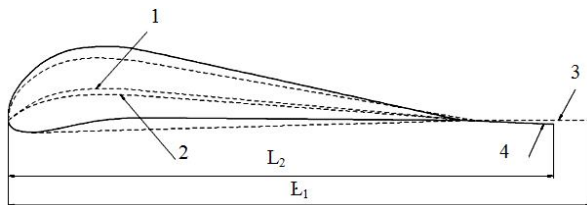


Рис. 6. Профиль дельтаплана с 80% двойной обшивкой после искривления: 1 – средняя линия после искривления; 2 – средняя линия до искривления; 3 – хвостовой участок с одинарной обшивкой до отклонения; 4 – хвостовой участок с одинарной обшивкой, отклонённый вниз;  $L_1$  – длина до искривления;  $L_2$  – длина после искривления

Так, уже в течение последнего десятилетия применяются системы по управлению круткой крыла. Системы управления круткой непосредственно воздействуют на натяжение паруса вдоль задней кромки крыла. Натяжение задней кромки вместе с аэродинамической нагрузкой устанавливает некое значение угла атаки для каждого элементарного профиля. Величина местного угла атаки зависит от соотношения местной нагрузки на крыло, и натяжения паруса вдоль задней кромки. Причём уменьшение натяжения задней кромки ведёт к уменьшению углов атаки по мере удаления от корня крыла. (рис. 7).

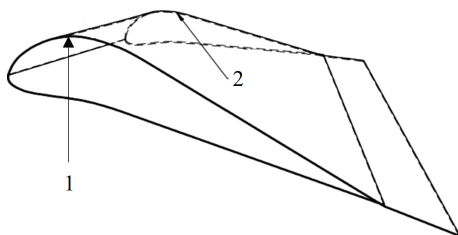


Рис. 7. Профиль дельтаплана с геометрической круткой после принудительного искривления: 1 – корневой профиль; 2 – концевой профиль;

Поскольку свойства дельтапланерного крыла формируется из симбиоза свойств каркаса с заданным характером распределения жёсткости и свойств ткани, которая по определению может изгибаться, то имеется возможность управлять геометрическими характеристиками крыла, не прибегая к использованию ставшей общепринятой механизации крыла самолётного типа. В дельтапланерном клубе НАКУ «ХАИ» проведены натурные испытания пары дельтапланов по исследованию влияния распределённой геометрической крутки на лётные характеристики крыла. Результаты исследований отражены в актах испытаний и освещены в [2].

Сегодня настала пора активного управления толщиной профиля, первые механизмы, непосредственно влияющие на толщину профиля, уже проходят свою апробацию, но в целом непосредственное управление толщиной профиля является ещё не исследованным. Задача как теоретического, так и практического исследования осложняется тем, что изменение толщины профиля при сохранении длин его верхней и нижней поверхностей неизбежно приводит к изменению кривизны средней линии профиля и смещению фокуса крыла (рис. 6,  $L_1$ ,  $L_2$ ).

Австралийской фирмой Airborne в 2010 г. был создан дельтаплан Revolution со специальным механизмом, уменьшающим толщину профиля крыла, работающий совместно с механизмом управления круткой (рис. 8). В этом дельтаплане уменьшение толщины профилей происходит за счёт движения поперечной балки назад одновременно с уменьшением геометрической крутки крыла. Т. е. механизмы изменения крутки крыла и изменения его толщины являются связанными, или по сути одним механизмом двойного действия [3].



Рис. 8. Фрагмент механизма управления толщиной профиля дельтаплана Revolution австралийской фирмы Airborne

Такое объединение является эффективным решением с конструкторской точки зрения, так как увеличение геометрической крутки и увеличение толщины профилей крыла, а также искривление средней линии его профилей ведут к одному и тому

же – улучшению взлетно-посадочных характеристик. Но в то же время, такое объединение мешает исследованию влияния управления круткой крыла и управления толщиной профиля на несущие свойства крыла по отдельности.

Применение механизации по управлению толщиной профиля и кривизной его средней линии может быть применено с целью ещё большего расширения диапазона скоростей летательного аппарата, то есть увеличения скорости полёта и аэродинамического качества на крейсерских режимах и уменьшение скорости и значительного снижения качества на режиме посадки за счёт увеличения углов атаки, на которых крыло сохраняет несущие свойства и стабильность.

### Заключение

Для проведения исследований в аэродинамической трубе требуется постройка специализированного дельтаплана, который даёт возможность провести ряд исследований адаптивного крыла: по определению влияния изменения толщины профиля и кривизны его средней линии на взлётно-посадочные характеристики крыла, на диапазон скоростных характеристик, изменение аэродинамического качества, устойчивости и управляемости, сохранение его устойчивости как на обоих крайних положениях толщины профиля, так и на промежуточных – переходных режимах.

Задачи эксперимента:

– подбор пар профилей “тонкий – толстый” с заданным перемещением ЦД при изменении толщины и кривизны, исходя из равенства длин верхних и нижних поверхностей профиля до их искривления и после (эксперимент с моделью прямоугольной секции крыла);

– выбор зоны крыла, в которой производится манипулирование толщиной профиля и кривизной средней линии (эксперимент с моделью полу-крыла или всего крыла);

– согласование изменения толщины профиля и кривизны хорды с изменением крутки (эксперимент с моделью полу-крыла или всего крыла).

### Литература

1. Сайт NASA [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/home/glider\\_feature\\_k4.html](http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/home/glider_feature_k4.html). – 25.11.2011 г.

2. Тиховский, А.Н. Экспериментальное исследование влияния величины геометрической крутки и поперечного “V” на аэродинамическое качество, устойчивость и управляемость летающего крыла. / А.Н. Тиховский [Текст] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. - №5/62. – С. 12-20.

3. Сайт Фирмы Аирборн, Австралия [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.airborne.com.au/pages/hg\\_rev.php](http://www.airborne.com.au/pages/hg_rev.php). – 25.11.2011 г.

Поступила в редакцию 29.11.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина.

### МОЖЛИВІСТЬ ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ КЕРУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЮ КРУТКОЮ ТОВЩИНОЮ ТА КРИВИЗНОЮ ПРОФІЛЮ НА ОСНОВІ КРИЛА СУЧАСНОГО ДЕЛЬТАПЛАНА

*О.М. Тиховський*

У конструкціях сучасних літальних апаратів прийнято впливати на аеродинамічні властивості їх крил за допомогою різноманітних засобів механізації. При цьому не вживають засоби скривлення профілю, які використовували на початку авіації. Дельтаплан проходячи етапи розвитку як літальний апарат зберіг деяку обмежену керованість свого крила. Це дає можливість, використав спеціальні засоби зміни крутки крила, його товщини та профілю використовувати дельтапланерне крило для виконання комплексу досліджень по впливу безпосереднього керування профілюванням крила на його аеродинамічні властивості.

**Ключові слова:** аеродинамічна труба, дельтаплан, крутка крила, керування профілем.

### POSSIBILITY OF LEADTHROUGH OF RESEARCHES OF CONTROL TWIST AND CURVATURE OF TYPE THICK ON BASIS OF WING OF MODERN HANG-GLIDER

*A.N. Tykhovskiy*

In the constructions of modern aircrafts it is accepted to influence on aerodynamic properties of their wings by various facilities of mechanization. Thus the in-use are not used yet on sunset the aviation of mean of curvature of type and possibilities are not investigational on a direct management a thickness and curvature of type. A hang-glider, passing the stages of development as aircraft, saved some limited flexibility of the wing. It enables, applying the special facilities of change of twist covered, his thicknesses and curvatures of middle line of type, to use hang-gliders covered for implementation of complex of researches on influence of direct control profiling on his aerodynamic properties

**Key words:** wind tunnel, hang-glider, twist wing, control profiling.

**Тиховський Алексей Николаевич** – инженер 1 кат. ОСКБ Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина, e-mail: [ant\\_xai@mail.ru](mailto:ant_xai@mail.ru).