

Научная статья  
УДК 629.743.7.018.7

## ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПРОФИЛЯ МЯГКОГО КРЫЛА НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

**Юрий Витальевич Швед**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Россия  
yuriy-shved@mail.ru

**Аннотация.** В атласах аэродинамических профилей отражены данные продувок жестких моделей, сохраняющих форму даже тогда, когда на носке профиля формируется область с обратной, направленной вниз подъемной силой, но профиль мягкого крыла в этих условиях теряет устойчивость. Кроме того, на мягкое крыло влияет немало дополнительных условий и параметров, поэтому приведенных в упомянутых документах данных при выборе профиля мягкого крыла явно недостаточно. В статье предложены дополнительные условия и параметры, характеризующие степень деформации мягкого крыла в потоке.

**Ключевые слова:** мягкое крыло, двухоболочковое крыло, безопасность мягкого крыла, аэродинамические профили мягких крыльев

**Для цитирования:** Швед Ю.В. Особенности выбора профиля мягкого крыла на стропной поддержке // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 44–52.

Original article

## PROFILE SELECTION SPECIFICS OF A SOFT WING ON A SLING SUSPENSION

**Yury V. Shved**

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia  
yuriy-shved@mail.ru

### **Abstract**

When a soft wing profile selecting, it should be borne in mind that the data adduced in the atlases of airfoils appears to be insufficient. This is associated with the fact that these documents reflect the data of blowing rigid models, which preserve their shape even when the area with the reverse, directed downward lifting force, is being formed at the nose of the profile. The profile of the soft wing is losing stability under these conditions. Thus, the additional parameters such as the form of the graph of the total pressure coefficient along the upper and lower surfaces distribution at its nose, the angle of attack of this value transition to the negative region and the length along the profile chord captured by this transition affect the soft wing profile selection. This length indicates how expansive the profile extra turn is when it goes beyond the critical angle, and hence the degree of danger. Besides the above said parameters, the range of the accessible angles of attack for the soft wing depends upon location and size of its air intakes and slots (if any), and obtained as the result coefficient of pressure on the surface and in the wing cavity as the profile housing stability criterion to the local crushing. This criterion should be less than one everywhere for the stable profile shape. When the soft wing yielding of the negative angles of attack, for example due to entering the down-flow, its air intakes lose their ability to keep up the excessive pressure. The upper leading

edge herewith crushes, and airfoil deforms in such a way that its centerline in the nose attains reduced or reversed curvature, and, consequently, its aerodynamic force, acting on the wing leading edge sharply changes direction turning the front segment of the carrying plane. The extra effect while the profile deformation introduces the center of pressure shift, which forces the wing forward and additionally, reduces its angle of attack (this movement is being compensated to a certain extent by the deformed profile resistance).

**Keywords:** soft wing, double-shell wing, soft wing safety, soft wings airfoils

**For citation:** Shved Yu.V. Profile Selection Specifics of a Soft Wing on a Sling Suspension. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 44-52.

## Введение

Критерии, по которым проектировщик подбирает наиболее подходящий аэродинамический профиль крыла, довольно разнообразны [1, 2]. За все время существования авиации практическое применение нашли в основном жесткие крылья, не меняющие свой профиль произвольно под действием воздушного потока. Для таких крыльев разработан достаточно большой массив научных данных и рекомендаций, а также вариантов выбора из известных технических решений [3, 4]. Однако практика разработки нового типа летательных аппаратов (ЛА) и систем, использующих мягкие крылья на стропной поддержке, выдвинула дополнительные требования к конструктивному и аэродинамическому исполнению их формообразующих элементов, в том числе аэродинамических профилей [5]. Добавились зависимость жесткости формы и динамики поведения наполняемого потоком крыла от его удлинения, технологические ограничения по соблюдению точности и степени кривизны формы, изменение характеристик под действием нагрузки, динамичность поведения при перебалансировке вследствие изменения режима обтекания, требования к скорости наполнения и удержанию внутреннего давления с учетом вида и места средств его обеспечения (воздухозаборники, клапаны, жесткости или принудительно наддутые элементы) и потеря устойчивости формы мягкого крыла на малых и отрицательных углах атаки. Оценим выбор предпочтительных проектных решений и критериев с учетом этих особенностей.

### Возможная польза аэродинамических профилей с высоким качеством при пониженном коэффициенте подъемной силы

Общее влияние параметров аэродинамических характеристик профиля на аэродинамическое качество двухболочковых парашютных и парашютных крыльев исследовано в [5].

В горизонтальном полете ЛА его вес  $G$  уравновешивается вертикальной составляющей подъемной силы крыла:

$$Y_a = C_{ya} S_{пр} \frac{\rho V^2}{2} = G, \quad (1)$$

где  $S_{пр}$  – площадь проекции крыла на горизонтальную плоскость;  $\rho$  – плотность среды,  $V$  – скорость полета;  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы.

Как можно заметить, подъемная сила пропорциональна не самому по себе коэффициенту подъемной силы, а произведению  $C_{ya} \cdot S_{пр}$ . То есть, уменьшая один множитель и в той же степени увеличивая другой, мы получим неизменную подъемную силу. При использовании механизации мягкого крыла коэффициент подъемной силы прирастает вследствие увеличения как кривизны, так и угла атаки профиля (вследствие перебалансировки несущей системы) и имеет близкие пределы для профилей различной формы. Тогда получить дополнительную подъемную силу на посадке можно за счет запаса площади крыла, полученного при использовании профиля с высоким аэродинамическим качеством при небольшом значении  $C_{ya}$  (поскольку потребная  $S_{пр}$  возрастает в той же мере, в какой уменьшается  $C_{ya}$ ).

В работе [6] показано, что суммарное сопротивление  $X_a$  летательного аппарата весом  $G$  мы можем выразить следующим образом:

$$X_a = \frac{2}{\pi \rho} \left( \frac{G}{\Omega V L} \right)^2 + \frac{G}{K_p} + \frac{\rho V^2}{2} (C_{хстр} m L + C_{хгр} S_{гр}). \quad (2)$$

В этом выражении обозначено:  $m$  – суммарная площадь миделя сечения строп, приведенная к единичному размаху так, что  $L \cdot m = S_{стр}$ , а  $\Omega$  – коэффициент отношения площади горизонтальной проекции крыла к площади крыла,  $\Omega = S_{пр}/S_{кр}$ ;  $L$  – размах крыла;  $K_p$  – коэффициент аэродинамического качества профиля крыла;  $C_{хстр}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления строп;  $C_{хгр}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления подвешенного на стропах груза;  $S_{гр}$  – площадь миделя груза.

Обратим внимание то, что в (2) фигурирует не удлинение крыла, а его размах. То есть, как и для подъемной силы, при одних и тех же весе летательного аппарата, размахе крыла и скорости горизонтального полета и узкое крыло с профилем, имеющим высокий  $C_{ya}$  при заданном качестве  $K_p$ , и широкое крыло с профилем, имеющим низкий  $C_{ya}$  при том же качестве  $K_p$ , будут иметь одинаковое сопротивление.

Из этого выражения также видно, что сопротивление крыла с ростом размаха при равном качестве его профиля уменьшается, но увеличивается сопротивление строп, и, как следствие, для каждой скорости можно подобрать размах крыла с минимальным суммарным сопротивлением аппарата.

По полученному из (2) значению определяется необходимая тяга  $P$  в установившемся моторном полете (в этом случае равная  $X_a$ ) с заданной скоростью  $V$ , полученной из (1). Подставив (1) в (2) непосредственно, получим:

$$X_a = \frac{G C_{ya} S_{кр}}{\pi \Omega L^2} + \frac{G}{K_p} + \frac{G}{C_{ya} S_{кр} \Omega} \times (C_{хстр} mL + C_{хгр} S_{гр}). \quad (3)$$

Из (3) можно рассчитать уровень аэродинамического совершенства ЛА с мягким крылом на стропной поддержке на крейсерском режиме, выраженный в виде коэффициента аэродинамического качества  $K = Y_a/X_a = G/P$ , с учетом того, что в горизонтальном полете  $X_a = P$  и  $Y_a = G$ :

$$K = \frac{1}{\frac{1}{K_p} + \frac{C_{хгр} S_{гр} + C_{хстр} Lm}{C_{ya} S_{кр} \Omega} + \frac{C_{ya} S_{кр}}{\pi \Omega L^2}}. \quad (4)$$

Мы получим несущую плоскость с минимальным сопротивлением при заданной подъемной силе, когда крыло будет иметь наивыгоднейший угол атаки, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству профиля  $K_{max}$ , и в соответствии с (4) тем меньшее сопротивление, чем большее значение имеет этот коэффициент. Два профиля, имеющие одинаковые  $K_{max}$ , создадут одинаковое сопротивление при заданном коэффициенте подъемной силы, но профиль, имеющий на этом качестве больший коэффициент подъемной силы, потребует меньшей хорды крыла для заданной подъемной силы и, соответственно, большего удлинения и меньшей жесткости при одном и том же индуктивном сопротивлении крыла [6], что для мягких крыльев критически важно.

Проверим это утверждение по энергетическим затратам на полет.

Мощность  $W$ , затрачиваемая крылом площадью  $S$  на установившийся горизонтальный полет, равна силе сопротивления  $X_a$ , умноженной на скорость  $V$ :

$$W = X_a V = C_{xa} S \frac{\rho V^3}{2}. \quad (5)$$

В свою очередь, коэффициент сопротивления крыла (примем для простоты его эллиптическим и плоским)

$$C_{xa} = C_{xp} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda},$$

где  $C_{xp} = C_{ya}/K_p$  – профильное сопротивление;  $\lambda = L/b$  – удлинение крыла,  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы крыла,  $K_p$  – аэродинамическое качество профиля,  $L$  – размах крыла, такой что  $S = L \cdot b$ , где  $b$  – его средняя аэродинамическая хорда.

С учетом этого, выразив скорость в (5) через (1), получим:

$$W = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{G^2}{\pi} \cdot \frac{\pi + \frac{G_{ya} b K_p}{L}}{K_p \sqrt{C_{ya} b L}}. \quad (6)$$

Чтобы минимизировать потребляемую мощность при заданных весе и плотности воздуха, потребуется уменьшить правую часть выражения (6). Для единичного размаха крыла она выглядит так:

$$\frac{\pi + C_{ya} b K_p}{K_p \sqrt{C_{ya} b}}.$$

Тогда, учитывая, что циркуляция скорости  $\Gamma = C_{ya} \cdot b$ , коэффициент мощности профиля  $K_w$  можно записать в виде

$$K_w = \frac{1}{\frac{\pi}{K_p \sqrt{\Gamma}} + \sqrt{\Gamma}},$$

т. е. чем меньше циркуляция скорости на единицу размаха и больше аэродинамическое качество профиля, тем меньше потребляемая мощность. Это подтверждение того, что лучше не стремиться к повышению  $C_{ya}$  профиля в крейсерском полете, а обращать внимание на его  $K_p$  и размах крыла.

### Выбор аэродинамического профиля мягкого крыла по критерию эффективности

Оценить эффективность аэродинамического профиля  $K_{pmax}$  можно по отношению максимального коэффициента подъемной силы крыла бесконечного размаха с выпущенной механизацией  $C_{умех. макс}$  к минимальному коэффициенту про-

фильного аэродинамического сопротивления  $C_{xp \text{ мин}}$ :

$$K_{p \text{ макс}} = \frac{C_{умех.макс}}{C_{xp \text{ мин}}}.$$

Профиль с высоким коэффициентом аэродинамического качества при пониженном коэффициенте подъемной силы дает нам несколько выгод: низкий  $C_{xp \text{ мин}}$ , высокий  $C_{умех.макс}$  (а значит, увеличенную подъемную силу механизированного мягкого крыла в посадочном режиме) и увеличенную жесткость мягкого крыла.

Описанным свойством обладает полое мягкое крыло с воздухозаборником, имеющее профилированную шель на внешней поверхности [7]. Аэродинамические коэффициенты мягкого щелевого крыла дают увеличенное аэродинамическое качество по сравнению с бесщелевым аналогом на том же угле атаки, но при уменьшенном коэффициенте подъемной силы. Это позволяет добиться той же подъемной силы и качества с увеличенной хордой крыла (при том же размахе) без уменьшения его угла атаки, таким образом не увеличивая чувствительность крыла к нисходящим потокам и не снижая его безопасность. Попутно получаем повышенную несущую способность крыла при его механизации.

#### Влияние вогнутости средней линии профиля

Сильно вогнутые профили имеют больший  $C_{x \text{ мин}}$  по сравнению со слабо вогнутыми. Мягкому профилю большая вогнутость ни к чему — достаточно просто увеличить ее именно в те моменты, когда необходима дополнительная подъемная сила, например в режиме взлета или посадки.

Значит, предпочтительными являются профили, обеспечивающие при одном и том же качестве минимальный  $C_{ya}$ , но по возможности большой коэффициент подъемной силы с отклоненной задней кромкой  $C_{умех.макс}$ .

Также для обеспечения высокого аэродинамического качества профиля необходимо, чтобы на наиболее выгодном угле атаки средняя линия профиля обтекалась безударно, т. е. встречала поток по касательной к своей передней кромке. А поскольку при этом кривизна средней линии профиля должна быть мала, то относительное положение максимальной кривизны профиля  $x_f$  должно быть смещено ближе к носку профиля.

#### Влияние относительной толщины профиля

Для механизированного крыла аэродинамически выгодны тонкие профили, но они не обеспечивают достаточную жесткость и устойчивость формы мягкого крыла. Из конструктивных соображений для систем с мягким крылом мы вынуждены ис-

пользовать профили с относительной толщиной  $\bar{C}$ , превышающей аэродинамически оптимальную 0,12 [8]. В связи с этим целесообразно отбирать профили с возможно большим коэффициентом совершенства толщины профиля  $K_x = \bar{C}/C_{xp \text{ мин}}$ . В некоторых случаях выгоднее использовать профиль с меньшей относительной толщиной, но увеличить его масштаб так, чтобы получить такой же мидель.

Увеличение толщины профиля приводит к увеличению максимальной подъемной силы и возрастанию минимального лобового сопротивления. Крылья с толстым профилем на малых углах атаки дают сравнительно большое лобовое сопротивление, а на больших углах — сравнительно малое, вследствие этого они более пригодны для работы на больших углах атаки и малых скоростях [3, 4].

Названным критериям удовлетворяют близкие к симметричным профили с максимальной вогнутостью 0,5–1,5% и относительной толщиной 13–17%.

#### Особенности выбора профиля мягкого крыла по критерию безопасности

Несмотря на то, что крыло на стропной поддержке стремится сохранять выставленный угол атаки, на характерных для ЛА с мягким крылом скоростях нисходящие и восходящие порывы ветра меняют его достаточно значительно. Это происходит вследствие совместного влияния смещения центра давления крыла и изменения аэродинамического качества системы в зависимости от угла атаки. Для уменьшения динамических реакций крыла целесообразно выбирать аэродинамические профили с малым смещением положения центра давления и аэродинамического качества в рабочем диапазоне углов атаки.

Кроме того, при оттягивании задней кромки профиля вниз угол набегания потока на профиль увеличивается. Чтобы избежать срывных явлений на передней кромке в рабочих режимах и обезопасить срыв на профиле при их превышении, а также обеспечить устойчивость передней кромки профиля к подвороту, приходится увеличивать радиус ее скругления и смещать относительное положение максимальной толщины профиля  $x_c$  ближе к носку. Толстый носок профиля, шероховатость ткани и ее складки не позволяют эффективно применять ламинаризованные профили.

Симметричные профили (например NACA-0016, E475, E478, Misto 50-50 S1046-S8035) имеют максимальное качество ниже, чем у несимметричных, но зато теоретически сохраняют форму на меньших углах атаки. Практически же, имея высокорасположенную точку разделения потока (с сопутствующим ей высоким давлением), симметричные профили



получают на этих углах смятие носка. Ситуация усугубляется тем, что, разгоняясь после выхода из режима срыва потока, крыло с таким профилем набирает избыточное давление и проскакивает малые углы атаки без смятия передней кромки, пролетая вперед и обгоняя пилота.

Можно представить себе выход из этой ситуации с помощью воздухозаборника, смещающегося вслед за точкой разделения потока. Такой воздухозаборник может быть выполнен, например, в виде нескольких створок клапанов, распределенных по носку профиля (рис. 1), или двух скользящих по носку из перфорированной ткани лепестков (рис. 2).

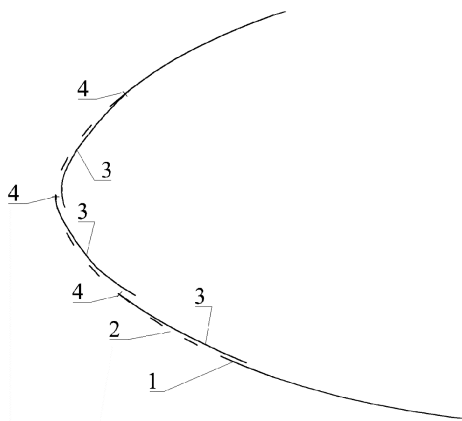


Рис. 1. Полое крыло с тремя клапанами в области возможного смещения точки торможения потока: 1 – оболочка крыла; 2 – перфорация оболочки в районе клапана; 3 – клапан; 4 – шов присоединения клапана

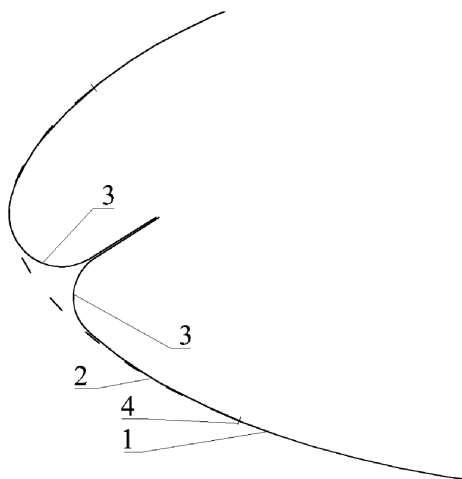


Рис. 2. Полое крыло со створками клапана в виде двух скользящих по носу из перфорированной ткани лепестков в области возможного смещения точки торможения потока: 1 – оболочка крыла; 2 – перфорация оболочки в районе клапана; 3 – клапан; 4 – присоединения клапана



Рис. 3. Все секции клапанов левого сегмента модели носка остаются открытыми независимо от угла атаки

При этом створки (лепестки) клапанов должны быть выполнены так, чтобы потоки воздуха в полости профиля стремились прижать эти лепестки к ткани, а утечки были минимальными. В противном случае при наполнении крыла все створки клапанов откроются одновременно и так и останутся открытыми, как это получилось в продувках на рис. 3.

Более практичным оказался другой путь увеличения безопасности мягкого крыла – организация воздухозаборника в искусственно созданной дополнительной точке торможения на профиле (рис. 4).

В этом случае на воздухозаборник, смещенный дальше от носка профиля, набегающий поток, уже отклоненный нижней поверхностью крыла. На рис. 4,а показан профиль, в котором поток набегающий на нижнюю кромку воздухозаборника под углом (ударное обтекание кромки), вызывая локальный отрыв. Чтобы сделать обтекание нижней кромки воздухозаборника плавным, его поверхность закругляют (рис. 4,б), а чтобы улучшить наполнение крыла при поперечном обтекании на старте и при раскрытии в воздухе (ценой некоторого уменьшения статического давления в крыле), кромку воздухозаборника наклоняют (рис. 4,в). В результате получается воздухозаборник типа «акулий нос» (“shark nose”).

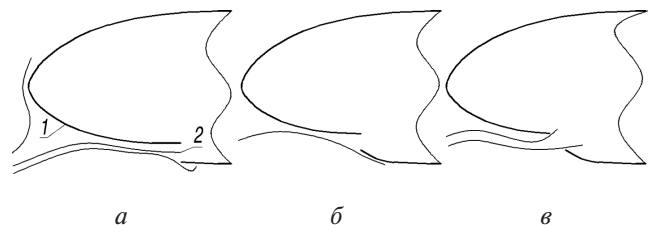


Рис. 4. Полный профиль со смещенным воздухозаборником, образующим на нижней поверхности крыла дополнительную зону торможения: 1 и 2 – основная и дополнительная точки торможения потока

Сильное заднее положение такого воздухозаборника делает его реализацию возможной только при оснащении крыла упругими стержнями (пластиковыми или нитиноловыми), вшитыми по периметру передней части нервюр или в сами нервюры и работающими на сжатие при наполненном крыле.

Статическое давление, создаваемое воздухозаборником такого типа, не зависит от степени углубления в профиле перед ним, поскольку рабочее давление в полости крыла является суммарным результатом нескольких этапов торможения потока. Чем больше поток тормозится перед воздухозаборником, тем меньше он тормозится в самом воздухозаборнике.

Однако углубление в профиле перед воздухозаборником может оказаться полезным для уменьшения склонности крыла к клевку после наполнения в воздухе. Если выполнить область перед воздухозаборником с большой выемкой и маленьким (вплоть до заостренной нижней кромки) нижним радиусом скругления носка профиля, то можно добиться, чтобы на нулевых и отрицательных углах атаки на нижней части носка крыла происходил отрыв потока. Таким образом, сопротивление крыла на малых и отрицательных углах атаки резко возрастет, а разрежение на нижней поверхности его носка уменьшится, тем самым уменьшая клевок крыла при динамических колебаниях по тангажу и его склонность к подвороту на малых и отрицательных углах атаки.

#### **Оценка возможных параметров, характеризующих поведение мягкого аэродинамического профиля при продувках**

При выборе профиля мягкого крыла следует иметь в виду, что приведенные в атласах аэродинамических профилей данные оказываются недостаточными. Связано это с тем, что в этих документах отражены данные продувок жестких моделей, сохраняющих форму даже тогда, когда на носке профиля формируется область с обратной, направленной вниз подъемной силой. Профиль мягкого крыла в этих условиях теряет устойчивость. Следовательно, на выбор профиля мягкого крыла влияют дополнительные параметры — форма суммарного  $C_p$  по верхним и нижним поверхностям профиля на его носке, угол атаки перехода этой величины в отрицательную область и захватываемая данным переходом длина по хорде профиля. Эта длина показывает, сколь обширным по хорде будет подворот профиля при выходе за критический угол, а значит, степень его опасности. Помимо описанных выше параметров, диапазон доступных углов атаки для мягкого крыла зависит от размещения и размера его воздухозаборников и щелей (при наличии)

и полученного в результате отношения коэффициентов давления на поверхности и в полости крыла  $C_p/C_{pвнутр}$  как критерия устойчивости оболочки профиля к местному смятию. Для устойчивой формы профиля этот критерий везде должен быть меньше единицы.

При выходе мягкого крыла на отрицательные углы атаки, например вследствие входа в нисходящий поток, его воздухозаборники теряют способность поддерживать избыточное давление, верхняя-передняя кромка проминается, аэродинамический профиль деформируется так, что его средняя линия в носке приобретает уменьшенную или обратную кривизну, и вследствие этого аэродинамическая сила, действующая на носок крыла, резко меняет направление, подворачивая передний сегмент несущей плоскости. Добавочный эффект при деформации профиля вносит смещение назад центра давления, что подталкивает крыло вперед и дополнительно уменьшает его угол атаки (до некоторой степени это движение компенсируется увеличением сопротивления деформированного профиля).

Деформация носка в зависимости от текущего угла атаки по-разному влияет на устойчивость профиля (рис. 5). Исходный профиль представлен на рис. 5,а. При малом уменьшении угла атаки промятие носка может происходить снизу, поддерживая устойчивость профиля от подворота (рис. 5,б). При большем уменьшении угла атаки точка торможения потока поднимается и смятие происходит спереди, добавляя профилю сопротивление (рис. 5,в). При дальнейшем уменьшении угла атаки точка торможения смещается на верхнюю часть носка (рис. 5,з), что может привести к смятию его верхней части. При этом угол касательной к средней линии в носке  $\delta$  резко уменьшится, что спровоцирует подворот профиля. Хуже всего при этом себя ведут профили с малым радиусом скругления нижней части носка, поскольку добавляют к увеличенному давлению сверху еще и интенсивное разрежение на нижней части (рис. 5,д). Их подворот происходит наиболее скоротечно и резко.

Таким образом, для мягкого крыла может оказаться информативным дополнительный параметр — изменение угла касательной к средней линии в носке профиля при изменении угла атаки  $d\delta/d\alpha$ . Пока форма носка профиля неизменна, этот параметр равен нулю, а когда она деформирована, его знак характеризует устойчивость деформированной формы профиля к подвороту. Аналогичную информацию может дать отслеживание изменения относительной кривизны средней линии профиля в носке (в виде среднего значения, скажем, в первой четверти хорды) при изменении угла атаки  $df_i/d\alpha$ .

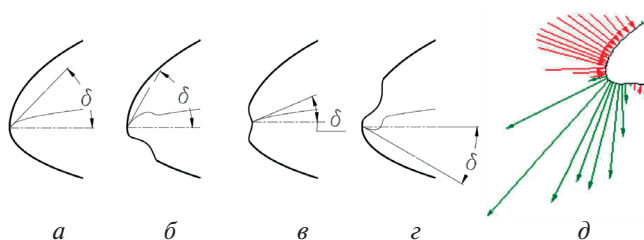


Рис. 5. Различные формы промятия крыла на малых углах атаки и их влияние на изменение угла касательной к средней линии в носке профиля:  
*a* – исходный профиль;  
*б* – недеформированный профиль с воздухозаборником;  
*в* – искажение средней линии под действием деформации носка профиля;  
*г* – деформация средней линии при подмятии верхней части носка профиля;  
*д* – векторы сминающих и подворачивающих профиль местных сил на малых углах атаки

Также полезным может оказаться параметр, характеризующий степень смятия носка и отображающий изменение относительной толщины профиля при изменении угла атаки  $d\dot{C}/d\alpha$ . Пока форма носка профиля неизменна, неизменна и его хорда, а также и  $\dot{C}$ . Соответственно, при этом  $d\dot{C}/d\alpha$  равен нулю. Когда же носок сминается, хорда профиля укорачивается, и  $\dot{C}$  увеличивается.

Эту же информацию может дать непосредственное измерение давлений снаружи и внутри крыла и построение разности коэффициентов давления снаружи и внутри крыла вдоль периметра профиля. Но это не всегда возможно и в настоящее время сложно реализуемо. Ситуация может измениться с появлением миниатюрных датчиков давления, позволяющих наклеивать их на ткань вдоль периметра профиля. Пока же наиболее доступные инструменты позволяют определять непосредственную форму крыла в потоке, по которой, в свою очередь, можно определить параметры  $df_1/d\alpha$  или  $d\delta/dt$ , а также  $d\dot{C}/d\alpha$ . Это можно сделать, например, с помощью 3D-сканера, основанного на методе сканирования структурированным светом и состоящего в общем случае из нескольких видеокамер и проектора, подключенных к компьютеру. На крыло проецируется контрастный узор, например черные и белые полосы. Дополнительно на крыло могут наноситься визуальные маркеры [9]. Видеокамеры, расположенные на известном расстоянии от объекта проектора и направленные в ту же точку, фиксируют изображение и передают в ПО, которое по искажениям полос формирует цифровую модель поверхности. Подробнее сложности проведения фотограмметрических измерений в реальном полете описаны, например, в [10].

## Выводы

По критерию эффективности целесообразно выбирать профиль с высоким коэффициентом аэродинамического качества при пониженном коэффициенте подъемной силы – это дает нам увеличенную жесткость мягкого крыла и увеличенную подъемную силу механизированного мягкого крыла в посадочном режиме. Конструктивное исполнение мягкого крыла, его профиль и положение воздухозаборника сильно влияют на безопасность полета, однако общепринятые параметры, определяющие аэродинамические свойства жесткого профиля при продувках крыла, недостаточны для оценки эффективности и безопасности мягкого крыла с воздухозаборником. Автором представлены на рассмотрение дополнительные параметры, которые могут охарактеризовать степень деформации мягкого профиля в потоке.

## Список источников

1. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика. Ч. 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла: Учебник. – Изд. 6-е. – М.: URSS, 2018. – 496 с.
2. *Петров К.П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
3. *Кравец А.С.* Характеристики авиационных профилей. – М.; Л.: Оборонгиз, 1939. – 332 с.
4. *Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н.* Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – Новосибирск: Сиб. НИИА им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 79 с.
5. *Иванов П.И.* Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов. – Феодосия: Арт-Лайф, 2022. – 736 с.
6. *Швед Ю.В.* Методика определения оптимального установочного угла и удлинения мягкого крыла со стропной поддержкой // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 7–18.
7. *Швед Ю.В.* Экспериментальные исследования мягкого шелевого крыла // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 9. С. 36–57.
8. *Нейланд В.Я., Столяров Г.И., Табачников В.Г.* Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Ученые записки ЦАГИ. 1985. Т. XVI. № 3, 10 с.
9. *de Wachter A.* Deformation and aerodynamic performance of a Ram-Air Wing. Master thesis. Delft University of Technology. 2008, 110 p.
10. *Hanke K., Schenk S.* Evaluating the geometric shape of a flying paraglider // The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences (23–25 June 2014; Riva del Garda, Italy). DOI: 10.5194/isprsarchives-XL-5-265-2014
11. *Pravaz M.H.* Parachute having an improved multi-cell canopy. Patent US4191349A, 04.03.1980.

12. Janduda M. Vorrichtung zur Deformationsvermeidung des Segels im Nasenbereich von Gleitschirmen und Kites. Patent DE 102006007905, 30.08.2007.
13. Frederic P., Luc A., David D. Hollow airfoil for paraglider, has opening formed within recess placed between front and rear contact points, where distances measured from front point to opening and from rear point to opening are greater than half of width of opening. Patent FR 2972422. Publ. Bulletin 12/37, 14.09. 2012.
14. Субботин А.А. Параплан с пневможесткостью крыла. Патент RU2410288С1. Бюл. № 3, 27.01.2011.
15. Швед Ю.В. Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носке и профилированной щелью на верхней поверхности. Патент RU2389644С2. Бюл. № 14, 20.05.2010.
16. Арувелли С.В. Методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 76–87. DOI: 10.34759/vst-2020-1-76-87
17. Иванов П.И. Проектирование планирующих парашютных систем. Формирование облика парашюта // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 3. С. 50–56.
18. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Методика расчета характеристик аэродинамического нагружения двухоболочковых планирующих парашютов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2018. Т. 21. № 3. С. 91–100.
19. Пафнутьев В.В., Свириденко А.Н., Соинов А.И. Методика и результаты испытаний: «Определение характеристик планирующего парашюта с высоким аэродинамическим качеством в АДТ Т-101» // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике (21–22 апреля 2016; г. Жуковский, Московская область): Сб. трудов. Жуковский МО: Изд-во ЦАГИ, 2016. С. 175–176.
20. Balaji R., Mittal S., Rai A.K. Effect of leading edge cut on the aerodynamics of ram-air parachutes // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2005. Vol. 47. No. 1, pp. 1–17. DOI: 10.1002/flid.779
21. Cao Y., Zhu X. Effects of characteristic geometric parameters on parafoil lift and drag // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2013. Vol. 85. No. 4, pp. 280–292. DOI: 10.1108/AEAT-Jun-2011-0096
22. Crimi P. Lateral stability of gliding parachutes // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1990. Vol. 13. No. 6, pp. 1060–1063.
23. Gavrilovski A., Ward M., Costello M. Parafoil Control Authority with Upper-Surface Canopy Spoilers // Journal of Aircraft. 2012. Vol. 49. No. 5, pp. 1391–1397. DOI: 10.2514/1.C031685
24. Iacomini C.S., Cerimele C.J. Lateral-directional aerodynamics from a large scale parafoil test program // 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference (09–11 June 1999; Toulouse, France), pp. 218–228.
25. Jann T. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedron - Theoretical and Experimental Results // 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar (19–22 May 2003; Monterey, California). DOI: 10.2514/6.2003-2106
26. Madsen C.M., Cerimele C.J. Updated flight performance and aerodynamics from a large scale parafoil test program // Modeling and Simulation Technologies Conference (14–17 August 2000; Denver, CO, USA). DOI: 10.2514/6.2000-4311
27. Thedens P., De Oliveira Andrade G.L., Schmehl R. Ram-air kite airfoil and reinforcements optimization for airborne wind energy applications // Wind Energy. 2018. Vol. 22. No. 5, pp. 653–665. DOI: 10.1002/we.2313
28. Wise K. Dynamics of a UAV with Parafoil Under Powered Flight // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (21–24 August 2006; Keystone, Colorado). DOI: 10.2514/6.2006-6795

## References

1. Krasnov N.F. *Aerodinamika. Ch. 1. Osnovy teorii. Aerodinamika profilya i kryla* (Aerodynamics. Part 1. Fundamentals of theory. Airfoil and wing aerodynamics). 6th ed. Moscow, URSS, 2018, 496 p.
2. Petrov K.P. *Aerodinamika elementov letatel'nykh apparatov* (Aerodynamics of aircraft elements), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 272 p.
3. Kravets A.S. *Kharakteristiki aviatsionnykh profilei* (Characteristics of aviation airfoils), Moscow, Leningrad, Oborongiz, 1939, 332 p.
4. Kashafutdinov S.T., Lushin V.N. *Atlas aerodinamicheskikh kharakteristik krylovykh profilei* (Atlas of wing profiles aerodynamic characteristics), Novosibirsk, S.A. Chaplygin Siberian Research Institute, 1994, 79 p.
5. Ivanov P.I. *Issledovaniya parashyutnykh sistem i paraplannyykh letatel'nykh apparatov* (Studies of parachute paragliding aircraft systems), Feodosia, Art-Laif, 2022, 736 p.
6. Shved Yu.V. Determining technique for optimal rigging angle and aspect ratio of the soft wing with sling support. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 7–18.
7. Shved Yu.V. *Pollet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2019, no. 9, pp. 36–57.
8. Neiland V.Ya., Stolyarov G.I., Tabachnikov V.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1985, vol. XVI, no. 3, 10 p.
9. de Wachter A. *Deformation and aerodynamic performance of a Ram-Air Wing*. Master thesis. Delft University of Technology, 2008, 110 p.
10. Hanke K., Schenk S. Evaluating the geometric shape of a flying paraglider. *The International Archives of the*



- Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences (23–25 June 2014; Riva del Garda, Italy)*. DOI: 10.5194/isprsarchives-XL-5-265-2014
11. Pravaz M.H. Parachute having an improved multi-cell canopy. *Patent US4191349A*, 04.03.1980.
  12. Janduda M. Vorrichtung zur Deformationsvermeidung des Segels im Nasenbereich von Gleitschirmen und Kites. *Patent DE 102006007905*, 30.08.2007.
  13. Frederic P., Luc A., David D. Hollow airfoil for paraglider, has opening formed within recess placed between front and rear contact points, where distances measured from front point to opening and from rear point to opening are greater than half of width of opening. *Patent FR 2972422*. Publ. Bulletin 12/37, 14.09. 2012.
  14. Subbotin A.A. *Patent RU2410288C1*, 27.01.2011.
  15. Shved Yu.V. *Patent RU2389644C2*, 20.05.2010
  16. Aruvelli S.V. Optimal appearance determining technique of cargo parachute system at early design stages. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 76-87. DOI: 10.34759/vst-2020-1-76-87
  17. Ivanov P.I. Polet. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 3, pp. 50-56.
  18. Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii*, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 91-100.
  19. Pafnut'ev V.V., Sviridenko A.N., Soinov A.I. *Materialy XXVII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (21–22 April 2016; Zhukovsky, Moscow region)*. TsAGI, 2016, pp. 175-176.
  20. Balaji R., Mittal S., Rai A.K. Effect of leading edge cut on the aerodynamics of ram-air parachutes. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2005, vol. 47, no. 1, pp. 1-17. DOI: 10.1002/flid.779
  21. Cao Y., Zhu X. Effects of characteristic geometric parameters on parafoil lift and drag. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2013, vol. 85, no. 4, pp. 280-292. DOI: 10.1108/AEAT-Jun-2011-0096
  22. Crimi P. Lateral stability of gliding parachutes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1990, vol. 13, no. 6, pp. 1060-1063.
  23. Gavrilovski A., Ward M., Costello M. Parafoil Control Authority with Upper-Surface Canopy Spoilers. *Journal of Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 5, pp. 1391-1397. DOI: 10.2514/1.C031685
  24. Iacomini C.S., Cerimele C.J. Lateral-directional aerodynamics from a large scale parafoil test program. *15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference (09-11 June 1999; Toulouse, France)*, pp. 218–228.
  25. Jann T. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral - Theoretical and Experimental Results. *17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar (19-22 May 2003; Monterey, California)*. DOI: 10.2514/6.2003-2106
  26. Madsen C.M., Cerimele C.J. Updated flight performance and aerodynamics from a large scale parafoil test program. *Modeling and Simulation Technologies Conference (14-17 August 2000; Denver, CO, USA)*. DOI: 10.2514/6.2000-4311
  27. Thedens P., De Oliveira Andrade G.L., Schmehl R. Ram-air kite airfoil and reinforcements optimization for airborne wind energy applications. *Wind Energy*, 2018, vol. 22, no. 5, pp. 653-665. DOI: 10.1002/we.2313
  28. Wise K. Dynamics of a UAV with Parafoil Under Powered Flight. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (21-24 August 2006; Keystone, Colorado)*. DOI: 10.2514/6.2006-6795

Статья поступила в редакцию 05.07.2023; одобрена после рецензирования 18.07.2023; принята к публикации 18.07.2023.

The article was submitted on 05.07.2023; approved after reviewing on 18.07.2023; accepted for publication on 18.07.2023.