

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

---

## АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

---

---

УДК 629.743.7.018.7

### КРИТЕРИИ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА ПАРАПЛАНА

Швед Ю.В.

*Инжиниринговая компания «Акрис»,  
пр. Аэропорта, 11Б, Москва, 125167, Россия  
e-mail: yuriy-shved@mail.ru*

---

Рассмотрена зависимость аэродинамических характеристик парашюта от размаха и удлинения его крыла, а также от формы его профиля. Показано влияние формы профиля мягкого крыла на его устойчивость к сложениям и безопасность. Описаны конструктивные элементы для увеличения безопасности мягкого крыла.

*Ключевые слова:* парашют, мягкое крыло, удлинение крыла, размах крыла, аэродинамическое качество, профиль крыла.

---

#### Введение

В известном соотношении для расчета коэффициента индуктивного сопротивления крыла присутствует удлинение, из чего можно сделать вывод, что аэродинамическое качество крыла зависит от отношения размаха крыла к его средней аэродинамической хорде. Не в каждом руководстве по аэродинамическому проектированию на нюансы влияния геометрических параметров крыла обращается должное внимание. Например, в [1] они не освещены. Между тем еще в [2] на базе законов сохранения энергии и импульса показано влияние на сопротивление летательного аппарата размаха его крыла. Так на какой из этих параметров следует обращать внимание, добиваясь повышения аэродинамического качества? Рассмотрим этот вопрос далее более подробно.

#### Влияние размаха и удлинения крыла на аэродинамическое качество в моторном полете

Для летательных аппаратов с малыми скоростями полета, к категории которых относится парашют, индуктивная составляющая сопротивления крыла оказывается в несколько раз больше профильной составляющей. В этой связи вызывают особый интерес те конструктивные параметры крыла, которые наибольшим образом влияют на его индуктивное сопротивление.

Для крыла с эллиптическим распределением подъемной силы, которому с хорошим приближением соответствует крыло парашюта, коэффициент индуктивного сопротивления

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda}; \quad (1)$$

$$X_i = C_{xi} \cdot S_{кр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}, \quad (2)$$

где  $C_{ya}$  — коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла;

$\lambda$  — удлинение крыла (в развертке);

$S_{кр}$  — площадь крыла (в развертке).

В полете летательного аппарата весом  $G$  подъемная сила крыла:

$$Y = C_{ya} \cdot S_{пр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = G \cdot n_y, \quad (3)$$

где  $S_{пр}$  — площадь проекции крыла на горизонтальную плоскость;

$\rho$  — плотность среды;

$V$  — скорость полета;

$n_y$  — вертикальная перегрузка, в установившемся полете равна 1.

Подставив выражение  $C_{ya}$  из (3) в (1), получим:

$$C_{xi} = \frac{1}{\pi \cdot \lambda} \cdot \left( \frac{2 \cdot G \cdot n_y}{\rho \cdot V^2 \cdot S_{пр}} \right)^2.$$

Подставив полученное выражение в (2), запишем индуктивное сопротивление:

$$X_i = \frac{2 \cdot S_{кр} \cdot (G \cdot n_y)^2}{\pi \cdot \lambda \cdot S_{пр}^2 \cdot \rho \cdot V^2}.$$

Введем коэффициент отношения площади горизонтальной проекции крыла к площади крыла  $\Omega = S_{пр}/S_{кр}$ . Тогда, учитывая, что  $\lambda = L^2/S_{кр}$ , где  $L$  — размах крыла (в развертке), можно записать выражение для силы индуктивного сопротивления, приведенной к весу летательного аппарата:

$$X_i = \frac{2}{\pi \cdot \rho} \cdot \left( \frac{G \cdot n_y}{\Omega \cdot V \cdot L} \right)^2.$$

Из этого выражения видно, что при заданных весе летательного аппарата и его вертикальной перегрузке индуктивное сопротивление крыла обратно пропорционально квадрату размаха и квадрату скорости. То есть при одинаковом размахе и скорости как узкое крыло с большим удлинением и высоконесущим профилем, так и широкое крыло с малым удлинением и малонесущим профилем (произведение  $C_{ya} \cdot S$ , определяющее подъемную силу, можно оставлять неизменным, пропорционально

взаимно изменяя его компоненты), имея одинаковую подъемную силу, будут иметь одинаковое индуктивное сопротивление. Из этого же следует, что крыло с высокой арочностью и удлинением в развертке может иметь большее индуктивное сопротивление, чем крыло с меньшим удлинением в развертке, но и с уменьшенной арочностью.

Из приведенной выше зависимости следует также бессмысленность замены одного широкого крыла несколькими крыльями с узкими хордами — даже без учета отрицательного взаимовлияния полипланных крыльев при их суммарной площади, равной площади монопланного крыла, и одинаковом с ним размахе индуктивное сопротивление полипланного крыла не будет меньшим такового у крыла моноплана.

### Оценим суммарное сопротивление летательного аппарата парапланного типа

Учтем, что, масштабируя площадь крыла при одинаковом весе летательного аппарата, получим изменение площади миделевого сечения строп, пропорциональное изменению размаха крыла, а не его площади. Это происходит постольку, поскольку усредненный диаметр строп при масштабировании остается неизменным. Обозначим суммарную миделевую площадь сечения строп, приведенную к единичному размаху, как  $m$ . Тогда суммарное сопротивление летательного аппарата весом  $G$ , летящего с вертикальной перегрузкой  $n_y$ , можно записать следующим образом:

$$X = \frac{2}{\pi \rho} \left( \frac{G n_y}{\Omega V L} \right)^2 + \frac{\rho V^2}{2} \left( C_{xp} \frac{L^2}{\lambda} + C_{xстр} m L + C_{xпил} S_{пил} \right). \quad (4)$$

Здесь  $C_{xp}$  — коэффициент профильного сопротивления;  $C_{xстр}$  — коэффициент сопротивления строп;  $C_{xпил}$  — коэффициент сопротивления пилота;  $S_{пил}$  — миделевое сечение пилота.

Поскольку  $C_{xp} = C_y/K_p$ , где  $K_p$  — аэродинамическое качество профиля при заданной подъемной силе, то сопротивление крыла можно выразить как

$$\frac{C_y}{K_p} \frac{L^2}{\lambda} = \frac{Y}{K_p} = \frac{G n_y}{K_p}. \quad (5)$$

Подставив (5) в (4), получим окончательно:

$$X = \frac{2}{\pi\rho} \left( \frac{Gn_y}{\Omega VL} \right)^2 + \frac{\rho V^2}{2} \left( \frac{Gn_y}{K_p} + C_{xстр} mL + C_{xпил} S_{пил} \right). \quad (6)$$

Из этого выражения 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.

**Влияние размаха и удлинения крыла на аэродинамическое качество в планирующем полете**

Рассмотрим представленную на рисунке схему сил, действующих на планирующую систему.

Примем, что в режиме планирования крыло выставлено на необходимый нам угол атаки. Мы можем определить потребный  $C_{ya}$  по заданным  $C_{xa}$  и скорости планирования или найти скорость планирования по заданным аэродинамическим коэффициентам, в зависимости от характеристик планирующей системы. И в том и в другом случае можно рассчитать угол планирования и соответствующее ему аэродинамическое качество системы в зависимости от параметров крыла, для чего запишем следующее соотношение действующих на систему сил в установившемся планировании:

$$R = G;$$

$$Y_a = G \cos \Theta = C_{ya} S_{пр} \frac{\rho V^2}{2}; \quad (7)$$

$$X_a = G \sin \Theta = (C_{xp} S_{кр} + C_{xi} S_{кр} + C_{xстр} mL + C_{xпил} S_{пил}) \frac{\rho V^2}{2}. \quad (8)$$

Из (7) следует:

$$C_{ya} = \frac{2G \cos \Theta}{\rho V^2 S_{пр}}. \quad (9)$$

Подставив в (1)  $C_{ya}$  согласно выражению (9), заменив  $\cos$  на  $\sin$  согласно известным тригонометрическим соотношениям и учтя, что  $\lambda = L^2/S_{кр}$ , получим:

$$C_{xi} = \frac{4G^2(1 - \sin^2 \Theta) S_{кр}}{(\rho V^2 S_{пр})^2 \pi L^2}. \quad (10)$$

Подставив (10) в (8) и учтя, что  $\Omega = S_{пр}/S_{кр}$ , получим:

$$\sin \Theta = (C_{xp} S_{кр} + \frac{4G^2(1 - \sin^2 \Theta)}{(\rho V^2)^2 \pi L^2 \Omega^2} + C_{xстр} mL + C_{xпил} S_{пил}) \frac{\rho V^2}{2G}. \quad (11)$$

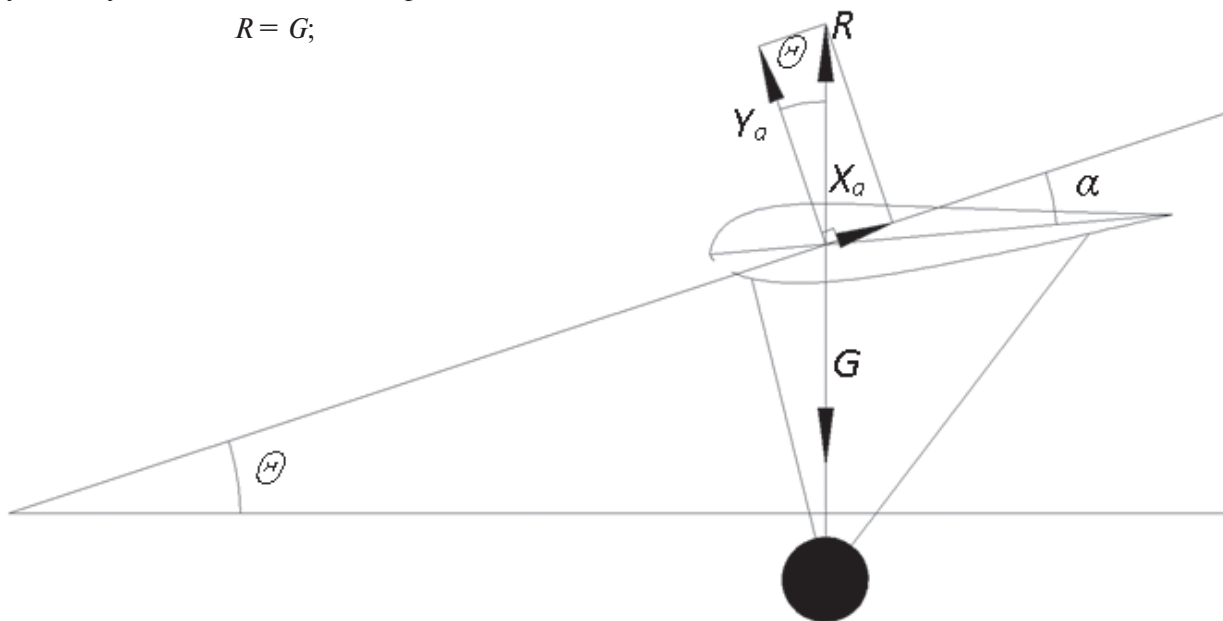


Схема сил, действующих на планирующую систему:  $\Theta$  — угол планирования к горизонту;  $\alpha$  — угол атаки крыла;  $G$  — вес планирующей системы;  $R$  — сила аэродинамической реакции системы;  $Y_a$  — проекция силы реакции системы на вертикальную ось скоростной системы координат;  $X_a$  — проекция силы реакции системы на горизонтальную ось скоростной системы координат

И в этом случае можно заметить, что индуктивная составляющая аэродинамического сопротивления зависит от размаха крыла, а не от отношения его размаха к средней аэродинамической хорде.

Полученное уравнение является квадратичным относительно переменной  $\sin \Theta$ . Его коэффициенты:

$$a = -\frac{2G}{\rho V^2 \pi L^2 \Omega^2};$$

$$b = -1;$$

$$c = (C_{xp} S_{кр} + C_{xстр} mL + C_{xпил} S_{пил}) \frac{\rho V^2}{2G} + \frac{2G}{\rho V^2 \pi L^2 \Omega^2}.$$

Нас интересует корень этого уравнения, лежащий в диапазоне между 0 и 1:

$$\sin \Theta = \frac{-b - \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}.$$

Соответственно,  $K = \text{ctg}(\arcsin \Theta)$ .

Получив угол наклона траектории, который нас устраивает (или с которым мы можем смириться), мы получаем возможность позиционировать крыло относительно строп таким образом, чтобы получить нужный угол атаки крыла при планировании.

### Особенности выбора профиля для летательного аппарата с мягким крылом

Глядя на полученные выше формулы, давайте поразмыслим, какой же профиль выгоднее использовать: высоконесущий или малонесущий? Создающее заданную подъемную силу крыло будет иметь минимальное сопротивление на угле атаки, соответствующем наивысшему качеству своего профиля  $K_{\max}$ , и согласно (6) тем меньшее, чем большее значение имеет этот коэффициент. Два профиля, имеющие одинаковые  $K_{\max}$ , создадут одинаковое сопротивление при заданной подъемной силе, но профиль, имеющий на этом качестве большую вогнутость, и значит, большую подъемную силу, потребует для заданной подъемной силы меньшей хорды крыла и, соответственно, большего удлинения и меньшей жесткости при одном и том же индуктивном сопротивлении крыла. Сильно вогнутые профили имеют больший  $C_{xa \min}$  по сравнению со слабо вогнутыми профилями. Кроме того, мягкому профилю достаточно просто придать дополнительную вогнутость именно в те моменты, когда она

необходима, например в режиме взлета или посадки, изменив конфигурацию системы стропления. Соответственно, использовать изначально сильно вогнутые профили совершенно незачем.

Из приведенных выше соображений, а также учитывая, что прибавка подъемной силы при отклонении механизации пропорциональна площади крыла, мы заинтересованы в максимально широкой хорде крыла. А значит, предпочтительными являются профили, обеспечивающие при одном и том же качестве минимальный  $C_{ya}$ . При этом необходимо учитывать, что из конструктивных соображений для систем с мягким крылом мы вынуждены использовать профили с относительной толщиной 0,15 и более, то есть в диапазоне, где она аэродинамически избыточна. В этой связи в некоторых случаях оказывается выгоднее использовать профиль с меньшей относительной толщиной, но увеличить его масштаб так, чтобы получить такой же мидель.

Названным критериям удовлетворяют близкие к симметричным профили с максимальной вогнутостью 0,5–1,5% (например, Ritz 1-30-15), приведенные к требуемой относительной толщине. Симметричные профили (например, NASA-0016, E475, E478, Misto 50-50 S1046-S8035) имеют максимальное качество ниже несимметричных, но зато сохраняют форму на меньших углах атаки. Это делает их более подходящими для моторных куполов.

Однако на практике приведенные в атласах профили, в том числе симметричные, плохо себя показали в летательных аппаратах с мягким крылом.

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 влияет дополнительный параметр — 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 места разме-

шения и размера его воздухозаборников и щелей (при наличии).

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).

Для противодействия данному эффекту в нервюры мягкого крыла по контуру носка вшивают упругие пластиковые прутки, уменьшают припуск на раздутие ткани оболочки на лобике профиля (это также увеличивает аэродинамическое качество, но ухудшает противодействие крыла моментам рыскания консолей относительно центроплана), смещают координату максимальной кривизны профиля возможно ближе к носку (это также повышает  $C_{y\max}$ , уменьшает профильное сопротивление  $C_{x\min}$  и увеличивает допустимый диапазон триммирования, при этом для характерных в мягких крыльях профилей с большими относительной толщиной и радиусом скругления носка сохраняются плавные срывные характеристики). Кроме того, пытаются устранить промятие оболочки между нервюрами путем наддува через дополнительные верхние воздухозаборники с клапанами, закрывающими эти воздухозаборники на больших и средних углах атаки (например, НИТ клапаны (High-Speed Intake Valves) от Arco Aviation, Extended Aeration System (EAS) от U-Turn, воздушные клапаны в передней кромке от Aeros), или с клапанами, разделяющими полости крыла с верхними и нижними воздухозаборниками [3]. В последнем случае поступающий через верхние воздухозаборники воздух не стравливается тут же через потерявшие скоростной напор нижние воздухозаборники, что делает положительный эффект более осязаемым.

Иногда пытаются до минимальных углов атаки сохранить давление наддува через основной воздухозаборник, используя тот факт, что при организации воздухозабора в любой точке профиля так, чтобы входное отверстие в полость крыла имело ненулевую проекцию на направление потока в этой точке, полученное давление будет равно скорост-

ному напору (без учета потерь давления на утечки через проекцию воздухозаборника, параллельную направлению потока перед его отверстием, а также через поры и щели в оболочке). И в этой точке на профиле локализуется область повышенного давления (дополнительная к области в точке разделения потока на профиле), что может принципиально изменить картину обтекания полого профиля по сравнению с цельным прототипом. К настоящему времени опробованы воздухозаборники, отведенные под профиль дальше от носка и либо заглубленные (например, крыло Flash от UP (1990) [4]), либо чуть выступающие из него (например, параплан Navigator HS от ASA-ParAAvis (1997), крылья Manta, Delta 2 от Ozone, Peak 3 от Niviuk, Pawn от Triple Seven Paragliders и др.). Следует заметить, что вариант воздухозаборника с малой проекцией, параллельной направлению потока перед своим отверстием, порождает проблемы с наполнением крыла в срывных и стартовых режимах, когда крыло испытывает поперечное обтекание.

Указанные выше меры отодвигают границу подворота, но и только, а когда он всё же наступает, крыло теряет воздух и вплоть до повторного наполнения совершает непредсказуемые эволюции, завершающиеся иногда резким изменением курса, подныриванием консоли под крыло с запутыванием в стропах («галстук») и авторотацией, вылетом крыла перед пилотом с попаданием в купол (так называемая «конфетка») или недопустимой потерей высоты до восстановления несущей способности.

Предпринимались попытки устранить саму возможность подворота носка мягкого крыла путем оснащения его воздухозаборников обратными клапанами. Данное решение прижилось на кайтах парафойлах (к примеру, в клапанных парафойлах от ParAAvis) в качестве средства поддержания плавучести при приводнении. С этой же целью проводились эксперименты с принудительным наддувом переднего сегмента крыла ([5], экспериментальное крыло с надувной передней кромкой компании Paradelta (1997)) или размещением жестких вставок-лонжеронов в носке крыла (экспериментальный параплан Мизер Михаила Петровского, Дельтапланерный клуб МАИ).

Однако данные конструктивные ухищрения не решили проблему, а видоизменили ее. А именно, пусть и при большем воздействии, но складывание консоли у таких аппаратов все же происходит. При этом сложившаяся часть крыла не теряет воздух и не расплывается в потоке, уменьшая сопротивление, а затем не восстанавливает форму постепенно, наполняясь посегментно от центроплана к законцовке через перепускные отверстия в нервюрах.

Она всей своей подвернувшейся частью ложится поперек потока, и, чтобы вернуть ее в исходное состояние, противодействуя напору воздуха, внутреннего давления и упругих сил оказывается недостаточно. Кроме того, подвернувшаяся консоль, попадая между строп рабочей части крыла, заклинивается там, и выдернуть ее обратно крыло уже не может. Если же в область нисходящего потока такое крыло попадает целиком, то оно целиком и подворачивается, ложась всей своей плоскостью поперек потока. Напором воздуха его забрасывает далеко за пилота, где оно разворачивается на поток и резко начинает нести, вследствие чего, набрав скорость, на выравнивании «клюет» пилоту под ноги.

Основываясь на имеющемся опыте, оптимальным поведением мягкого крыла при полете в турбулентном воздухе можно считать такое, когда под воздействием нисходящего потока несущую плоскость не швыряет целиком вниз и назад, для чего часть крыла, которая могла бы спровоцировать такое движение, выключается из работы. Остальная часть крыла в течение всего времени неустановившегося движения остается наддутой, вне зависимости от положения воздухозаборников, препятствуя сворачиванию и подныриванию консолей. Деформированная таким образом несущая плоскость продолжает прямолинейный полет, и, как только внешнее воздействие прекращается, форма крыла самостоятельно восстанавливается, опять же без нарушения прямолинейности полета.

Обеспечить такой характер деформации крыла может, в частности, разделение его полости на передний и задний сегменты, причем задний сегмент для обеспечения наддува и запираения воздуха оснащен воздухозаборниками с обратными клапанами. Конструктивно разделение полостей выполняется в виде кармана из полотнища, пришитого в районе средней части хорды профиля тремя своими сторонами к одной из поверхностей крыла и к двум соседним нервюрам. Припуск на ширину ткани выбирается так, что при наддутом заднем сегменте свободный конец полотнища ложится на внутреннюю поверхность крыла своей четвертой стороной. В качестве такого полотнища может выступать, например, карман в полости щелевого крыла [6].

Существующие конструкции клапанов привязывают полотнище клапана к кромке внешнего воздухозаборника, что не обеспечивает крылу сегментацию по удержанию давления и стравливание воздуха из подвернувшейся части консоли.

Установка клапанов на кромках внешних воздухозаборников не создает проблем с безопаснос-

тью в том случае, если створки клапана не смыкаются полностью и постепенно выпускают воздух из подвернувшейся консоли. Если клапаны перекрывают часть просвета рядом с нижней или верхней кромкой воздухозаборника, то могут оказаться полезными:

1) для предотвращения стравливания воздуха через воздухозаборник при выходе носка крыла на малый или большой угол атаки, при котором точка разделения потока уходит к краю проема воздухозаборника;

2) для предотвращения статического или динамического стравливания воздуха через воздухозаборники близких к законцовкам участков крыла, происходящего из-за:

а) изменения местных углов атаки под влиянием индуктивного вихря, геометрической кривизны крыла или местной деформации профиля при управлении крылом;

б) обратного потока воздуха при быстрой деформации крыла из-за резкой работы клевантами или перетекания воздуха от противоположной консоли при ее складывании.

Однако установка клапанов в воздухозаборнике не должна приводить к уменьшению его просвета и дополнительному сопротивлению всасыванию воздуха во время наполнения крыла, иначе наполнение будет замедленным, что особенно опасно после подворачивания и сдутия консоли. Чем медленнее наполняется крыло в полете, тем больше непредсказуемых эволюций оно успеет сделать до наполнения. Поэтому распространенные конструкции клапанов в виде рукава или прилегающих к сетке лепестков оказываются неподходящими. Конструктивные элементы воздухозаборника должны быть короткими (для быстрого срабатывания) и не должна перегораживать поток.

Можно использовать воздухозаборник обычной формы, не перегораживать просвет воздухозаборника и не уменьшать его сечение, если использовать лепестки клапанов с четырьмя кромками, одна из которых, криволинейная с заужением лепестка к середине, пришита к кромке воздухозаборника, а две смежные с ней, прямолинейные, пришиты к соседним нервюрам. При этом детали клапана получаются минимального размера и обеспечивают высокое быстродействие. Благодаря криволинейной передней кромке лепестков клапана имеет два устойчивых положения. В открытом состоянии клапан имеет входное прямоугольное сечение на кромке (прямоугольного) воздухозаборника и выходное в полости крыла в форме смыкающихся дуг окружности, при этом площади входного и выходного сечений воздухозаборника могут быть равны, что

нам и требуется. При закрытии лепестков их задняя кромка уходит вперед и удерживается поперек течения благодаря натяжению от боковых кромок, удерживаемых нервюрами. При этом задние кромки клапана либо смыкаются друг с другом (что допустимо на центроплане), либо остаются на некотором расстоянии друг от друга, образуя щель для аварийного стравливания воздуха (что желательно на консолях).

### Выводы

Описанные выше особенности поведения мягкого крыла требуют новых исследований для углубленного понимания оптимальных параметров его профиля и конструктивного оснащения. Остается насущной и неудовлетворенной потребность в атласе специальных аэродинамических профилей для мягких крыльев с описанием сильных и слабых сторон этих профилей. Задача осложняется тем, что управляющие воздействия посредством мягкого крыла и его механизация производятся путем различных деформаций профиля. Форма, которую мягкое крыло приобретает при этих воздействиях, трудно вычислима. При этом до сих пор не разработана стандартная методика экспериментальных

исследований, позволяющих вычлениить из общей картины влияние профиля, и это тоже вопрос для проработки.

### Библиографический список

1. *Иванов П.И.* Проектирование, изготовление и испытания парапланов. — Феодосия: ООО «Гранд-С плюс», 2007. — 281 с.
2. *Пышинов В.С.* Из истории летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1968. — 105 с.
3. *Malte Janduda.* Патент DE 102006007905 Vorrichtung zur Deformationsvermeidung des Segels im Nasenbereich von Gleitschirmen und Kites, опубли. DPMA 30.08.2007.
4. *Pieri Frederic, Armant Luc, Dagault David.* Patent FR 2972422 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. Bulletin 12/37, 14.09.12.
5. *Субботин А.А.* Патент RU 2410288 Параплан с пневможесткостью крыла. Бюллетень №3, 27.01.2011.
6. *Швед Ю.В.* Патент RU 2389644 Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носке и профилированной щелью на верхней поверхности. Бюллетень №14, 20.05.2010.

## BASIC GEOMETRICAL PARAMETERS OF PARAGLIDER WING SELECTION CRITERION

Shved Yu.V.

*Engineering Company "Akris",  
11B, pr. Aeroporta, Moscow, 125167, Russia  
e-mail: yuriy-shved@mail.ru*

### Abstract

The article considers wing design parameters, having the greatest impact on its inductive drag. It becomes up-to-date due to the fact, that with low speed flying vehicles, and paragliders among them, inductive component of a sing drag appears to be several times greater than its airfoil part component.

From Expressions obtained show that with flying vehicle specified mass and its vertical overload the value of inductive drag of its wing will be inversely proportional to the square of its wingspan and square of its speed. Thus, with equal wingspan and speed, either narrow wing with high aspect ratio and high-lift airfoil, or wide wing with low aspect ratio and low-lift airfoil,

having equal lifting force will possess the same inductive drag.

This implies also the futility of replacement of wide wing by several wings with a number of narrow chordes. Even without considering polyplane wings negative interaction with total area equal to paraglider wing area and wingspan, polyplane wing inductive drag will not be less than that for a monoplane. It is shown for gliding systems, how we can determine required  $C_{ya}$  by  $C_{xa}$  and gliding speed, or find gliding speed by aerodynamic coefficients in terms of gliding system characteristics. In both cases we can calculate glide angle and corresponding to it system aerodynamic efficiency in terms of wing parameters; and then locate it relative to

shroud lines in such a way that provide required wing incidence angle during gliding.

Any two airfoils having the same  $K_{max}$ , create the same drag at a given lifting force, but the airfoil of the same quality with greater lifting force will require smaller wing chord and, accordingly, greater aspect ratio and minor stiffness with one and the same wing inductive drag. Besides, taking into account that extra lifting force value under lift devices deviation is proportional to wing area, we are interested at maximally wide chord. Thus, airfoils, providing minimum  $C_{ya}$  with the same aerodynamic efficiency, are preferable.

It is worth mentioning, that the demand for atlas of special airfoils for soft wings in the frame of aerodynamic quality, load-bearing capacity in deformed state, as well as safety, still remains impelling and unsatisfied.

**Keywords:** paraglider, soft wing, wing aspect ratio, wing span, lift-drag ratio, airfoil.

### References

1. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, production and tests of paraplanes), Feodosiya, Grand-S plus, 2007, 281 p.
2. Pyshnov V.S. *Iz istorii letatel'nykh apparatov* (From history of flying vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 105 p.
3. Malte Janduda. *Patent DE 102006007905*, 30.08.2007.
4. Pieri Frederic, Armant Luc, Dagault David. *Patent FR 2972422*, 14.09.12.
5. Subbotin A.A. *Patent RU 2410288*, 27.01.2011.
6. Shved Yu.V. *Patent RU 2389644 C2*, 20.05.2010.