

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.743.7.018.7

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО УСТАНОВОЧНОГО УГЛА И УДЛИНЕНИЯ МЯГКОГО КРЫЛА СО СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКОЙ

Швед Ю.В.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия
e-mail: yuriy-shved@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 15.11.2018

Даны выражения для угла и скорости планирования систем с мягким крылом в зависимости от их аэродинамических и конструктивных коэффициентов. Показано наличие оптимального удлинения для выбранного профиля крыла и вида стропной системы. Получены выражения для определения координаты подвеса крыла относительно центра тяжести груза, подвешенного к свободным концам, в моторном и безмоторном полете. Показана независимость угла атаки самобалансирующихся крыльев от величины тяги.

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

Введение

При разработке парапланов и планирующих парашютов возникает множество вопросов по оптимальному выбору профиля крыла, его относительной толщины и крутки по размаху, закону распределения арокности крыла и его формы в развертке, выбору длин и распределения строп по количеству ярусов, рядов и шеренг, а также мест крепления строп к нервюрам, подбору типа и степени воздухопроницаемости применяемой ткани. Все указанные параметры непосредственно влияют как на статические, так и на динамические характеристики поведения аппарата в полете. Критерии выбора некоторых из этих параметров

возможно перенести практически без изменений по методам, достаточно подробно проработанным для исторически раньше появившихся летательных аппаратов с балансирным управлением (и как следствие определяющим влиянием положения подвешенного груза на балансировку) — дельтапланов [1—6]. Однако параплан, также относящийся к аппаратам, балансирующимся грузом, имеет некоторые особенности, поскольку использует безмоментную несущую оболочку. Основными его отличиями являются арочность надутого набегающим потоком крыла и развитая стропная система, вносящая существенный вклад в сопротивление и балансировочные характеристики, а также

раздутие оболочки между стягивающими элементами. При этом балансирное управление (смещением веса пилота или перекосом подвески груза) парашютом и планирующим парашютом в настоящее время не используется или является вспомогательным.

В вопросах динамики поведения этих аппаратов имеются как сходства, например в природе раскачки парашюта по крену под тягой, близкой к голландскому шагу дельтаплана (а также эффекту шимми рулевых колес шасси), или раскачки по тангажу, так и различия. Парашютом и планирующим парашютом не подвержены кувырке и неуправляемому пикированию, в отличие от дельтаплана, однако страдают от подворота крыла на малых углах атаки, а также от потери формы крыла в срывных режимах.

Оценки выбора параметров конструкции летательных аппаратов с мягким крылом и стропной поддержкой с разной степенью проработанности даны в [7-21]. Однако в целом вопрос отработки простой и наглядной аналитической методики получения оптимальных характеристик летательных аппаратов данного типа, не использующей итерационные приближения и общие эмпирические допущения, остается открытым. Настоящая статья посвящена проработке некоторых аспектов этой методики.

Индуктивное сопротивление мягкого арочного крыла

Консоли арочного крыла не всегда создают индуктивное сопротивление. Например, имеющие нулевой установочный угол винглеты авиалайнеров имеют положительную тягу за счет изменения местного угла атаки под воздействием сложения набегающего потока с вихрем, стекающим с поверхности крыла. Однако консоли мягкого крыла должны его растягивать, а значит, мы вынуждены отгибать их вниз и придавать им положительный установочный угол атаки, добавляя сопротивление и не добавляя подъемной силы (для наглядности боковые проекции консолей можно уподобить крыльям, поставленным набок под положительным углом атаки. Связка таких вертикально стоящих друг напротив друга крыльев будет затрачивать энергию на вихреобразование, не давая подъемной силы). Обычно для растягивания консолей мягкого крыла ему придают арочность и геометрическую кривую, обеспечивающую одинаковые местные углы атаки для всех сечений крыла. Именно такая конфигурация крыла принята за основу в приведенных ниже расчетах.

В статье [22] даны соображения по вычислению индуктивного сопротивления арочного крыла и предложено вычислять его коэффициент C_{xi} с использованием удлинения крыла в развертке λ (δ – поправка для неэллиптических крыльев):

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi\lambda} (1 + \delta).$$

Эту формулу предлагалось использовать для арочных крыльев с геометрической кривой, обеспечивающей одинаковые местные углы атаки для всех сечений крыла.

Однако корректность этого выражения не очевидна. Приведем его обоснование. Для этого рассмотрим схему крыла с П-образными вихрями и арочностью в форме дуги окружности (рис. 1).

Данная форма вихрей характерна для крыла с постоянной циркуляцией по размаху, например у парашюта прямоугольной формы с геометрической кривой для постоянства местных углов атаки. Крыло с переменной циркуляцией по размаху можно представить как сумму наложенных друг на друга П-образных вихрей с бесконечно малыми циркуляциями [23]. То есть физически картина действия как пары, так и большего количества стекающих вихревых усов на точки, лежащие на присоединенных вихревых шнурах, идентична. И

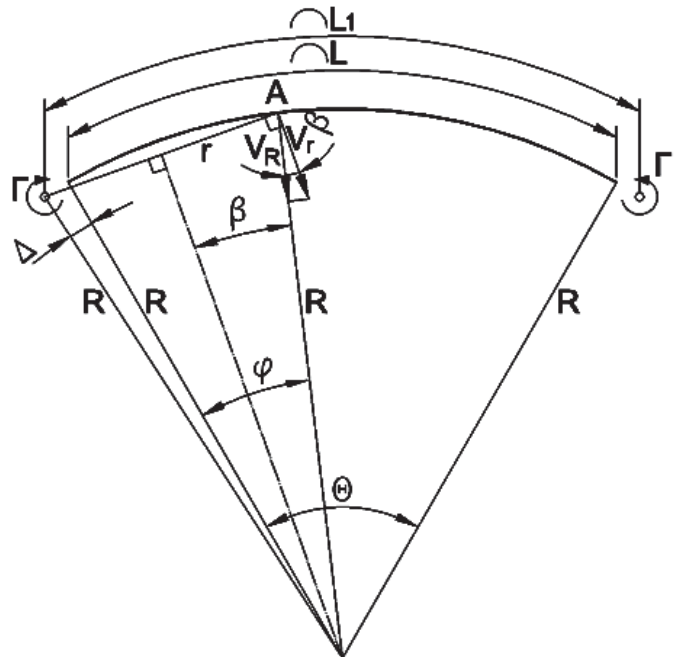


Рис. 1. Скос потока от вихревых усов с циркулирующей скоростью Γ в точке A на плоскости присоединенного вихря у крыла моноплана с арочностью в виде дуги окружности

приведенные ниже доводы применимы к арочным крыльям любой формы в плане.

Примем, что сбежавшие с крыла вихри идут на расстоянии L_1 , несколько большем размаха в развертке L . Тогда оси вихревых усов будут лежать на небольшом расстоянии e от концов крыла. Исходя из опытов с плоскими крыльями, можно принять $L_1 \approx 1,04L$ [23]. Учитывая выражение длины дуги через радиус и угол, можно записать

$$2DR + \Theta R \approx 1,04\Theta R$$

и после сокращения:

$$D \approx 0,02\Theta. \tag{1}$$

Рассмотрим действие вихревых усов на точки, лежащие на присоединенном вихревом шнуре. Проведем через присоединенный вихрь плоскость, перпендикулярную к скорости полета. Вихревой ус, сходящий с крыла, действует на точку A на этой плоскости, находящуюся на расстоянии r от него, вызывая в ней скорость скоса V_r , которую можно вычислить по формуле [23]

$$V_r = -\frac{\Gamma}{4\pi r}, \tag{2}$$

где $r = 2R\sin\beta$.

Скорость скоса V_r направлена вниз, и потому мы ставим у нее знак «минус». Скорость эта не будет постоянной по размаху и, как следует из формулы (2), будет изменяться по гиперболическому закону. Скорость V_r в точке A можно разложить на нормальную к крылу и касательную компоненты. Влиять на местный угол атаки крыла в точке A будет только нормальная компонента V_R :

$$V_R = V_r \cos\beta, \tag{3}$$

где $\beta = \frac{\Delta + \varphi}{2}$.

Касательная компонента на местный угол атаки крыла не влияет и взаимокompенсируется совместным действием двух вихревых усов.

Вычислим среднюю скорость скоса по размаху в развертке. Обозначим эту скорость через V_{y0} и определим формулой:

$$V_{y0} = 2\frac{1}{L} \int_{\Delta R}^{\Delta R + L} V_R dl.$$

Коэффициент 2 взят здесь потому, что у нас за крылом имеются два вихревых уса. Интеграл берется по всему размаху крыла и делится на L для

получения среднего результата. Подставляя сюда значение V_R по формуле (3) и учитывая, что

$dl = R d\varphi$, получаем:

$$V_{y0} = 2\frac{1}{L} \int_{\Delta}^{\Delta + \Theta} \frac{\Gamma}{8\pi R} \cot \frac{\varphi + \Delta}{2} R d\varphi = \frac{\Gamma}{4\pi L} \int_{\Delta}^{\Delta + \Theta} \cot \frac{\varphi + \Delta}{2} d\varphi.$$

Используя подведение под знак дифференциала, получим:

$$V_{y0} = \frac{\Gamma}{2\pi L} \int_{\frac{\Delta}{2}}^{\frac{\Delta + \Theta}{2}} \cot \frac{\varphi + \Delta}{2} d \frac{\varphi + \Delta}{2} = \frac{\Gamma}{2\pi L} \ln \frac{\Delta + \Theta}{\Delta}.$$

Логарифм в этом выражении согласно (1) приблизительно равен 4. Учитывая это, окончательно получим:

$$V_{y0} = \frac{2\Gamma}{\pi L}.$$

Используя уравнение связи, можно записать:

$$V_{y0} = \frac{C_y}{\pi\lambda} W,$$

где W – скорость набегающего потока.

Этой скорости соответствуют угол скоса потока $\Delta\alpha = \frac{C_y}{\pi\lambda}$ и коэффициент индуктивного сопро-

тивления $C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}$ [23]. Тем самым мы доказали,

что коэффициент индуктивного сопротивления арочного крыла идентичен коэффициенту индуктивного сопротивления плоского крыла при условии, что удлинение крыла λ взято в развертке. Поскольку значение C_{xi} не зависит от радиуса R , характеризующего кривизну арочности, эта формула применима и для крыльев с арочностью переменной кривизны, в частности для крыльев с аркой эллиптической формы.

Следует также заметить, что в создании индуктивной составляющей на присоединенном вихре арочного крыла также участвует самоиндукция от соседних частей присоединенного вихря (рис. 2), уменьшая местную скорость набегающего потока на крыле с отрицательной арочностью.

Скорость dV , вызванная элементом криволинейного вихревого шнура, выражается формулой Био—Савара, имеющей вид:

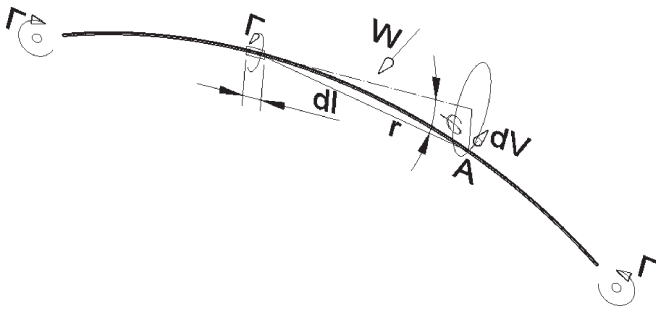


Рис. 2. Самоиндукция присоединенного вихря с циркуляцией Γ в точке A на крыле с отрицательной арокностью (концы которого находятся ниже корневого сечения)

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \sin \phi dl.$$

Однако в связи с малостью индуцированной скорости V по сравнению со скоростью набегающего потока W обычно ее влиянием можно пренебречь [25].

Исходя из приведенных выше доводов, индуктивное сопротивление арочного крыла, у которого консоли выставлены на положительный угол атаки, будет минимальным, когда циркуляция скорости его присоединенного вихря будет меняться по эллиптическому закону относительно размаха крыла в развертке. Более подробно проблема создания неплоских крыльев с минимальным индуктивным сопротивлением рассмотрена в [3–5].

Определение скорости и угла планирования в зависимости от аэродинамических и конструктивных коэффициентов

В [13, 17] описан итерационный алгоритм расчета аэродинамических характеристик параплана с графическим определением основных конструктивных отношений. Более удобной представляется такая последовательность действий, в которой требуемые параметры вычисляются аналитически без процедуры последовательных приближений. Для решения данной задачи в [22] показаны выражения для вычисления основных геометрических параметров летательного аппарата с мягким удерживаемым стропами крылом в горизонтальном полете и в режиме планирования. Для безмоторных систем выражения для угла и скорости планирования приведены также в [18]. Исходными данными для расчетов являются характеристики профиля используемого крыла и конструктивные параметры системы.

Выбрав аэродинамические коэффициенты профиля крыла C_{xp} и C_{ya} на исследуемом режи-

ме, можно получить угол и скорость планирования.

Скорость планирования можно получить из выражения для коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла C_{ya} (12) в [22]:

$$C_{ya} = \frac{2G \cos \Theta}{\rho V^2 S_{пр}},$$

учитывая, что $\Omega = S_{пр} / S_{кр}$ [22] ($S_{пр}$ – площадь горизонтальной проекции крыла; $S_{кр}$ – площадь крыла в развертке; Θ – угол планирования к горизонту; G – вес планирующей системы; ρ – плотность среды; V – скорость полета):

$$V = \sqrt{\frac{2G \cos \Theta}{C_{ya} S_{кр} \Omega \rho}}. \tag{4}$$

Подставив выражение для скорости (4), а также для коэффициента индуктивного сопротивления

$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda} (1 + \delta)$ [23] (где δ – поправка для не-

эллиптических крыльев; λ – удлинение крыла в развертке) в [22 ф-ла (11)], после сокращений получим:

$$\cos \Theta = \frac{C_{ya} \Omega}{C_{xp} + C_{хстр} \frac{mL}{S_{кр}} + C_{хпил} \frac{S_{пил}}{S_{кр}} + \frac{C_{ya}^2}{\rho \lambda} (1 + \delta)}. \tag{5}$$

Здесь L – размах крыла в развертке; m – суммарная миделевая площадь сечения строп, приведенная к единичному размаху; C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления; $C_{хстр}$ – коэффициент сопротивления строп; $C_{хпил}$ – коэффициент сопротивления пилота (груза); $S_{пил}$ – миделевое сечение пилота (груза).

В [22] показано, что в горизонтальном полете индуктивное сопротивление можно записать как

$$X_i = \frac{2}{\pi \rho} \left(\frac{G}{\Omega V L} \right)^2, \text{ а полное сопротивление}$$

$$X = \frac{2}{\pi \rho} \left(\frac{G}{\Omega V L} \right)^2 + \frac{G}{K_p} + \frac{\rho V^2}{2} (C_{хстр} mL + C_{хпил} S_{пил}),$$

где $K_p = C_{ya} / C_{xp}$ – аэродинамическое качество профиля при заданном C_{ya} .

Можно заметить, что в этих выражениях фигурирует не удлинение крыла, а его размах. То есть

при одинаковых весе летательного аппарата, размахе крыла и скорости горизонтального полета 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 выражения (5) можно сделать вывод, что определяющим критерием качества планирования является удлинение, а не размах крыла. Однако, учитывая, что $\lambda = b^2/S$, можно заметить, что к ухудшению качества планирования ведет рост произведения $C_{ya}^2 S$. При этом подъемная сила пропорциональна $C_{ya} S$, а значит и в этом случае при той же подъемной силе и постоянном размахе выгоднее уменьшить C_{ya} и пропорционально увеличить площадь крыла (уменьшив тем самым его удлинение). На улучшение качества планирования напрямую влияет рост квадрата размаха. Явным образом зависимость синуса угла планирования от размаха крыла представлена в [22].

Таким образом, в процессе проектирования крыла следует в первую очередь обращать внимание на величину максимального качества K_p выбранного аэродинамического профиля и для дальнейших расчетов выбирать площадь и размах крыла, соответствующие коэффициенту C_{ya} профиля при этом качестве (профиль мягкого крыла выгодно выставлять на угол атаки, дающий максимальное отношение C_{ya}/C_{xp} или минимальное значение вертикальной составляющей скорости при планировании. В последнем случае крыло для моторного полета оказывается непригодным). Предпочтение следует отдавать тем профилям, которые при том же качестве имеют минимальный C_{ya} . При этом за счет пропорционального роста потребной площади и, соответственно, хорды крыла растет и его строительная высота (при масштабировании профиля с неизменной относительной толщиной), а значит, при той же строительной высоте и, соответственно, способности мягкого крыла к удержанию собственной формы можно выбирать профили с уменьшенной относительной толщиной.

Используя полученные выражения, представим оптимизированную последовательность расчета основных параметров планирующей системы следующим образом.

1. Выбираются аэродинамические коэффициенты профиля крыла C_{xp} и C_{ya} на расчетном режиме полета. В дальнейшем считаем, что крыло уже выставлено на требуемый угол атаки.

2. Первым вычисляется угол планирования по выражению (5).

3. С учетом полученного угла планирования вычисляется скорость планирования по выражению (4).

4. По полученным скорости и углу планирования выбирается координата подвеса крыла относительно центра тяжести груза по выражению (5).

Как показано далее, выбранная координата подвеса крыла относительно центра тяжести груза позволяет сохранять требуемый угол атаки крыла и под тягой, как в горизонтальном полете, так и в режиме набора высоты.

Выбор оптимального удлинения крыла и его профиля

После выбора нескольких вариантов профилей производится сравнительный расчет качества полета. При слишком малом значении коэффициента подъемной силы крыла основной вклад в сопротивление будут вносить пилот, парашютист или десантируемый груз, а также стропы. При слишком большом C_{ya} превалирующим становится индуктивное сопротивление. Соответственно, для каждого удлинения крыла, конфигурации стропной системы и типа груза можно подобрать крыловой профиль с оптимальным C_{ya} при максимальном качестве K_p .

На рис. 3 и 4 представлены результаты расчета крыла с исходными данными (табл. 1).

Таблица 1

G	44145	H
m	0,06795	
Ω	0,9	
$S_{кр}$	300	м ²
$S_{пил}$	5,5	м ²
$C_{хпил}$	0,85	
L	30	м
$C_{хстр}$	0,8	
ρ	1,21	
δ	0,05	
C_{ya}/C_{xp}	10	

Расчет велся по формулам (5) и (4) при заданном λ , варьировался C_{ya} при неизменном $K_p = C_{ya}/C_{xp}$.

Представленные графики показывают, что увеличение удлинения крыла позволяет увеличить нагрузку на площадь при сохранении удовлетво-

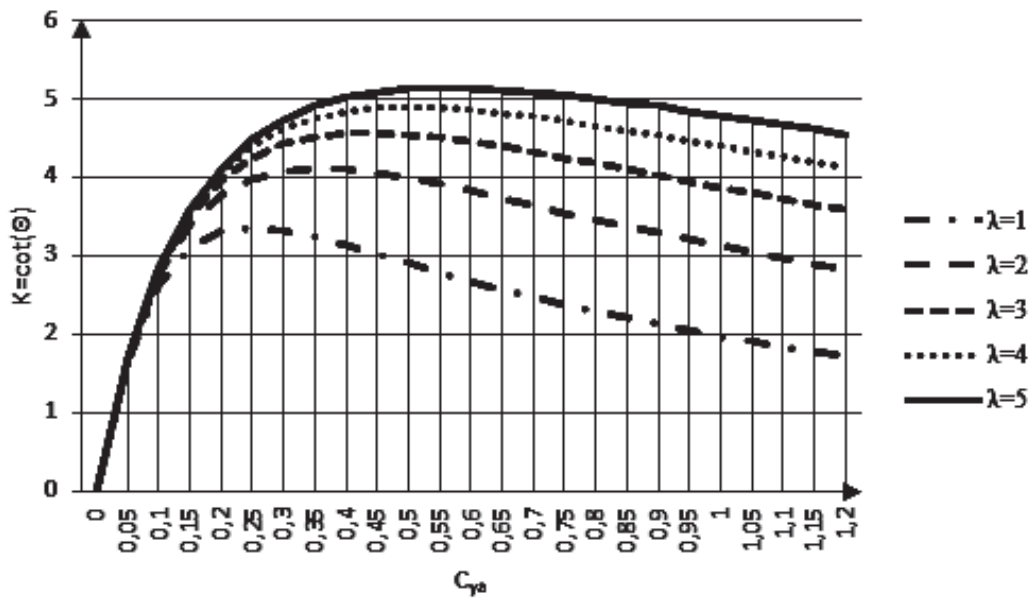


Рис. 3. График изменения расчетного качества планирования $K = \cot \Theta$ типичной планирующей системы в зависимости от C_{y_a} профиля при неизменном соотношении C_{y_a}/C_{x_p} и различных удлинениях крыла λ

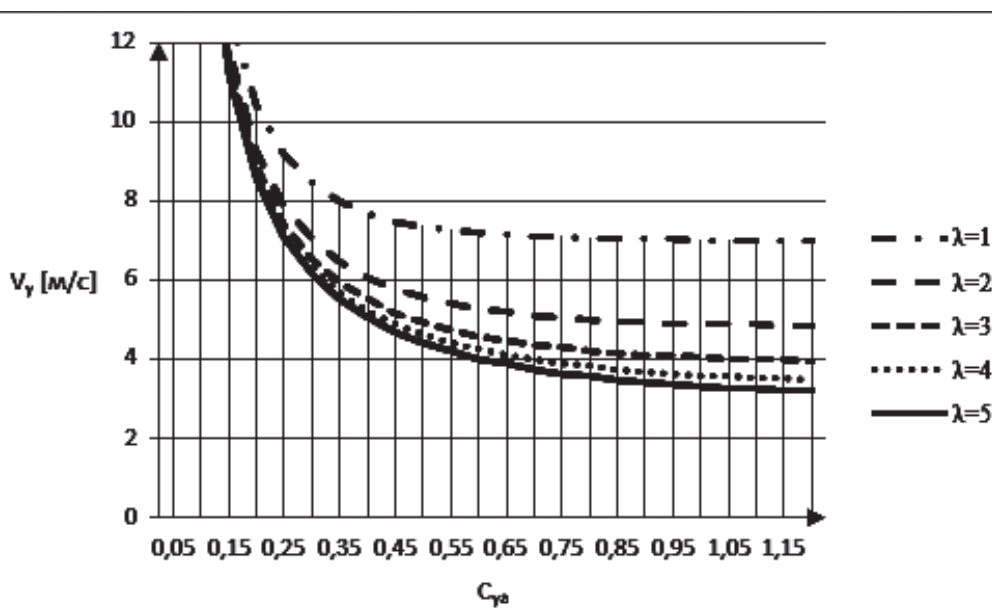


Рис. 4. График изменения вертикальной составляющей скорости V_y типичной планирующей системы с отношением веса к площади вертикальной проекции крыла $163,5 \text{ [Н/м}^2\text{]}$ в зависимости от C_{y_a} профиля при неизменном соотношении C_{y_a}/C_{x_p} и различных удлинениях крыла λ

рительных посадочных характеристик, однако это влияние не линейно и при удлинении свыше 5 проявляется относительно слабо. Также можно заметить, что рост C_{y_a} свыше определенного для каждого λ значения почти не уменьшает вертикальную скорость, гася ее в основном за счет общего уменьшения скорости планирования.

Если же мы при тех же исходных данных зафиксируем не удлинение, а несущую способность

крыла, выраженную через произведение $C_{y_a} S_{кр}$ или $C_{y_a} b_{САХ}$ (что в нашем случае эквивалентно, поскольку размах крыла L при вычислениях остается постоянным. Здесь $b_{САХ}$ – средняя аэродинамическая хорда, или САХ), то при всех изменениях C_{y_a} , а вместе с ним и $S_{кр}$, и λ , при неизменном K_p аэродинамическое качество планирующей системы останется одинаковым (рис. 5). Это еще раз подтверждает влияние на качество полета раз-

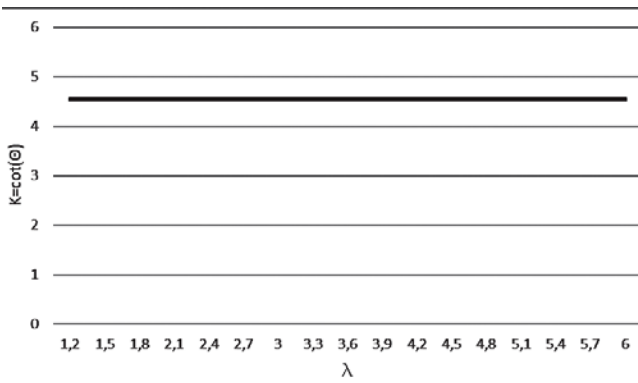


Рис. 5. Аэродинамическое качество планирующей системы при неизменных размахе (в данном случае 30 м), несущей способности (в данном случае $C_{ya}b_{САХ} = 5$) и качестве профиля (в данном случае $K_p = 10$) не зависит от удлинения λ .

маха и произведения $C_{ya}b_{САХ}$, а не самого по себе удлинения крыла.

Следует отметить, что указанное свойство соответствует физическому смыслу крыла как несущей системы, поскольку согласно теореме Жуковского с учетом уравнения связи циркуляция скорости присоединенного вихря крыла $\Gamma = C_{ya}b_{САХ}V/2$ (где V – скорость набегающего потока) и подъемная сила крыла $Y = \Gamma rV/L = C_{ya}S_{кр}q$ (где q – динамическое давление набегающего потока, r – его плотность). При этом подъемная сила равна секундному количеству движения отбрасываемого под крыло воздуха, и с ростом размаха потребная скорость этого отбрасывания пропорционально уменьшается. Соответственно, составляющую циркуляции, зависящую от конструктива крыла и характеризующую его несущую способность, можно определить как $C_{ya}b_{САХ}$, а нагруженность крыла (обозначим ее, например, C_k) – как $C_{ya}b_{САХ}/L = C_{ya}/\lambda$. График на рис. 5 показывает, что при одной и той же нагруженности крыла его качество сохраняется постоянным (не зависит от удлинения). Учет всех составляющих сопротивлений при расчете по формуле (5) дает экстремум качества планирования летательного аппарата и соответствующую ему оптимальную нагруженность крыла.

При расчете планирующей системы на основе ее проектных конструктивных параметров сначала вычисляются качество планирования $K = \cot \Theta$ и угол снижения Θ , по которому определяется скорость полета. В случае неудовлетворительных результатов конструктивные параметры варьируются, после чего расчет повторяется. После окончательного выбора профиля определя-

ется центр давления на САХ (средней аэродинамической хорде) крыла по формуле $x_{цд}/b_{САХ} = -m_z/C_y$, используемый в дальнейшем для расчета координаты подвеса груза относительно САХ. Для балансировки крыла грузом важно распределение по размаху проекции профильного момента на поперечную ось летательного аппарата (проекция моментов консолей на его вертикальную ось взаимно компенсируются), а значит, при расчете САХ достаточно учитывать только вертикальную составляющую подъемной силы его консолей (и вертикальную проекцию крыла). Далее с учетом полученной координаты центра давления на САХ эквивалентного плоского крыла определяется координата подвеса крыла относительно центра тяжести груза. Таким образом, удается избежать итерационных приближений при проектировании стропной системы.

Определение координаты подвеса крыла относительно центра тяжести груза, подвешенного к свободным концам, в моторном полете

После определения характеристик крыла для сохранения выбранных углов атаки в реальном полете необходимо выбрать координату подвеса крыла относительно центра тяжести груза, подвешенного к свободным концам. Расчет производится исходя из равенства моментов, создающихся аэродинамическим сопротивлением строп $X_{стр}$ и груза $X_{гр}$, а также весом груза G и тягой P (при наличии) (рис. 6). Массы крыла и строп в десятки и сотни раз меньше массы груза, а рассогласование центров их масс относительно центра давления существенно меньше. Поэтому их влиянием в практических расчетах можно пренебречь.

Для того чтобы выбранный угол атаки в горизонтальном полете сохранялся, необходимо, чтобы сумма моментов от силы сопротивления строп $X_{стр}$, силы сопротивления груза $X_{гр}$, веса груза G и силы тяги двигателя P относительно центра давления на САХ крыла была равна нулю:

$$X_{гр}h_{гр} + M_{стр} + x_{гр}G - Ph_{гр} = 0. \tag{6}$$

Момент сопротивления строп

$$M_{стр} = X_{стр}h_{стр} = SX_{стр}ih_{стр}$$

можно определить как сумму моментов каждого отрезка стропы, соответствующего своей шеренге, ряду и ярусу $M_{стр i} = X_{стр i}h_{стр i}$ относительно нормали к центру давления на САХ крыла. Для

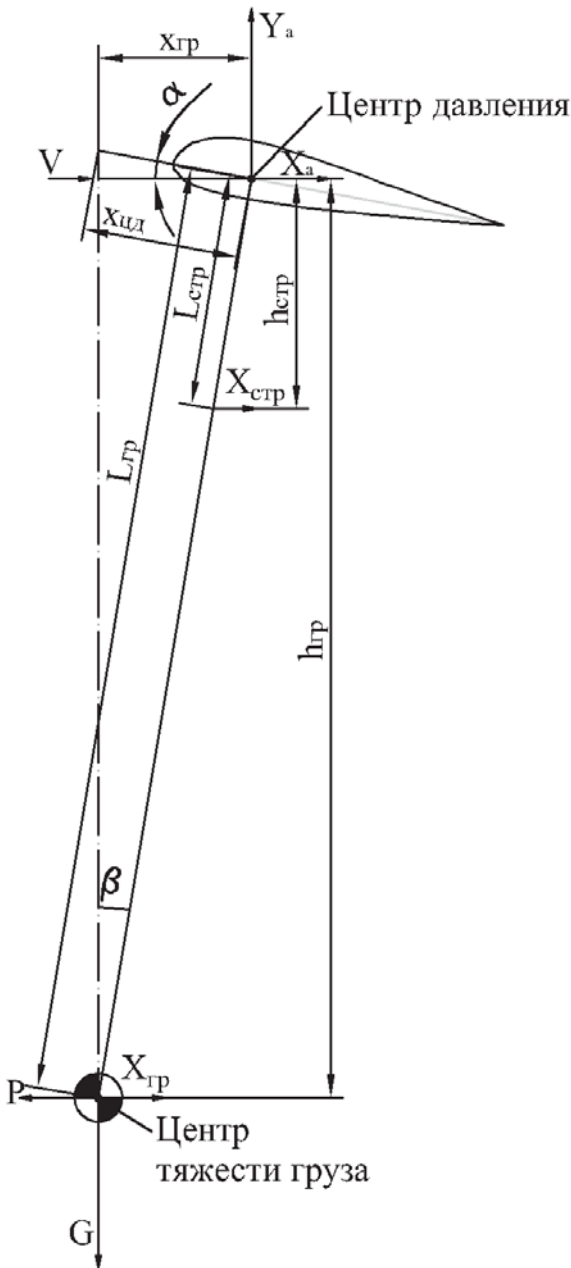


Рис. 6. Схема действия моментов сил в горизонтальном моторном полете

определения $h_{стр}$ сначала вычислим приближенное значение момента:

$$M_{стр} = (SC_i d_i l_i L_i) \rho V^2 / 2,$$

где C_{xi} – коэффициент сопротивления цилиндра при числе Рейнольдса, соответствующем i -й стропе; d_i, l_i – диаметр и длина i -й стропы соответственно; L_i – длина стропления от узла подвески к крылу до середины i -й стропы; ρ – плотность среды; V – скорость полета.

Силу сопротивления строп вычислим как сумму сил сопротивления каждого отрезка стропы:

$$X_{стр} = SX_{стр i} = (SC_{xi} d_i l_i) \rho V^2 / 2.$$

Учитывая, что согласно [22]

$$\sum_i (C_{xi} d_i l_i) = C_{x стр} mL,$$

можно записать

$$X_{стр} = C_{x стр} mL \frac{\rho V^2}{2}.$$

Вычислив $M_{стр}$ и $X_{стр}$, можно определить $L_{стр} = M_{стр} / X_{стр}$.

Выразив $\cos \beta$ через отношение $h_{стр}$ к $L_{стр}$, получим:

$$h_{стр} = M_{стр} / X_{стр} \cdot h_{гр} / L_{гр}. \quad (7)$$

Учитывая (7), а также то, что в горизонтальном полете сила тяги равна сумме всех сил сопротивления, после сокращений запишем (6) как

$$X_{стр} h_{стр} + X_{гр} h_{гр} + x_{гр} G - (X_{стр} + X_a + X_{гр}) h_{гр} = 0. \quad (8)$$

Так как

$$h_{стр} = L_{стр} \cos \beta, \quad h_{гр} = L_{гр} \cos \beta, \quad x_{гр} = L_{гр} \sin \beta,$$

можно записать:

$$\begin{aligned} L_{гр} \sin \beta G &= (X_{стр} + X_a + X_{гр}) L_{гр} \cos \beta - \\ &- X_{стр} L_{стр} \cos \beta - X_{гр} h_{гр} \cos \beta; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\tan \beta \cdot G = X_a + X_{стр} (1 - L_{стр} / L_{гр}).$$

С учетом того, что в горизонтальном полете

$$G = \rho V^2 / 2 \cdot C_{ya} S_{кр} \Omega$$

и, соответственно,

$$G = \rho V^2 / 2 = G / (C_{ya} S_{кр} \Omega),$$

запишем (9) в аэродинамических коэффициентах:

$$\tan \beta = \frac{C_{xp} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda} + \frac{C_{x стр}}{S_{кр}} \left(1 - \frac{L_{стр}}{L_{гр}} \right)}{C_{ya} \Omega}. \quad (10)$$

Влияние динамики тяги двигателя на продольную балансировку летательного аппарата с мягким крылом рассмотрено в [20, 21].

Определение координаты подвеса крыла относительно центра тяжести груза, подвешенного к свободным концам, в режиме планирования

Определим угол β в режиме планирования (рис. 7).

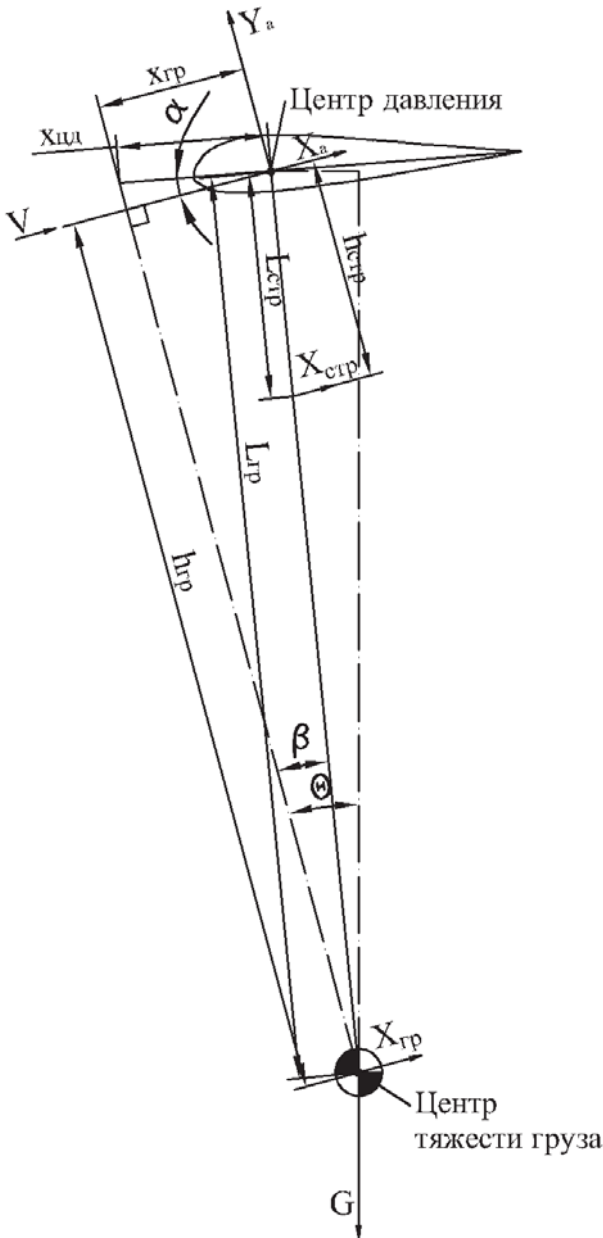


Рис. 7. Схема действия моментов сил в режиме планирования

Если бы стропы и груз не испытывали сопротивления, то при планировании (с углом планирования Θ) точка подвеса груза находилась бы точно под центром давления крыла, а соединяющая их линия была бы вертикальной (β был бы равен Θ). В реальности на стропы и груз действует сопротивление среды, груз сдувается назад по потоку, линия, соединяющая центр давления крыла и центр тяжести груза, отклоняется от вертикали и β становится меньше Θ .

Составим баланс моментов относительно центра давления крыла, аналогично (6), в режиме планирования:

$$X_{гр} h_{гр} + X_{стр} h_{стр} - G \sin(\Theta - \beta) = 0. \quad (11)$$

Выразив $h_{стр}$ через (7), с учетом формулы тригонометрического разложения синуса разницы углов получим:

$$G(\sin \Theta \cos \beta - \cos \Theta \sin \beta) = (X_{гр} h_{гр} + X_{стр} h_{стр}) \cos \beta$$

и окончательно для сил:

$$\tan \beta = \frac{G \sin \Theta - X_{гр} h_{гр} - X_{стр} h_{стр}}{G \cos \Theta}. \quad (12)$$

Поскольку с учетом (4)

$$\frac{\rho V^2}{2} = \frac{G \cos \Theta}{C_{ya} S_{кр} \Omega}$$

в аэродинамических коэффициентах можно записать:

$$\tan \beta = \frac{1}{\cot \Theta} - \frac{C_{хстр} m L \frac{L_{стр}}{L_{гр}} + C_{хпил} S_{пил}}{C_{ya} S_{кр} \Omega}, \quad (13)$$

подставляя в (13) выражение (5) для $\cot \Theta$, окончательно получаем:

$$\tan \beta = \frac{C_{xp} + \frac{C_{ya}^2 (1 + \delta)}{\pi \lambda} + \frac{C_{хстр} m L}{S_{кр}} \left(1 - \frac{L_{стр}}{L_{гр}} \right)}{C_{ya} \Omega}. \quad (14)$$

Выводы

Можно было предположить, что изменения тяги должны приводить к колебаниям подвешенного груза к направлению потока, приводящим к изменению угла атаки крыла к потоку при переходе от моторного полета в режим планирования или набора высоты.

Однако сравнение угла скоса строп относительно центра давления САХ, полученного в режиме горизонтального полета под тягой (10) и в режиме планирования, т. е. с нулевой тягой (14), показывает идентичные уравнения. Из чего можно сделать вывод, что этими же уравнениями описываются все промежуточные режимы, а значит, величина тяги не влияет на угол атаки крыла, как показано на рис. 8. То есть мягкое крыло, выставленное на определенный угол атаки, само подстраивается под набегающий поток, сохраняя выставленный угол. Формулы (10) и (14) позво-

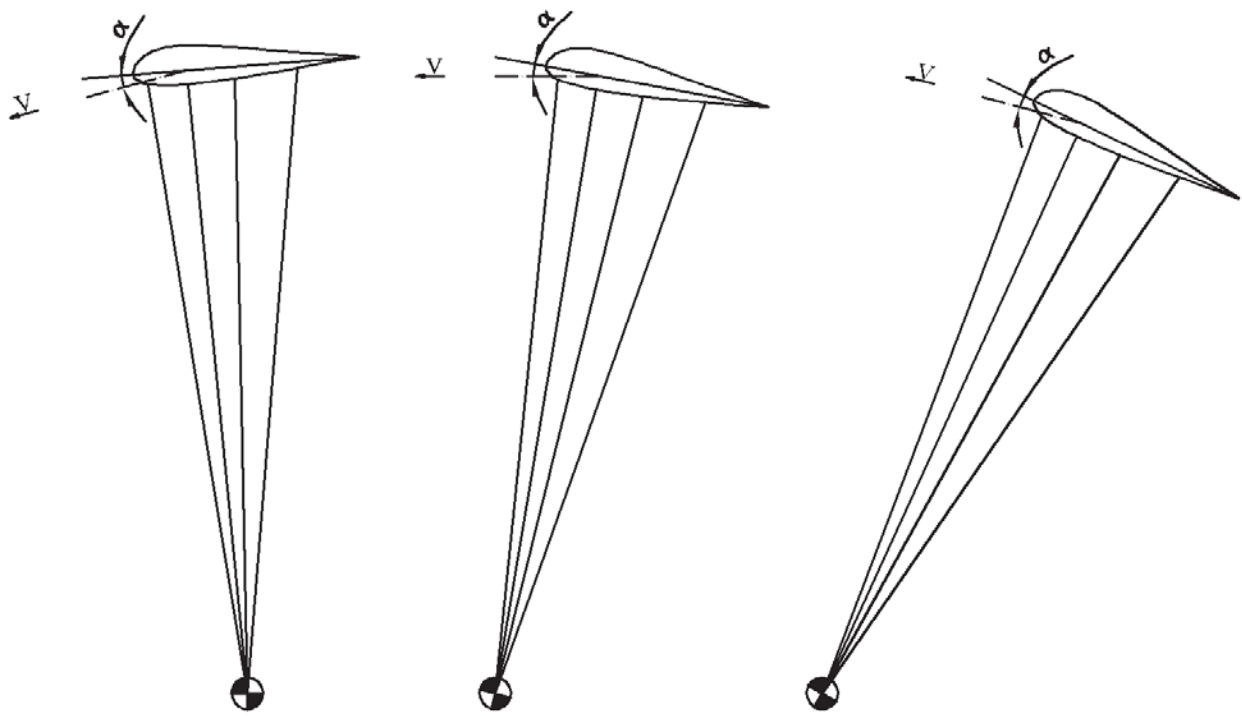


Рис. 8. Крыло на стропной системе стремится сохранить заданный угол атаки к потоку при изменении величины тяги

ляют определить установочный угол крыла на стропной системе для получения заданного угла атаки во всех этих режимах.

В [22] приведен алгоритм расчета статических параметров моторного аппарата с мягким крылом. В настоящей статье этот алгоритм расширен на режим планирующего спуска. Показано, что выражение для коэффициента индуктивного сопротивления арочного крыла идентично таковому для коэффициента индуктивного сопротивления плоского крыла при условии, что удлинение крыла λ взято в развертке. Также показаны выражения для оценки оптимального удлинения для аппаратов данного типа.

Библиографический список

1. Козьмин В.В., Кротов И.В. Дельтапланы. — М.: ДОСААФ СССР, 1989. — 272 с.
2. Азарьев И.А., Горшенин Д.С., Силков В.И. Практическая аэродинамика дельтаплана: Справочник. — М.: Машиностроение, 1992. — 288 с.
3. Клименко А.П., Никитин И.В. Мотодельтапланы: Проектирование и теория полета. — М.: Патриот, 1992. — 288 с.
4. Cook M.V. The theory of the longitudinal static stability of the hang-glider // The Aeronautical Journal. 1994. Vol. 98. No. 978, pp. 292–304. DOI: 10.1017/S0001924000026798
5. Коваленко Г.Д., Глухова Л.Г., Кацура А.В. Основы проектирования летательных аппаратов с гибким крылом: Учебное пособие. — Красноярск: Сибирский гос. аэрокосмический университет им. акад. М.Ф. Решетнева, 2006. — 97 с.
6. Азарьев И.А. Опасные режимы полета дельтаплана. — Киев: Випол, 1993. — 88 с.
7. Jann T. Adynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral. Theoretical and Eeroxperimental Results. AIAA Paper, 2003, 2106, pp. 19-22.
8. Иванов П.И. Крутка парапланерных арочных крыльев большого удлинения и проблемы оптимизации в компьютерном аналитическом проектировании // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 5(82). С. 38-43.
9. Еременко С.Н., Касьяненко А.Б., Кулешов В.И. Результаты исследования аэродинамических характеристик неплоских крыльев // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 4(91). С. 74-78.
10. Викторчик А.Г., Михайлюк А.А., Павлов А.С. Исследование влияния формы парашюта-крыла на его аэродинамическое качество // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей: Тем. сб. науч. тр. — М.: Изд-во МАИ, 1991. С. 68-73.
11. Puiseux P. Equilibre longitudinal d'un parapente, modélisation 2d. — Université de Pau et des Pays de l'Adour IPRA, France, 1994, 23 p.
12. Lingard J.S. Ram-air parachute design // 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference (Clearwater Beach, May 1995). Precision aerial delivery seminar, 51 p.
13. Раков А.С. Выбор основных геометрических параметров при проектировании параплана // Авиаци-

- онно-космическая техника и технология. 2009. № 5(62). С. 28–31.
14. Иванов Р.П. Результаты аналитического проектирования парашюта // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. 2006. № 4(47). С. 86–99.
 15. Иванов П.И. Построение поляры скоростей для балансировочных положений планирующих парашютных и парапланерных систем // Динамические системы. 2004. № 18. С. 64–69.
 16. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121–126.
 17. Лимонад Ю.Г. Аэродинамика парашюта-крыла // Крылья Родины. 1984. № 4. С. 26–27.
 18. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов. — Феодосия: Гранд-С плюс, 2001. — 256 с.
 19. Bogdan D., Radu B., Chelaru A. Parachute systems for the atmospheric reentry of launcher upper stages // International Conference of Aerospace Sciences «AEROSPATIAL 2016» (26 — 27 October 2016, Bucharest, Romania). DOI: 10.13111/2066-8201.2017.9.1.4
 20. Chambers J. Longitudinal dynamic modeling and control of powered parachute aircraft. Thesis. Rochester Institute of Technology, 2007, <https://scholarworks.rit.edu/theses/4262>
 21. Colin P.G. Powered paraglider longitudinal dynamic modeling and experimentation. Thesis. Oklahoma State University, 2016, 172 p.
 22. Швед Ю.В. Критерии выбора основных геометрических параметров крыла парашюта // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 7–14.
 23. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика. Часть 2. Индуктивное сопротивление. — М.: Изд-во наркомата оборонной промышленности, 1938. — 275 с.
 24. Munk M.M. The Minimum Induced Drag of Aerofoils. Technical Report NACA-TR-121, 1921, 18 p.
 25. Clarence D.C., Jr. The theory of induced lift and minimum induced drag of nonplanar lifting systems. Technical Report NASA-TR-R-139, 1962, 35 p.
 26. Колобкова А.Н., Николаев М.И. Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей: Темат. сб. науч. тр. — М.: Изд-во МАИ, 1991. С. 53–58.

DETERMINING TECHNIQUE FOR OPTIMAL RIGGING ANGLE AND ASPECT RATIO OF THE SOFT WING WITH SLING SUPPORT

Shved Yu.V.

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia
e-mail: yuriy-shved@mail.ru*

Abstract

While developing paragliders and gliding parachutes many issues on the optimal selection of the airfoil, its relative thickness and twist over the span, the law of the wing arc distribution and its shape in the sweep, length and slinging arise. Selection criteria for some of these parameters may be transferred practically without changing the methods, rather explicitly elaborated for the historically earlier appeared aerial vehicles with balancing by the payload weight (hang-gliders). However, the paraglider, also related to the flying vehicles balanced by the load, has some specifics, since it employs momentless carrying shell.

The parameters estimates of the aerial vehicles with the soft wing and sling support with various working-out degree are presented in [5–19]. However, the issue of working-out the simple and vivid analytical technique for obtaining optimal characteristics of the

above said aerial vehicles, which does not employ iteration approximating and general empirical assumptions, still remains open. The article is devoted to the study of some aspects of this technique.

The author proposes to perform the calculation in the following sequence:

1. It is assumed, that in the assigned flight mode, the wing has the required angle of attack. Aerodynamic coefficients of the airfoil C_{xp} and C_{ya} for the specified mode are being elected.

2. Based of the obtained coefficients, the gliding angle is calculated according to the expression proposed in the article. Then, with account for the obtained gliding angle, the gliding speed is calculated using the following expression.

3. After selecting several options of the wing profiles and aspect ratio the comparative calculation of the flight quality is performed. With too small values

of the wing lift coefficient, the main contribution to the resistance is brought by the air-dropped cargo and slings. If the C_{ya} is too large, the inductive resistance becomes prevalent. Consequently, for each wing aspect ratio, the system slings and cargo type it is possible to determine the optimum carrying capacity of the designed wing profile. Conversely, it is possible to determine the optimal aspect ratio with given the remaining design characteristics.

4. After the final selection of the profile, by the center of pressure on the wing MAC (middle aerodynamic chord) is determined. Further, with account for the obtained coordinates of the center of pressure on the MAC, the coordinate of the wing suspension relative to the load center of gravity is determined by the proposed formula.

The article demonstrates also the independence of the of self-balancing wings angle of attack from the thrust magnitude. This conclusion is based on the fact, that for the angle of the slant of the slings relative to the center of the pressure of the MAC in the horizontal flight mode under thrust and in the gliding mode, identical equations were obtained.

In [1] the algorithm for static parameters calculation of the motor flight vehicle with a soft wing is presented. In the presented article it was expanded for the gliding descent mode.

Keywords: paraglider, gliding parachute, soft wing, aspect ratio of the wing, wingspan, lift-drag ratio, airfoil.

References

- Koz'min V.V., Krotov I.V. *Del'taplany* (Hang-Gliders), Moscow, DOSAAF SSSR, 1989, 272 p.
- Azar'ev I.A., Gorshenin D.S., Silkov V.I. *Prakticheskaya aerodinamika del'taplana* (Hang-glider practical aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
- Klimenko A.P., Nikitin I.V. *Motodel'taplany: Proektirovanie i teoriya poleta* (Trikes: design and flight theory), Moscow, Patriot, 1992, 288 p.
- Cook M.V. The theory of the longitudinal static stability of the hang-glider. *The Aeronautical Journal*, 1994, vol. 98, no. 978, pp. 292–304. DOI: 10.1017/S0001924000026798
- Kovalenko G.D., Glukhova L.G., Katsura A.V. *Osnovy proektirovaniya letatel'nykh apparatov s gibkim krylom* (Fundamentals of an aircraft with a flexible wing designing), Krasnoyarsk, Sibirskii gos. aerokosmicheskii universitet im. akad. M.F. Reshetneva, 2006, 97 p.
- Azar'ev I.A. *Opasnye rezhimy poleta del'taplana* (Dangerous flight modes of the hang-glider), Kiev, Vipol, 1993, 88 p.
- Jann T. *Adynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral*. Theoretical and Experimental Results. AIAA Paper, 2003, 2106, pp. 19-22.
- Ivanov P.I. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2011, no. 5(82), pp. 38-43.
- Eremenko S.N., Kas'yanenko A.B., Kuleshov V.I. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2012, no. 4(91), pp. 74-78.
- Viktorchik A.G., Mikhailyuk A.A., Pavlov A.S. *Voprosy aerodinamiki letatel'nykh apparatov i ikh chastei. Sbornik statei*, Moscow, MAI, 1991, pp. 68-73.
- Puiseux P. *Equilibre longitudinal d'un parapente, modélisation 2d*. Université de Pau et des Pays de l'Adour IPRA, France, 1994, 23 p.
- Lingard J.S. Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference (Clearwater Beach, May 1995)*. Precision aerial delivery seminar, 51 p.
- Rakov A.S. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2009, no. 5(62), pp. 28–31.
- Ivanov R.P. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksii letatel'nykh apparatov*, 2006, no. 4(47), pp. 86-99.
- Ivanov P.I. *Dinamicheskie sistemy*, 2004, no. 18, pp. 64-69.
- Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 3, pp. 121-126.
- Limonad Yu.G. *Kryl'ya Rodiny*, 1984, no. 4. pp. 26-27.
- Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Paragliders design, manufacture and testing), Feodosiya, Grand-S plyus, 2001, 256 p.
- Bogdan D., Radu B., Chelaru A. Parachute systems for the atmospheric reentry of launcher upper stages. *International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2016" (26 - 27 October 2016, Bucharest, Romania)*. DOI: 10.13111/2066-8201.2017.9.1.4
- Chambers J. *Longitudinal dynamic modeling and control of powered parachute aircraft. Thesis. Rochester Institute of Technology*, 2007, <https://scholarworks.rit.edu/theses/4262>
- Colin P.G. *Powered paraglider longitudinal dynamic modeling and experimentation. Thesis. Oklahoma State University*, 2016, 172 p.
- Shved Yu.V. Basic geometrical parameters of paraglider wing selection criterion. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 7-14.
- Yur'ev B.N. *Eksperimental'naya aerodinamika* (Experimental aerodynamics), Moscow, Izdatel'stvo narkomata oboronnoi promyshlennosti, 1938. Part 2 - 275 p.
- Munk M.M. *The Minimum Induced Drag of Aerofoils*. Technical Report NACA-TR-121, 1921, 18 p.
- Clarence D.C., Jr. *The theory of induced lift and minimum induced drag of nonplanar lifting systems*. Technical Report NASA-TR-R-139, 1962, 35 p.
- Kolobkova A.N., Nikolaev M.I. *Voprosy aerodinamiki letatel'nykh apparatov i ikh chastei. Sbornik statei*, Moscow, MAI, 1991, pp. 53–58.