

ПРОБЛЕМЫ И ВОЗМОЖНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА КРЫЛА ПАРАПЛАНА

Ю. В. Швед

Московский авиационный институт, Москва, Россия
yuriy-shved@mail.ru

Аннотация. Актуальность и цели. Описаны проблемы измерения аэродинамического качества крыла параплана, измерения аэродинамического качества систем с мягким крылом на стропном подвесе. Дано сравнение опробованных способов измерения и их результатов. Показано, что способ одновременного измерения воздушной скорости и скорости изменения барометрической высоты не позволяет оценить аэродинамические качества. Материалы и методы. Предложен метод раздельного измерения аэродинамического качества мягкого крыла и подвешиваемого на нем груза путем установки датчиков углового положения к дополнительному звену (звеньям) между карабином наземного снаряжения и свободными концами крыла. Результаты и выводы. Обосновано, что установка датчиков углового положения на соединительных звеньях может оказаться полезной для беспилотных и опционально управляемых систем с мягким крылом, поскольку позволяет контролировать крыло в процессе выведения и резких эволюций, что позволяет осуществлять активную стабилизацию полета. Даны оценка точности и информативности предложенного метода.

Ключевые слова: параплан, планирующий парашют, мягкое крыло, аэродинамическое качество крыла

Для цитирования: Швед Ю. В. Проблемы и возможности измерения аэродинамического качества крыла параплана // Надежность и качество сложных систем. 2025. № 3. С. 26–35. doi: 10.21685/2307-4205-2025-3-3

PROBLEMS AND POSSIBILITIES OF MEASURING THE AERODYNAMIC QUALITY OF A PARAGLIDER WING

Yu.V. Shved

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia
yuriy-shved@mail.ru

Abstract. *Background.* The article describes the problems of measuring the aerodynamic quality of the wing of a paraglider, measuring the aerodynamic quality of systems with a soft wing on a sling suspension. A comparison of the tested methods of measurement and their results is given. It is shown that the method of simultaneous measurement of air speed and the rate of change of barometric altitude does not allow to evaluate the aerodynamic qualities. *Materials and methods.* A method of separate measurement of the aerodynamic quality of a soft wing and the load suspended on it by installing angular position sensors to an additional link (links) between the carabiner of ground equipment and the free ends of the wing is proposed. *Results and conclusions.* It is substantiated that the installation of angular position sensors on the connecting links can be useful for unmanned and optionally controlled soft-wing systems, as it allows for the control of the wing during takeoff and sharp evolutions, which enables active flight stabilization. The accuracy and informativeness of the proposed method have been evaluated.

Keywords: paraglider, gliding parachute, soft wing, wing aerodynamic quality

For citation: Shved Yu.V. Problems and possibilities of measuring the aerodynamic quality of a paraglider wing. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem = Reliability and quality of complex systems.* 2025;(3):26–35. (In Russ.). doi: 10.21685/2307-4205-2025-3-3

Введение

Аэродинамическое качество является одним из базовых параметров, характеризующих совершенство летательного аппарата. Экспериментально полученное качество мягкого крыла дает объективную оценку правильности принятых проектных решений, позволяет точно настроить угол установки крыла на стропной поддержке. Данные об аэродинамическом качестве крыльев для моторных

парапланов и паралетов позволяют уточнить потребную тягу двигателя в различных аэродинамических конфигурациях.

Кроме того, имея данные об аэродинамическом качестве серийно выпускаемых крыльев, можно дать сравнительную оценку технического совершенства представленных образцов.

Но получение точных экспериментальных данных об аэродинамическом качестве мягкого крыла на стропной поддержке сопровождается дополнительными трудностями, связанными с его особенностями. Так, используемый обычно в авиации способ одновременного измерения воздушной скорости и скорости изменения барометрической высоты в данном случае практически бесполезен, поскольку скорость снижения столь мала, что находится на границе чувствительности барометра, а малость воздушной скорости увеличивает относительный масштаб погрешности ее измерения. При этом любые возмущения окружающего воздуха сравнимы по величине со скоростью снижения (находящейся в пределах 0,8–1,2 м/с) и по порядку – с воздушной скоростью установившегося полета (10–18 м/с). Проблема обостряется тем, что полеты вынужденно проводятся на малой высоте, в зоне активной приземной турбулентности, не прекращающейся полностью даже в утренней инверсии на равнине. Особенность этой турбулентности проявляется в несинхронности колебаний горизонтальной и вертикальной составляющих скорости в порывах ветра.

Попытки компенсировать возмущения маршрутом из одинаковых отрезков прямого и обратного пути наталкиваются на ограничение в возможной длительности стабильного невозмущенного ветром и управлением полета (параплан – система с маятниковой устойчивостью, склонная к затухающим колебаниям длительностью до четверти минуты после каждого маневра), а также на непостоянство воздушных потоков за время медленного пролета мерной дистанции туда и обратно. Та же проблема, но в еще большей степени, проявляется при попытке определить компоненты скорости по показаниям спутниковой системы навигации, поскольку в последнем случае влияние ветра вообще не учитывается.

При этом для надлежащей информативности точность измерения должна быть высокой – аэrodинамическое качество современных парапланов может достигать 8 единиц [1, 2] и в пределах одного класса имеет характерную разбежку порядка $\pm 0,5$, т.е. прибор должен достоверно определить разницу в $0,2^\circ$ угла планирования, не превышающего 7° .

Однако вышеописанные проблемы не исчerpываются, поскольку летательный аппарат с мягким крылом на стропной поддержке фактически представляет собой комплект снаряжения из крыла, а также подвески весьма различной формы и с различной деформацией настроичными ремнями, причем в этой подвеске размещается омываемый потоком пилот различной комплекции и в различной позе. Наиболее удачный вариант сочетания подвески, пилота и его позы, по сравнению с наименее удачным, дает разницу в аэродинамическом качестве, превышающую 1,5 единиц [3, 4]. Это совершенно нивелирует разницу между самими крыльями одного класса, т.е. для получения достоверных результатов тестовые полеты должен проводить один и тот же пилот в одной и той же подвеске с одними и теми же настройками, и в одной и той же позе. И для получения сравнительной базы парапланов различных производителей и серий делать это он должен несколько лет. Фактически это обеспечить нереально.

Из опробованных методов измерения аэродинамического качества параплана наиболее точным показало себя непосредственное измерение угла планирования (угла наклона траектории). Современные AHRS (Attitude Heading Reference System, системы определения углового положения и курса), использующие алгоритмы фильтрации Калмана или Мажвика, имеют погрешность определения углового положения менее $\pm 0,1^\circ$ [5, 6]. Точность измерения углов с помощью специализированных инклинометров достигает $\pm 0,05^\circ$ [7].

Для непосредственного измерения угла планирования используются датчики угла набегания потока к горизонту, помещенные в оперенные корпуса с узлами шарнирной подвески в центре тяжести. Вариант такого датчика, подвешиваемого снизу к подвеске на коротком фале, опробовал Сергей Ларионов [8]. Такой тип подвеса приводит к дополнительной погрешности измерения – параплан склонен колебаться вокруг центра тяжести системы, находящегося несколько выше карабинов подвески. В результате при колебаниях на скорость поступательного движения накладывается линейная скорость вращения параплана, на которую в свою очередь накладывается линейная скорость колебания датчика на фале, причем стабилизация датчика на набегающий поток происходит с запаздыванием. По данным работы [8], без фильтрации измеренный угол тангажа колебается в пределах 2° при полете в спокойном воздухе. Кроме того, после окончания любых маневров крыло качается еще как

минимум 10–15 с, с периодом колебаний около 7 с. Качания вызывают также перемещения в подвеске. С использованием выборки установившихся режимов и осреднения данных на выбранных участках становится различима разница между режимами в $\pm 0,5^\circ$.

Несколько более точные показания угла наклона траектории удалось снять Квентину Обурю (Quentin Aubourg) с помощью датчика «Vector probe» [9, 10]. Особенностью его решения является установка датчика угла наклона траектории между стропами первого ряда первой шеренги, между крылом и подвеской. Это позволило устраниить колебания датчика на фале, а также уменьшило степень влияния колебаний параплана на проводимые измерения. Полностью устраниить это влияние, совместив ось вращения датчика с осью колебательных движений параплана, практически невозможно, поскольку у разных парапланов она на разной высоте и, кроме того, находится в зоне возмущенного потока над подвеской. Опубликованные Quentin Aubourg данные свидетельствуют о достигнутой точности измерения угла наклона траектории $\pm 0,2^\circ$.

Общей проблемой для обеспечения точности измерений обоими описанными методами является необходимость калибровки датчиков строго горизонтальным воздушным потоком, в противном случае погрешность углов установки оперения и датчика приводит к систематическим ошибкам. Кроме того, при измерениях описанными методами показания датчика искажаются из-за влияния со-противления пилота и подвески.

Метод измерения аэродинамического качества мягкого крыла на стропном подвесе по наклону свободных концов

Попробуем исключить из исследуемой системы подвеску и пилота, а также аэродинамический обвес датчика углового положения. Для этого мы можем выставить крыло на свободных концах в устойчивом приземном потоке (например на пологом морском берегу во время дневного бриза, или в аэродинамической трубе, или пробежкой по ВПП) и прикрепить датчик углового положения к дополнительному звену между карабином наземного снаряжения и свободными концами крыла, например так, как показано на рис. 1.

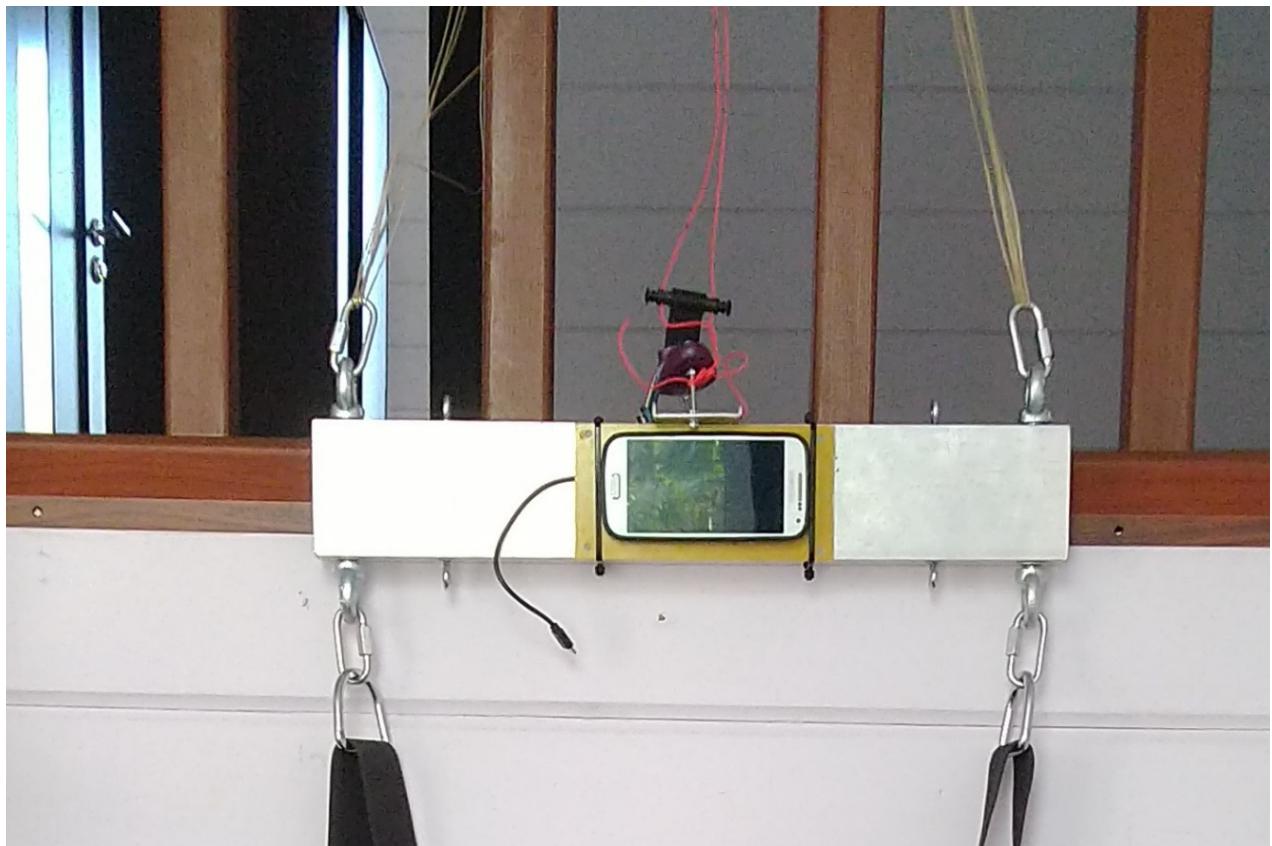


Рис. 1. Вариант конструкции дополнительного звена для измерения угла наклона равнодействующей аэродинамических сил

При этом для калибровки датчика достаточно вывесить звено вертикально, подвесив к нему груз, и измерить угол к вертикалі после прекращения колебаний системы, после чего учесть его в расчетах.

Звено конструктивно может представлять собой перемычку между точками крепления свободных концов, как это показано на рис. 1, или встраиваться раздельно между карабинами подвески и свободными концами каждой из сторон крыла. В последнем случае понадобится два датчика углов, по одному на каждую точку крепления свободных концов – поскольку при измерениях двумя звенями датчики окажутся дополнительно наклонены по крену и рысканию, но симметрично в разные стороны, то, сложив их показания, дополнительные погрешности можно убрать [11–15].

Измерение аэродинамического качества параплана путем измерения наклона его свободных концов в режиме пробежки до отрыва от земли

Пусть воздушный поток движется горизонтально (рис. 2).

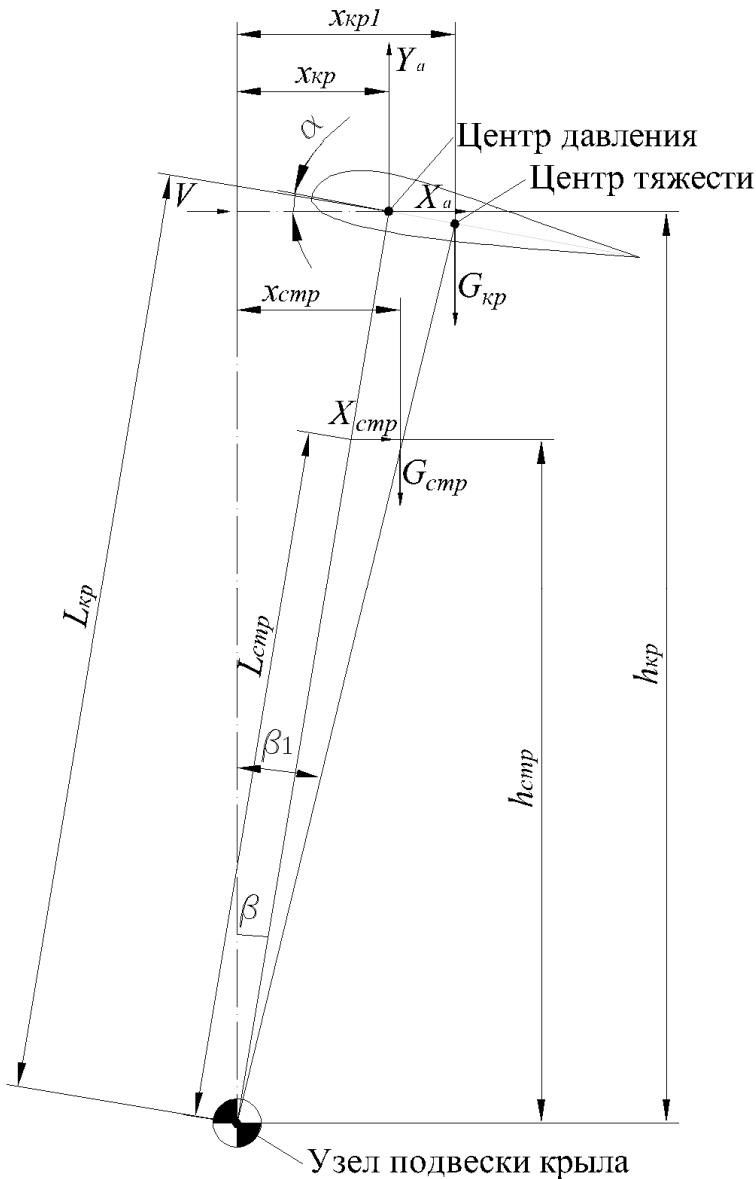


Рис. 2. Моменты сил, действующих на крыло, выставленное в горизонтальном потоке

Общим условием возможности такого положения является

$$Y_a > G_{kp} + G_{cpr}.$$

Система будет находиться в равновесии при равенстве моментов всех действующих сил:

$$Y_a x_{kp} = X_a h_{kp} + G_{kp} x_{kp1} + X_{ctrp} h_{ctrp} + G_{ctrp} x_{ctrp},$$

здесь Y_a и X_a – компоненты полной аэродинамической силы в скоростной системе координат; X_{ctrp} – сила сопротивления строп (вертикальной проекцией этой силы пренебрегаем в связи с ее малостью); G_{kp} и G_{ctrp} – веса крыла и строп соответственно; x_{kp} , x_{kp1} , x_{ctrp} , h_{kp} , h_{ctrp} – плечи действия вертикальных и горизонтальных сил соответственно. Центр давления и центр тяжести крыла в общем случае не совпадают, центр давления находится в районе четверти средней аэродинамической хорды (далее – САХ) крыла, а центр тяжести смешен несколько ближе к середине САХ, по данным 3D-моделирования и вывешивания крыльев на свободных концах. Таким образом, разбежка центров приложения этих сил не превышает четверти САХ. Поскольку вес крыла и строп не принимает участия в натяжении свободных концов, а лишь способствует отклонению линии действия натягивающей стропы силы от вертикали, измерительное звено в узле подвески крыла выставится на угол β .

Длины от узла подвески до действующих сил вдоль стропления L_{kp} и L_{ctrp} принимаем постоянными, тогда плечи действия аэродинамических сил можно выразить через угол наклона равнодействующей к вертикали β , а плечо действия веса крыла через угол β_1 [10]:

$$Y_a L_{kp} \sin \beta = X_{kp} L_{kp} \cos \beta + X_{ctrp} L_{ctrp} \cos \beta + G_{kp} L_{kp} \sin \beta_1 + G_{ctrp} L_{ctrp} \sin \beta_1.$$

Следует заметить, что на самом деле расстояние от узла подвески до равнодействующей сопротивления арочного крыла находится несколько ниже его центральной хорды и близко к координате центра тяжести фигуры, образованной хордами крыла вдоль всего его размаха.

Разделив обе части уравнения на $L_{kp} \sin \beta$, получим

$$Y_a = \left(X_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} X_{ctrp} \right) \operatorname{ctg} \beta + \left(G_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} G_{ctrp} \right) \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta}.$$

По определению аэродинамического качества крыла со стропной системой:

$$K_{nn} = \frac{Y_a}{X_{kp} + X_{ctrp}}. \quad (1)$$

Тогда можно записать:

$$K_{nn} = \frac{\left(X_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} X_{ctrp} \right) \operatorname{ctg} \beta + \left(G_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} G_{ctrp} \right) \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta}}{X_{kp} + X_{ctrp}},$$

сгруппировав K_{kp} в левой части уравнения:

$$K_{nn} = \frac{\left(1 + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} \frac{X_{ctrp}}{X_{kp}} \right) \operatorname{ctg} \beta}{1 + \frac{X_{ctrp}}{X_{kp}}} + \frac{\left(G_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} G_{ctrp} \right) \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta}}{X_{kp} + X_{ctrp}} \quad (2)$$

и выразив с учетом формулы (1) знаменатель правого члена уравнения (2):

$$K_{nn} = \frac{\left(1 + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} \frac{X_{ctrp}}{X_{kp}} \right) \operatorname{ctg} \beta}{1 + \frac{X_{ctrp}}{X_{kp}}} + K_{nn} \frac{\left(G_{kp} + \frac{L_{ctrp}}{L_{kp}} G_{ctrp} \right) \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta}}{Y_a}.$$

Приведем полученное выражение к $K_{\text{пп}}$:

$$K_{\text{пп}} = \frac{\left(1 + \frac{L_{\text{стр}}}{L_{\text{kp}}} \frac{X_{\text{стр}}}{X_{\text{kp}}}\right) \operatorname{ctg}\beta}{\frac{X_{\text{стр}}}{1 + \frac{X_{\text{стр}}}{X_{\text{kp}}}}} \cdot \frac{1 - \left(G_{\text{kp}} + \frac{L_{\text{стр}}}{L_{\text{kp}}} G_{\text{стр}}\right) \frac{\sin\beta_1}{\sin\beta}}{Y_a}. \quad (3)$$

Коэффициент при $\operatorname{ctg}\beta$ в числителе полученной дроби не зависит от скорости набегающего потока. Из практики обычные соотношения для парапланерных крыльев:

$$\frac{X_{\text{стр}}}{X_{\text{kp}}} \leq 0,2; \quad \frac{L_{\text{стр}}}{L_{\text{kp}}} \cong 0,7; \quad \frac{\sin\beta_1}{\sin\beta} \cong 1,7.$$

С учетом приведенных значений коэффициент в числителе дроби (3) можно принять 0,95. Вес строп со свободными концами близок к весу крыла. Соответственно, можно записать

$$K_{\text{пп}} \cong \frac{0,95}{1 - 1,45 \frac{G_{\text{пп}}}{Y_a}} \operatorname{ctg}\beta. \quad (4)$$

Типичная рекомендованная взлетная подъемная сила парапланерного крыла с ножным стартом в 10–20 раз превышает его вес $G_{\text{пп}} = G_{\text{kp}} + G_{\text{стр}}$ в зависимости от размера. Соответственно, для режима пробежки до отрыва (практически реализуемом установкой крыла на трайк) мы получим

$$K_{\text{пп}} \cong 1,11 \div 1,02 \operatorname{ctg}\beta.$$

В этом выражении больший коэффициент при $\operatorname{ctg}\beta$ соответствует меньшей подъемной силе. Конкретное его значение уточняется по данным взвешивания крыла и трайка.

Тот же результат можно получить, выставив параплан на ровный ветер над ровной поверхностью, например на льду замерзнувшего озера, и измерив одновременно угол β и подъемную силу параплана либо динамометром, либо с помощью весов. Взвесив параплан, мы получим $\frac{G_{\text{пп}}}{Y_a}$, и подставив полученные данные в формулу (4), сможем определить $K_{\text{пп}}$.

Таким способом (с усреднением показаний для устранения влияния раскачивания крыла) мы можем получить точность коэффициента до второго знака после запятой. При этом погрешность измерения угла $\pm 0,5^\circ$ при измерении аэродинамического качества в 8 единиц приведет к погрешности качества $\pm 0,55$; погрешность определения угла $\pm 0,2^\circ$ приведет к ошибке измерения качества $\pm 0,23$. Использование специализированных инклинометров с точностью показаний $\pm 0,05^\circ$ может повысить точность измерения качества до $\pm 0,06$ [16–21].

Определение вклада в сопротивление подвески и пилота

Полученные на земле данные (β и $K_{\text{пп}}$) можно использовать в дальнейшем для определения вклада в общее сопротивление системы подвески и пилота (или трайка). Для этого рассмотрим схему сил, действующих на параплан в режиме планирования (рис. 3).

Во время полета мы можем измерить угол между соединительным звеном и вертикалью γ . Данный угол мал, но не равен нулю из-за влияния сопротивления груза и строп. Учитывая предварительно экспериментально полученный угол β , измерив угол γ , мы можем определить угол планирования θ , определяющий аэродинамическое качество системы крыло-груз:

$$K = \operatorname{ctg}\theta = \operatorname{ctg}(\beta + \gamma).$$

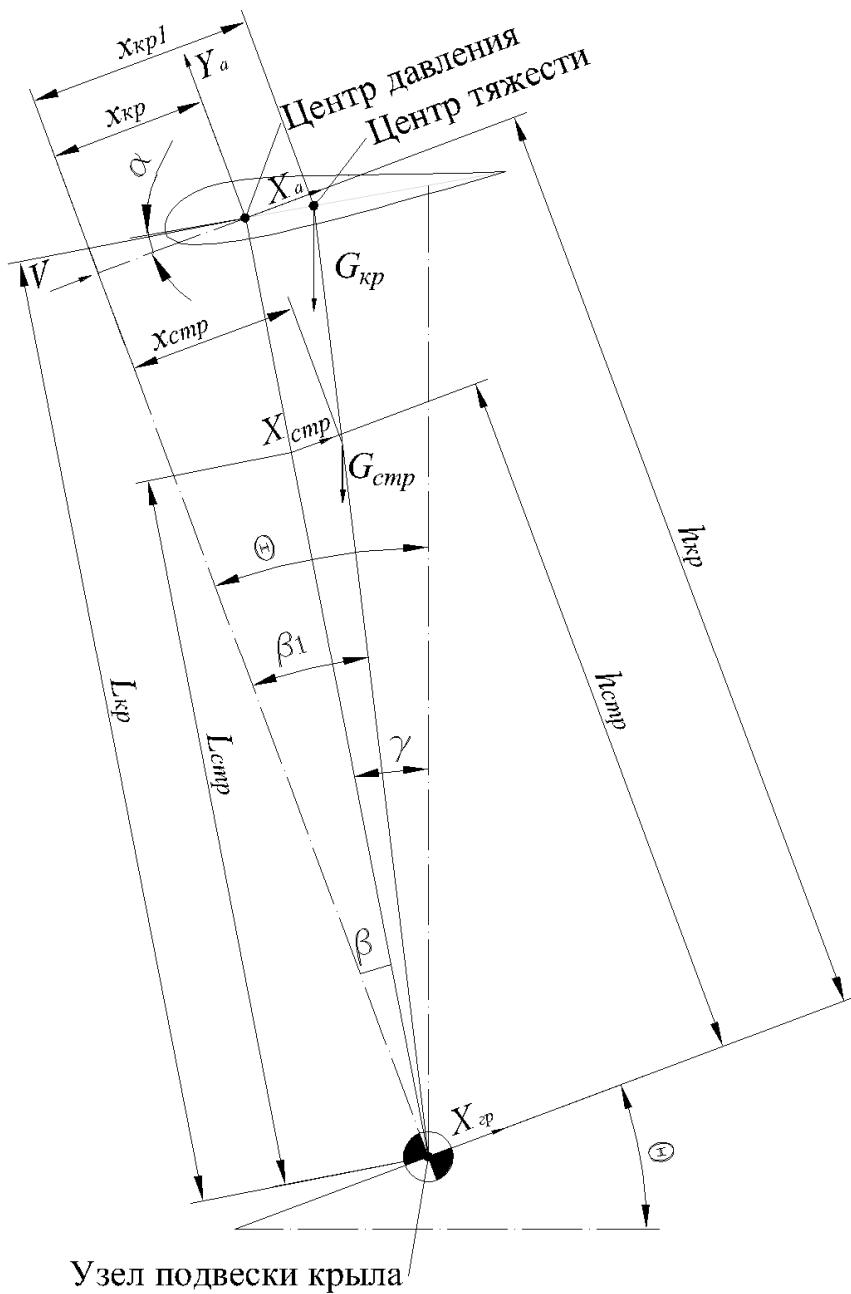


Рис. 3. Схема действия сил и моментов на параплан в планирующем полете

В установившемся планировании проекция суммарного веса системы на направление скорости уравновешивает все силы сопротивления, и мы можем записать

$$G_{\Sigma} \sin \theta = X_{kp} + X_{cnp} + X_{tp}; \quad (3)$$

$$Y_a = G_{\Sigma} \cos \theta.$$

Но тогда согласно определению (1):

$$K_{nn} = \frac{G_{\Sigma} \cos \theta}{X_{kp} + X_{cnp}}. \quad (5)$$

И, соответственно, удельное сопротивление крыла:

$$\frac{X_{kp} + X_{cnp}}{G_{\Sigma}} = \frac{\cos(\beta + \gamma)}{K_{nn}}.$$

Подставив выражение (4) в (3), получим

$$G_{\Sigma} \sin \theta = \frac{G_{\Sigma} \cos \theta}{K_{\text{пп}}} + X_{\text{рп}},$$

из которого удельное сопротивление груза (подвески, платформы, целевой нагрузки):

$$\frac{X_{\text{рп}}}{G_{\Sigma}} = \sin(\beta + \gamma) - \frac{\cos(\beta + \gamma)}{K_{\text{пп}}}.$$

Источники дополнительных погрешностей измерения

Следует заметить, что полетное аэродинамическое качество отличается от стендового (берег моря, морской бриз, пробежки по взлетной полосе) и трубного вследствие различной турбулентности местного течения, как по интенсивности, так и масштабу.

Дополнительная энергетика в турбулентном воздухе приземного или трубного потока уменьшает затраты энергии на турбулизацию пограничного слоя и затягивает срывные режимы на большие углы атаки. Более того, турбулентность с масштабом более хорды крыла приводит к пульсации угла атаки, близкому к таковой при маховых движениях крыла [22].

Уменьшить погрешность измерения вследствие влияния турбулентности потока можно выбором места измерений с протяженной ровной поверхностью, например на льду обширного замерзшего озера, или проведения сравнительных измерений в одном и том же месте при одной и той же балльности ветра. Идеальных условий достигнуть невозможно, но, с другой стороны, и реальные полеты параплана, особенно парение, проходят в турбулентной атмосфере.

На точность полученных результатов также влияют сморщенность и складки на необлетанном и долго хранившемся крыле, искажения аэродинамического профиля мокрого крыла, грязь, песок на крыле, вытянутые стропы и потертысть ткани крыла.

Заключение

Таким образом, показано, что существует возможность измерять аэродинамическое качество мягких крыльев на стропной поддержке с достаточной точностью, с применением измерительных устройств-угломеров на соединительном звене-карабине, присоединенном к свободным концам. При этом имеется возможность определять относительный вклад в общее сопротивление как крыла, так и подвески с пилотом (или любого другого груза). Кроме того, установка датчиков углового положения на соединительных звеньях может оказаться полезной для беспилотных и опционально управляемых систем с мягким крылом, поскольку позволяет контролировать крыло в процессе выведения и резких эволюций, а также осуществлять активную стабилизацию полета [23–29].

Список литературы

1. Коршаковский С. И., Красненков М. А., Марков А. А., Субботин В. Ю. Измерение воздушной скорости летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14, № 3. С. 10–16.
2. Чжо З. Л., Моунг Х. О. Разработка метода оценивания скорости ветра в полете с использованием воздушной скорости самолета // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 152–159.
3. Максимов А. К. Метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 10. С. 893–899.
4. Максимов А. К. Оценка погрешностей косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 7. С. 634–639.
5. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Никитин А. В., Соколова Г. П. Обеспечение динамической точности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 21, № 9. С. 535–543.
6. Корсун О. Н., Николаев С. В. Алгоритм идентификации систематических погрешностей измерений воздушной скорости и аэродинамических углов по данным летного эксперимента // Идентификация систем и задачи управления : тр. X Междунар. науч.-практ. конф. 2015. С. 1016–1032.
7. Корсун О. Н., Николаев С. В., Поплавский Б. К. Идентификация аэродинамических коэффициентов современного маневренного самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Материалы XXVII науч.-техн. конф. по аэrodинамике. М., 2016. С. 142–143.

8. Деревянкин В. П., Павловский А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Влияние технологического разброса на аэродинамические характеристики и погрешности многофункционального приемника воздушных давлений аэродинамических систем самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 163–168.
9. Адамов А. П., Адамова А. А., Семенцов С. Г. Современные материалы в конструкции датчиков для аэрокосмических аппаратов // Надежность и качество сложных систем. 2020. № 1. С. 84–90.
10. Jann T., Greiner-Perth C. A New Type of Airflow Sensor for Gliding Parachutes // 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Denver, USA, 2017. Jun 2.
11. Hummel J., Göhlich D., Schmehl R. Automatic Measurement and Characterization of the Dynamic Properties of Tethered Membrane Wings // Wind Energ. Sci. Discuss. 2018. № 1. P. 20–23.
12. Oehler J., Schmehl R. Aerodynamic Characterization of a Soft Kite by in Situ Flow Measurement // Wind Energy Science. 2019. № 1. P. 1–21.
13. Hummel J., Göhlich D., Schmehl R. Automatic Measurement and Characterization of the Dynamic Properties of Tethered Membrane Wings // Wind Energy Science. 2019. № 1. P. 41–55.
14. Johari H., Yakimenko O., Jann T. Aerodynamic Characterization of Parafoils // Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control. 2015. № 1. P. 199–261.
15. Luo Sh., Tan P., Sun Q. [et al.]. In-flight wind identification and soft landing control for autonomous unmanned powered parafoils // International Journal of Systems Science. 2018. Vol. 49, iss. 5. P. 929–946. doi: 10.1080/00207721.2018.1433245
16. Zhukov K. A., Vyshinsky V. V., Rohacs J. Effects of Atmospheric Turbulence on UAV // Proceedings of the IFFK 2014. Budapest, Hungary, 2014.
17. Maślanka P., Korycki R. Sensitivity of Aerodynamic Characteristics of Paraglider Wing to Properties of Covering Material // AUTEX Research Journal. 2022. Vol. 22, № 1. P. 64–72. doi: 10.2478/aut-2020-0010
18. Bocquet F., Balsley B. B., Tjernström M., Svensson G. Comparing Estimates of Turbulence Based on Near-Surface Measurements in the Nocturnal Stable Boundary Layer // Boundary-Layer Meteorology. 2010. № 1. P. 43–60.
19. Breukels J. An Engineering Methodology for Kite Design // PhD thesis. Delft University of Technology. 2011. URL: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:cdece38a-1f13-47cc-b277-ed64fdda7cdf>
20. URL: <https://comparaglider.com/>
21. URL: https://www.reddit.com/r/freeflight/comments/oduloi/wing.glide_ratios/
22. URL: <https://xcmag.com/magazine-articles/go-further-how-much-does-a-pod-harness-help/>
23. URL: <https://www.simscale.com/forum/t/paraglider-harness-type-comparison/82615/6>
24. URL: <https://x-io.co.uk/open-source-imu-and-ahrs-algorithms/>
25. URL: <https://doi.org/10.3390/s22228996>
26. URL: <https://www.wit-motion.com/proztgid/39.html>
27. URL: <https://zidar.ru/2019/01/28/flyonline-probe/>
28. URL: <https://vector-probe.com/>
29. URL: <https://youtu.be/GkCIBhXeLnA>

References

1. Korshakovskiy S.I., Krasnenkov M.A., Markov A.A., Subbotin V.Yu. Measuring the airspeed of an aircraft. *Vestnik Moskovskogo aviationskogo instituta = Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. 2007;14(3):10–16. (In Russ.)
2. Chzho Z.L., Moun Kh.O. Development of a method for estimating wind speed in flight using aircraft airspeed. *Vestnik Moskovskogo aviationskogo instituta = Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. 2018;25(2):152–159. (In Russ.)
3. Maksimov A.K. Method of indirect measurement of aerodynamic angles of an aircraft using accelerometers and pressure sensors. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Prirodstroyeniye = Proceedings of higher educational institutions. Instrument engineering*. 2019;62(10):893–899. (In Russ.)
4. Maksimov A.K. Estimation of errors in indirect measurement of aerodynamic angles of an aircraft using accelerometers and pressure sensors. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Prirodstroyeniye = Proceedings of higher educational institutions. Instrument engineering*. 2020;63(7):634–639. (In Russ.)
5. Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Nikitin A.V., Sokolova G.P. Ensuring the dynamic accuracy of the aircraft's air signal system with a fixed, non-protruding flow receiver. *Mekhanika, avtomatizatsiya, upravleniye = Mechatronics, automation, control*. 2020;21(9):535–543. (In Russ.)
6. Korsun O.N., Nikolayev S.V. An algorithm for identifying systematic errors in airspeed measurements and aerodynamic angles based on flight experiment data. *Identifikatsiya sistem i zadachi upravleniya: tr. X Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. = Identification of systems and control tasks : proceedings of the X International scientific and practical conference*. 2015:1016–1032. (In Russ.)
7. Korsun O.N., Nikolayev S.V., Poplavskiy B.K. Identification of aerodynamic coefficients of a modern maneuverable aircraft in the operational range of angles of attack. *Materialy XXVII nauch.-tekhn. konf. po aerodinamike = Materials of the XXVII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics*. Moscow, 2016: 142–143. (In Russ.)

8. Derevyankin V.P., Pavlovskiy A.A., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. The influence of technological variation on the aerodynamic characteristics and errors of a multifunctional air pressure receiver of aircraft aerodynamic systems. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviationskaya tekhnika = Proceedings of higher educational institutions. Aviation equipment.* 2022;(1):163–168. (In Russ.)
9. Adamov A.P., Adamova A.A., Sementsov S.G. Modern materials in the design of sensors for aerospace vehicles. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh system = Reliability and quality of complex systems.* 2020;(1):84–90. (In Russ.)
10. Jann T., Greiner-Perth C. A New Type of Airflow Sensor for Gliding Parachutes. *24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.* Denver, USA, 2017; Jun 2.
11. Hummel J., Göhlich D., Schmehl R. Automatic Measurement and Characterization of the Dynamic Properties of Tethered Membrane Wings. *Wind Energ. Sci. Discuss.* 2018;(1):20–23.
12. Oehler J., Schmehl R. Aerodynamic Characterization of a Soft Kite by in Situ Flow Measurement. *Wind Energy Science.* 2019;(1):1–21.
13. Hummel J., Göhlich D., Schmehl R. Automatic Measurement and Characterization of the Dynamic Properties of Tethered Membrane Wings. *Wind Energy Science.* 2019;(1):41–55.
14. Johari H., Yakimenko O., Jann T. Aerodynamic Characterization of Parafoils. *Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control.* 2015;(1):199–261.
15. Luo Sh., Tan P., Sun Q. et al. In-flight wind identification and soft landing control for autonomous unmanned powered parafoils. *International Journal of Systems Science.* 2018;49(5):929–946. doi: 10.1080/00207721.2018.1433245
16. Zhukov K.A., Vyshinsky V.V., Rohacs J. Effects of Atmospheric Turbulence on UAV. *Proceedings of the IFFK 2014.* Budapest, Hungary, 2014.
17. Maślanka P., Korycki R. Sensitivity of Aerodynamic Characteristics of Paraglider Wing to Properties of Covering Material. *AUTEX Research Journal.* 2022;22(1):64–72. doi: 10.2478/aut-2020-0010
18. Bocquet F., Balsley B. B., Tjernström M., Svensson G. Comparing Estimates of Turbulence Based on Near-Surface Measurements in the Nocturnal Stable Boundary Layer. *Boundary-Layer Meteorology.* 2010;(1):43–60.
19. Breukels J. An Engineering Methodology for Kite Design. *PhD thesis. Delft University of Technology.* 2011. Available at: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:cdece38a-1f13-47cc-b277-ed64fdda7cdf>
20. Available at: <https://comparaglider.com/>
21. Available at: https://www.reddit.com/r/freeflight/comments/oduloi/wing.glide_ratios/
22. Available at: <https://xcmag.com/magazine-articles/go-further-how-much-does-a-pod-harness-help/>
23. Available at: <https://www.simscale.com/forum/t/paraglider-harness-type-comparison/82615/6>
24. Available at: <https://x-io.co.uk/open-source-imu-and-ahrs-algorithms/>
25. Available at: <https://doi.org/10.3390/s22228996>
26. Available at: <https://www.wit-motion.com/proztgjd/39.html>
27. Available at: <https://zidar.ru/2019/01/28/flyonline-probe/>
28. Available at: <https://vector-probe.com/>
29. Available at: <https://youtu.be/GkCIBhXeLnA>

Информация об авторах / Information about the authors

Юрий Витальевич Швед

кандидат технических наук,
старший преподаватель кафедры проектирования и
сертификации авиационной техники,
Московский авиационный институт
(Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4)
E-mail: yuriy-shved@mail.ru

Yuri V. Shved

Candidate of technical sciences, senior lecturer
of the sub-department of design and certification
of aviation equipment,
Moscow Aviation Institute
(4 Volokolamskoe highway, Moscow, Russia)

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов /

The author declares no conflicts of interests.

Поступила в редакцию/Received 17.07.2025

Поступила после рецензирования/Revised 10.08.2025

Принята к публикации/Accepted 02.09.2025