

П.И. ИВАНОВ, канд. техн. наук, НИИ аэроупругих систем, Феодосия

ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ СКОРОСТЕЙ ДЛЯ БАЛАНСИРОВОЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ ПЛАНИРУЮЩИХ ПАРАШЮТНЫХ И ПАРАПЛАНЕРНЫХ СИСТЕМ

В работе представлены методика расчета балансировочного положения и алгоритм построения поляры скоростей планирующего парашюта и параплана при отклонении задней кромки крыла.

Проблема исследования динамики движения парашютных и парапланерных систем (ППС) связана с важной практической задачей обеспечения безопасности полетов, сохранения здоровья и жизни пилотов. Последние результаты, в которых начато решение данной задачи, и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работе [1]. Нерешенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с построением моделей и поиском методов оценки балансировочного положения и исследования задач управляемости ППС, что позволит в перспективе существенно сократить интервалы неопределенности при выборе начальных параметров и условий процесса проектирования.

Целью настоящей работы является построение математической модели для оценки балансировочного положения и поляры скоростей, удобных для первичного предварительного анализа.

Условием установившегося снижения планирующих парашютных и парапланерных систем можно считать выполнение равенства сил в проекциях на скоростную систему координат [1]:

$$G \sin q = C_x(a)S \frac{rV^2}{2} \quad (1)$$

$$G \cos q = C_y(a)S \frac{rV^2}{2}, \quad (2)$$

при условиях связи: $C_x(a) = Aa^2 + Ba + C_{x0}$, $C_y(a) = Ea + C_{y0}$, $a = q - J$, где G – вес системы пилот-ППС; q – угол планирования (траекторный угол); a – угол атаки центрального сечения (ЦС) крыла; $C_x(a)$, $C_y(a)$ – коэффициенты лобового сопротивления системы и подъемной силы крыла соответственно; S – площадь крыла; J – установочный угол ЦС крыла; r – плотность воздуха; V – скорость системы; A, B – коэффициенты кривой лобового сопротивления; E – коэффициент кривой подъемной силы; C_{x0}, C_{y0} – коэффициенты лобового сопротивления системы и подъемной силы крыла при

нулевом угле атаки. Параметры A, B, E, C_{x0}, C_{y0} определяются из эксперимента и практически не зависят от установочного угла в связи с небольшим рабочим диапазоном его изменения.

Система должна установиться на некоторый балансировочный угол планирования, который можно определить, если совместно решать систему (1) и (2):

$$\frac{\cos q}{E(q - J) + C_{y0}} = \frac{\sin q}{A(q - J)^2 + B(q - J) + C_{x0}},$$

или же:

$$\operatorname{tg} q = \frac{A(q - J)^2 + B(q - J) + C_{x0}}{E(q - J) + C_{y0}}. \quad (3)$$

Трансцендентное уравнение (3) можно приближенно решить графически и найти его корень, если построить на одном графике тангенсоиду, стоящую в левой части, и функцию, стоящую в правой части уравнения, рис.1.

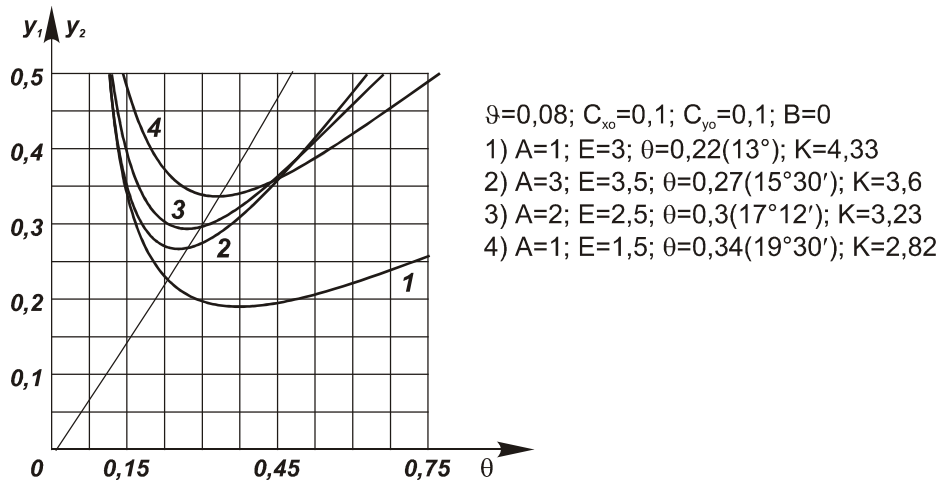


Рис.1 Решение трансцендентного уравнения (3) графическим способом

При относительно небольших углах q , на которых летают парапланерные и ППС с большим аэродинамическим качеством, можно принять: $\sin q \approx q$, $\cos q \approx 1$. Кроме того, для ряда крыльев геометрической и аэродинамической круткой можно добиться, чтобы кривая аппроксимации $C_x(a)$ не содержала коэффициента B . Тогда из уравнения (3) следует:

$$q[E(q - J) + C_{y0}] = A(q - J)^2 + C_{x0},$$

или же

$$q^2(E - A) + q(C_{y0} - EJ + 2AJ) - (AJ^2 + C_{x0}) = 0.$$

Решая это уравнение, получим его один физический корень:

$$q_{\delta} = \frac{-(F) + \sqrt{(F)^2 + 4(E - A)H}}{2(E - A)}, \quad (4)$$

где

$$F = C_{y0} - EJ + 2AJ, \quad H = AJ^2 + C_{x0}.$$

Отметим, что для того, чтобы выражение под радикалом не было отрицательным, необходимо выполнить условие: $E - A > 0$, т.е. $E > A$, учитывая, что $A > 0$ всегда. В некоторых частных случаях, когда оказывается, что $E < A$, необходимо проверить выполнение более сильного условия: $(C_{y0} - EJ)^2 + 4C_{y0}AJ \geq 4C_{x0}(A - E)$, которое в процессах моделирования систем служит для проверки правильности выбора соотношений между коэффициентами C_{y0}, C_{x0}, A, E при заданном значении установочного угла центрального сечения крыла J .

Таким образом, выражение (4) дает возможность оценить балансировочный угол системы q_{δ} , если известны аэродинамические коэффициенты как функции от угла атаки.

Скорость снижения системы и ее составляющие в земной системе координат теперь можно определить по формулам:

$$V = C_b \cdot \sqrt{\frac{\cos q}{C_{y0} + E(q - J)}}, \quad V_x = V \cos q, \quad V_y = V \sin q, \quad (5)$$

где

$$C_b = \sqrt{\frac{2G}{rS}} - \text{баллистический коэффициент.}$$

На кривой полной скорости $V = f(q)$ существует точка устойчивости, абсцисса которой определяется выражением (4). Все же остальное множество точек этой кривой образует траекторию фазовой точки, движущейся к своему устойчивому положению с абсциссой q_{δ} при выводе ее из состояния равновесия внешним воздействием (например, турбулентностью).

На рис.2 представлены графики зависимостей полной скорости от траекторного угла для различных значений удельной массовой нагрузки на крыло.

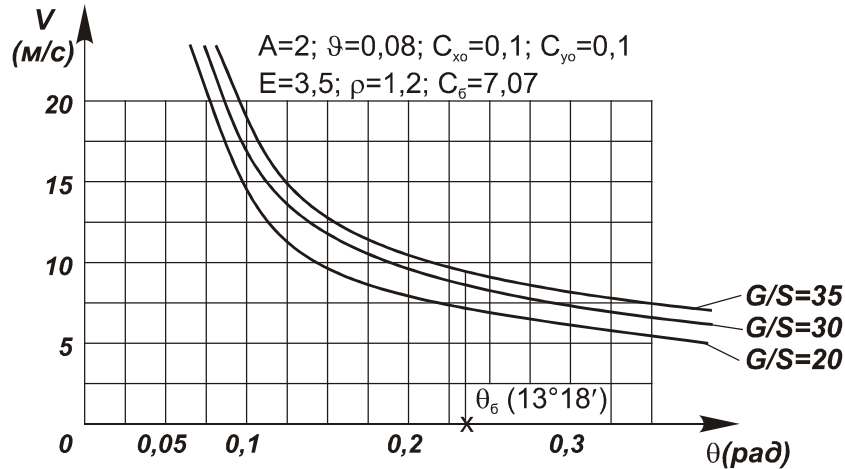


Рис.2. Графики зависимостей полной скорости от траекторного угла

Интересно отметить, что график горизонтальной составляющей скорости $V_x = f(q)$ практически повторяет форму кривой полной скорости, а вертикальной составляющей скорости $V_y = f(q)$ – имеет явно выраженный минимум, рис.3.

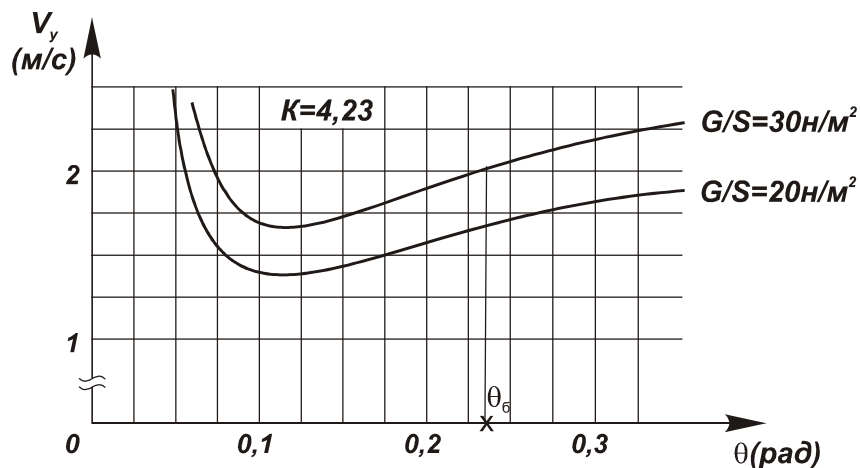


Рис.3 Графики зависимостей вертикальной составляющей скорости от траекторного угла

Отметим также, что величину коэффициентов A и E определяют геометрическая и аэродинамическая крутки, характеристики профилей, а также удлинение крыла. Кроме того, коэффициент A зависит от конструкции стропной системы и ее лобового сопротивления.

Аэродинамическое качество системы в режиме установившегося снижения также можно оценить по балансировочному углу: $K = ctg q_6$.

Таким образом, по аэродинамическим характеристикам системы можно получить ее летно-тактические характеристики. Если же последние не удовлетворяют конструктора, он должен повторить итерацию, изменяя коэффициенты $A, (B)$ и E , изменив аэродинамические характеристики системы $C_x(a), C_y(a)$. Алгоритм повторяется до тех пор, пока не будет найдено оптимальное решение.

Пусть теперь пилот одновременно, плавно и последовательно увеличивает ход d строп управления (СУ), например, выстраивая глиссаду предпосадочного планирования. При отклонении СУ для модели можно принять примерно постоянными значения коэффициентов A и E и линейными законы изменения коэффициентов:

$$C_{x0}(\bar{d}) = k_x \bar{d} + C_{x0}; \quad C_{y0}(\bar{d}) = k_y \bar{d} + C_{y0},$$

где $\bar{d} = \frac{d}{d_{\max}}$; d_{\max} - максимально допустимый ход СУ; k_x, k_y -

коэффициенты, определяемые сопротивлением системы в целом и несущими свойствами профильного набора крыла соответственно.

Тогда в процессе управления система будет занимать ряд промежуточных балансировочных положений, и можно построить поляру скоростей планирования для ряда промежуточных значений хода СУ.

Алгоритм вычислений для построения поляры планирования заключается в следующем.

Вначале задается ход СУ d , затем вычисляются значения \bar{d} , $C_{x0}(\bar{d})$, $C_{y0}(\bar{d})$, балансировочный угол системы q_b , полная скорость системы V в балансировочном положении и ее составляющие V_x и V_y .

На рис.4 представлены поляры скоростей для двух практически важных случаев – планирующего парашюта ($k_x = k_y = 0,5$) и парaplана ($k_x = 0,5; k_y = 1$). Анализ полярных кривых показывает, что уменьшение скорости системы наиболее эффективно в начале процесса торможения (т.е. одновременного отклонения СУ), и эффективность торможения падает в конце процесса (при $d \rightarrow d_{\max}$).

Кроме того, у парaplана заметно уменьшение вертикальной составляющей скорости, что повышает надежность безопасной посадки.

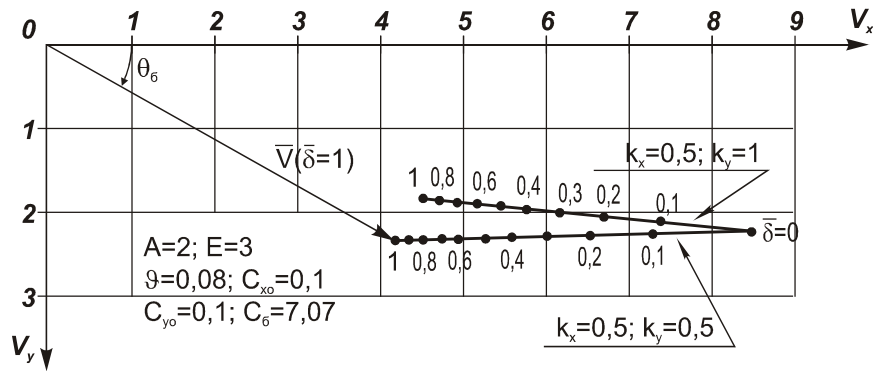


Рис.4 Поляры скоростей для планирующего парашюта и параплана

Выводы. Результаты работы позволяют выполнять предварительную оценку характеристик балансировочного положения системы пилот-ППС - скорости и аэродинамического качества по величинам известных коэффициентов сопротивления и аэродинамической подъемной силы. Рассмотрен характер изменения скорости статически устойчивой системы в режиме посадки. В перспективе дальнейших исследований планируется совершенствование рассмотренной модели с учетом динамики системы объект-ППС.

П. І. Іванов. Побудова поляри швидкостей для балансованого положення планируючих парашютних та парапланерних систем.

РЕЗЮМЕ. У роботі представлені методика розрахунку балансованого положення й алгоритм побудови поляри швидкостей планируючого парашуту та параплану при відхиленні задньої крайки крила.

P. I. Ivanov. **The Constructing of Velocity Polar for the Balance in Pitch of Gliding Parachute and Paraplane Systems.**

SUMMARY. The report covers the methods of calculating of balance in pitch and algorithm of constructing of velocity polar of gliding parachute and paraplane with trailing-edge wing drooping.

Список использованной литературы

1. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов. Феодосия.: Гранд-С, 2001. – 262с.
2. Иванов П.И. Эксплуатация параплана. Феодосия.: Гранд-С, 2002.– 76с.

Поступила в редколлегия 28.05.03