

УДК 629.735.33-519:519-87:621.396.933(043.5)

Е.С. Плахотнюк

Национальный авиационный университет, Киев

ВАЖНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАИВЫГОДНЕЙШЕЙ ЦЕНТРОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Необходимость балансировки летательного аппарата приводит к возрастанию лобового сопротивления за счет отклонения органов управления, изменения углов атаки, а также изменения центровки летательного аппарата. В данной работе рассмотрено изменение балансировочного сопротивления беспилотного летательного аппарата за счет изменения его центровки и выведено его оптимальное значение для конкретного беспилотного летательного аппарата в стационарных условиях полета.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, дальность полета, аэродинамическое качество, центровка, балансировка летательного аппарата, аэронавигационная дальность, снос потока, лобовое сопротивление, индивидуальные особенности.

Введение

Постановка проблемы. Для беспилотных летательных аппаратов дальность и продолжительность полета являются важнейшими характеристиками. Эти характеристики в основном зависят от количества топлива, выбранного режима полета и метеорологических явлений.

Одним из важнейших направлений исследований в дальности и продолжительности полета беспилотных летательных аппаратов является исследование вопросов, касающихся снижения потерь аэродинамического качества на балансировку.

Постановка задачи. Максимальная дальность полета при ограниченном количестве топлива зависит от минимизации его расходов во время полета. Такая минимизация требует как учета летно-технических характеристик данного беспилотного летательного аппарата, так и метеорологических условий полета. К летно-техническим характеристикам относятся особенности компоновки, балансировка воздушного судна и его индивидуальные особенности. К метеорологическим условиям полета относятся ветер разных направлений, дождь, температура воздуха.

Основной раздел

К индивидуальным характеристикам рассматриваемой модели относится смещение центра масс по оси y . Важность этого параметра заключается в определении зависимости балансировочных отклонений стабилизаторов от вертикального расстояния \bar{y}_p между центром масс и вектором тяги двигателей. При большом значении \bar{y}_p , дополнительные отклонения стабилизатора $\Delta\varphi_{ст}$, необходимые для компенсации момента от сил лобового сопротивления могут быть значительными. Это в свою очередь по-

влечет за собой дополнительные расходы топлива. Полет БПЛА на предельную дальность определяется личными условиями, влияющими на аэродинамику, а также режимы работы двигателей. Одним из важнейших параметров, определяющих дальность полета, является аэродинамическое качество.

Реальное эксплуатационное аэродинамическое качество отличается от расчетного и трубного значений. Качество зависит от балансировки самолета, как в продольном, так и в боковом движениях, различных атмосферных условий – ливневых осадков, турбулентности атмосферы. Кроме того, в процессе управления полетом летательного аппарата возникают погрешности управления, смещение центровки, наблюдается запаздывание в управлении.

Поэтому для оценки аэронавигационной дальности полета необходимо знать не только расходные характеристики двигателя, но и эксплуатационную поляру БПЛА [1].

В аэронавигационных автоматизированных комплексах необходимо учитывать причины, приводящие к росту аэродинамического сопротивления [2].

При анализе режимов полета необходимо использовать балансировочную поляру ЛА. При этом возникает задача определения оптимального отклонения органов управления или механизации крыла, которые обеспечат наименьшее лобовое сопротивление. Эту задачу можно решать на основе принципа суперпозиции, то есть определения оптимального отклонения органов управления или механизации крыла можно осуществлять независимо от уравнений движения материальной точки из условия наименьшего значения коэффициента лобового сопротивления и равновесия моментов при каждом значении коэффициента подъемной силы. В результате найдется оптимальная балансировочная поляра. Так для определения оптимальных углов отклонения органов

управления рассматриваются поляры самолета или горизонтального оперения. Исходя из условия, чтобы при каждом коэффициенте подъемной силы ЛА было такое значение угла отклонения закрылков, при котором обеспечивается минимальное значение коэффициента лобового сопротивления C_x .

Очевидно, что для большей экономичности полета целесообразно обеспечивать посредством оптимального регулирования параметров управления аэродинамической конфигурации наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления ЛА с учетом его балансировки. Этому условию соответствует, во-первых, оптимальное положение центра масс, как правило наиболее заднее из допустимых, а, во-вторых, минимальная величина коэффициента лобового сопротивления горизонтального оперения, которое достигается при оптимальном положении руля высоты.

Методика расчета балансировочных поляр

В работе приведен расчет балансировочных потерь в горизонтальном полете при различных условиях по методике [3], учтены индивидуальные особенности рассматриваемой модели БПЛА, оценены дополнительные потери от отклонения боковых органов управления. Показано, что потери могут возрастать существенно при попадании в ливень. Приведенные расчеты показывают, что максимальное аэродинамическое качество может уменьшиться до 15%. Это существенно влияет на дальность полета, так как минимальный километровый расход топлива соответствует максимальному аэродинамическому качеству, зависит также от массы самолета и удельного расхода топлива двигателем.

Последовательность определения $\Delta \bar{C}_x_{бал}$ проводим по методике[3]:

1. Задаем данные по исходной продувочной поляре (рис. 1) и данным продольной балансировки (рис. 2)

2. Определяются коэффициенты квадратичной поляры самолета без ГО $C_{x_{бго.мин}}$, $C_{y_{бго.мин}}$ по координатам трех задаваемых точек

$$X_1 = C_{x_{бго1}}, Y_1 = C_{y_{бго1}}, X_2 = C_{x_{бго2}};$$

$$Y_2 = C_{y_{бго2}}, X_3 = C_{x_{бго3}}, Y_3 = C_{y_{бго3}};$$

$$C_{y_{бго.мин}} = \frac{(X_1 - X_3)(Y_1^2 - Y_2^2) - (X_1 - X_2)(Y_1^2 Y_3^2)}{2(X_1 - X_2)(Y_3 - Y_1) - (X_1 - X_3)(Y_2 - Y_1)};$$

$$B_{бго} = \frac{X_1 - X_2}{(Y_1 - C_{y_{бго.мин}})^2 - (Y_2 - C_{y_{бго.мин}})^2};$$

$$C_{x_{бго.мин}} = X_1 - B_{бго}(Y_1 - C_{y_{бго.мин}})^2$$

3. Для крейсерской скорости полета определяем следующие коэффициенты согласно[3, 5]:

$$B_{го} = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}}; \quad \eta = 1 + \frac{B_{го}}{B_{бго}} \frac{1}{S_{го}}; \quad d = (\epsilon_{ср}^\alpha - 2) B_{бго}.$$

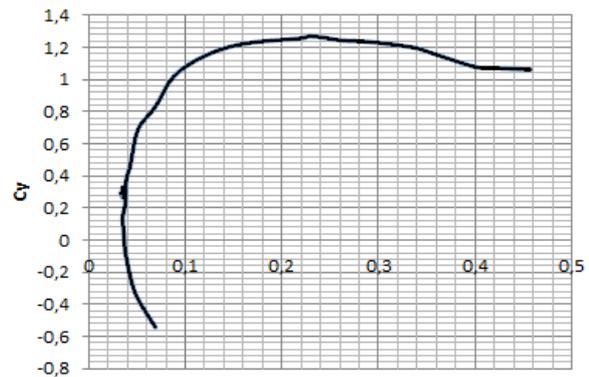


Рис. 1. Продувочная поляра БПЛА

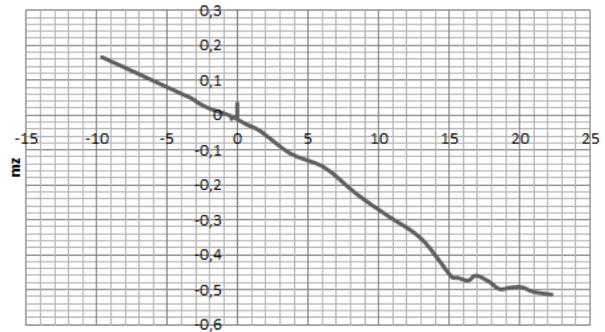


Рис. 2. Продольная балансировка

При нормальной аэродинамической схеме горизонтальное оперение (ГО) работает в поле вертикального C_p , индуцированного крылом. При анализе продольной устойчивости таких компоновок часто пользуются осредненным углом его скос потока в области ГО (угол его считается положительным, когда вертикальная составляющая местной скорости направлена вниз). Угол его может быть найден из сопоставления экспериментальных зависимостей коэффициента момента тангажа от угла атаки, полученных для модели с установленным ГО и без него. Вертикальный скос потока за крылом обычно существенно изменяются по высоте. Поэтому при изменении угла атаки самолета нормальной схемы, условия обтекания ГО оказываются различными, что может приводить к сильным нелинейным изменениям продольной статической устойчивости. В связи с этим очень важно учитывать скос потока за крылом и выбор оптимального расположения ГО.

Производная скоса по углу атаки:

$$\epsilon_{ср}^\alpha = 46,2 \frac{C_{y_a}}{\lambda} k_x k_y k_\eta k_\chi;$$

$$k_x = 1,55 - 0,85 \left(2 \frac{L_{го}}{1}\right) + 0,3 \left(2 \frac{L_{го}}{1}\right)^2;$$

$$k_y = 1 - 1,7 \left(2 - 2 \frac{Y_{го}}{1}\right) 2 \frac{Y_{го}}{1};$$

$$k_\eta = (0,45 - 0,017\lambda)(2 - 2/\lambda);$$

$$k_\chi = (1 + 0,15 \sin^2 \chi_{0,25});$$

$$c = \epsilon_0 - 2B_{го} C_{y_{бго.мин}} \frac{1}{S_{го}} + 2B_{бго} C_{y_{бго.мин}}.$$

Коефіцієнт балансирувального супротивлення:

$$C_{x_{\min 1}} = C_{x_{\text{бгomin}}} + C_{x_{\text{гоmin}}} \bar{S}_{\text{го}} + B_{\text{бго}} C_y^2 + B_{\text{бго}} \frac{1}{\bar{S}_{\text{го}}} C_{y_{\text{гоmin}}}^2.$$

Относительное плечо горизонтального оперения:

$$\bar{L}'_{\text{го}} = \bar{L}_{\text{го}} + m_{z_{\text{бго0}}}^{\text{cy}},$$

где ϵ_0 ; $\epsilon_{\text{ср}}^{\alpha}$ – принимаются равными значению при соответствующей крейсерской скорости; $m_{z_{\text{бго0}}}^{\text{cy}}$ – принимается равным значению запаса продольной статической устойчивости самолета без ГО при исходной центровке $\bar{X}_T = 0,249$; $B_{\text{го}}, C_{x_{\text{бгomin}}}, C_{y_{\text{бгomin}}}$ – принимаются равными значениям, определенным в п.1. для соответствующих чисел $\bar{S}_{\text{го}} = 0,167$; $C_{x_{\text{гоmin}}}, C_{y_{\text{гоmin}}}$ – коэффициенты поляры горизонтального оперения для соответствующей крейсерской скорости; $B_{\text{бго}}, V_{\text{го}}$ – коэффициенты отвала поляры горизонтального оперения; $\bar{S}_{\text{го}}$ – относительная площадь горизонтального оперения; ϵ_0 – угол скоса потока при $\alpha = 0$; C_p – коэффициент тяги двигателей; \bar{y}_p – относительное плечо суммарной силы тяги; $m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}}$ – запас продольной устойчивости самолета без ГО; $C_{x_{\text{бгomin}}}, C_{x_{\text{гоmin}}}$ – минимальные коэффициенты лобового сопротивления самолета без ГО и ГО; $C_{y_{\text{бгomin}}}$ и $C_{y_{\text{гоmin}}}$ – коэффициенты подъемной силы самолета без ГО и ГО при $C_{x_{\text{бгomin}}}$ и $C_{x_{\text{гоmin}}}$ соответственно; $m_{z_{\text{бго}}}$ – коэффициент продольного момента самолета без ГО при $C_{y_{\text{бго}}} = 0$.

4. Для нужного значения скорости, высоты полета и полетного веса определяем:

$$C_y = mg / \left((\rho V^2 / 2) \cdot S \right); \quad m_{z_{\text{бго1}}} = m_{z_{\text{бго}}} - C_p \bar{y}_p;$$

$$C_p = C_{x_{\min 1}} + B_{\text{бго}} (C_y - C_{y_{\text{бгomin}}})^2.$$

5. Для каждого сочетания скорости V , высоты H , полетного веса mg путем варьирования значений i шагом изменения \bar{X}_T , находим коэффициенты:

$$m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}} = m_{z_{\text{бго0}}}^{\text{cy}} + i \Delta X_{T_i}$$

$$k = \frac{m_{z_{\text{бго1}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}} d + c \frac{m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}} + 2\eta \frac{m_{z_{\text{бго1}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}} \frac{m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}};$$

$$B_1 = B_{\text{бго}} + d \frac{m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}} + B_{\text{бго}} \eta \left(\frac{m_{z_{\text{бго}}}^{\text{cy}}}{\bar{L}'_{\text{го}}} \right)^2; \quad B_2 = B_{\text{бго}} + k.$$

В качестве варьируемой величины будет использоваться центровка:

$$\bar{X}_T = \bar{X}_{T_0} + i \Delta \bar{X}_{T_i},$$

где \bar{X}_{T_0} – исходное значение центровки; i – шаг изменения; $\Delta \bar{X}_T = 0,01$.

6. Для каждого сочетания скорости V , высоты H , полетного веса mg и центровки X_T находим:

$$C_{x_{\text{бал}}} = C_{x_{\min 2}} + B_1 C_y^2 + B_2 C_y;$$

$$\Delta C_{x_{\text{бал}}} = C_{x_{\text{бал}_i}} - C_{x_{\text{бал}_{i=0}}}.$$

7. Общий подход к определению оптимальных характеристик основан на сравнении относительно го изменения коэффициента лобового сопротивления. Определяем:

$$\Delta \bar{C}_{x_{\text{бал}}} = 100 \frac{\Delta C_{x_{\text{бал}}}}{C_{x_{\text{бал}_{i=0}}}} \%.$$

Выводы

Балансировка БПЛА определяется положением центра тяжести относительно фокуса самолета. Исходное положение центра масс $\bar{X}_T = 0,249$, полученное положение центра масс, при котором достигается максимальное снижение сопротивления балансировки достигает 2,73% при $\bar{X}_T = 0,36$.

Такое снижение сопротивления позволит увеличить максимальную дальность полета на 5 – 7%.

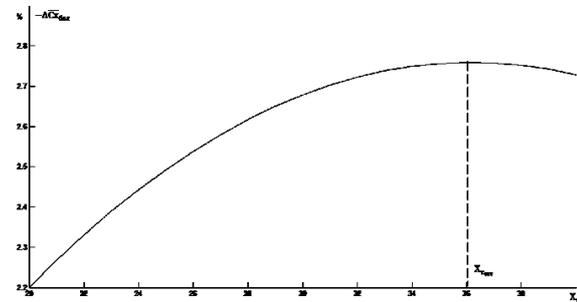


Рис 3. Изменение относительного прироста коэффициента лобового сопротивления при изменении центровки \bar{X}_T

В дальнейших исследованиях планируется определение оптимального выведения самолета в область достижимости на траектории сложного профиля [4].

Список литературы

1. Ударцев Е.П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: учеб. пособ. / Е.П. Ударцев, А.М. Переверзев, С.А. Ищенко. – К.: КМУГА, 1998 – 136 с.
2. Скрипниченко С.Ю. Экономия авиатоплива за счет снижения потерь аэродинамического качества на балансировку / С.Ю. Скрипниченко // Гос НИИГА «Вопросы аэродинамики и прочности ГЛА». – М., 1981. – Вып. 202. – С. 45-48.
3. Беспилотные летательные аппараты. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / Под ред. В.И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.
4. Скрипниченко С.Ю. Оптимизация режимов полета по экономическим критериям / С.Ю. Скрипниченко. – М.: Машиностроение, 1988. – 152 с.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Оборонгиз, 1962. – 548 с.

Поступила в редколлегию 17.07.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.П. Ударцев, Национальный авиационный университет, Киев.

**ВАЖЛИВІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ НАЙВИГІДНІШОЇ ЦЕНТРОВКИ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ
ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ МАКСИМАЛЬНОЇ ДАЛЬНОСТІ ПОЛЬОТУ**

Є.С. Плахотнюк

Необхідність балансування літального апарату призводить до зростання лобового опору за рахунок відхилення органів керування, зміни кутів атаки, а також зміни центрування літального апарату. У даній роботі розглянута зміна балансувального опору безпілотного літального апарату за рахунок зміни його центровки і виведено його оптимальне значення для конкретного безпілотного літального апарату в стаціонарних умовах польоту.

Ключові слова: *Безпілотний літальний апарат, дальність польоту, аеродинамічна якість, центровка, балансування літального апарату аеронавігаційна дальність.*

**THE IMPORTANCE OF DETERMINING THE MOST ADVANTAGEOUS ALIGNMENT UNMANNED AIRCRAFT TO
DETERMINE THE MAXIMUM RANGE**

Ie.S. Plakhotniuk

The need to balance the aircraft leads to an increase in drag due to the deviation of controls, change the angle of attack, as well as changes in the alignment of the aircraft. In this paper, we consider the change of resistance of the balancing unmanned aerial vehicle by changing its alignment and displays its optimal value for a particular unmanned aerial vehicle in stationary flight conditions.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, range, glide, alignment, balancing aircraft aeronautical range.*