ПРОБЛЕМИ НА ИДЕНТИФИКАЦИЯТА НА АЕРОДИНАМИЧНИТЕ КОЕФИЦИЕНТИ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ

Николай Пътев

Резюме *Аеродинамичните коефициенти са нелинейни и нестационарни функции на много променливи. От тяхното точно определяне зависи качеството на работа на системите за автоматично управление на безпилотните летателни апарати. Разглеждат се проблемите, възникващи при тяхната идентификация и начини за решаването на част от тях.*

PROBLEMS TO IDENTIFICATION AERODYNAMICS COEFFICIENTS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

Nikolay Ptev

Abstract *Aerodynamics coefficients are nonlinear and non time invariant function of multiple arguments. Their accuracy definitions determine quality automotive control systems of unmanned aerial vehicles. They are considered problems to their identifications and methods of the decision on some from them*

Параметрите на режима на полета на безпилотните летателни апарати се изменят в по-широки граници, отколкото на пилотираните. Отсъствието на човек дава възможност те да извършват маньоври с много по-големи претоварвания. Вследствие на това се променя динамиката им като обект за управление.

Отсъствието на летец поставя пред системите за автоматично управление на безпилотните летателни апарати по-високи изисквания по отношение на качеството на управление. Вследствие на това се променят и методите за анализ и синтез на такива системи.

Движението на самолета като твърдо тяло с шест степени на свобода в свързана координатна система се описва с уравненията на Ойлер:

Годишник на ТУ – София, т. 54, кн. 1 / 2004 г.
Proceedings of the TU of Sofia, vol. 54, № 1 / 2004

$$
\begin{aligned}
& m(V_x' + \omega_y V_z - \omega_z V_y) = X_1 - mg\sin\nu \\
& m(V_y' + \omega_z V_x - \omega_x V_z) = Y_1 - mg\cos\gamma\cos\nu \\
& m(V_z' + \omega_x V_y - \omega_y V_x) = Z_1 + mg\sin\gamma\cos\nu \\
& I_x\omega_x' + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = M_{x1} \\
& I_y\omega_y' + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_{y1} \\
& I_z\omega_z' + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x = M_{z1}
\end{aligned} \qquad (1)
$$

В стационарния случай силите и моментите са функции на много параметри:

$$M_{y1} = M_{y1}(\omega_y, \beta, \omega_x, \delta_н, \delta_e, q, M, \alpha) \qquad (2)$$

В нестационарния случай те зависят и от производни на параметрите:

$$M_{z1} = M_{z1}(\alpha, \omega_y, \alpha', \delta_в, q, M) \qquad (3)$$

Експерименталното определяне на тези характеристики се извършва в аеродинамична тръба. Измерванията са статични и резултатите са семейство параметрични характеристики, представящи функция на няколко променливи.

Определянето на тези характеристики може да се разглежда в частен случай като идентификационна задача [5]. Практическото и решаване е възможно при следните допускания:

1. Диапазона на изменение параметрите на полета е малък.
2. Силите и моментите добре се апроксимират с прости линейни функции в целия диапазон на параметрите на полета.

Нека се разглежда само страничното движение на самолет (уравнения 3, 4 и 5 от Формула (1).) и Z_1, M_{x1} и M_{y1} са линеаризирани чрез разлагане в ред на Тейлор по отношение на $V_z, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_в$ с отчитане на малката им зависимост от някои параметри [4] се получава:

$$
\begin{aligned}
& Z_1 = S\rho\frac{V^2}{2}\frac{dc_z}{d\beta}\beta + \ldots\ldots \\
& M_{x1} = ls\rho\frac{V^2}{2}(\frac{dm_x}{d\beta}\beta + \frac{dm_x}{d\omega_x}\omega_x + \frac{dm_x}{d\omega_y}\omega_y + \frac{dm_x}{d\delta_e}\delta_e + \ldots \\
& M_{z1} = ls\rho\frac{V^2}{2}(\frac{dm_y}{d\beta}\beta + \frac{dm_y}{d\omega_x}\omega_x + \frac{dm_y}{d\omega_x}\omega_x + \frac{dm_y}{d\delta_н}\delta_н + \ldots.
\end{aligned} \qquad (4)
$$

В този случай, линеаризираното уравнение на страничното движение ще има вида:

$$
\begin{aligned}
& (s + n_{11})\beta + n_{12}\overline{\omega}_x + n_{13}\overline{\omega}_y + n_{14}\gamma = 0 \\
& n_{21}\beta + (s + n_{22})\overline{\omega}_x + n_{23}\overline{\omega}_y + n_{2e}\delta_e = 0 \\
& n_{31}\beta + n_{32}\overline{\omega}_x + (s + n_{33})\overline{\omega}_y + n_{3e}\delta_e + n_{3н}\delta_н = 0 \\
& n_{42}\overline{\omega}_x + n_{43}\overline{\omega}_y + s\gamma = 0
\end{aligned} \qquad (5)
$$

При записани входни и изходни данни можем да използваме класическите методи за идентификация [3] за определяне на коефициентите $n_{21}, n_{22}, n_{23}, n_{2e}, n_{31}, n_{32}, n_{33,}, n_{3e}, n_{3н}$, които имат вида:

$$
\begin{aligned}
& n_{23} = \mu_1\frac{dm_x}{d\overline{\omega}_x} \\
& \mu_1 = \frac{lmV}{2I_x}
\end{aligned} \qquad (6)
$$

Получените по този начин аеродинамични коефициенти са в сила само за определен режим на полета и при неговата промяна идентификационната процедура трябва да се повтаря отново.

Определянето на многопараметрични семейства характеристики, представящи функция на много променливи в широк диапазон на изменение на аргументите е сложна задача, ако се основава на статически измервания.

При търсенето на нови методи на идентификация на аеродинамичните коефициенти е важно да се определи аналитичната форма за представяне на характеристиките, тъй като това дава възможност за синтез на оптимално управление на нелинеен обект. При линейно представяне се изисква определянето на първите частни производни в точка, съответстваща на несмутеното движение. При линейно-отсечково представяне се изисква определянето на първите частни производни в предварително избрана съвкупност от точки. При полиномиалното представяне се изисква определянето на старшите частни производни до определен ред.

Един от методите за идентификация на аеродинамичните коефициенти според [5] е методът на синхронното детектиране, частен случай на корелационния метод. Нека е поставена задачата за идентифициране на моментните характеристики при зададени скорост, плътност на въздуха и число М.

$$
\begin{aligned}
& M_{x1} = M_{x1}(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_н, \delta_e, \delta_в) \\
& M_{y1} = M_{y1}(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_н, \delta_e, \delta_в) \\
& M_{z1} = M_{z1}(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_н, \delta_e, \delta_в)
\end{aligned} \qquad (7)
$$

където някои от оказаните зависимости може да са слабо изразени.

Първата задача е определяне на първите частни производни чрез продухване в аеродинамична тръба.

Несмутеният режим има вида:

$$\alpha = \alpha_0, \qquad \beta = \beta_0, \qquad \delta_{в} = \delta_{в0}, \ldots\ldots\ldots$$

като параметрите на несмутения режим могат да са или постоянни или зададени функции на времето. На продуханият модел се осигуряват движение или положение плюс малки колебания по всички разглеждани параметри.

$$\alpha = \alpha_0 + \delta\alpha, \quad \beta = \beta_0 + \delta\beta, \quad \delta_{в} = \delta_{в0} + \delta\delta_{в}, \ldots\ldots\ldots$$

Колебанията могат да са както регулярни така и случайни. Честотният им диапазон е силно ограничен от енергийните условия, инерционноста на датчиците и нестационарността на процесите. Горната граница на честотите е десетки херца. Колебанията могат да се задават и чрез кормилните плоскости.

За удобство при изчисленията колебанията трябва да са ортогонални, т.е средното значение за някакъв интервал от време на производната на ортогоналното колебание да е равно на нула.

$$\overline{\delta\alpha\delta\beta} = 0, \qquad \overline{\delta\alpha\delta\omega_x} = 0, \ldots\ldots$$

Като се има в предвид, че пробните колебания са с малка големина, то пулсациите на моментите предизвикани от тези пробни колебания може да се представи във вида:

$$\begin{aligned}
\delta M_{x1} &= \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\alpha}\right)_0 \delta\alpha + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\beta}\right)_0 \delta\beta + \ldots\ldots + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \delta\delta_{в} \\
\delta M_{y1} &= \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial\alpha}\right)_0 \delta\alpha + \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial\beta}\right)_0 \delta\beta + \ldots\ldots + \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \delta\delta_{в} \qquad (8) \\
\delta M_{z1} &= \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial\alpha}\right)_0 \delta\alpha + \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial\beta}\right)_0 \delta\beta + \ldots\ldots + \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \delta\delta_{в}
\end{aligned}$$

Сигналите са пропорционални на пулсациите на моментите. Те се умножават по сигналите на пробните колебания и се осредняват. В резултат на това се получават величините:

$$\begin{aligned}
\overline{\delta M_{x1}\delta\alpha} &= \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\alpha}\right)_0 \overline{\delta\alpha^2} + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\beta}\right)_0 \overline{\delta\beta\delta\alpha} + \ldots\ldots + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \overline{\delta\delta_{в}\delta\alpha} \\
\overline{\delta M_{x1}\delta\beta} &= \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\alpha}\right)_0 \overline{\delta\alpha\delta\beta} + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\beta}\right)_0 \overline{\delta\beta^2} + \ldots\ldots + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \overline{\delta\delta_{в}\delta\beta} \qquad (9) \\
&\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
\overline{\delta M_{x1}\delta\delta_{в}} &= \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\alpha}\right)_0 \overline{\delta\alpha\delta\delta_{в}} + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\beta}\right)_0 \overline{\delta\beta\delta\delta_{в}} + \ldots + \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\delta_{в}}\right)_0 \overline{\delta\delta_{в}^2}
\end{aligned}$$

и аналогично за величините $\overline{\delta M_{y1}\delta\alpha}\ldots\ldots\overline{\delta M_{y1}\delta\delta_{в}}$ и $\overline{\delta M_{z1}\delta\alpha}\ldots\ldots\overline{\delta M_{z1}\delta\delta_{в}}$.

Съотношенията (9) се явяват линейни уравнения относно търсените частните производни:

$$\left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\alpha}\right)_0, \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial\beta}\right)_0 \ldots\ldots$$

Подобни съотношения могат да се запишат и за частните производни от по-висок ред и аналитично да се представи търсената функция във вид на полином.

Идентификацията на аеродинамичните коефициенти може да бъде извършвана и по данните от записи на параметрите на полета. Това, което е рисковано за пилотируемите апарати е безопасно за безпилотните.

Идентификацията се извършва по така наречения метод на ъгловите ускорения [6] по записаните данни от случаен или планиран предварително маньовър. Той може да се прилага както при линеен, така и при нелинеен характер на изменение на аеродинамичните моменти. Методът изисква предварително да бъде известен инерционния момент. Ъгловите ускорения се получават или от датчици или чрез диференциране на ъгловите скорости.

За определяне на надлъжните моменти по метода на ъгловите ускорения е целесъобразно по време на полет да се извърши маньовър с импулс на кормилото за височина, след което то да се върне в изходното неутрално положение. Необходими са записите на измененията във времето на ω_z и α.

В участъка, където положението на кормилото за височина е фиксирано, движението на самолета е свободно. Ако то има затихващ колебателен характер то зависимостите $\dot{\alpha} = f(\alpha)$ и $\dot{\omega}_z = f(\alpha)$ имат вид на спирала свиваща се към центъра. За построяване на тези спирали се изисква само записване на α и ω_z по време на полет.

За определяне на аеродинамичните моменти е необходимо да се извършат сечения на тази спирала при редица от ъгли на атаката. Тези сечения съответстват на сеченията на повърхността на ъгловите скорости с параметър $\delta_{в}$ с вертикални плоскости $\alpha = const$. По резултатите от сеченията се строят зависимостите $\dot{\omega}_z = f(\dot{\alpha})$ определящи изменението на надлъжният момент във функция на $\dot{\alpha}$.

Ако вземем нарастването на ъгловото ускорение от точка съответстваща на $\dot{\alpha} = 0$ ще определим демфиращия надлъжен момент.

$$\Delta M_z^*(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в}) = J_z \Delta\dot{\omega}_z(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в})$$

където

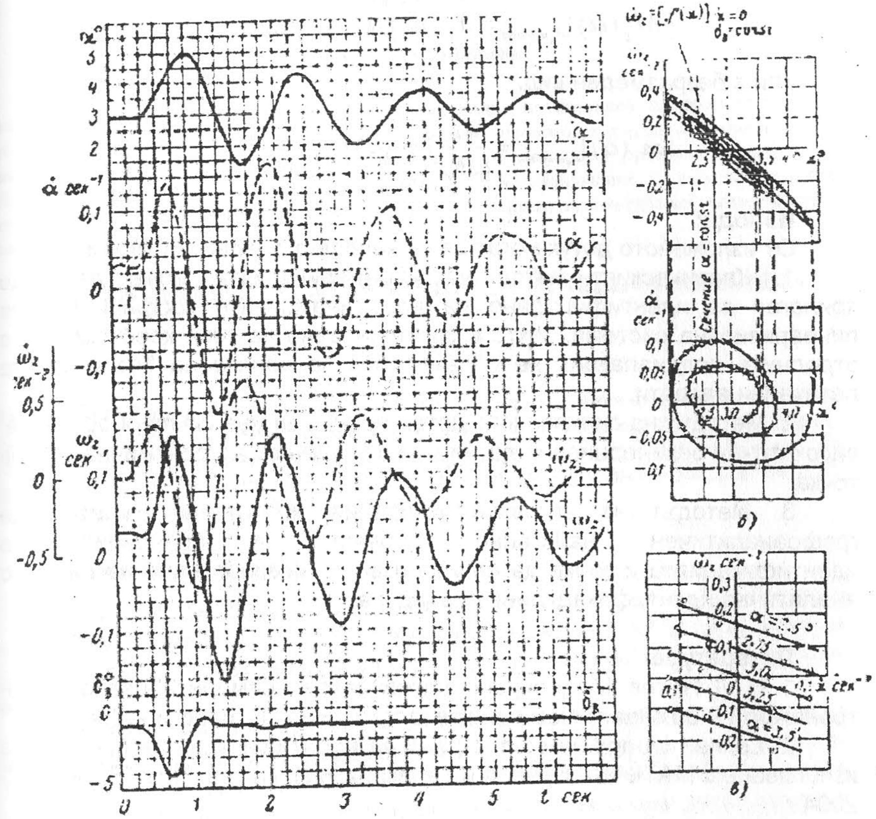
$$\Delta\dot{\omega}_z = \dot{\omega}_z(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в}) - [\dot{\omega}_z(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в})]_{\dot{\alpha}=0}$$

Диференцирайки получените зависимости по $\dot{\alpha}$ получаваме:

$$\frac{\partial \Delta M_z^*(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в})}{\partial \dot{\alpha}} = J_z \frac{\partial \Delta\dot{\omega}_z(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в})}{\partial \dot{\alpha}} \qquad (10)$$

Като преминем към безразмерни коефициенти получаваме:

$$\Delta m_z^*(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в}) = \frac{J_z}{qSb_A} \Delta\dot{\omega}_z(\dot{\alpha}, \alpha, \delta_{в}) \qquad (11)$$



Фиг. 1.

Надлъжният статически момент с отчитане на демфирането при движение по криволинейна траектория $M_z^*(\alpha)$ се определя чрез пресичане на повърхността на ъгловите ускорения съответстваща на дадено значение $\delta_{в} = const$ с вертикалната координатна плоскост $\dot{\alpha} = 0$.

Условието $\dot{\alpha} = 0$ се удовлетворява от точките на пресичане на спиралата $\dot{\alpha} = f(\alpha)$ с абцисата. Като вземем от спиралата $\dot{\omega}_z = f(\alpha)$ съответстващите на тези точки ъглови ускорения ще получим зависимостта:

$$\dot{\omega}_z = | f(\alpha) |_{\dot{\alpha}=0, \delta_{в}=const} \qquad (12)$$

определяща надлъжният статически момент:

$$| M_z^*(\alpha) |_{\delta_e = const} = J_z \, | \dot{\omega}_z(\alpha) |_{\dot{\alpha}=0, \delta_e = const} \quad (13)$$

или в безразмерен вид:

$$| m_z^*(\alpha) |_{\delta_e = const} = \frac{J_z}{qsb_A} \, | \dot{\omega}_z(\alpha) |_{\dot{\alpha}=0, \delta_e = const} \quad (14)$$

Изводи:

От изложеното дотук могат да се направят следните изводи:

1. Класическият метод на идентификацията може да бъде прилаган за идентифициране на аеродинамичните коефициенти на линеаризирана система, както и за уточняване на тези коефициенти в отделните поддиапазони на параметрите на полета на безпилотните летателни апарати.

2. Методът на синхронното детектеране изисква скъпо оборудване, високоточни безинерционни датчици и е труден от алгоритмична гледна точка.

3. Методът на ъгловите ускорения, колкото и да изглежда графоаналитичен, най-пълно отговаря на принципите на идентификацията и може да се използва за разработване на напълно аналитична идентификационна процедура.

Литература

1. Н. Й. Пътев "Моделиране движението на самолета в авиационен тренажор ТЛ-39. Практическо ръководство", НВУ "В. Левски"-2004 г.

2. Lennart Ljung "Пакет програми за идентификация на системи За използване с MATLAB", Превод и редакция Н.Й. Пътев, НВУ "В. Левски"-2004 г.

3. Е.М. Гарипов "Идентификация на системи", ТУ София, 1997 г.

4. П.С. Гецов "Теория на автоматичното управление полета на летателните апарати" , София, 1981 г.

5. А. А Кросовский "Системы автоматического управления полетом и их аналитичиское конструирование", Москва, 1973 г.

6. Ю. И. Снешко "Исследования в полете устойчивости и управлаемости самолета", Москва, 1971 г.

Д-р. инж. гл. ас. Николай Йонков Пътев,

Факултет Авиационен на НВУ "В. Левски"- гр. Долна Митрополия.

Катедра "Електротехника, автоматика и информационни технологии". Телефон 0888 799 285, e-mail: NPtev@Af-acad.bg