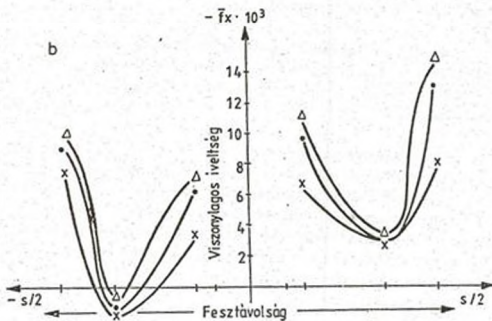
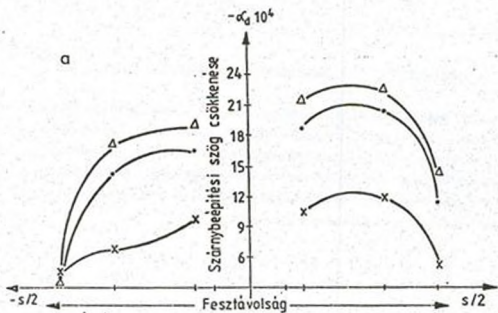


A REPÜLŐGÉPEK REPÜLESDINAMIKAI IDENTIFIKÁCIÓJA

A repülőgépek tényleges műszaki állapota és az azt visszautkröző - általában közvetlenül nem mérhető - belső jellemzők állandóan, előre nem meghatározható módon változnak. E paraméterek egy részének változása jelentősen befolyásolhatja a repülőgép repülésmechanikai (kormányozhatósági, stabilitási stb.) tulajdonságait.

Példaként említem azt amit 1. ábrán láthatunk, nagysebességű repülőgép félszárnyai elcsavarodásának (1.a ábra) és ivelttségének (1.b ábra) változását mutatja a terjedtség mentén az Üzemidő függvényében [1]. A grafikonok vizsgálatából az alábbi következtetések vonhatók le:

- az Üzemeltetés folyamán jelentős maradandó alakváltozás észlelhető, amely természetesen maga után vonja a repülőgép aerodinamikai és repülésmechanikai paramétereinek változását is;
- a szárny maradandó torzulása a terjedtség mentén nem monoton jelleggel változik. Ennek egyik oka az, hogy a torzulás változásai megfelelnek a másodfajú aeroelasztikus lengések ún. beállási görbéinek. Másik oknak pedig a repülőgép szerkezeti kialakítása tekinthető. A középső szintezési pont a főfutómű bekötési csomópontja közelében található, így ott nagymértékben jelentkeznek a durva leszállások hatásai;
- a jobb és bal oldali félszárnyak alakváltozásai jelentősen eltérnek egymástól. Ezt az indokolja, hogy a repülőgépvezetők lehetőség szerint balfordulókat végeznek, illetve a leszállások során a bal főfutó ér általában előbb földet. Az eltérések hatására a gép aerodi-



1. ábra

Szárnykeresztmetszetek geometriai jellemzőinek változása

a - beépítési szög; b - viszonylagos íveltség;

Δ - 400 óra; \bullet - 800 óra; \times - 1200 óra.

namikailag is asszimmetrikussá válik, billenésbiztonsága csökken.

Könnyen belátható, hogy a fent ábrázolt maradandó deformációk időbeni változása sztochasztikus folyamat. Így azok - például a stabilitásra gyakorolt - hatása sem determinálható előre pontosan a repülőgép Üzemideje során.

A gépek optimális Üzemeltetéséhez és Üzembentartásához a belső jellemzők - melyek közé a repülésdinamikaiak is tartoznak - változását, pillanatnyi értékét valamilyen módon meg kell határozni. A repülőgépek repülésének matematikai modellezése a repülésbiztonság kutatásának is fontos eszköze [2].

1. A paraméterbecslés általános leírása

A repülésdinamikai jellemzők becslésének feladata általános formában nagyon egyszerűen megoldható. Tételezzük fel, hogy a repülőgép mozgása olyan dinamikus egyenletrendszerrel írható le, amely tartalmazza az ismeretlen paramétereket is. Ezt az egyenletrendszert, illetve ennek megoldását a repülőgép repülésdinamikai matematikai modelljének nevezzük. Az ismeretlen paraméterek értékeinek meghatározása céljából a rendszert bizonyos jelekkel gerjesztjük a bemeneten, a kimenetnél pedig mérjük és rögzítjük a rendszer reakcióját a bemenő jellemzőkkel együtt. Ezután, ha a modell az előírt bemenő jelekre adott reakciója megegyezik a működő rendszer reakciójával, az ismeretlen paraméterek értékei meghatározhatóvá válnak. Ebben az esetben az ismeretlen paraméterek a meglévő matematikai eljárások valamelyikével könnyen identifikálhatók.

A becslési eljárások alkalmazásakor problémát jelentenek a vizsgálat során fellépő úgynevezett zajok, amelyek két csoportba sorolhatók.

Az első az úgynevezett mérési zaj, amely a mérésekhez használt módszerek pontatlanságából származik. A mérő rendszerek szükségszerű hibái a dinamikus modellre rendszerint, mint összegzett mérési zaj hatnak. Ezek hatására alapvetően változhat a feladat elméleti jellege is, adott esetben a mérési zajok miatt lehetlenné válhat az ismeretlen paraméterek értékeinek identifikálása. Ekkor azok értékeit valamely statisztikai kritérium szerint kell becsülni.

A statisztikus modell alapján történő becslés algoritmus a következő főbb lépéseket foglalja magában:

- a repülési szituáció kialakulása, a mozgás és a repülési feltételek matematikai modelljeinek kiválasztása;
- a statisztikus modellezési feladat megoldási módszérének kiválasztása;
- a statisztikus vizsgálat optimális tervezése a kiválasztott statisztikus modellezési módszeren belül;
- a statisztikus vizsgálat lefolytatása;
- a kiválasztott statisztikus hipotézis vizsgálati eljárások elvégzése;
- a statisztikus hipotézis eredményein alapuló ajánlások kidolgozása.

Az eredmény elfogadása, a fenti algoritmus pontjainak végrehajtása az eljárás optimalizálásán alapszik, beleértve a statisztikus vizsgálat optimális tervezését is [15].

A feladat bonyolultságának másik oka az úgynevezett állapotzaj jelenléte, amelyet mint a rendszer véletlen ger-

jesztése határozhatunk meg. Az állapotzaj legjellemzőbb példájára a repülőgép kormányozhatóságának és stabilitásának vizsgálata esetén a légköri turbulencia szolgál.

Az áramlási turbulencia kutatása nagyon fontos, főleg a vitorlázó repülés számára. Három okunk is van arra, hogy igyekezzünk minél többet megtudni törvényszerűségeiről:

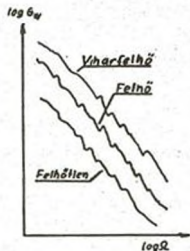
- a határrelemben keletkező turbulencia növeli a repülőgép ellenállását és ezzel rontja annak aerodinamikai jellemzőit és teljesítményét;
- a repülőgép üzemidejét korlátozó kifáradási károsodás és maradandó deformáció jelentős részét a turbulencia okozza;
- vitorlázó repülők esetén a repülés fenntartásához szükséges energiát az emelő áramlatokból lehet venni, ezek pedig köztudottan mindig erősen turbulensek.

A fenti három ok bármelyike egymagában is indokolná a kutatók a légköri turbulencia iránti érdeklődését. Hazánkban ezzel a kérdéssel - nemzetközileg is elismerten - Dr. Gedeon József foglalkozik [5].

A légköri turbulencia, vagyis a szabad légkörben található sztochasztikus lengőmozgás leírása az első pillanatban rendkívül bonyolult feladatnak tűnik. Az átlagos szélesség \underline{c} vektorára szuperponálódó háromméretű időben és térben véletlenszerűen változó \underline{u} sebességteret kell ugyanis leírni.

A légköri turbulenciához hasonló sztochasztikus jelenség mérése vagy számítására vonatkozó átgondolt ésszerű fejlesztés aligha képzelhető el a spektrum módszer alkalmazása nélkül. A mért nyers teljesítmény-sűrűség spektrumok - bár tartalmazzák a jelenségre vonatkozó összes információt - eb-

ben a formában pontos és gazdaságos további feldolgozásra kevésbé alkalmasak. Ezért érdemes a mért spektrumpontokat egy megfelelő analitikus függvénnyel, például a legkisebb négyzetek módszere szerint kiegyenlíteni. Erre a szokásos mérési frekvencia tartományon belül az elfogadható illeszkedés szempontjából több függvénycsalád is alkalmas lehet.



2. ábra

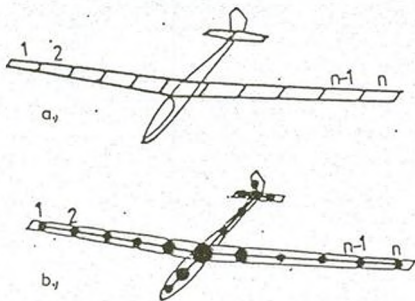
Légköri turbulenciák teljesítmény spektrumai

A légköri turbulencia a repülőgépekre nem egyetlen pontban, hanem annak egész felületén hat. Ezért a gépet egy n szabadságfokú diszkrét matematikai modellel helyettesítjük és a gépre ható w szélleltekések leírására az ennek megfelelő $n \times n$ méretű

$$G_{ww}(f) = \begin{bmatrix} G_{11}(f) & G_{12}(f) & \dots & G_{1n}(f) \\ G_{21}(f) & G_{22}(f) & \dots & G_{2n}(f) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ G_{n1}(f) & G_{n2}(f) & \dots & G_{nn}(f) \end{bmatrix} \quad (1)$$

spektrummátrixot használjuk, ahol f a frekvenciát jelöli.

Tegyük fel, hogy a gép egy turbulens zónán repül keresztül. Ez esetben a dinamikai számításokhoz a gépről kettős - egy a cirkulációt tartalmazó lapелеmekből felépített áramlási és egy koncentrált tömegekből álló mechanikai - modellt kell összeállítani (3. ábra).



3. ábra

Vitorlázógép aerdinamikai (a) és mechanikai (b) végeelem modelljei

Általában ritkán lehet pontosan leírni a fizikai rendszereket egyszerű dinamikai modellek segítségével, ezért nagyon fontos a modellezési hibák kérdése. Jelenleg még nincs megfelelően kidolgozva a modellezési hibák számítási módszere, illetve részletes elmélete. Az esetek többségében a modellezési hibákat egyszerűen figyelmen kívül hagyják, vagy mérési, illetve állapot zajjal közelítik, eltekintve attól, hogy a modellezési hibák mint véletlen körülmények definiálhatónak bizonyulhatnak.

A modellezés során első lépés a repülőgép mozgásegyenlet rendszere általános alakjának felállításából áll, amelyet az alábbi formában lehet leírni:

$$\underline{x}(t_0) = \underline{x}_0 \quad (2)$$

$$\dot{\underline{x}}(t) = f(\underline{x}(t); \underline{u}(t); \underline{\gamma}) + \underline{F} \underline{\mu}(t) \quad (3)$$

$$\underline{z}(t_0) = g(\underline{x}(t_0); \underline{u}(t_0); \underline{\gamma}) + \underline{H} \underline{\eta} \quad (4)$$

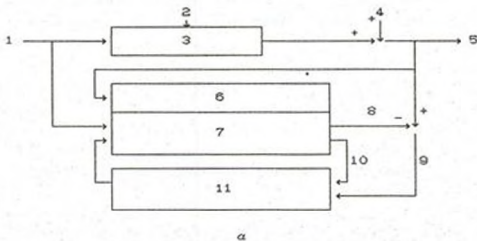
ahol:

- \underline{x} - a repülési helyzetet leíró paraméterek vektora;
- $\dot{\underline{x}}$ - az \underline{x} vektor idő szerinti deriváltja;
- \underline{u} - bemenő jellemzők vektora;
- $\underline{\gamma}$ - ismeretlen jellemzők vektora;
- $\underline{\mu}$ - az állapot zajok vektora;
- t - idő;
- \underline{z} - kimenő jellemzők vektora;
- $\underline{\eta}$ - mérési zajok vektora;
- \underline{F} - állapotzajok mátrixa;
- \underline{H} - mérési zajok mátrixa.

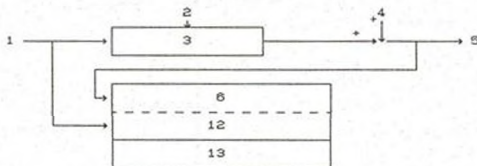
Az állapotzaj vektorról feltételezik, hogy úgynevezett állandó fehér zaj, amely zérus várható értékű, Gauss - vagy másnéven normál - eloszlású stochasztikus folyamat. A mérési zajok vektorát pedig Gauss eloszlású, független véletlen változók sorozatának tekintik egységnyi kovarianciával és zérus várható értékkel. Továbbá feltételezik, hogy az ismeretlen paraméterek minden lehetséges értékének becsléséhez meghatározható annak a valószínűsége, hogy a repülőgép zavarásokra adott reakciójának időintegrálja közelítőleg egyenlő lesz a megfigyelés kifejezésének időintegráljával.

A becslési feladat az alábbi formában fogalmazódik meg: meg kell határozni az $\underline{\gamma}$ vektort $\underline{z}(t_1)$ diszkrét mérések alapján ismert $\underline{u}(t_1)$ bemenő jellemzők esetén a (2) - (4) egyenletekkel leírt általános modellen és ismeretlen kezdeti \underline{x}_0

állapot esetén.



a



b

4. ábra

Lineáris rendszer paraméterbecslési módszerei

1 - bemenő jel; 2 - állapotzaj; 3 - repülőgép; 4 - mérési zaj; 5 - mért reakció; 6 - matematikai modell; 7 - az állapot becslése lineáris vagy nem lineáris szűrők segítségével; 8 - a becsült reakció; 9 - hiba a reakcióban; 10 - érzékenységi függvény; 11 - a paraméterek újrabecslése a valószínűségi függvény optimalizációján; 12 - az ismeretlen paraméterekkel kibővített állapotvektor; 13 - a kibővített állapotvektor becslése a kibővített Kálmán szűrővel.

A be- és kimenő jellemzők mérése magában hordoz Δz és Δy

állandó hibákat, melyeket szintén szükséges becsülni. Több esetben nem lehetséges a Δu vagy Δz vektorok összes komponensének becslése, mivel lineárisan függők, így erős korrelációjuk lehetnek.

A lineáris rendszer paraméterbecslésének feladatához két megközelítés lehetséges [6]:

- az ismeretlen paraméterek hibáinak becslése, azok kialakulásakor, néhány függvény minimalizálásával (4.a ábra);
- akkor végzett szűrés, amikor az ismeretlen paramétereket mint az állapot kiegészítő változóit állapítják meg (4.b ábra).

A két módszer elvi vázlatát mutatja be a 4. ábra.

Az állapotzaj hiánya esetén a legnagyobb valószínűség módszere az alábbi funkcionál értékének minimalizálásához vezet:

$$J(\underline{y}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left[\underline{z}(t_i) - \tilde{\underline{z}}_y(t_i) \right]^M \underline{R}^{-1} \left[\underline{z}(t_i) - \tilde{\underline{z}}_y(t_i) \right] + \frac{N}{2} \ln |\underline{R}^M| \quad (5)$$

ahol:

$\underline{z}(t_i)$ - kimenő jellemzők mért értékeinek vektora a t_i időpillanatban;

$\tilde{\underline{z}}_y(t_i)$ - kimenő jellemzők számolt értékeinek vektora a t_i időpillanatban;

\underline{R} - a mérési zajok kovariancia mátrixa;

$$\underline{R} = \underline{H} \underline{H}^M$$

N - a mérések száma.

A $J(\gamma)$ funkcionál foglalja magába a mért és a számított folyamat közti különbség függvényét.

Ha a (3) és (4) egyenleteket linearizáljuk, a repülőgép kormányozhatóságának és stabilitásának vizsgálatakor alkalmazott módon, akkor kapjuk a:

$$\underline{x}(t_0) = \underline{x}_0 \quad (6)$$

$$\dot{\underline{x}}(t) = \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t) + \underline{F} \underline{z}(t) \quad (7)$$

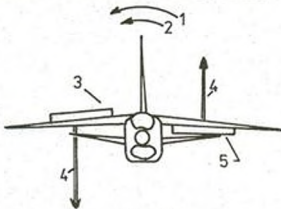
$$\underline{z}(t_i) = \underline{C} \underline{x}(t_i) + \underline{D} \underline{u}(t_i) + \underline{H} \eta_i \quad (8)$$

egyenleteket, ahol:

$\underline{A}; \underline{B}; \underline{C}; \underline{D};$ - a szerkezeti sajátosságokat tükröző, a függvények linearizálásával kapott mátrixok.

2. Egy egyszerű példa a modellezésre

Az elvi levezetés után most nézzünk egy egyszerű valós esetet: egy olyan repülőgépet, amely csak bedöntést végez a csőrőlapok kitérítésének hatására (5. ábra).



5. ábra

Bedöntést végző repülőgépre ható nyomatékok a homloksíokban

1 - ω_x orsózó szögsebesség; 2 - M_x orsózó nyomaték; 3 - jobb csűrő δ kitérítése; 4 - csűrőkön keletkező ΔF_y felhajtóerő változások; 5 - bal csűrő δ kitérítése.

Ebben a példában a repülési állapotot az ω_x orsózó szögsebesség írja le és a δ csűrőlap kitérítési szöget mint vezérlőjelet kapja a repülőgép [7]. A nyomatékok egyenletébe az alábbi formával írható le:

$$\Theta_x \ddot{\omega}_x = M_x(\omega_x; \delta) \quad (9)$$

ahol: a gép x hossz tengelye merőleges a rajz síkjára, valamint:

- Θ_x - a repülőgép hossz tengelyére vett tehetetlenségi nyomatéka;
- ω_x - orsózó szögsebesség;
- $\dot{\omega}_x$ - orsózó szöggyorsulás;
- M_x - orsózó nyomaték;
- δ - a csűrőlap kitérítési szöge.

Alkalmazva a változók Taylor-sorba fejtését az első fokra, kapjuk:

$$\Theta_x \ddot{\omega}_x = \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} d\omega + \frac{\partial M_x}{\partial \delta} d\delta \quad (10)$$

vagy, kis zavarás esetén:

$$\ddot{\omega}_x = M_\omega \omega_x + M_\delta \delta \quad (11)$$

ahol:

$M_\delta = \frac{1}{\Theta_x} \frac{\partial M_x}{\partial \delta}$ - a repülőgép csűrőkitérítésének hatásosságát jellemző paraméter;

$M_{\omega} = \frac{1}{\Theta_x} \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x}$ - a repülőgép dőlés szerinti csillapítását jellemző paraméter.

A fenti paraméterek értékeinek megadásához szükséges a parciális differenciálhányadosok meghatározása.

Az $M_x(\delta)$ függvény általános esetben az alábbi módon írható fel [4]:

$$M_x = \frac{\partial m_{cs}}{\partial \delta} q A s \delta \quad (12)$$

ahol:

- m_{cs} - csőrő nyomatéki tényező;
- q - dinamikus nyomás;
- A - a szárny felülete;
- s - a szárny terjedtsége.

Ebből könnyen meghatározható, hogy:

$$\frac{\partial M_x}{\partial \delta} = \frac{\partial m_{cs}}{\partial \delta} q A s \quad (13)$$

A $\frac{\partial m_{cs}}{\partial \delta}$ parciális differenciálhányados a csőrő kitérésakor keletkező légerő eloszlás nyomaték

$$M_x = 2 q \int_0^{\frac{z}{2}} \left[c_y h \right]_{cs} z dz \quad (14)$$

integráljának felhasználásával határozható meg, ahol:

$\left[c_y h \right]_{cs}$ - az úgynevezett csőrési megoszlás, amely terjedtségmenti változásának jellegét a 6. ábra

szemléletes.

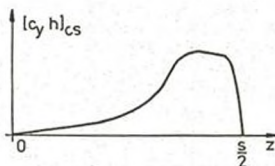
A (12) és (14) egyenletek jobb oldalait egyenlővé téve kapjuk:

$$\frac{\partial m_{cs}}{\partial \delta} = \frac{z}{A s \delta} \int_0^{\frac{s}{2}} [c_y h]_{cs} z dz \quad (15)$$

ezt a (13) egyenletbe behelyettesítve:

$$\frac{\partial M_x}{\partial \delta} = \frac{z q}{\delta} \int_0^{\frac{s}{2}} [c_y h]_{cs} z dz \quad (16)$$

A $\frac{\partial M_x}{\partial \delta}$ parciális differenciálhányados meghatározása után állapítsuk meg a $\frac{\partial M_x}{\partial \omega_x}$ deriváltat is.



6. ábra
Csűrési légerő eloszlás

Az $M_x(\omega_x)$ függvény vizsgálatakor a pörgésből származó csillapító nyomatékot a fentiekhez hasonló módon írhatjuk le. Vezessük be a x_x - vel jelölt relatív orsózó sebesség fogalmát, ami a szárnyvég pörgésből származó kerületi sebessége és a repülőgép repülési sebességének hányadosa.

$$\chi_x = \frac{s}{2} \frac{\omega_x}{V} \quad (17)$$

ahol:

V - a repülőgép repülési sebessége.

Ekkor a pörgési csillapító nyomaték:

$$M_x = -\frac{\partial m_p}{\partial \chi_x} q A s \chi_x \quad (18)$$

ahol:

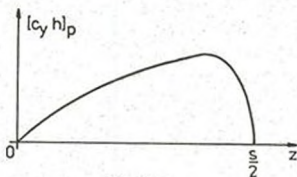
m_p - a pörgési nyomatéki tényező.

Természetesen a nyomaték meghatározható a úgynevezett pörgési légerő eloszlás nyomatéki integráljával is:

$$M_x = 2 q \int_0^{\frac{s}{2}} [c_y h]_p z dz \quad (19)$$

ahol:

$[c_y h]_p$ - a pörgési légerő megoszlása, amit a 7. ábra szemléltet.



7. ábra
Pörgési légerő eloszlás

A (18) és (19) egyenletek jobb oldalainak egyenlősége

alapján:

$$\frac{\partial m_p}{\partial x_x} = \frac{z}{A s} \int_0^{\frac{s}{2}} [c_y h]_p z dz \quad (20)$$

A (17) egyenlet felhasználásával meghatározzuk a

$$\frac{\partial x_x}{\partial \omega_x} = \frac{s}{z V} \quad (21)$$

differenciálhányadost és a (20) egyenletet alkalmazva kapjuk, hogy:

$$\frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} = \frac{1}{z A \omega_x} \int_0^{\frac{s}{2}} [c_y h]_p z dz \quad (22)$$

Mindkét parciális differenciálhányados ismeretében megállapítható, hogy ezek az adott repülőgép sajátos jellemzői. Az is belátható, hogy ezek a paraméterek, bár egy-egy formailag egyszerű integrálegyenlettel leírhatók, gyakorlati meghatározásuk nem könnyű feladat.

Ebben az "egyméretű" esetben alkalmazzuk az M_ω és M_δ paraméterek egyidejű, a folyamat előzménye alapján történő becsléséhez a legnagyobb valószínűség módszerét.

Tételezzük fel, hogy a rendszer rendelkezik mérési zajjal, de állapotzajjal nem. Következésképpen, fel lehet használni a (2) - (4) egyenleteket. Az adott esetre alkalmazzuk a (5) egyenletet és tételezzük fel, hogy $|R| = 1$. Ekkor a mi esetünkben:

$$x_i = \omega_{xi} \quad \text{és} \quad z_i = x_i \quad (23)$$

következésképpen az (5) egyenlet felveszi a:

$$J(M_\omega; M_\delta) = \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^N [\omega_{xi} - \tilde{\omega}_{xi}(M_\omega; M_\delta)]^2 \quad (24)$$

alakot, ahol:

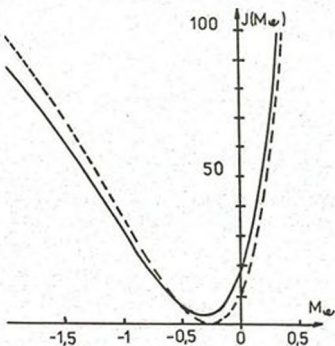
ω_{xi} - a mért orszózó nyomaték értéke a t_i időpillanatban;

$\tilde{\omega}_{xi}(M_\omega; M_\delta)$ - számított érték ugyanebben az időpillanatban.

A legnagyobb valószínűségi becslés a függvényérték minimalizálása révén, a Gauss - Newton módszer segítségével adódik.

A becslés teljes folyamatát le lehet írni a fent ismertett esetre [7]. Az algoritmus elején rendelkezni kell az M_ω és M_δ kezdeti értékeivel a y_0 értékének megbecslése céljából. A $J(M_\omega; M_\delta)$ első és második deriváltjait a (24) egyenletből kapjuk meg.

Ezután nézzük az egyik változó függvényének értékét. A $J(M_\omega)$ változását mutatja be az M_ω független változó függvényében a 8. ábra. A zaj hiánya esetén (szaggatott vonal) a minimális érték $M_\omega = -0,25$ -nél egyenlő nullával. Az M_ω értékének csökkenésekor a függvény lassabban növekszik, mint M_ω növekedésekor. A tényleges - "zajos" - görbe meredeksége igyekszik kevésbé negatívvá válni $M_\omega < -1,0$ esetén. Fizikailag ez abból adódik, hogy inkább negatív M_ω -k nagyobb csillapítást jelentenek. A zaj jelenléte a minimumpont eltolódásához vezet mindkét koordinátatengely mentén, ellenben a függvény viselkedésének jellege a korábbi maradt.



8. ábra

A cikkemben ismertetett és egy egyszerű példával szemléltetett repülésdinamikai paraméter identifikációs eljárást többek közt sikeresen alkalmazták az F-14 Tomcat repülőgép és a Space Shuttle űrrepülőgép [12] aerodinamikai jellemzőinek becslésére nagy állásszögű repülési tartományban. A kapott adatok ezen repülőgépek repülésmechanikai karakterisztikáinak jelentős javításához vezettek, a kormányvezérlőrendszer jellemzőinek modernizálása illetve a vizsgált repülőgéptípus vezérléstechnikájába bevezetett módosítások útján.

Felhasznált irodalom:

- 1 - Dr.Rohács József, Simon István: Repülőgépek és helikopterek Uzemeltetési zsebkönyve, Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1989;
- 2 - Dr.Rohács József: Repülőgép Uzem jellemzők változásának vizsgálata, IX.Magyar Repüléstudományi Napok, Budapest, 1988, 130-144;
- 3 - Dr.Pokorádi László: A helikopter repülésdinamikai vizsgálatai repülőkísérletekkel, MN.KGYRMF. Tudományos Kiképzési Közlemények, Szolnok, 1990/6 52-60;
- 4 - Dr.Rácz Elemér: Repülőgépek, Tankönyvkiadó, Budapest, 1985;
- 5 - Dr.Gedeon József: A légköri turbulencia finomszerkezetéről. Mérés, gépvezetés, fázisvizsgálatok, Járművek Mezőgazdasági Gépek, 1989/12 441-446;
- 6 - Jategaonkar R.V., Plaetschke E.: Algorithms for aircraft parameter estimation accounting for process and measurement noise, J.Aircraft 1989/26 360-372;
- 7 - Iliff K.W.: Parameter estimation for flight vehicles, Journal Control and Dynamics, 1989/12 609-622;
- 8 - Menon P.K.A., Walker R.A., Duke E.L.: Flight-test maneuver modeling and control, Journal Control and Dynamics, 1989/12 195-200;
- 9 - Duke E.L., Swann M.R., Enevoldson E.K., Wolt T.D.: Experience with Flight Test Trajectory Guidance, Journal Control and Dynamics, 1983/6 393-398;

- 10 - Menon P.K.A, Walker R.A.: Aircraft Flight Test Trajectory Control ISI Rept. N.65 prepared for NASA Amens-Dryden Flight Research Center under Contract NASA-11877, 1985;
- 11 - Weil J., Powers B.G.: Correlation of Predicted and Flight Derived Stability and Control Derivatives--With Particular Application to Tailless Delta Wing Configurations, NASA TM-81361, 1981;
- 12 - Cooke D.R.: Space Shuttle Stability and Control Flight Test Techniques AIAA Paper 80-1608 1980;
- 13 - Ударцев Е. П.: Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов, IX. Magyar Repüléstudományi Napok, Budapest, 1988, 503-507;
- 14 - Ударцев Е. П., Суббота В. Н.: Устойчивая идентификация параметров динамической модели самолета при наличии линейных зависимостей, в книге: Некоторые вопросы прикладной аэродинамики, КИИГА, Киев, 1986, 15-20;
- 15 - Боярский Г. Н., Касьянов В. А.: Методы и опыт математического моделирования полетных ситуаций, IX. Magyar Repüléstudományi Napok, Budapest, 1988, 519-526;
- 16 - Васильев В. А.: Моделирование управления маневром самолета в летных испытаниях, Авиастроение 1991/17, 13-21.