

Dr. Szabó László mk. őrnagy

"VEREB" felsőszárnyas motoros könnyűrepülőgép - számítógéppel segített - repülésmechanikai elemzése

II. RÉSZ

3. A repülőgép repülés-mechanikai elemzésének elméleti alapjai, polárisok meghatározása

3.1. A szárnyprofil vizsgálata, $C_{y_{max}}$ meghatározása

A szárnyon keletkező légerők a szárny geometriai adatai alapján határozhatók meg. Ezek részben a szárny geometriai adatai, részben a szárnyprofil geometriai adatai. Egy repülőgép tervezésekor - illetve repülés-mechanikai elemzésekor - a szárny profilját ún. profilkatalógusból határozhatjuk meg. Az aerodinamikai intézetek többsége foglalkozik különböző geometriai kialakítású profilok vizsgálatával és az eredményeket katalógusban adják közre a felhasználóknak. Amennyiben nem áll rendelkezésre az adott profil katalógusa, azaz nem ismertek a profil aerodinamikai jellemzői, akkor is lehetőségünk van a $C_{y_{max}}$ /maximális felhajtóerő-tényező/ közelítő meghatározására (6). *szabó László - dalm 4-9. s.*

A "VEREB" profilja FX 60-120, amelynek adatait a Wortmann katalógus -szélcsatorna kísérletekkel- szinte teljes részletességgel közli.

A C_y - α , C_m - α , C_y - C_x függvényeket -a katalógusban- annak ellenére, hogy a Reynolds-számot $(0,7-3,0) \cdot 10^6$ értékig tüntették fel a kifrásban, valójában csak $(0,7-2,0) \cdot 10^6$ Reynolds-számhoz tartozó görbéket használhatom fel, mert a többi függvény kimaradt a katalógusból.

A görbék közül kiolvasható, hogy a felhajtóerő-tényező maximuma

$\alpha_{krit} \approx 13-14^\circ$ körüli értéknél $C_{y_{max}} = 1.55-1.7$ közötti értéket mutat. Annak eldöntése érdekében, hogy adott profil melyik $C_y = f(\alpha, Re)$ görbét és melyik profilpolárist használjam számításaimhoz, szükséges a Reynolds-szám meghatározása. Mivel a repülőgép építési által tervezett-becsült sebesség tapasztalat alapján $V = 50-150 \frac{km}{h}$ között várható, így ebből a kiinduló feltételből a Reynolds-szám ([6]. szakirodalom 19. o. alapján) az alábbi összefüggéssel meghatározható illetve a profilgörbe kiválasztható.

$$Re = \frac{h \cdot V}{\nu} = 68728,522 \cdot h \cdot V$$

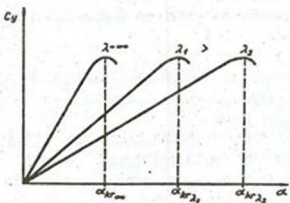
ahol:

- νviszkozitás
- hhúrhossz
- Vsebesség.

A kiválasztott profil irántangense [1,2,5] alapján:

$a_0 = \frac{d C_y}{d \alpha}$ illetve a szárny karcsúságát (λ)
 figyelembe véve ($\lambda = \frac{h}{c}$ + feoztárológ ;
 + húrhosszúság) ;

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \lambda}} \dots\dots\dots (1. \text{ábra})$$



1. ábra

3.2 Minimális repülési sebesség (V_{min}), fel- (V_{fel}) és leszállási sebesség (V_{le}) meghatározása a maximális felszállósúly (G) függvényében

Mivel a minimális illetve maximális pilóta súlyként 550 - 900 N-t vehetnek, ([5]. *szakirodalom* 10.e.) - a "VEREB" repülőgép üzemanyaggal feltöltött súlya 230 N- ezért az Utasterheléstől függően jelentős lesz a minimális, valamint a fel és leszálló sebesség ingadozása. A "VEREB" kétüléses változata miatt maximális pilóta illetve utas súllyal számolva a repülőgép maximális felszállósúlya $G=4100$ N lesz.

A minimális repülési sebesség számítása ([5]. *szakirodalom* 103.e. alapján):

$$G = \frac{\rho}{2} V_{min}^2 A C_{y_{max}} \quad \text{innen}$$

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{G}{A} \frac{1}{C_{y_{max}}}}$$

ahol: ρa levegő sűrűsége
 Aa szárny felülete ($A = S h$).

A felszállási sebesség az [5]. *szakirodalom* 147.e. alapján ,míg a leszállási sebesség Dr Steiger BME Repülő Szakmérnöki Kurzus (1992-1994) Repülés mechanikája tantárgy előadásai alapján:

$$V_{fel} = 1,2 V_{min}$$

$$V_{le} = 1,3 V_{min}$$

3.3 Szárny polárgörbe számítása

A szárny illetve a repülőgép polárisa a repülőgép egyik legfontosabb jellemző függvénye, amely -mint a gép

aerodinamikai adottsága- döntő módon befolyásolja a repülőgép alapvető repülés-mechanikai tulajdonságait. Véges szárny esetében ideális közegben is keletkezik ellenállás, ez az ún. indukált ellenállás (2). Valóságos közegben -levegőben- további ellenállás fajták is fellépnek. Ezek az ellenállások a szárny felületelemre ható elemi nyomóerők, vagy elemi tangenciális erők eredőjének a repülési sebesség irányába eső -de azzal ellentétes értelmű- összetevői. Az első esetben nyomási ellenállásról, míg második esetben surlódási ellenállásról beszélhetünk. A nyomási ellenállást másképpen alakellenállásnak nevezzük, amely az áramlás leválása folytán a test mögött kialakuló örvényes térben uralkodó csökkent nyomás következménye. Mivel maga a repülőgép szárnya egy jól áramvonalazott testnek tekinthető, így ellenállása nagyrészt surlódási ellenállásból adódik. A surlódási ellenállás értéke attól függ, hogy a határreteg lamindális vagy turbulens. Síkklap esetében a surlódási ellenállás-tényezők számítása ((2). *szakirodalom 17. o. alapján*) az alábbi összefüggésekkel számítható:

-laminálisnál:
$$C_{x_s} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}$$

-turbulensnél:
$$C_{x_s} = \frac{0,074}{\sqrt{Re}} \quad \text{ha } Re < 3 \cdot 10^5$$

$$C_{x_s} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad \text{ha } Re > 3 \cdot 10^5$$

A profil alakellenállását a viszonylagos vastagság figyelembevételével *Szecszenko-Fedjajevskij* szerint

$$C_{x_{pr}} = A^2 C_{x_s} \quad \text{összefüggéssel kapjuk.}$$

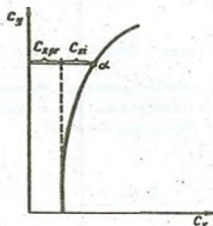
Ahol a A tényező egyrészt az alakellenállást, másrészt azt veszi figyelembe, hogy a profil domboru, így a sírtolt felület

nagyobb az azonos alapterületű síklap sírtolt felületénél ([1]. *szakirodalom 42.o. 18.ábra*).

A véges szárny polárgörbáját a profilellenállás-tényező ($C_{x_{pr}}$) és az indukált ellenállás-tényező (C_{x_i})összegezésével kapjuk. Az indukált ellenállás-tényező szempontjából döntő jelentőségű a szárny (λ) karcsúsága. Az [5]. *szakirodalom 107.o. alapján* a véges szárny ellenállás-tényezője ($C_{x_{sz}}$):

$$C_{x_{sz}} = C_{x_{pr}} + C_{x_i} = C_{x_{pr}} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{eff}} \quad \text{ahol}$$

az effektív karcsúság $\frac{1}{\lambda_{eff}} = \frac{1}{\lambda} + 0,025$ közelítő összefüggéssel vehető figyelembe, ami a törzs hatását is figyelembe veszi (2. ábra).



2. ábra

3.4 A repülőgép polárgörbájének meghatározása

Az elvi vizsgálatoknál feltételezhetjük, hogy a szárny állítja elő -kvázi- az egész repülőgépen keletkező felhajtóerőt. Az ellenállásokra azonban ezt korántsem mondhatjuk

el. Az egyes repülőgéprészekeken így a törzsön, hajtómű-gondolán, farokfelületeken, futóműveken, ... stb is ellenállások keletkeznek, amelyeket együttesen káros ellenállásnak nevezünk.

Annak érdekében, hogy az előzőekben megismert szárny polárisát az egész repülőgépre nézve is azonos felfogásban használhassuk, a káros ellenállás-tényezőt kell bevezetnünk és értelmeznünk ([5]. *osztályozalom 108-109 o. alapján*).

Az egyes repülőgéprészek ellenállásaira írható, hogy.....

$$X_j = Cx \frac{\rho}{2} v^2 A_j$$

Az egyes X_j ellenállásoknál az A_j vonatkoztatási felületet az adott repülőgéprész áramlási viszonyainak megfelelően kell választani. Az A_j - vel összhangban adódik a Cx_j értéke. A teljes káros ellenállás az egyes részellenállások összege. Képletben;

$$X_k = X_{\text{törzs}} + X_{\text{farok}} + X_{\text{futó}}$$

A szárny polárisa kifejezésben szereplő ellenállástényezőt a szárny felületére vonatkoztattuk, így a káros ellenállás figyelembevételénél is hasonlóan eljárva;

$$X_k = \frac{\rho}{2} v^2 \sum Cx_j A_j \quad \dots\dots\dots\text{ahol:}$$

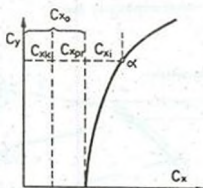
$$Cx_k = \frac{\sum Cx_j A_j}{A}$$

A Cx_k értéke gyakorlatban alig változik az állásszöggel, így a C_y a α összefüggés alapján C_y -től is függetlennek tekinthető. Végül az egész repülőgép ellenállás-tényezője;

$$Cx = Cx_{pr} + Cx_l + Cx_k = Cx_{sz} + Cx_k$$

Mivel $C_{x_i} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{eff}}$ és bevezetve $C_{x_0} = C_{x_{pr}} + C_{x_k}$
 végül kapjuk;

$C_x = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{eff}}$ így a repülőgép polárisát a
 3. ábrán, míg a profil-, szárny-, repülőgép polárisait
 4. ábrán láthatjuk.



3. ábra

A függőleges irányfelület ellenállás-tényezőjét a [6].
 szakirodalom 14..e. alapján a következő összefüggések
 figyelembevételével határozhatjuk meg. A C_y értéke alapján
 kiszámíthatjuk sebesség és a Reynolds-szám értékét a
 következő összefüggésekkel;

$$v = \sqrt{\frac{2 G L}{\rho A C_y}}$$

$$Re = 58729,522 \cdot h \cdot v$$

Mivel a irányfelületeken még érvényesül a légszavarszél
 hatása, ezért a határrejteget turbulensként kell kezelni, így;

$$C_{x_s} = \frac{0,074}{5 \sqrt{Re}} \quad \text{ha } Re < 3 \cdot 10^3$$

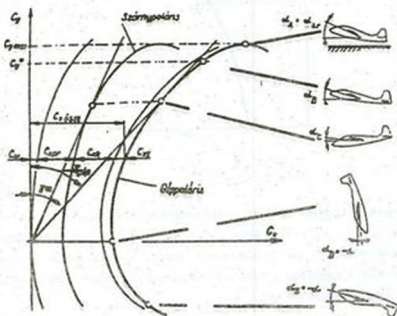
$$C_{x_s} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad \text{ha } Re > 3 \cdot 10^3$$

Végül a profil ellenállás *Gorcscoenka-Fedjagevooskijs* szerint;

$$C_{x_{pr}} = k_2 C_{x_s}$$

(A... értéke [1]. szakirodalom 42.o. 18. ábrából)

A vízszintes irányfelület ellenállás-tényezőjét az előzőekhez hasonlóan határozhatjuk meg.



4. ábra

A további surlódási ellenállás-tényezőket az [1]. szakirodalom 50.o. 2. táblázat alapján vehetjük fel;

<u>Megnevezés</u>	<u>Cx</u>
motor	0,09
törzs	0,012
fulmú	0,15
vezérlőrukkolat	1,2
dúca	0,15

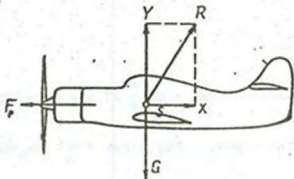
A további számításokhoz a repülőgép polárgörbe adatait felhasználva meghatározhatjuk az emelkedési-szám, sikló-szám illetve jósági-szám értékeit [2];

$$\text{emelkedési-szám:} \quad em = \frac{Cy^3}{Cx^2}$$

$$\text{sikló-szám:} \quad c = \frac{Cx}{Cy}$$

$$\text{jósági-szám:} \quad k = \frac{1}{c} = \frac{Cy}{Cx}$$

4. A vízszintes repülés teljesítményszámítása [5]



3. ábra

A vízszintes repülés egyensúlyi egyenletei (5. ábra):

$$F_p = X = C_x \frac{\rho}{2} V^2 A$$

$$G = Y = C_y \frac{\rho}{2} V^2 A$$

A két egyenletből kapjuk: $\frac{F_p}{G} = \frac{X}{Y} = \frac{C_x}{C_y} = \epsilon$

Ahol:

- F_p....propulziós erő
- G....repülőgép súlya
- Y....felhajtóerő
- X....ellenállás

A légszavas repülőgépeknél a vízszintes repülésben a beépített motor teljesítménye (P_m) teljes egészében a légellenállás legyőzésére fordítódik, így a légszavar hatásfokának (η) ismeretében felírható a vízszintes repülés teljesítmény egyenlete:

$X V = C_x \frac{\rho}{2} V^3 A = \eta P_m$ ebből a repülés sebessége

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \eta P_m}{C_x \rho A}}$$

A fentiek alapján:

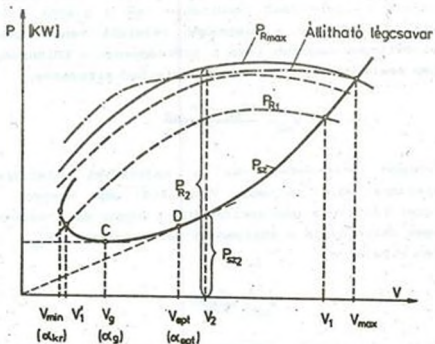
A szükséges vonderő: $F_{sz} = C_x \frac{\rho}{2} V^2 A = (C_{x_0} + C_{x_1}) \frac{\rho}{2} V^2 A$

A szükséges teljesítmény: $P_{sz} = F_{sz} V = (C_{x_0} + C_{x_1}) \frac{\rho}{2} V^3 A$

A rendelkezésre álló teljesítmény Dr. Gausz T. (BME) "SROF" programja alapján V és η függvényében inputként rendelkezésemre áll.

5. A Penaud-diagram és jellegzetes pontjai [5]

Penaud francia mechanikus 1875-ben javasolta, hogy a vízszintes repüléshez szükséges (P_{sz}) és a repülőgép hajtóműve (motor+légcsavar) által rendelkezésre álló (P_R) teljesítményt a sebesség függvényében ábrázoljuk. Ez az ábra a Penaud-diagram (6. ábra).



6. ábra

5.1. A Penaud-diagram néhány jellegzetessége légcsavaros repülőgépekre

- Teljes "gáz" esetén a rendelkezésre álló és a szükséges teljesítmény függvények metszéspontja a repülőgép legnagyobb vízszintes repülési sebességét jelöli ki (V_{max}).
- Az állandó sebességű V_1 vízszintes repüléshez a

hajtóművet úgy kell beállítani, hogy a P_{R1} a P_{sz} függvényt V_1 -nél metsze. Az ilyen hajtómű beállítás mellett V_1 sebességgel is lehet repülni vízszintesen, természetesen más állásszöggel. Az ábrából látható, hogy V_1 sebességnél egy sebességcsökkentő zavarás esetén van hajtómű tartalék, míg V_1 -nél ilyen esetben a szükséges görbénél az ordináta nagyobb lesz mint a rendelkezésre álló görbénél. Azaz V_1 -nél a gép sebességre stabil, V_1 -nél sebességre instabil lesz.

c./ A Penaud-diagram bizonyos mértékig alkalmasnak tekinthető a gép emelkedő és sikló repülési viszonyainak elemzésére. A V_2 sebességű repülésben -ha a pilóta teljes gázt ad- látható, hogy a diagramon bejelölt rendelkezésre álló teljesítmény nagyobb lesz a szükségesnél. A különbség a repülőgépet emelkedésére fordítható. Képletben kifejezve;

$$w_{e2} = \frac{P_{R2} - P_{sz2}}{G}$$

Hasonlóképpen értelmezve -ha a hajtóművet alapjáratú fordulatszámra állítjuk, vagy vitorlázó gép esetén- V_2 sebességgel repülve a gép siklórepülést végez és a sebesség függőleges összetevője a süllyedési sebesség lesz (w_{s2}). Képletben kifejezve;

$$w_{s2} = \frac{P_{sz2}}{G}$$

Az előírt süllyedési sebesség értékét az előzőekben meghatározott emelkedési-szám segítségével is kiszámíthatjuk a (6). ozahirodalom 21. o. alapján;

$$w_s = \sqrt{\frac{2 G l}{\rho A e m}}$$

Mivel -az előzőek alapján- a sebesség függvényében rendelkezésre áll az emelkedési-szám, így a fenti összefüggés alkalmazásával előállíthatom a repülőgépet polárisát, vagyis

álló motor mellett a sebesség függvényében a mindenkor merülési sebességet.

d./ A légszavas repülőgép Penaud-diagramján C és D betűkkel jelöltük a jellegzetes repülési helyzetekhez tartozó pontokat. Ezeket a pontokat kijelölhetjük, ha a függvényhez vízszintesen illetve az origóból húzunk érintőt.

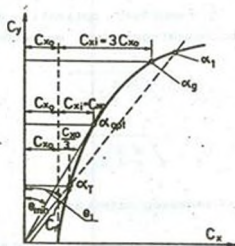
C pont

Ebben a pontban legkisebb a szükséges teljesítmény a vízszintes repüléshez.

$$\text{Mivel } P_{sz} = F_{sz} V = c G V = \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{G^3}{A}}$$

$P_{sz \text{ min}}$ -hoz $\left(\frac{C_x}{C_y^{3/2}}\right)_{\text{min}}$ tartozik.

$$\frac{d}{dC_y} \left(\frac{C_x}{C_y^{3/2}} \right) = 0 \text{ feltételből } C_{x1} = 3 C_{x0} \text{ adódik.}$$



7. ábra

Ehhez a 7. ábrában az α_g gazdaságos állásszöggel jellemzett poláris tartozik ahol;

$$C_{y_g} = \sqrt{C_{x_0} \pi \lambda} \quad ; \quad C_{x_g} = 4 C_{x_0} \quad ; \quad \epsilon_g = 4 \sqrt{\frac{C_{x_0}}{3 \pi \lambda}} = \epsilon_T$$

D_pont

Ebben a pontban az $\frac{F_{sz}}{V}$ a legkisebb. Mivel a $\frac{P_{sz}}{V} = F_{sz} = \epsilon G$, így a D ponthoz az α_{opt} állásszög tartozik, mivel $F_{sz_{min}}$ -hoz ϵ_{min} tartozik.

$$\epsilon_{min} = \left(\frac{C_x}{C_y} \right)_{min}$$

Az ϵ_{min} -hoz tartozó C_x , C_y értékek az origóból a poláriszhoz húzott érintési pontban (α_{opt}) adódnak. A parabola tulajdonságaiból következik, hogy α_{opt} -nál;

$$C_x = C_{x_{opt}} = 2 C_{x_0} \quad \text{és így} \quad C_{x_0} = C_{x_1} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda} \quad \text{innen}$$

$$C_{y_{opt}} = \sqrt{C_{x_0} \pi \lambda} \quad \text{és} \quad \epsilon_{opt} = \frac{C_{x_{opt}}}{C_{y_{opt}}} = 2 \sqrt{\frac{C_{x_0}}{\pi \lambda}}$$

A fentiek alapján a repülőgép optimális és gazdaságos sebességeit az alábbi összefüggésekből meghatározhatjuk;

$$v_{opt} = \sqrt{\frac{2 G}{\rho A} \frac{1}{C_{y_{opt}}}}$$

$$v_g = \sqrt{\frac{2 G}{\rho A} \frac{1}{C_{y_g}}}$$

6. Az elérhető zuhanó sebesség számítása

Az elérhető zuhanó sebesség nagysága a repülőgép minimális légellenállásának nagyságától függ, azonban figyelembe kell venni a forgó légcsvár okozta ellenállás növekményt is. A tapasztalatok alapján, a leállított motort a légcsvár átforgatja $100 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ feletti sebességen, így számolnunk kell a

megnövekedett légellenállással ($C_{x_{lgcs}}$).

A [6]. szakirodalom 25. o. alapján;

$$C_{x_{lgcs}} = r^2 \pi \frac{l \cdot z}{A_{\text{szárny}}}$$

Ennek figyelembe vételével a zuhanó sebesség;

$$V_z = \sqrt{\frac{2 G}{\rho A \sum C_x}}$$

ahol: $\sum C_x = C_{x_{\min}} + C_{x_{lgcs}}$

Ezzel az összefüggéssel általában jóval nagyobb értéket kapunk, mint a megengedett zuhanó sebesség, mint ahogy az elérhető maximális túlterhelés is nagyobb a megengedettnél.

6.1. Az elérhető maximális túlterhelés számítása [6]

A [6]. szakirodalom 25. o. alapján a maximális túlterhelés értéke az alábbi képlet alapján határozható meg.

$$n_{\max} = \frac{Y_{\max}}{G} \quad \text{ahol: } Y_{\max} = \frac{\rho}{2} V_z^2 A C_{y_{\max}}$$

Természetesen az elérhető zuhanó sebességből a $C_{y_{\max}}$ értékkel való felvételt a kormánykiterés maximális értéke határoolja, így ezzel is korlátozni lehet az elérhető maximális túlterhelést.

Más okból viszont -bizonyos repülési esetekben- viszonylag nagy kormánykiterés biztosítására van szükség. (Például leszállásnál biztosítani kell, hogy kis sebességgel repülve a kilebegtetés során el lehessen érni a maximális felhajtóerő-tényező értékét.) Emiatt a zuhanó sebességet szerkezetileg nem lehet teljes mértékben korlátozni, hanem a repülőgép légi üzemeltetési utasításban kell megadni a megengedett értéket.

6.2. A megengedett zuhanó sebesség meghatározása

A megengedett zuhanó sebesség nagysága a repülőgépre megadott megengedhető maximális túlterhelés nagyságától függ. A "VEREB" repülőgépet -előírás szerint- + 4g túlterhelésre méretezték.

A [6]. szakirodalom 26.o. alapján a megengedett zuhanó sebesség:

$$V_{z \text{ meg}} = V_{\min} \sqrt{n_{\max}}$$

6.3. A zuhanásból való felvétel minimális sugara

A megengedett zuhanó sebesség ismeretében számítható az a minimális sugár (R_{\min}), amelyen a megengedett zuhanó sebességgel végrehajtott zuhanásból való felvétel elvégezhető úgy, hogy nem lépjük túl a megengedett maximális túlterhelés értékét.

Az [5]. és a [6]. szakirodalom 152.o. illetve 26.o. alapján:

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho} \frac{G}{g} \frac{1}{C_{y_{z \text{ meg}}}}$$

7. A forduló minimális sugara és a teljes 360°-os spirál végrehajtásának ideje

A forduló maximális bedöntési szöge a motoros könnyű repülőgépek esetében korlátozva van mégpedig úgy, hogy 60°-nál jobban bedöntött fordulót tilos végrehajtani.

Ennél a $\mu = 60^\circ$ -os bedöntésű fordulónál 2g túlterhelés lép fel.

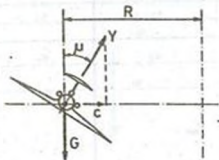
A 8. ábra és az [5]. szakirodalom 153 - 154.o. alapján írhatjuk:

$$C = \frac{G}{g} \frac{V^2}{R} = Y \sin \mu$$

$$G = Y \cos \mu$$

A két egyenletet elosztjuk egymással, kapjuk a fordulósugarát.

$$R = \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \mu} \quad \text{azaz} \quad R = \frac{v^2}{g \operatorname{tg} 60^\circ}$$



8. ábra

Egy teljes 360° -os forduló azaz spirál minimális végrehajtási ideje $\mu = 60^\circ$ -os bedöntési szög mellett [6].
szakirodalom 27.o. alapján;

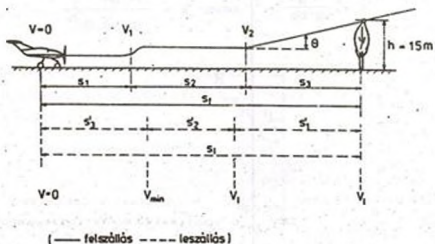
$$t_{\min} = \frac{2 R_{\min} \pi}{v_{\min}} \sqrt{\cos 60^\circ}$$

8. A felszállási úthossz meghatározása

(Az [5]. szakirodalom 147-149.o. alapján.)

Felszállás során a légcsavaros repülőgépek esetében általában -9. ábra szerinti - három, egymástól elkülöníthető szakaszt különböztethetünk meg.

Az S_1 nekifutási szakaszban a repülőgép $v = 0$ - től v_1 sebességig gyorsuló gurulást hajt végre. A gurulás során a mielőbbi felgyorsulás érdekében kis állásszögű géphelyzetet igyekszünk elérni. Orrkerekes repülőgépnél ("VEREB") ez az állásszög a futómű elhelyezéséből kiadódik.



9. ábra

Az S_2 szakaszban a repülőgép további gyorsítására kerül sor. Ezen szakasz végén a gép $V_2 \approx 1,2 V_{\min}$ sebességet ér el. Ezzel a sebességgel megkezdí az S_3 emelkedési szakaszt, ahol a $h = 15$ m akadálymagasságig számítható a közvetlen felszálló fázis.

Ezzel a felszállási úthossz;

$$S_f = S_1 + S_2 + S_3$$

Az S_1 szakaszban a gyorsítóerő a rendelkezésre álló vonderőből, a légellenállásból és a gördülési ellenállásból tevődik össze;

$$F_{gy} = F_p - [X + \mu (G - Y)]$$

-ahol:

μ értékeit a különböző minőségű (fel - és leszálló) pá-

lyákra az alábbi értékek jellemzik;

<u>Alajminőség</u>	<u>μ értéke</u>
száraz beton	0,02
kemény, földes talaj	0,04
átlagos talaj rövid fűvel	0,05
átlagos talaj hosszú fűvel	0,1

Ha a nekifutás során az állásszöveget állandónak tekintjük, akkor az X és az Y légerők a $q = \frac{\rho}{2} V^2$ torlónyomással lineárisan változnak.

A repülőgép gyorsulása;

$$a = \frac{dV}{dt} = V \frac{dV}{ds}; \quad ds = \frac{V}{a} dV = \frac{1}{\rho} d \left(\frac{\rho}{2} V^2 \right) \frac{1}{a} = \frac{1}{\rho} \frac{dq}{a}$$

A nekifutás úthossza:

$$S_1 = \frac{1}{\rho} \int_0^{q_1} \frac{dq}{a} \quad \text{ahol:} \quad q_1 = \frac{\rho}{2} V_1^2 \quad \text{és}$$

$$a = \frac{F_{qY}}{G} g = \frac{F_p - [X + \mu(G - Y)]}{G} g \quad \text{behelyettesítve}$$

$$S_1 = \frac{G}{g \rho} \int_0^{q_1} \frac{dq}{F_p - [X + \mu(G - Y)]}$$

Az S_2 gyorsítási útszakasz hossza a gyorsítóerő munkájából meghatározható;

$$S_2 = \frac{G}{2g} \frac{V_2^2 - V_1^2}{F_k}$$

ahol: $F_k = (F_p - F_{sz})_k \approx F_p - X_k$

X_k ... a Penaud-diagramból V_1 és V_2 sebességek közötti közepes értékeként olvasható ki.

Az S_3 emelkedési útszakasz az adott pályaszögű egyenes vonalú, V_2 sebességű emelkedés feltételéből ($\sin \theta = \frac{w_2}{V_2}$), a Penaud-diagram segítségével számítható ki;

$$S_3 = \frac{h}{w_2} \quad V_2 = \frac{15 G}{F_{P_2} - X_2}$$

9. A leszállási útszakasz meghatározása

(Az (5).szakírodalom 150.o. alapján)

A légcsaváros repülőgépek leszállása során a gép repülési műveleteit a felszállási útszakaszhoz képest fordított sorrendben értelmezhetjük (9. ábra szaggatott vonallal jelölt útszakaszok).

A $h = 15$ m akadály magasságról az S_1 szakaszban a gép $V_1 = 1.3 V_{\min}$ - Dr. Steiger J.: *BME Repülő szakmérnöki képzés 1992-1994 évi kurzus Repülés mechanikája tantervgy előadás sorozata* alapján - sebességgel besiklik a leszállópályára. így;

$$S_1 = \frac{15}{w_1} V_1 = \frac{15 G_1}{X_1} = \frac{15}{\epsilon_1}$$

Az S_1 szakaszt követően a repülőgép un. kilebegtetést végez, miközben a sebessége S_2 útszakaszon V_1 - ról V_{\min} -ra lecsökken.

A fékezőerő munkájából;

$$S_2' = \frac{G}{2g} \frac{V_1^2 - V_{\min}^2}{F_k}$$

ahol:

$$F_k = \frac{X_1 + X_{\min}}{2}$$

A talajérintés után az S_3 szakasz mentén - a gép "kigurulás" során - a lassító erő az S_1 nekifutási úthossz korábbi számításához használt összefüggéssel azonos, azaz:

$$F_1 = F_r + X + \mu (G - Y)$$

Az F_r csak valamely reverzálható rendszer esetén vehető számításba. A μ gördülési ellenállás tényezője befékezett kerekre vonatkozik. Az integrálást q_{\min} -től $q = 0$ -ig kell végrehajtani az [1]. szakirodalom 285. o. alapján.

Az orrkerekes futószerkezet esetén ("VEREB") a felszállási úthossz számítása a leírtak szerint megy végbe, de a leszállási úthossz meghatározása nem így történik. Ugyanis ezeknél a repülőgépeknél a kilebegtetés fázisa elmarad, s így a gép V_1 sebességgel ér földet. Az ebből adódó nagyobb lendületet a kigurulás folyamán erősebb fékezéssel - a "VEREB" - nél csak az orrfutó fékezett, így μ értékét 0,2-re választom - emésztjük fel, miután az orrkerekes futóműnél az átvágódás -gyakorlatilag- nem fordulhat elő. A fentiek alapján a leszállási úthossz az orrkerekes repülőgépeknél - általában - rövidebbre adódik.

10. A repülőgép kereszttengety körüli statikus stabilitása

(A [7]. szakirodalom 60 - 70. o. alapján)

Minden repülőgép tervezésekor a tervező egyik legfontosabb feladata a gép stabilitásának biztosítása a megfelelő szerkezeti kialakítással. Szimmetrikus, időben állandó repülés esetén a repülőgépre ható terhelések -erők és a kereszttengety körüli nyomatékok- egyensúlyban vannak.

A repülőgép statikus stabilitása elemzésekor a gép

kereszt tengely körüli nyomatéki egyensúlyát vizsgáljuk meg. Ennél a vizsgálatnál az egyes résznyomatékok meghatározása az elsődleges feladatunk. Ezek ismeretében előállíthatjuk az eredő hossznyomaték-állásszög függvényt, amelyből már következtetéseket vonhatunk le a repülőgépünk statikai hosszstabilitására.

Abban az esetben, ha valamely zavaró jellemző - hatás - megváltoztatja a stacionárius repülés állásszögét, és ezáltal ugyancsak változó nyomaték a repülőgépet igyekszik eredeti helyzetébe visszatéríteni, a repülőgépet statikailag stabilisnak nevezzük (10. ábra).

(Megjegyzés: A farokhoz nyomatékokat tekintjük pozitívának.)

Az eredő hossznyomaték;

$$M_z = M_{zs} + M_{zt} + M_{zmt} + M_{zv}$$

ahol:

M_{zs} a szárny kereszt tengely körüli nyomatéka

M_{zt} a törzs kereszt tengely körüli nyomatéka

M_{zmt} a motor kereszt tengely körüli nyomatéka

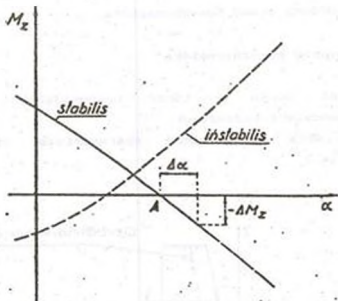
M_{zv} a vízszintes farokfelület kereszt tengely körüli nyomatéka.

Az eredő hossznyomatékokat felírhatjuk a légerőhöz hasonlóan dimenzió nélküli nyomatéki tényező (m_z) segítségével;

$$M_z = m_z \frac{\rho}{2} V^2 h A$$

Az m_z a légerőhöz hasonlóan az állásszög függvénye;

$m_z = m_z(\alpha)$. Tehát a 10. ábra alapján felírhatjuk a statikai hosszstabilitás matematikai feltételét;



10. ábra

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} < 0$$

Mivel $C_y = a \alpha$:

$$\frac{a h A}{a} \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y} < 0.$$

A statikai hosszstabilitás mértéke: $\left[- \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right]$

Az első feladatunk -az előzőek alapján- a résznyomatékok megállapítása. A számítás során a törzsön keletkező felhajtóerőt és az ebből származó nyomatékokot elhanyagoljuk. Az elhanyagolást a "VEREB" repülőgépnél

törzskialakítása alapján tehetjük (bottörzs - rácsszerkezetű törzs).

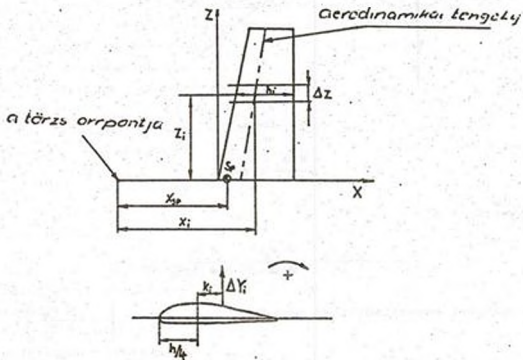
(Megjegyzés: A nyomatókhoz számítottan az állásszöget növelő értelmű nyomatókat tekintjük pozitívnak.)

10.1. A repülőgép eredő hossznyomatéka

10.1.1. A szárny hossznyomatéka

A vizsgálat során a törzs orrpontjához rögzített koordinátarendszert használjuk.

(Az 11. ábra az i -edik szárnymetszet vizsgálatát reprezentálja.)



11. ábra

Az előzőekben meghatározott illetve a kiinduló adatokból (inputok) rendelkezésre álló Cy_1 és Cm_1 értékek alapján írhatjuk;

$$\Delta Y_1 = \frac{\rho}{2} V^2 h_1 Cy_1 \Delta z .$$

$$\Delta M_1 = \frac{\rho}{2} V^2 h_1^2 Cm_1 \Delta z .$$

miel

$$- \Delta M_1 = k_1 \Delta Y_1 \Rightarrow k_1 = - \frac{\Delta M_1}{\Delta Y_1} = - \frac{h_1 Cm_1}{Cy_1} .$$

Igy a felhajtóerő hatásvonalának távolsága;

$$X_{Y_1} = X_1 + k_1 ;$$

ahol:

X_{Y_1} a felhajtóerő hatásvonalának távolsága az orrponttól.

A fentiek alapján az i -edik metszetben a szárnyszakasz résznyomatéka a súlypontra;

$$\Delta Ms_i = \Delta Y_i (X_{s_p} - X_{Y_i}) ;$$

ahol:

X_{s_p} a súlypont távolsága az orrponttól.

Igy a szárny össznyomatéka a súlypontra;

$$Mz_{sz} = \sum \Delta Ms_i .$$

10.1.2. A vízszintes farokfelület hossznyomatéka

A vízszintes farokfelület nyomatékának számításakor a vezérsíkon keletkező felhajtóerő támadáspontjának helyzetét állandónak tételezzük fel, azaz eltekintünk a támadáspont állásszöggel illetve a magassági kormány kitérésével történő vándorlásától.

A vízszintes farokfelület nyomatóka a kereszttengetyre;

$$Mz_v = Y_v X_v = - C_{y_v} q_v A_v X_v ;$$

ahol:

X_v ...a vízszintes farokfelületen keletkező felhajtóerő hatásvonalának távolsága az orrponttól

C_{y_v} ...a vízszintes farokfelület felhajtóerő tényezője

A_v ...a vízszintes farokfelület felülete

A vízszintes farokfelületen keletkező felhajtóerő számításakor rendkívül fontos a farokfelület állásszögének pontos meghatározása.

A felhajtóerő tényező iránytangensét (a_v) a következő összefüggés segítségével kiszámíthatjuk;

$$a_v = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \lambda_v}}$$

ahol:

$a_0 = \left(\frac{d C_y}{d \alpha} \right)_{\alpha_0}$...a felhajtóerő tényező értéke végtelen karcsúságú szárny esetén

$\lambda_v = \frac{S_v^2}{A_v}$a vízszintes farokfelület karcsúsága

A magassági kormánylap kitérésének hatása ugyanaz mintha a farokfelület állásszögét megnöveltük volna $\Delta \alpha$ szöggel.

A magassági kormány kitérés szöge (δ) negatív, ha felfelé kitérésű és pozitív, ha lefelé.

A farokfelület állásszög változása;

$$\Delta \alpha = \frac{d \alpha}{d \delta} \delta ;$$

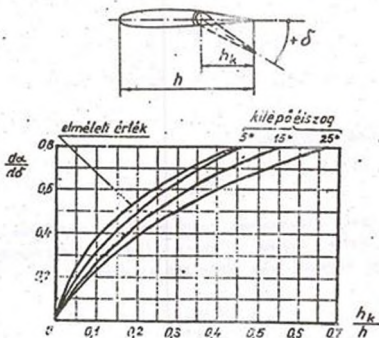
ahol:

$\frac{d \alpha}{d \delta}$ a kormányhatásosság mértéke.

Az állásszög változása miatt megváltozott a felhajtóerő tényező;

$$C_{y_V} = a_V \left[\alpha_V + \frac{d\alpha}{d\delta} \delta \right].$$

A kormányhatásossági-tényező értékére a magassági kormány hárhossz viszonyának függvényében a 12. ábra ad felvilágosítást.



12. ábra

A vízszintes farokfelületen keletkező felhajtóerő számításakor az előbbi hatásokon kívül még figyelembe kell venni azt az alapvető tényt is, hogy a vízszintes farokfelület általában más beépítési szöggel (φ_V) rendelkezik, mint a szárny, de a szárny "leáramlásában" helyezkedik el, emiatt a farokfelület állásszöge ϵ szöggel csökken (13. ábra);

A repülőgép állásszögének változásával természetesen változik a szárnyon és a vízszintes farokfelületen keletkező felhajtóerő nagysága, és hatásvonalának távolsága a súlyponttól. A magassági kormánylap kitérítési szögével közvetlenül változik a vízszintes farokfelület hossznyomatéka, így a statikai hosszstabilitás mértéke is. A hossznyomatéki tényezőnek a magassági kormánylap egységnyi kitérésére jutó megváltozását a magassági kormánylap hatásosságának nevezzük ($m_{z\delta}$);

$$m_{z\delta} = \frac{\partial m_z}{\partial \delta}$$

Adott C_y felhajtóerő tényezővel való stacionárius vízszintes repüléshez szükséges kormánylap kitérítési szöget abból a feltételből számítjuk, hogy ez esetben a hossznyomatéki tényező zérus, tehát;

$$\delta = \delta_0 + \frac{-\frac{\partial m_z}{\partial C_y}}{m_{z\delta}} ;$$

ahol:

δ_0 ...a vízszintes farokfelület beállítási szögétől függő kitérítési szög értéke;

$$\delta_0 = -\frac{p_y}{\frac{d\alpha}{d\delta}}$$

A felhajtóerő tényező lineárisan változik a magassági kormánylap kitérítési szögével, és a változást kifejező egyenes hajlásszöge arányos a statikai stabilitás mértékével, ami a súlypont helyzetétől függ (14. ábra).

Ha a súlypont a hátsó semleges pontban van akkor;

A FELHASZNÁLT IRODALOM

- (1) Rácz Elemér: A repülés mechanikája
TK. Budapest. 1953.
- (2) Dr. Rácz Elemér: Repülőgépek
TK. Budapest. 1978.
- (3) Rácz Elemér: Repülőgéptervezés
Tk. Budapest. 1955.
- (4) Rudnai Guido: Repülőgépek gyártása és javítása
Tk. Budapest. 1954.
- (5) Dr. Steiger István: Repülőgépek és hajók
I. kötet
Repülőgépek
Tk. Budapest. 1984.
- (6) Vég Pál: Ultrakönnnyű repülőgépek
aerodinamikai elemzése
Diplomaterv. BME. 1986.
- (7) Labodics János: Ultrakönnnyű repülőgép számítógéppel
támogatott repülésmechanikai és aerodinamikai tervezése
Diplomaterv. BME. 1992.
- (8) Dr. Gausz Tamás: A felhajtóerő és indukált ellenállás
Kézirat. BME. 1990.
- (9) Dr. Gruber J. - Dr. Blahó M.:
Folyadékok mechanikája
Tk. Budapest. 1971.

[10] R. D. Campbell - I. Jones:
The microlight flying manual
Aviation Training Publications
Granada 1982

[11] Ann Welch:
The complete Microlight Guide
EP Publishing Limited, Wakefield 1983

[12] Nyéki L. - Nagy T.: Turbo Basic
LSI Oktatóközpont. 1991.

[13] Б. С. Демидов:
Расчет аэродинамических
характеристик самолета
И. В. Н. Е. Ж. Москва. 1971.

[14] Ferenczyi I. - Gerő J. :
Quattro
SZAMALK. Budapest. 1972.

[15] Bálint Á. - Tátrai F. :
Gyakorlati statisztikai
számítások
Novotrade. 1989.

[16] BME
Műszaki hű- és áramlástan I/1 . II
Tk. Budapest. 1988.