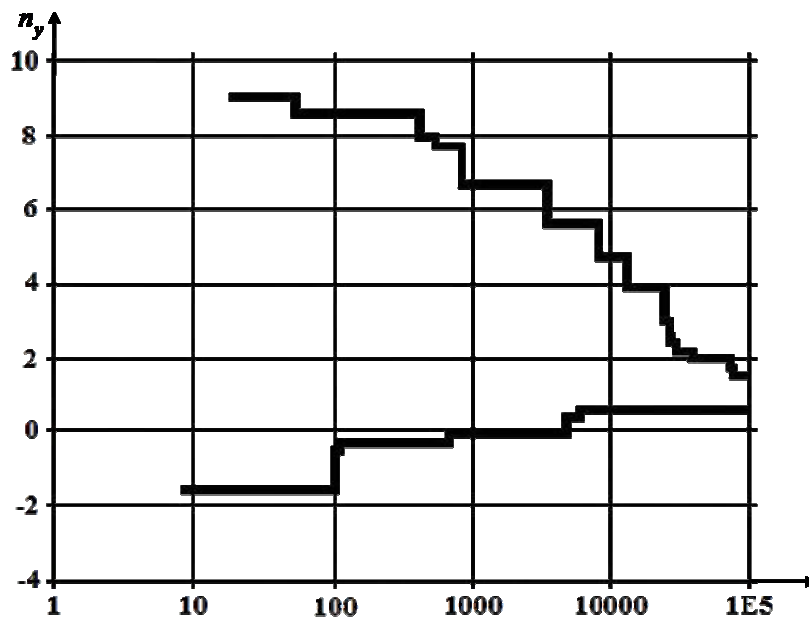


A REPÜLŐGÉPRE KORÁBBAN HATOTT TERHELÉSEK VIZSGÁLATA A FEDÉLZETI ADATRÖGZÍTŐ ADATAI ALAPJÁN

Manőverező repülőgépeken alapvető a terhelési tényező „ n_y ”, ami jellemzi, hogy az üzembentartás során a repülőgép sárkány szerkezete milyen időtartam alatt, mennyire volt igénybe véve. Kísérleti vizsgálatok során megállapították, hogy n_y – a függőleges irányban mért túlterhelés – ismétlődő értékei, vagyis a repülőgép szerkezete, a repülés során a repülőgépek különböző egyedeinél lényegesen különbözőek, valamint lényegesen eltérnek a tervezés során meghatározott paraméterektől. Ez a helyzet egyrészt azt eredményezi, hogy egyes repülőgépek a tervezett élettartam alatt nem dolgozzák le a bennük levő fáradási tartalékot, míg mások a tervezettnél korábban megrepednek, eltörnek, ami azt jelenti, hogy a tervezettnél korábban elhasználódtak [3, 4, 5, 14, 17, 21].

A fenti logika alapján a repülőgép nyilvántartott adatai segítségével, gépenként meghatározhatjuk a fáradási tartalék maradvány értékét. Konkrétan arról van szó, hogy béke időszakban a vadászrepülőgépek nem harci feladatokat, hanem bemutató repüléseket hajtanak végre. Esetenként, mivel ezek a repülési bemutatók nagyon látványosak a legkülönbözőbb ünnepi, vagy más alkalomból megrendezésre kerülnek. Ennek során a repülőgép aránytalanul többször van a műrepülési figurából adódóan túl nagy terhelésnek kitéve, mint egy manőverező légi harc során. Ha ehhez még figyelembe vesszük, hogy korszerű harci alkalmazás során igyekeznek elkerülni a közvetlen légi harcot, inkább nagy távolságból, a látóhatáron túlról indítják az önvezérlésű rakétákat, akkor a légi bemutatók, mint teljesen indokolatlan terhelések jelennek meg a repülőgép alkalmazása során. Ezt a továbbiakban bizonyítani fogom.

Ha a repülőgép rendelkezik fedélzeti adatrögzítővel, ami feladatonként, időtartam szerint rögzíti a repülőgép által elszenvedett terheléseket, akkor összegyűjtjük a repülőgépre eddig hatott n_y túlterheléseket, a hozzájuk tartozó időtartamokkal és felépítjük az adott repülőgépre, az időbeni túlterhelések tényleges grafikonját $Ft_i(n_y^{tényl.})$. Ezután összehasonlítjuk a repülőgépre eredetileg tervezett terhelések tervezési normaként $Ft_{norm.}(n_y^{terv.})$ alapul vett grafikonjával (lásd 1. ábra) [2].



1. ábra. A repülőgépre ható terhelések spektruma, ami mutatja mind a terhelések nagyságát, mind azok gyakoriságát az élettartamon belül

Az összehasonlítás alapján pontosíthatjuk, az adott repülőgép túlterhelési értékeinek eltérését a tervezettől a repülőgép adott állapotában [6].

Létezik a tényleges üzemi terhelés meghatározása manőverező repülésnél. A tényleges üzemelési terhelés alapján a fáradási terhelési adatokból meghatározhatjuk a manőverező, vízszintes és függőleges irányú terhelésből adó óránként elviselt terhelési szintet. Ez az óránkénti terhelési, vagy a sérüléseket lehetővé tevő szint jellemzi a repülőtechnika sárkány szerkezete fáradási tartalékának felhasználását.

Kiszámítjuk a **viszonyított óránkénti sérülékenységet, vagy sérülékenységi indexet** $\xi_t^*(n_y^{tényl.})$, ami nem más, mint az adatrögzítő adatai alapján meghatározott óránkénti túlterhelésekből adódó számított felhasznált fáradási tartalék $\xi_{szám.}(n_y^{tényl.})$ és a típusra megadott grafikonon (3.4 ábra) mért adatokból meghatározott $\xi_{t\ mért.}(n_y^{terv.})$ érték hányadosa [2].

$$\xi_t^*(n_y^{tényl.}) = \frac{\xi_{szám.}(n_y^{tényl.})}{\xi_{t\ mért.}(n_y^{terv.})} \quad (1)$$

A viszonyított óránkénti sérülékenységi szint meghatározása lehetővé teszi a ténylegesen elszenvedett fáradási terhelés viszonyítását a repülőgép építése során tervezetthez. Ennek segítségével meghatározhatjuk, hogy az adott repülőgép, az óránként elszenvedett túlterhelés függvényében hol tart a fáradási tartalékok felhasználásával.

Összegyűjtjük $n_y^{tényl.}$ a tervezettet meghaladó – maximális – tényleges értékeit a hozzájuk tartozó „ Δt ” időtartamokkal együtt, majd átlagot képezünk.

Kiszámítjuk a repülőgép által elért időtartamra $n_y^{terv.}$ a tervezés során számított értékeit, majd átlagot képezünk.

A két paraméter hányadosa $n_y^{tényl.} / n_y^{terv.}$ fogja jellemezni a tervezetthez képest felhasznált többletfáradási tartalékot, melyet a repülőgép üzemeltetésének kezdetétől eltelt idővel megszorozva megkapjuk a meglévő fáradási tartaléknak ténylegesen megfelelő repült időt. A továbbiakban, a repült időt innen számoljuk. A következő fejezetben szeretném bemutatni a számítás menetét.

SZÁMOLÁSI METODIKA FEDÉLZETI ADATRÖGZÍTŐ ADATAI ALAPJÁN

Kísérletileg bizonyított, hogy a manőverező repülőgépeknél a beépített sárkány üzemidő tartalék elfogyasztása az üzemeltetés során függ a függőleges túlterhelés n_y integrált gyakorlati értékétől.

Egyes repülőgépek konkrét fáradási tartalékának – vagyis hátralevő üzemidejének – megállapítása az elviselt függőleges túlterhelés integrált értékétől függ. Ezáltal az üzemidő ledolgozás korai időszakában elszenvedett, az időarányost meghaladó nagy túlterhelések mennyisége növeli a fáradásos repedések, törések megjelenésének valószínűségét, az alkatrészek kritikus állapotának létrehozását.

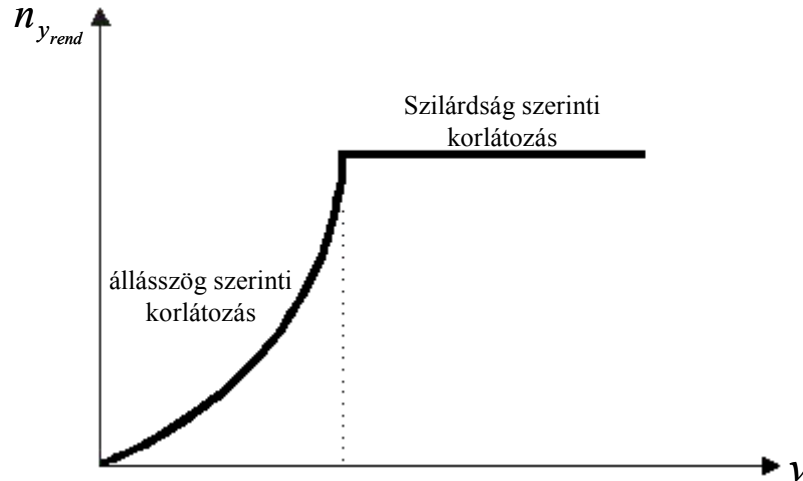
Minden repülőgépre a tervezés első lépcsőjeként elkészítik a tervezett várható igénybevétel, vagyis n_y függőleges túlterhelési grafikonját (lásd 1. ábra.).

A számítási módszer elméleti megalapozásához vizsgáljuk meg a manőverező vadászipülőgépekre ható szempontunkból fontosabb tényezőket. Az aerodinamikai összefüggésekből csak a téma megalapozásával kapcsolatosakat emelem ki [1, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 15, 16, 18, 19, 20, 22].

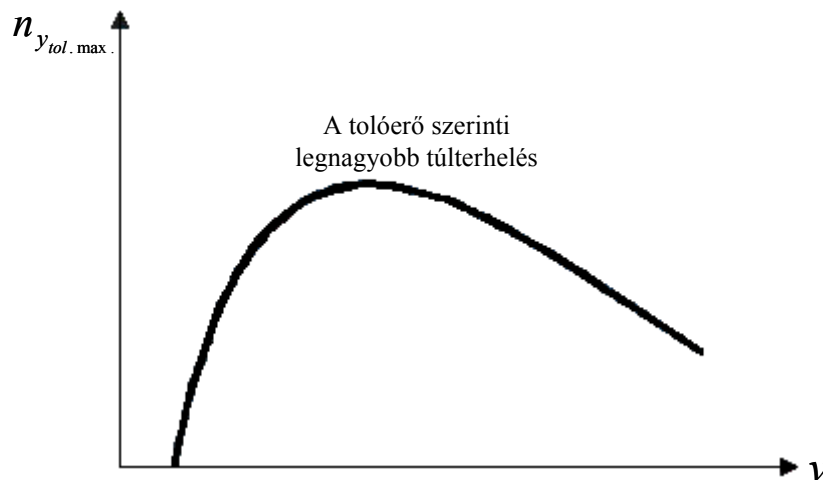
A légi harc elemzése során a repülőgép fordulékonyága érdekében meg kell különböztetnünk a következő fogalmakat:

1. *Nem állandósult (pillanatnyi) túlterhelés.* Ez alatt mindig a tolóerő szerinti maximális túlterhelésnél nagyobb, vagy kisebb túlterhelést kell érteni.

A pillanatnyi túlterhelés nagyságát a repülőgép maximális felhajtóerő tényezőjének $C_y f(\alpha)$ nagysága, illetve a repülőgép szerkezeti szilárdsága $n_{y \text{ üzemi max.}}$ korlátozza (lásd 2. ábra). Azt a sebességet, ahol az egyik korlátozás vonala metszi a másikat, nevezhetjük átváltási pontnak. Ez alatti sebességeken a repülőgép vezetőknek az állásszöget, felette a túlterhelési korlátozásokat kell szem előtt tartania.



2. ábra. A repülőgép rendelkezésre álló túlterhelése a szilárdsági korlátozás figyelembe vételével

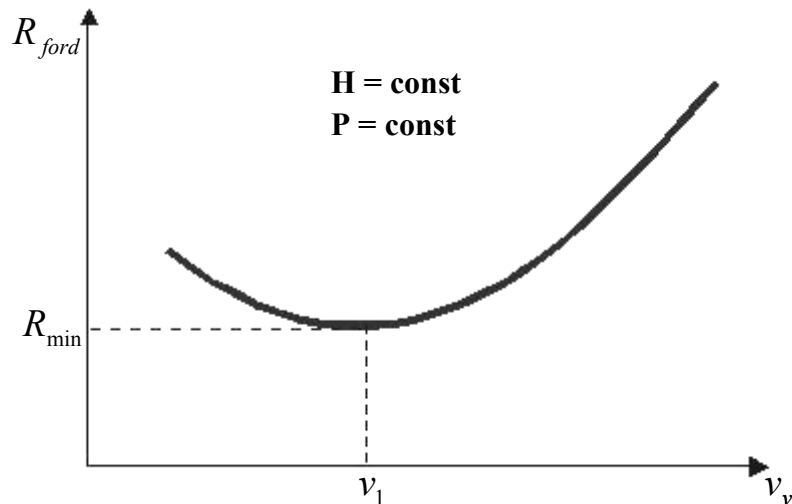


3. ábra. A repülőgép tolóerő szerinti maximális túlterhelése

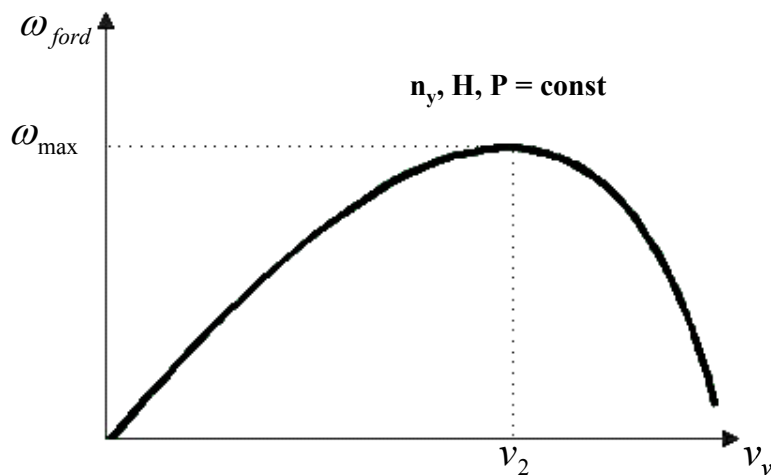
2. Az *állandósult túlterhelés* a repülőgéppel vízszintes síkban végrehajtott forduló során egyenletesen tartható túlterhelés. Az állandósult repülési paraméterek (állandósult túlterhelés¹) tartása eredményeként a repülőgép nem gyorsul, és nem fékeződik ($P = Q$). Az állandósult túlterhelést másképpen tolóerő szerinti maximális túlterhelésnek is nevezik.

A repülőgép fordulója során a legnagyobb állandósult-, illetve a legnagyobb nem állandósult túlterhelések más és más sebességeken érhetőek el (3. ábra). Ugyancsak eltérnek a legkisebb fordulósugarhoz, illetve a legnagyobb forduló szögsebességhez tartozó repülési sebességek v_1 és v_2 (lásd 4. és 5. ábrákat).

¹ Nagysága függ a repülőgép szárny ill. törzs kialakításától, a repülési magasságtól, sebességtől és a hajtómű beállított tolóerő nagyságától [$n_{y \text{ tolóerő max.}}$]. Kritériuma a hajtómű tolóerő [P] és homlokellenállás [Q] kiegyenlített nagysága.



4. ábra. A repülőgép fordulósugara a valós repülési sebesség függvényében



5. ábra. A repülőgép forduló szögsebessége a valós repülési sebesség függvényében

3. *Fordulósugár:* A fordulósugár (R) görbe vonalú manőverek végrehajtása során a repülőgép oldalirányú elmozdulásának jellemzője, a manőver síkjában mérve. A forduló nagyobb túlterhelése, illetve kisebb sebessége csökkenti a fordulósugarat.

$$R = \frac{v_v^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (2)$$

ahol:

n_y - a repülőgép túlterhelése a fordulóban;

g - a nehézségi gyorsulás;

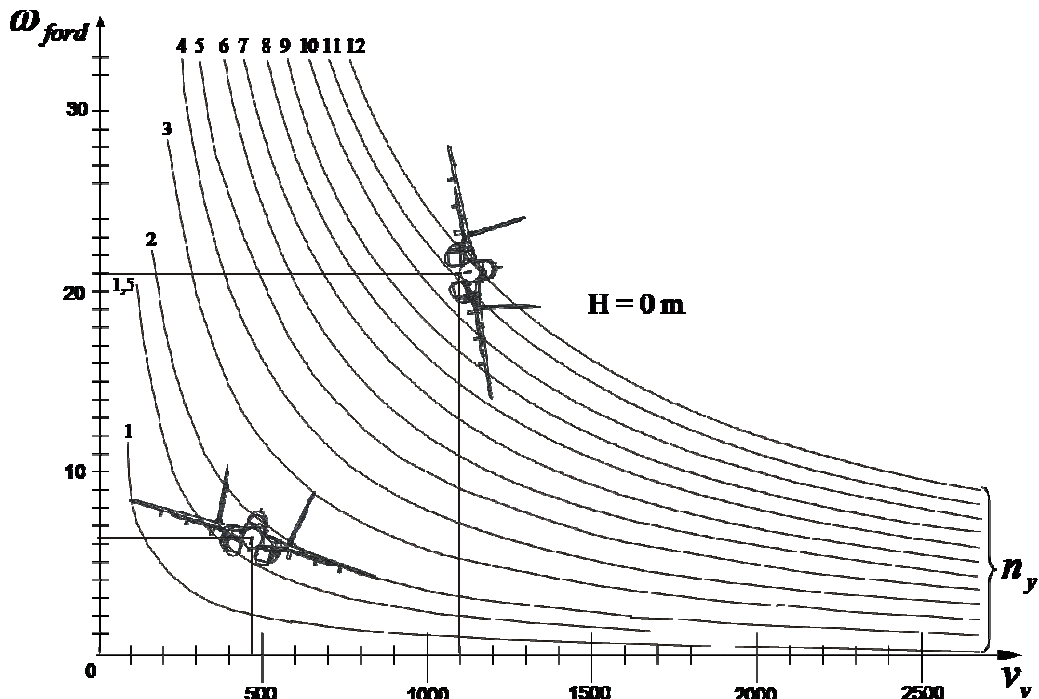
v_v - a valós sebesség (m/sec).

A forduló szögsebessége (fordulékonyosság):

$$\omega = \frac{v_v}{R} = \frac{g}{v_v} \sqrt{n_y^2 - 1} \quad (3)$$

Az $\bar{\omega} = f(M; n_y)$ összefüggés felhasználásával egy forduló szögsebesség – repülési sebesség koordináta-rendszerben megszerkeszthető a túlterhelések *állandó* görbeserege (lásd 6. ábra).

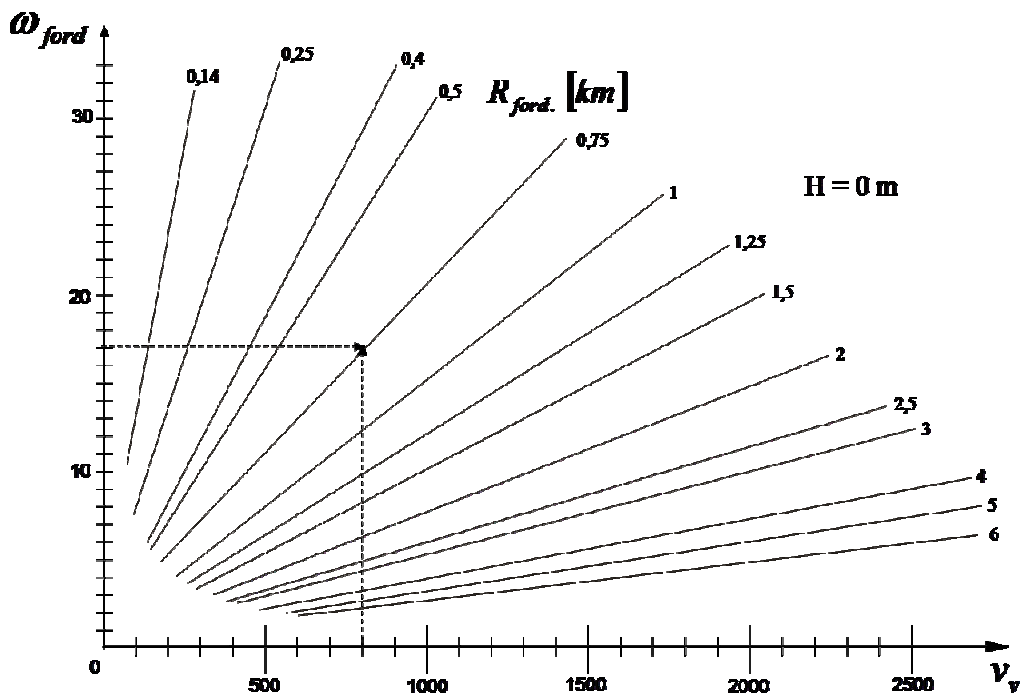
Hasonlóképpen az $R = f(M; \omega)$ képlet alapján *állandó* görbeseregként megszerkeszthetők a fordulósugarak jelleggörbéi is (lásd 7. ábra).



6. ábra. A forduló szögsebességének változása a repülési sebesség és túlterhelés függvényében, egy kiválasztott magasságon

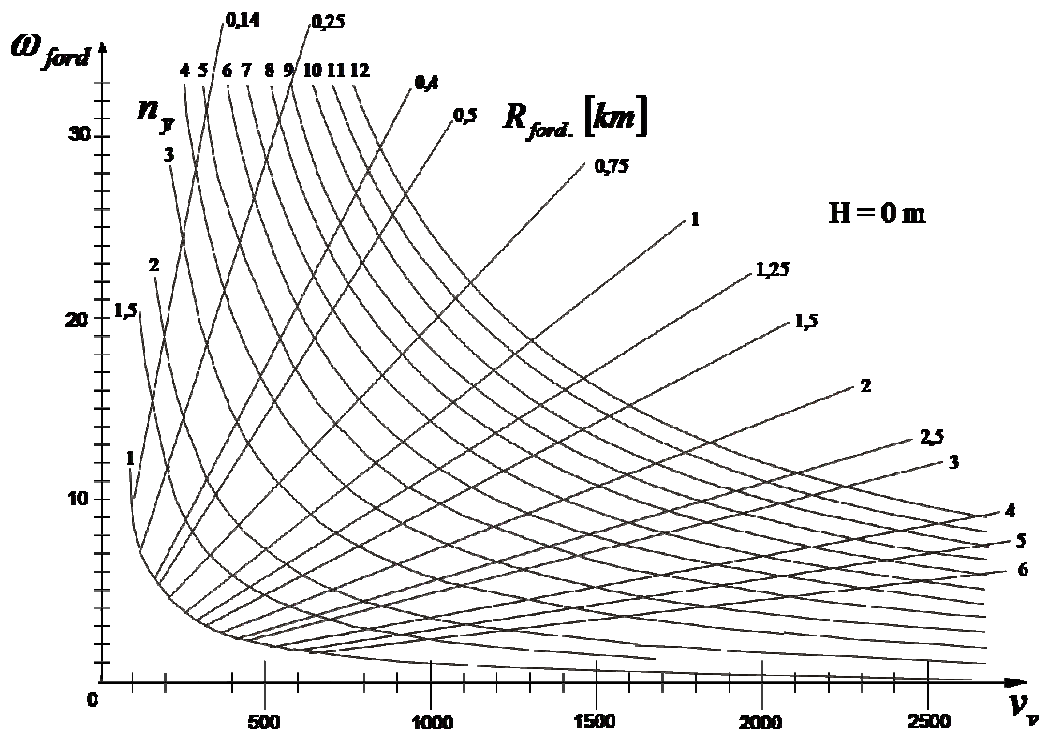
A két képlet felhasználásával bármilyen kitüntetett magasságra elkészíthető egy fordulékonsági diagram sablon, amin az előkészített segédgörbék minden repülőgépre alkalmazhatók – típustól és jellemzőktől függetlenül.

Megkülönböztethetünk állandósult- ω_{all} . és a nem állandósult ω_{pill} . forduló szögsebességeket.



7. ábra. A repülőgép valós sebessége a forduló szögsebessége és fordulósugar összefüggései

Minden magasságra vonatkozóan el lehet készíteni egy-egy általánosan használható (repülőgép-típustól független) sablont, ahol egy vagy több repülőgép adatai felhasználásával megrajzolhatók azok fordulószegeességének változása a repülési sebesség és a forduló túlterhelése függvényében (lásd 8. ábra).



8. ábra. Sablon repülőgépek fordulékonyági diagramja elkészítéséhez egy adott magasságon

A repülőgép fordulékonyága

A fordulékonyágot megfogalmazhatjuk úgy is, mint a repülőgép képességét a sebességvektora irányának állandósult vagy nem állandósult sebességgel történő változtatására, a $C_{y \max}$ túllépése nélkül. A fordulékonyág vizsgálható vízszintes-, ferde és függőleges síkú manőverek alapján. A fordulékonyág nem azonos a repülőgép elfordulási képességével.

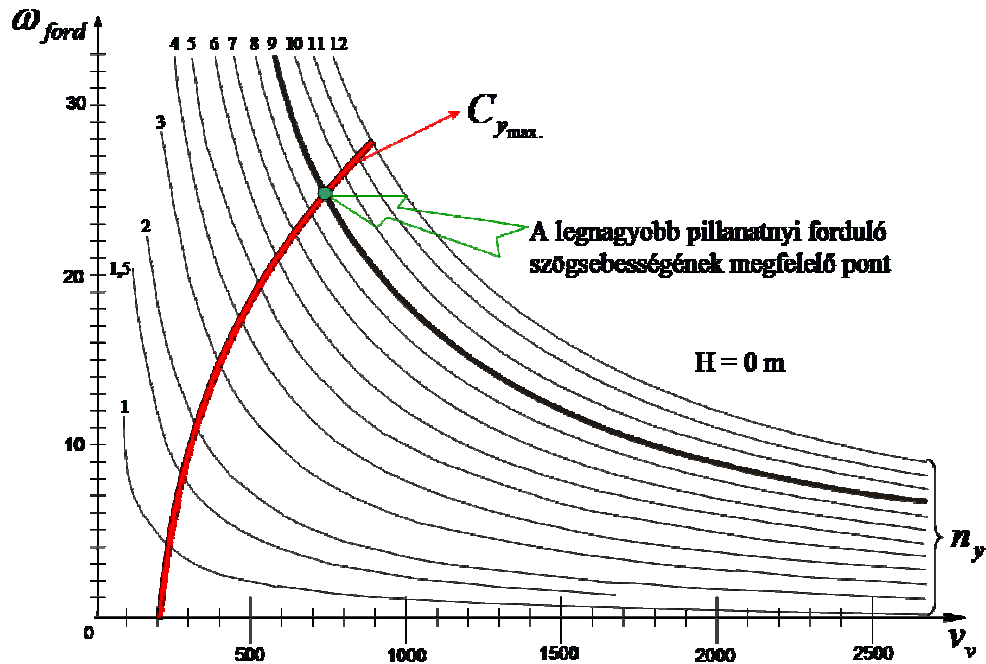
A repülőgép fordulékonyága vízszintes síkban

A vadászrepülőgépek fordulékonyágára ható tényezők:

- a legnagyobb felhajtóerő-tényező [$C_{y \max}$];
- a túlterhelés szerinti üzemeltetési korlátozások [$n_{y \text{üzem. max.}}$];
- a rendelkezésre álló tolóerő nagysága [$P_{\text{rend.}}$];
- a megengedett sebesség (M-szám) szerinti korlátozás.

Egy állandó magasságon a fordulékonyági diagramon a felhajtóerő-tényező maximuma minden egyes túlterhelés értékre vonatkozóan meghatározza a repülőgép minimális sebességét.

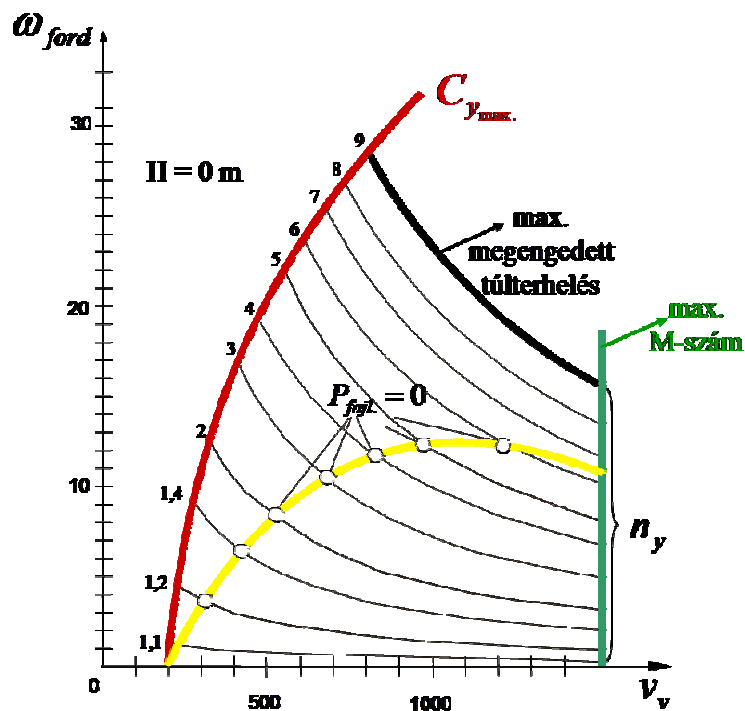
A repülőgéppel elérhető legnagyobb pillanatnyi forduló szegeesség nagyságát a repülési M-szám függvényében a legnagyobb felhajtóerő-tényező és a legnagyobb megengedett túlterhelés görbéinek metszéspontja határozza meg (lásd 9. ábra).



9. ábra. A fordulékonsági diagram felhajtóerő-maximum szerinti határoló-görbéje

A fordulékonsági diagramon a rendelkezésre álló tolóerő görbéjének a túlterhelések görbéivel létrehozott metszéspontjai a repülőgép különböző túlterhelésekhez illetve sebességekhez tartozó *fajlagos teljesítményfelesleg* [$P_{fajl.}$] állapotát jellemzik (10. ábra).

$$P_{fajl.} = \left(\frac{P - Q}{G} \right) V \quad [\text{m/sec}] \quad (4)$$



10. ábra. A repülőgép fordulékonsági diagramjának túlterhelés és M-szám szerinti határoló vonalai

A $P_{fajl.} = 0$ pontok által képzett görbét a hozzá tartozó sebességi és túlterhelési értékekkel az *állandósult szögsebességű forduló jelleggörbéjének* nevezik. A fajlagos teljesítményfelesleg a repülőgép olyan jellemzője, ami megmutatja, időegység alatt milyen mértékben képes megváltoztatni teljes energiája összetételét, vagyis képességét a túlterhelés szabályozás mellett a sebesség és magasság, a helyzeti és mozgási energiák gyors változtatására. A $P_{fajl.} = 0$ pontokban (egy beállított hajtómű teljesítmény mellett) a repülőgép sebessége, magassága és függőleges túlterhelése állandó. Változatlan hajtómű teljesítmény esetén bármelyik paraméter megváltozása a többi változását is maga után vonja.

A repülőgép pillanatnyi vízszintes gyorsulása a és a fajlagos teljesítményfelesleg viszonyát az alábbi összefüggéssel fejezhetjük ki:

$$a = \frac{P_{fajl.} g}{V} \quad [\text{m/s}^2] \quad (5)$$

A fordulékonyági diagramok harcászati szempontból az egyik legfontosabb eszközök a repülőgépek manőverezési lehetőségeinek szemléltetésére, lehetőséget nyújtanak arra, hogy abban feltüntessük egy, vagy több repülőgépnek az adott magasságra érvényes fajlagos teljesítményfelesleg jelleggörbéit, és ezeket összehasonlítsuk.

Mint az ábrákból láthattuk a manőverezéshez vízszintes síkban sebesség, felhajtóerő, vagyis túlterhelés kell. Minél szűkebbre szeretnénk a fordulót annál nagyobb a túlterhelés. Hasonlóan lehetne ezt a bizonyítást bemutatni a függőleges síkra, ahol még nagyobb túlterhelésekre van szükség.

A tapasztalat azt mutatja, hogy a harcászati manőverek, légi bemutatók: $4 < n_y < 7$ közötti túlterheléssel történnek.

A repülőgép által elszenvedett túlterheléseket a még meglévő fáradási terhelhetőség meghatározása érdekében kell meghatározni.

A számítást a következőképpen végezzük:

Kiszámítjuk a **viszonyított óránkénti sérülékenységet, vagy sérülékenységi indexet** $\xi_t^*(n_y^{tényl.})$, ami nem más, mint az adatrögzítő adatai alapján meghatározott óránkénti túlterhelésekből adódó számított felhasznált fáradási tartalék $\xi_{szám.}(n_y^{tényl.})$ és a típusra megadott grafikonon (1. ábra) mért adatokból meghatározott $\xi_{t\ mért}(n_y^{terv.})$ érték hányadosa [2].

Tehát a sérülékenységi index:

$$\xi_t^*(n_y^{tényl.}) = \frac{\xi_{szám.}(n_y^{tényl.})}{\xi_{t\ mért}(n_y^{terv.})}$$

Kiszámítjuk a repülőgép által elért repülési időtartamra időarányosan a megadott teljes repülhető idő és a ténylegesen repült idő hányadosaként a $n_y^{tervezett}$ a tervezés során számított értékeit, majd átlagot képezünk.

Ezt úgy végezhetjük el, hogy a tervezés során megadott üzemidő, élettartam pl: 2400 repült óra időtartamot, mint bázist feltételezve meghatározzuk először a tervezett repült idők időarányos részét a különböző túlterheléseken.

Amint a tervezett túlterhelések 1. ábrájából látjuk $n_y = 8$ vagy annál nagyobb túlterhelés az élettartam során mindössze 830 esetben engedhető meg. A teljes túlterhelési spektrum százezer esetet tartalmaz. Ha ezt üzemidőben nézzük, mivel gyárilag a repülőgép élettartama adott esetben 2400 repült óra, $2400 \times 60 \times 60 = 8\,640\,000$ másodperc, vagyis egy túlterhelési esemény $8\,640\,000 / 100\,000 = 86,4$ másodperc.

Tehát össze kell gyűjtenünk a különböző n_y , Δt értékeket. Vagyis minden n_y -hoz az ábra alapján hozzá tartozó tervezett időtartamot is. Ezután az értékeket össze kell adni. Az említett ábra szerint, a különböző túlterhelésekhez tartozó eredetileg tervezett túlterhelések és idők összege.

$$(9 \cdot 50) + (8,5 \cdot 630) + (8 \cdot 150) + (7,8 \cdot 200) + (6,8 \cdot 5600) + (5,6 \cdot 4000) + (4,6 \cdot 16000) + (4 \cdot 30000) = 262645$$

A számításból látható, hogy minél kisebb a túlterhelés értéke annál nagyobb repülési idők engedhetők meg ezért az $n_y=2$ értéket terhelés szempontjából nem veszem figyelembe.

n_y túlterhelés	Δt időtartama [s]	Σ összeg [s]	Σ összeg órában
9	50	450	0,125
8,5	630	5355	1,4875
8	150	1200	0,3333333
7,8	200	1560	0,4333333
6,8	5600	38080	10,577778
5,6	4000	22400	6,2222222
4,6	16000	73600	20,444444
4	30000	120000	33,333333

Tételezzük fel, hogy a fenti élettartamra tervezett repülőgép eddig lerepült 800 órát és ezután óhajtjuk átállítani állapot szerinti üzembentartásra. Ennek érdekében meg kell, vizsgáljuk, hogy hol tart az $n_y > 2$ érték viszonylatában. Azért az „ $n_y = 2$ ” értéket veszem alapul, mint általános terhelhetőséget, mert mint az ábrából láttuk ezen érték alatt a repülőgép az élettartamon belül tetszőleges ideig üzemeltethető. Ehhez még hozzá tenném, hogy mint tudjuk bedöntéseknél a bedöntés szöge „ γ ” és a túlterhelés között az alábbi összefüggés van:[25]

$$\cos \gamma = \frac{1}{n_y}$$

Amiből következik, hogy általában a fordulókhoz használt maximális bedöntési szög nem nagyobb, mint 60 fok, ami alapján

$$n_y = \frac{1}{\cos 60^\circ} = \frac{1}{0,5} = 2$$

A manőverező repüléssel foglalkozó szakirodalom alapján a szűk, gyors fordulókhoz, illetve a függőleges manőverekhez, mint a grafikonokból láttuk legalább 4-7 g, vagy még ennél is nagyobb túlterhelés szükséges. Ennek alapján a tényleges adatok összehasonlításához meg kell határoznunk a repülőgép eddigi 800 repült óra működési idejével arányosan a fenti táblázatban levő idők 1/3 át. Mivel a repülőgép az engedélyezett üzemidőnek csak ekkora részét repülte le.

n_y túlterhelés	1/3-a a Δt időtartamnak mp	$\Sigma n_y \cdot \Delta t$ összeg mp	Σ összeg órában
9	16,66666667	150	0,04167
8,5	210	1785	0,49583
8	50	400	0,11111
7,8	66,66666667	520	0,14444
6,8	1866,666667	12693,3333	3,52593
5,6	1333,333333	7466,66667	2,07407
4,6	5333,333333	24533,3333	6,81481
4	10000	40000	11,1111

A lerepült 800 óra üzemidőhöz meghatározzuk időarányosan a súlyozott pluszként figyelembe veendő túlterheléseket. Ha a fenti táblázatból számolunk átlagot az engedélyezett időtartamokkal súlyozva az alábbi értékeket kapjuk:

$$\sum n_{y_i} \Delta t = 87548$$

Ezt vesszük alapul és meghatározzuk az egyes túlterhelések súlyát, a vizsgált időtartalon belül, majd a súlyok értékét összeadjuk, ami kiad egy átlagos túlterhelést a grafikonból vett értékek és időtartamok alapján. Ezután meghatározzuk az egyes túlterhelési értékek súlyát egy átlagos túlterheléshez.

$\Sigma \Delta n_y = \Sigma n_{y_i} \Delta t / 87548 = n_{y \text{ átlag}}$ a vizsgált tervezési grafikon időarányos adatai szerint

$$0,0017 + 0,02 + 0,00456 + 0,0059 + 0,144 + 0,085 + 0,28 + 0,456 = 0,9971$$

Ez az érték lesz tehát a nevezőben, mint időarányos, a tervezett feladatok súlyozott túlterhelése. Ha ezt az értéket elemezzük, azt látjuk, hogy a tervező úgy igyekszik meghatározni a repülőgép tervezett túlterhelését, hogy az a teljes repülési időtartamra vetítve ne nagyon térjen el a vízszintes repülés $n_y = 1$ értékétől.

Ezután, a fentiekhez hasonlóan meghatározzuk a repülőgép által ténylegesen, az addigi repült időig elszenvedett túlterheléseket.

Összegyűjtjük $n_y^{\text{tényl.}}$ a tervezettet meghaladó - maximális- tényleges értékeit a hozzájuk tartozó „ Δt ” időtartamokkal együtt, majd a fentiekhez hasonlóan átlagot képezünk.

Tételezzük fel, mivel most ilyen konkrét adattal nem rendelkezünk, hogy $n_{y \text{ átlag}}^{\text{tényl.}} = 1,7$.

Ez azt jelenti, hogy az eltelt 800 repült óra alatt a repülőgépek átlagos terhelése a tervezett közel 1,0 helyett 1,7 szeres értékkel meghaladta a tervezettet, a tényleges repült időt a tényleges terhelések figyelembe vételéhez ezzel kell korrigálni. Mivel a repült idő 800 óra volt, a tényleges terhelés miatt

$$\xi_t^* (n_y^{\text{tényl.}}) = \frac{\xi_{\text{szám.}} (n_y^{\text{tényl.}})}{\xi_{t \text{ mért}} (n_y^{\text{terv.}})} = \frac{1,7}{1} = 1,7$$

értéket, kell az átállásnál alapul venni.

A repülőgép adott esetben a 2400 repült órából tehát nem 800 repült órát használt fel hanem 1360 órát, ami majdnem a fele az engedélyezett üzemidőnek.

A MIG-29 repülőgépek átállításánál mivel az új lényegesen nagyobb repült idők jelentősen megközelítették a korábbi 2400 repült órát, vagyis a teljes üzemidő tartalékot, ezért új teljes üzemidőt határoztak meg 4000 repült órában. Ennek technikai megalapozását úgy érték el, hogy az átállított repülőgépek szerkezetét fáradási repedések szempontjából átvizsgálták, és minden repedt, fáradt teherviselő elemet, tartót, csomópontot újakra cseréltek, valamint az üzemben tartási munkafelsorolás korábbi munkapontjait kiegészítették a korábbi ipari felújítás főbb pontjaival.

EREDMÉNYEK, KÖVETKEZTETÉSEK

Vizsgálataim alapján bebizonyosodott, hogy a repülőgép eredeti repült idejét meg kell szorozni a sérülékenységi index-el, és akkor kapjuk meg az üzembentartási rendszer átalakítása utáni újra induláshoz az érvényes új repült időt.

Az elvégzett vizsgálatok eredményeként megállapítom, hogy:

- Mivel a repülőgépben nincs önellenőrző rendszer, ami állandóan figyel és integráltan követi a berendezésekre ható túlterheléseket, így a továbbiakban a fedélzeti adatrögzítő paramétereinek felhasználásával kell figyelni, és időközönként ki kell számítani a sérülékenységi indexet, illetve a korrigált üzemidőt.

- Vadászrepülőgépek esetén, mivel a repülőgépek béke kiképzést folytatnak, előfordul, hogy túl sok a műrepülés, ami rongálja a repülőgépeket, mint láttuk repedéseket, töréseket idéz elő. Igyekezni kell gazdaságossági okokból, betartani a tervezett túlterhelések mennyiségét és időtartamát.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- 1 **Barner, W. McCormick** Aerodynamics aeronautics, and flight mechanics. John Wiley & Sons, Inc. 1995.
- 2 **Барковский, В. И.** Исследования по обеспечению перевода самолётов МиГ 29 ВВС Венгрии на эксплуатацию по техническому состоянию. Технический отчёт, 2002.
- 3 **Бюшгенс, Г. С. – Студнев, Р. В.** Динамика самолёта пространственное движение, Машиностроение, Москва, 1983.
- 4 **Денисов, В. Г. – Козарук, В. В. – Кураев, А. С. – Пальчих, М. И. – Синдеев, И. М.** Эксплуатация авиационного оборудования и безопасность полётов. Транспорт, Москва, 1979.
- 5 **Голего, Н. Л.** Ремонт летательных аппаратов. Транспорт, Москва, 1974.
- 6 Gripen Fatigue and Damage Tolerance Management. Saab Military Aircraft, 39AA09Bis:001 IssueB.
- 7 **Jereb, G.** Aerodinamika és repüléselmélet II., Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1987.
- 8 **Jobbik, I.** A korszerű repülőgépek aerodinamikai jellemzői. Budapest, 1982.
- 9 **Коваленко, И. Н. – Филиппова, А. А.:** Теория вероятностей и математическая статистика. Высшая школа, Москва, 1973.
- 10 **Под ред. Мхитаряна, А. М.** Динамика полёта, Машиностроение, Москва, 1971.
- 11 **Nagy, Sz.** Repülőtechnika szerkezetana I. Kilián György Repülő Műszaki Főiskola, Szolnok, 1974.
- 12 **Новиков, В. С.** Техническая эксплуатация и надёжность авиационного радиооборудования. Транспорт, Москва, 1970.
- 13 **Остославский, И. В. – Стражева, И. В.** Динамика полёта. Машиностроение, Москва, 1969.
- 14 **Peták, Gy.** A repülőtechnika üzemeltetése és javítása. Főiskolai jegyzet. KGYRMF, Szolnok, 1981.
- 15 A repülő szerkezetek repülésének és harci manőverezésének dinamikája, módszertani segédlet, A Magyar Néphadsereg Repülőfőnökség Kiadványa, 1989.
- 16 **Rácz, E.** Repülőgépek, Tankönyvkiadó, Budapest, 1985.
- 17 **Rohács, J. – Simon, I.** Repülőgépek és helikopterek üzemeltetési zsebkönyve, Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1989.
- 18 **Шпилева, К. М.** Инженерно авиационная служба, эксплуатация и ремонт авиационной техники часть I. Военное Издательство Министерства Обороны СССР, Москва, 1979.
- 19 **Смирнов, Н. Н. – Андронов, А. М. – Владимиров, Н. И. – Лемин, Ю. И.** Эксплуатационная надёжность и режимы технического обслуживания самолётов. Транспорт, Москва, 1974.
- 20 **Тарасенков, А. М. – Брага, В. Г. – Тараненко, В. Т.** Динамика полёта и боевого манёврирования летательных аппаратов. 1984.
- 21 **Туркина, К. Д.** Конструкция летательных аппаратов. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1972.
- 22 **Varga, F.** A légi harc változása az I. világháborútól napjainkig különös tekintettel a repülőgépek manőverezése művészetének és tudományának gazdagodására, a repülőgépek fegyverzete és repülési tulajdonságai fejlődése figyelembevételével. PhD értekezés, Budapest, 2002.