

MAGYAR HONVÉDSÉG
SZOLNOKI
REPÜLŐTISZTI FŐISKOLA

REPÜLÉSTUDOMÁNYI

ÉS

KIKÉPZÉSI

KÖZLEMÉNYEK

*(TUDOMÁNYOS KIKÉPZÉSI
KÖZLEMÉNYEK)*



REPÜLÉSTUDOMÁNYI ÉS KIKÉPZÉSI
KÖZLEMÉNYEK

A Magyar Honvédség
Szolnoki Repülőtiszti Főiskola
belső terjesztésű időszaki folyóirata

SZERKESZTŐ BIZOTTSÁG:

Elnök: Békési László mk. ezredes
Főszerkesztő: Dr. Pokorádi László mk. őrnagy

TAGJAI:

dr. Lantos Éva közalkalmazott
Ribárszki István alezredes
Svehlik János mk. alezredes
Ludányi Lajos mk. alezredes
Verdes István alezredes
Szurmay Zoltán százados
Szekeres Bálint közalkalmazott
Szilágyi Sándor közalkalmazott
Gépelés, szövegszerkesztés: Dömök Jánosné ka.

FELELŐS KIADÓ:

Nagy Szilveszter mk. vezérőrnagy

KÉSZÜLT:

A Szolnoki Repülőtiszti Főiskola házi nyomdájában

T A R T A L O M

	Oldal
<p><i>Dr. Peták György:</i> A JAS-39 típusú svéd vadászrepülőgép kialakításának főbb harcászati követelményei és aerodinamikai indokai</p>	2
<p><i>Szabolcsi Róbert:</i> Repülőgép csőrőlapok egyenértékű kitérítésének megállapítása</p>	13
<p><i>Venyige László:</i> Villámhárító festék?!</p>	19
<p><i>Horváth Dezső:</i> A repülőgép dinamikai tulajdonságainak vizsgálata oldalirányú mozgás esetén</p>	25
<p><i>Mehli I. S. - Johnson R. N. - Hastings W. J.:</i> A teljesen villamosított repülőgép kutatási programjának állapota (fordítás)</p>	38
<p><i>Dr. Pokorádi László:</i> Repülőgépek üzemeltetési rendszereinek vizsgálata Markov-mátrix felhasználásával</p>	52
<p><i>Dr. Szabó László:</i> "VEREB" felsőszárnyas motoros könnyűrepülőgép - számítógéppel segített - repülésmechanikai elemzése</p>	63

Dr. Peták György

A JAS-39 Gripen típusú svéd vadászrepülőgép kialakításának főbb harcászati követelményei és aerodinamikai indokai

Jelen ismertetéssel céloim forrásmunkák alapján az olvasó megismertetése a repülőgéppel szemben támasztott harcászati követelmények biztosítására, illetve az ennek megfelelő aerodinamikai kialakítás eldöntésére irányuló törekvések megvilágítása.

A svéd Gripen típusú vadászrepülőgép követelményrendszerének végleges kialakítása az 1980-as évek elején történt több éves kutatás után, amibe bekapcsolódott a Svéd Légierő, az Anyagi Technikai Hivatal, a Védelmi Kutató Intézet és a Svéd űrtechnikai ipar. A kutatás során megvizsgálták a lehetséges harcstereket a tervezett követelmények meghatározásához. A gazdaságossági szempontok azt diktálták, hogy a korábbi trend, ami világszerte az egyre nehezebb és drágább repülőgépek irányába mutatott, megtöri. Ezen túlmenően a harci hatékonyság, a kis méretek és kis súly, ami szintén a költségek csökkentéséhez vezet, fontos követelmény legyen a Gripen tervezési folyamatában. Alapul véve a jelenlegi Svéd frontvadász repülőgépet a Viggent, mint referenciát, keményen meghatározott cél volt, hogy az újonnan tervezendő repülőgépnél:

- a súly a fele legyen,
- azonos legyen a fegyverzeti terhelhetősége,
- teljesítménye lényegében azonos, vagy jobb legyen.

A Svéd katonai gondolkodás fontos eleme a sajátos "Légibázis koncepció". Ennek alapján háborús helyzetben minden katonai repülőgép gyorsan széttelepül nagyszámú ideiglenes bázisra, ahol az országukat használják fel és leszálló pályaként, ezáltal kevésbé sebezhetővé téve a légi erőt az ellenség támadása esetén. Ez a stratégia különleges igényeket állít a repülőgép képességei elé azért, hogy tegye lehetővé harcászati alkalmazását rövid és különösen keskeny felszállópályáról. Szintén tervezési követelmény volt a Gripennél, hogy a harctevékenység biztosítása minél függetlenebb legyen a komplex földi ellátó rendszerektől és a startszolgálati műszaki üzemmentartó tevékenység akár sorállománnyal is végrehajtható legyen.

A többcélúság képessége

Korlátozott számú repülőgép esetén, melyek több bázisról tevékenykednek, a többcélúság képessége figyelemreméltó érték. A követelmény előírja, hogy egyetlen repülőgép legyen képes háromféle harc feladat teljesítésére. A JAS rövidítés a feladatok Svéd megnevezéseinek első betűiből tevődik össze, úgymint Jakt (elfogó), Attack (csapásmérő), Spaning (felderítő). A repülőgép képes kell legyen mindhárom feladatra anélkül, hogy akár a hardver, akár a szoftver részt cserélni kellene és a feladat megváltoztatása mindössze néhány percet vehet igénybe. Ebből következik, hogy a repülőgép csapásmérő feladatnál képes kell legyen nagyon különböző külső függesztményeket vinni, beleértve a nehéz fegyverzetet is, amire rendszerint csak nagyobb repülőgépek képesek.

A repülőgép tervezési folyamata során az elrendezés kiválasztását az alapkövetelmények és a részletes követelmények határozták meg mindhárom típusú harc feladatra, melyet a negyedik tervezési követelmény, mint végeredmény fogott össze. Általánosan a különböző követelmények különböző, néha ellentétes tervezési megoldásokat foglalnak magukba. A követelmények közötti egyensúlyozás egy optimális kompromisszumot eredményezett különböző elrendezésekkel, attól függően, hogy melyik követelményt tartjuk meghatározónak a másikkal szemben.

A lehetőleg maximális üzemanyag mennyiségi követelmény és annak megoszlása külső függesztésű és belső tartályok között a harcú őrzőrátozás és a földi csapásmérés speciális feladatainak ellátását kellett magába foglalja, biztosítsa.

Az elfogási feladat részére fontos volt a manőverező képesség, a gyorsulás és a csússzebeség biztosítása. A földi csapásméréshez és a felderítéshez a nagyszámú külső függesztési lehetőség és a nagy hatótávolság a fontos. A következtetések levonása a harcászati tanulmányokból azt mutatta, hogy a manőverező képességet és a gyorsulóképességet előnyben kell részesíteni.

A Gripen szerkezetileg 9g túlterhelés elviselésére tervezték. Fontos követelmény volt a magas, állandósult, hosszantartó fordulási szögsebesség és a kis fordulósugár a szubszonikus sebességtartományban. Az áramlási helyzet miatt előforduló Bafting típusú rezgés elkerülése a szárny megfelelő aerodinamikai kialakításával vált lehetővé.

A sebességi követelménynek megfelelően a Gripen szuperszonikus sebességre képes vízszintes repülésnél, harcú fegyverzettel minden magasságon.

A legfőbb követelmény a kezelés minőségére és a repülési teljesítményre vonatkozik. Más követelmények nem közvetlenül vonatkoznak a repülési teljesítményre, azonban hatással vannak a repülőgép aerodinamikai tervezésére. Egy példa a repülőgépvezető jó látási viszonyainak biztosítása légiharcban, illetve leszállás során a keskeny országúti leszállópályák megközelítésekor. Ezek vezettek a nagyobb repülőgépvezető fülkéhez, ami növelte a szuperszonikus homlokellenállást. A beépített segédhajtómű (APU) -autonóm fedélzeti indítást és teljeskörű elektromos és hidraulikus táplálást biztosít földön és levegőben, létfontosságú az igényeit magasfokú autonómiához a széttelepítési bázison, ugyanakkor növeli a repülőgép keresztmetszetét, amikor a karcúság a lehető legnagyobb fontosságú a szuperszonikus homlokellenállás csökkentése szempontjából.

Aerodinamikai elrendezés

A tervezés kezdetén a tanulmányozás központját a repülőgép geometriai elrendezésének kiválasztása képezte. A nyilvánvaló vezérlő elv az egyszerűség volt. Bizonyos döntések már korábban megtörténtek, melyek a svéd gyártási, üzemeltetési tapasztalatok előzetes tanulmányozásra alapozódtak.

Az egyszemélyes kialakítás eldöntése a harcra repülőgépekkel kapcsolatos korábbi tapasztalatokon alapult. Az új fülketervezés biztosítja, hogy az elektronikus repülőgép vezérlési rendszer (EFCS) berendezései hozzájáruljanak a repülőgép hatékony alkalmazásához minden feladattípusnál, a repülőgépvezetőre háruló munkamegterhelés növelése nélkül.

A többesatornás elektromos repülőgép vezérlési rendszer (EFCS) fejlesztése olyan fejlettségi állapotot hozott létre a megbízhatóság, a súly és a költségek vonatkozásában, hogy reális választási lehetőség állt elő a repülőgép teljes hatékonysága szempontjából a hagyományosan mechanikusan is működtethető repülésvezérlő rendszer és a fly-by-wire teljesen elektromos rendszer között (FBW).

Függetlenül a repülőgép elrendezésétől az EFCS rendszer korszerűbb volt a hagyományosnál. Ezért korán döntést hoztak az előnyösebb digitális EFCS rendszer érdekében. Ez lehetővé tette a repülési teljesítmény növelését megengedve és fenntartva szigorú korlátok között a tanulmányozott elrendezésnél az alapvető keresztengely körüli aerodinamikai instabilitást, ugyanakkor mesterségesen fenntartva a stabilitást az EFCS repülésvezérlő rendszer állandó működésével.

Az egy, vagy két hajtóműves változat kérdését két szempontból vizsgálták. Először a repülésbiztonság szempontjából a Svéd Légierő előnyösebbnek tartotta a két hajtóműves

kialakítást. Azonban más tanulmányok nem erre a következtetésre jutottak, vagyis technikai szempontból az egy hajtóműves koncepció rendszerint kisebb súlyhoz, kisebb aerodinamikai ellenálláshoz és alacsonyabb költségekhez vezet.

A döntő tényező azonban két rendelkezésre álló megfelelő, megbízható hajtómű volt, ami lehetővé tette az egyhajtóműves elrendezést. Ezek a General Electric F 404 és Rolls-Roys RB 199 voltak. A javított változatai ezeknek a hajtóműveknek már gyártásban voltak. Nem volt jó lehetőség a kéthajtóműves változat kialakítására. A nagyobb teljesítményű Pratt és Whitney F 100 és PW 1120 típusokat is tanulmányozták, de a követelmények kisebb hajtóművet igényeltek, jelentősen kisebb költséggel.

Kezdetben a változatok többféle elrendezést tartalmaztak, de hamarosan két alternatív elrendezési tervre koncentráálódtak. Ezek a mellső vezérsík (un.kacsá típus) szárny egymáshoz közeli és delta kialakítású megoldása, valamint a hagyományosabb hátsó vezérsík elrendezés. Ezen elrendezések részletes aerodinamikai, valamint szerkezeti tervezése és rendszereik tanulmányozása végrehajtásra került. A lényeges jelleggörbék elemzése megtörtént, az eredmény alapján határoztak a jobb paraméterű elrendezés kiválasztásáról a további finomításokról és a repülőgép végleges fejlesztéséről.

Az instabil Delta-kacsá elrendezés

Nagyon kényes feladat egy korrekt összehasonlító elemzést készíteni a különböző javasolt repülőgép elrendezések különböző előnyeiről. Nem lehetséges minden jelentős teljesítmény karakterisztikát, minden elrendezésre azonosan tartani és megoldani a végső, teljes költségen történő összehasonlítást mindegyik repülőgépre. Néhány jellemző különböző lesz és ezek mindegyikének hozzájárulása a teljes harci hatékonysághoz eltérő. Azonban a tanulmányozás megmutatta, hogy az adott követelményeknek a Delta-Kacsá elrendezés kiválasztása felelt meg legjobban mind technikai, mind gazdaságossági okokból. Szintén ez az elrendezés ajánlotta a repülési jellemzők jobb optimalizálási lehetőségeinek figyelembevételét az elektromos repülés vezérlő rendszerrel (EFCS).

Külön előnye a kiválasztott rövid Delta-Kacsá elrendezésnek a további fejlesztés és optimalizáció vonatkozásában a Viggen repülőgép korábról biztosított tapasztalata.

Ennek alapján milyen különleges előnyt biztosított a rövid-Delta-Kacsá-párosított elrendezés? Néhány speciális jellemzőt ismertettek a továbbiakban. Azt észre kell venni, hogy látszólag nem egyedül az elrendezés volt döntő. Egyensúlyozva az előnyök és hátrányok között, amikor összehasonlítjuk a hátsó vezérsíkkal rendelkező repülőgépet a kacsá típusúval úgy találjuk, hogy az utóbbi a legjobban jelöli a meghatározott követelmények teljesítésére.

A szárny kilépő élén elhelyezett fékszárnyak a legáltalánosabb aerodinamikai eszközök a kiegészítő emelő erő létrehozására a fel és leszálló manőver során. Ez a kiegészítő emelő erő együtt jár egy nagy orrleadást előidéző hosszirányú nyomatékkal. A hátsó vezérsík elrendezés esetén ez a hosszirányú nyomaték ki kell egyensúlyozódjon a vezérsíkon létrehozandó lefelé irányuló erővel, következtetésekképpen a nagy emelőerő, ami a fékszárnynál keletkezik csökken a vezérsíkon létrehozott erővel (1.a. ábra).

A kacsza típusú elrendezésnél azonban, mivel a vezérsík a repülőgép súlypontja előtt helyezkedik el, a rajta létrehozott kiegyenlítő erő felfelé irányul és növeli a repülőgépre ható emelő erők összegét (1.b. ábra)

1/a. ábra: Hátsó vezérsíkkal ellátott repülőgép



1/b. ábra: A "KACSA" elrendezésű vezérsík

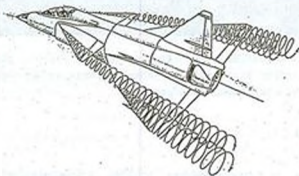
A "KACSA" elrendezés ellenben - állandó állásszög esetén - pozitív irányú erőt ébreszt a vezérsíkon.



Azonban a kacsza vezérsík, -amikor kompenzálja a szárnyon lévő fékszárnylap kitérítéséből adódó emelő erő- lényegesen nagyobb terhelést hoz létre mint a hátul elhelyezett vezérsík. Ennek oka, hogy a kacsza elrendezésnél a repülőgép súlypontja és a vezérsík közötti távolság lényegesen rövidebb. A hátsó vezérsík elrendezésnél rendszerint a vezérsík messze a szárny mögött helyezkedik el hosszú nyomaték-kart biztosítva, ezáltal csökkentve a kompenzáláshoz szükséges erőt. Egy tipikus rövid-Kacsza-Delta típusú repülőgépnél a vezérsíkon fellépő erő több mint kétszer akkora lehet, mint a hátsó vezérsík elrendezésnél, azonos stabilálási tartalék mellett. Mint következtetés levonható, hogy a kacsza szárny típusú elrendezés kitűnő nagy emelési tulajdonságokat és megbízható repülési viszonyokat biztosít a legnagyobb terhelések esetén is. Pontosan ez a szárny- kacsza-szárny egymáshatás az egyik legjelentősebb jellemzője a rövid-Kacsza-Delta szárny elrendezésnek.

Egymásrahatás

A rövid-Delta-Kacsa elrendezés nagyon fontos a kacsaszárny és a fő szárny közötti közös interferencia szempontjából. Ez a hatás tanulmányozva volt a Viggen program korai elvi kutatási szakaszában (2.sz.ábra) A szárnyhoz viszonyított megfelelő kacsa elrendezés esetén a kacsa belépő élétől kiinduló örvények a fő szárny felett fognak elhelyezkedni, létrehozva egy nagy lemosást (lefelé áramlást) a szárny középrészén és egy nagy felfelé áramlást a szárnyvégeken.



2. ábra.

A rövid Delta-"KACSA" elrendezésnél a közös interferencia jelenség a "KACSA" és a fő szárny között nagyon fontos

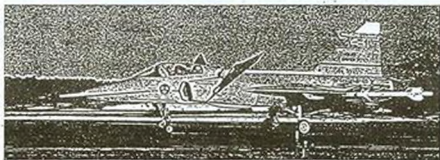
Ez az elrendezés késlelteti a középrészen a nagy állásszög kialakulását, míg a végrészek felé növeli azt.

A kacsa elrendezés a szárny felső részén létrehoz egy gyorsított áramlást, ami előnyös a nyomásgradiens szempontjából, és stabilizálja a szárny felső részét. Ez az áramlási helyzet nagyobb állásszögeken a kacsa elrendezés egyik fő előnye. A fő szárny feletti áramlás a kacsa elrendezésnél növeli a stabilitást, lényegesen növeli a szárny emelő erejét, a szabadon repülő szárnyhoz viszonyítva.

Ez az egymásrahatás nagyon fontos az emelőerő szempontjából kis sebességen és manőverező repülés közben, amikor nagy állásszögeken az emelőerő-homlokellenállás viszonyt javítja.

Leszállásnál rövidtávú kifutás

Leszállásnál, kifutás során a pilóta a kacsza szárny orrészét eltéríti lefelé az aerodinamikai fékezéshez (3.sz.ábra). Az orrészét lefelé eltérítő nyomaték lefelé irányuló terhelése kiegyensúlyozására a szárnyon lévő fékszárny kitérésre kerül felfelé. Ez azon kívül, hogy növeli a homlokellenállást, drasztikusan javítja a pályához való kapcsolódást és a kerékfékezést a lefelé mutató légerő által. Ezért nincs szükség fékernyő alkalmazására.



3. ábra: A leszállás utáni kifutási Uzemmod során a "KACSA" szárny kitérésre teljesen lenyomja az orr-részt az aerodinamikai fékezéshez

Terület elosztás

A transzszónikus és szuperszónikus repülési teljesítményhez a repülőgép keresztmetszeti területek hossz tengely mentén való eloszlása nagyon fontos. A nagyfokú karcsúság előnyös, ezért a maximális keresztmetszetű felületek adott mennyisége optimális eloszlást igényel. Ez a felület eloszlás rendszerint nem teljesen elérhető, de nagy erőfeszítés történik a minél lehetséges megközelítésére.

Nagyon fontos a farokrész enyhe görbülete. Az instabil kacsza elrendezés érdekében a szárny helyzete elől van a törzson, ezáltal létrehozva egy tiszta hosszú hátsórészt a hajtómű belső integrálásával és a farokrész kis homlokellenállásának biztosításával.

Hosszirányú (kereszt tengely körüli) instabilitás

Jelentős jellemzője a Gripen repülőgépeknek a hosszirányú instabilitás a szubszónikus sebességeken. Ez lesz az első instabilnak gyártott katonai, kacsza elrendezésű repülőgép. A legutóbbi időkig, egy bizonyos természetes minimális stabilitási szint előírt követelmény volt a repülőgépek tervezésénél. Egy statikusan stabil repülőgép a ráható aerodinamikai erők és nyomatékok következtében az áramlás megzavarása -vagyis a szárnyon áramlási rendellenesség- esetén törekszik a repülőgépet visszahozni eredeti kiegyensúlyozott helyzetébe. Egy instabil repülőgép nem marad sokáig ilyen helyzetben a vezérlő felületek ellensúlyozása nélkül.

Az instabilitás megfelelő beavatkozás nélkül elfogadhatatlan térbeli helyezethz és a repülőgép sebességének elvesztéséhez vezet.

Az instabil elrendezés a mellső vezérsík alkalmazásával egy új irányzat az utóbbi időszak katonai repülőgép tervezői között. Ráadásul nemcsak a Gripen, hanem a Francia Rafale, a Brit EAP -az Eurofighter prototípusa- és az Izraeli Lavi (amit gazdasági és politikai okokból töröltek) ezt az elvet követte.

Azonban a koncepció, hogy létrehoznak egy instabil repülőgépet a szárny előtti részen elhelyezett vezérsík felülettel nem új. Az instabil kacsa elrendezésű légi jármű repült már a század elején a Wright testvérek Kitty-Hawk nevű repülőgépeként. De amíg a testvéreknek saját maguknak kellett vezérelni a saját instabil repülő szerkezetüket a Gripen repülőgép vezetője figyelemreméltóan nagyobb sebességen meg kell bízson egy gyors komputerben, ami stabilizálja a vezérlést.

Miért kell törődni a "mesterséges" stabilizációval ahelyett, hogy maradnánk a hagyományos, természetes, a repülőgépben benne rejlő stabilitásnál, amely láthatóan biztonságosabb és olcsóbb?

Jól ismert tény, hogy a hosszirányú stabilitás szintjének csökkentése javítja a repülőgép kormányozhatóságát, teljesítményét minden szempontból. A harci manőverezhetőség növelése életfontosságú egy vadász repülőgépénél, de lényeges utazó üzemmódon a mérföldenkénti üzemanyagfogyasztás csökkenése is. Ezek nagyon egyszerű okok.

Egy stabil repülőgépénél (4.a. sz. ábra) az eredő aerodinamikai erő az állásszög növelése következtében elmozdul hátrafelé a repülőgép súlypontjához viszonyítva. Az állásszög növelése a manőver során, vagy a leszállási megközelítési manővernél következésképpen létrehoz egy orr leeresztő nyomatékot. A hosszirányú kiegyensúlyozás érdekében a hátsó vízszintes vezérsík felületén a kilépő él felfelé mozgásával negatív légerőt hozunk létre, vagy tovább terhelünk egy már megterhelt mellső kacsaszárnyat.

Egy instabil repülőgépénél (4.b. sz. ábra) az aerodinamikai erők az állásszög növelésekor létrehoznak egy orr emelő nyomatékot, mivel az eredő aerodinamikai erő előre mozdul a repülőgép súlypontjához viszonyítva. A hosszirányú kiegyensúlyozást a fékszárny kilépőél lefelé mozdításával érjük el, ez növeli az emelő erőt a repülési manőver, vagy a leszállási megközelítés során. Az emelőerőtől függő homlokellenállás közvetlenül a szárny állásszögétől függ. Egy instabil repülőgép nyilvánvalóan kisebb állásszögben fog repülni mint egy statikusan stabil repülőgép adott repülési feltételek mellett (5.sz. ábra).

A hosszirányú instabilitás növeli a felhajtóerőt.



4/a. ábra

A statikusan stabil repülőgépnél az eredő aerodinamikai erő az állásszög változása esetén a súlypont mögött helyezkedik el.

A STABIL REPÜLŐGÉP:

Az eredő aerodinamikai erő az állásszög függvényében a súlypont mögött helyezkedik el. Az állásszög növelése orrfelemelő nyomatékot eredményez.

A hosszirányú kiegyensúlyozás a kormányfelület kitérítésével felfelé, lefelé irányuló erőt hoz létre a repülőgép hátsó részén.



4/b. ábra

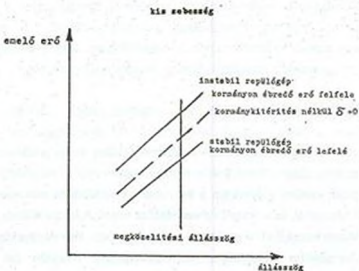
Az instabil repülőgépen az állásszög változásából adódó aerodinamikai erők létrehozhatnak egy orrfelemelő kereszttengetely körüli nyomatékot, mivel az eredő aerodinamikai erő támadás pontja a repülőgép súlypontja előtt helyezkedik el.

AZ INSTABIL REPÜLŐGÉP:

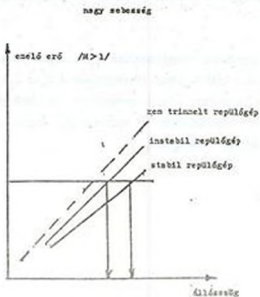
Az eredő aerodinamikai erő az állásszög függvényében a súlypont előtt helyezkedik el. Az állásszög növelése orrfelemelő nyomatékot eredményez.

A hosszirányú kiegyensúlyozás a kormányfelület kitérítésével lefelé, felfelé irányuló erőt hoz létre a repülőgép hátsó részén.

5. ábra: Teljesítmény növelés a hosszirányú aerodinamikai instabilitással.



As emelő erővel függő hosszlelendülés egyenszen erőnyos a szárny állásosságával



Hosszlelendülés - emelőerő $\cdot \sin \alpha$

As adott repülési feltételek mellett az instabil repülőgép kisebb állásosságban fog repülni, mint a stabil repülőgép. Ábratkarcsuképpen a felhajtó erővel függő hosszlelendülés $C_L \cdot f/C_D$ esütközés tendenciájú ha csökken a hosszirányú stabilitás.

Következésképpen az emelkedőtől függő homlokellenállás tendenciája (gradiense) csökken a hosszirányú stabilitás csökkenésével.

Ezen hatások alkalmazása a hátsó vízszintes vezérsíknál éppúgy mint a kacsa elrendezésnél megvannak, de a kacsa elrendezésnél hangsúlyozottabbak. A modern komputerek és elektromos repülés vezérlő rendszerek bemutatkozása lehetővé tette ezen lehetőségek alkalmazását és ugyanakkor a repülésbiztonság kezelését, sőt javítását.

Alapvető különbség van a tervezett instabilitás szintjében, melyet elérték a kacsa típusú elrendezéssel, illetve a hátsó vezérsík kialakítással. Ez összefüggésben van a repülésbiztonsággal. A hátsó vezérsík elrendezésnél a vezérsík felülete maga pozitívan járul hozzá a repülőgép stabilitásához. Ezért a hátsó felület néhány manővernél túlterhelődik és az áramlás leválik, ez a legtöbb esetben súlyosbítja a helyzetet az instabilitás növelése által előidéz egy orrfelemelő divergenciát, és a vezérlés elvesztéséhez vezet. A kacsa elrendezésnél a kacsa felület maga jelentősen hozzájárul a repülőgép instabilitásához. Következésképpen a vezérsík felület áramlásleszakadása a repülőgép stabilizálódásának irányába hat és a repülőgép maga visszatér a kisebb állásszögek felé.

Ezeket a jellemzőket alkalmazza a Gripenen, a kacsa elrendezésnél a repülésvezérlő rendszer támogató üzemmódja, ahol a mellső vezérsík felületek lebegnek és engedik a légáramban a szabad lebegést. A hosszirányú stabilitás növekedése enyhíti a vezérlő felületek figyelési igényét és következésképpen a hidraulika rendszer teljesítőképességét minimálisan terheli.

A bemutatott ábrákon ismertetett aerodinamikai sajátosságok jól mutatják, hogy a repülőgép építésnél az elektronikus számítógépek alkalmazásával új és új lehetőségeket kap az aerodinamika hatékonyabb felhasználása. Jelen ismertetésben -források alapján- a JAS 39 Gripen típusú repülőgép által megvalósított új tudományos technikai megoldásokra igyekeztem -a teljesség igénye nélkül- rávilágítani.

Szabolcsi Róbert mk.százados
főiskolai tanársegéd
Repülő Szakág Tanszék, oktató

REPÜLŐGÉP CSÜRŐLAPOK EGYENÉRTÉKŰ KITÉRÉSÉNEK MEGÁLLAPÍTÁSA

A cikk szerzője segítséget kíván nyújtani az automatikus repülésvezérlő rendszerek zavarelhárítási képességeivel foglalkozó szakemberek számára. A repülőgépre repülés közben ható csűrőirányú zavaró nyomatókakat szokás leképezni a csűrőlapok egyenértékű kitérésére. A szerző a cikkben a mozgásegyenlet-módszert mutatja be és javasolja gyakorlati alkalmazásra.

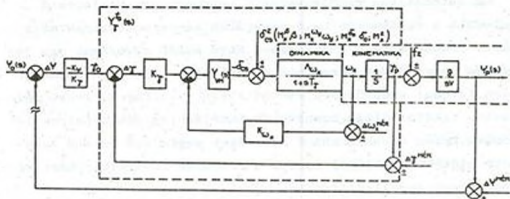
Bevezetés

Az automatikus repülésvezérlő rendszer egyik alapvető feladata a rendszerre ható zavarások káros hatásainak maximális csökkentése. A repülőgépre ható külső zavarások egy jelentős része visszavezethető a repülőgép sajátos alkalmazására. Katonai repülőgépek esetén ilyen zavarforrás lehet például a rakétaindítás, bombavetés, tüzelőanyag póttartályok ledobása. Éppen ezért a külső zavarások megfelelő szintű ismerete elengedhetetlenül fontos a rendszer zavarelhárítási képességének megállapításához.

1. A hossz tengely körüli forgómozgás egyenletének analízise

Az automatikus repülőgép vezérlőrendszerek szabályozási köreinek analízise során a repülőgép hossz tengelye körüli ható δ_{ca} nyomatéki zavarást szokás leképezni a megfelelő kormányfelület ekvivalens kitérésévé (1. ábra). Az 1. ábrán az iránysszög robotpilóta hatásvázlata látható. A δ_{ca} nyomatéki zavarást az alábbi összetevők határozzák meg:

- $m_x \beta$ - csúszásból származó asszimmetrikus nyomaték, amely túlnyomórészt a szárnytól származik [1,2,3,6,7,8].
- $m_x \omega_y$ - a legyező mozgásból származó asszimmetrikus nyomaték.
- $m_x \delta_o$ - az oldalkormány kitérésekor keletkező bedöntési nyomaték.
- N_x^z - hossz tengely körüli zavaró nyomaték, amely származhat például a szárnyak alól nem egyidőben (asszimmetrikusan) ledobott függesztményekről (bombák, bombakazetták, póttartályok, egyéb más speciális függesztmények, ...).



1. ábra
Az irányszög robotpilóta hatásvázlata

A hossz tengely körül ható δ_{cs}^z zavarás a következő okokra vezethető vissza :

a, A repülőgépek a legtöbb esetben aerodinamikai értelemben nem szimmetrikusak. A repülési sebesség és magasság változása

esetén a hossz- és a függőleges tengelyek mentén légerők keletkeznek, amelyek által létesített nyomatókat a csűrőlapok és az oldalkormány maradók kitérésével kompenzál a repülőgépvezető.

b, Az oldalirányú mozgás során a repülőgépre a következő zavarások hatnak :

- többhajtóműves repülőgépek esetén az egyes hajtóművek tolóereje eltérhet egymástól,
- katonai repülőgépek esetében a függesztmények ledobása (bombák, bombakazetták, póttartályok, rakétaindítás ...) eredményezheti a δ_{c_0} csűrőirányú zavarást.

A repülőgép csúszási szögének kompenzálása $M_y = 0$ és $Z = 0$ esetén az oldalkormány kitérésével lehetséges [3]. Az állandó bedöntési zavaró nyomaték kompenzálása a csűrők megfelelő kitérésével érhető el.

A kormányfelület - csűrőlapok - zavarelhárításhoz szükséges ekvivalens kitérésének meghatározásához a [3] irodalom a repülőgép térbeli mozgásegyenleteinek analízisét javasolja. A módszert A. A. Kraszovszkij dolgozta ki, új alkalmazását szeretném bemutatni ezen cikkben.

Vizsgáljuk meg a repülőgép hossz tengely körüli forgó mozgásának egyenletét zavarásmentes esetben [1, 2, 3, 4, 7, 8, 9, 10]:

$$\omega_x + a_1 \omega_x + a_2 \omega_y + a_3 \beta + = b_1 \delta_{c_0} + b_2 \delta_0 \quad (1)$$

ahol : ω_x - orsózó szögsebesség,

ω_y - legyező szögsebesség,

β - csúszási szög,

δ_{ca} - a csűrőlapok szögkitérése,

δ_o - az oldalkormány szögkitérése

a_1, a_2, a_3, b_1, b_2 - derivatív együtthatók.

Az (1) egyenlet $\beta = 0$, $\delta_o = 0$ és $\omega_y = 0$ feltételek teljesülése esetén az alábbi egyszerű alakban írható fel [3,5] :

$$\omega_x + a_1 \omega_x = - b_1 \delta_{ca}^{EKK} + \delta_{ca}^z I_{xx}^{-1} \quad (2)$$

ahol : - δ_{ca} - zavaró nyomaték;

- δ_{ca}^{EKK} - a zavaró nyomaték kompenzálásához szükséges ekvivalens kormányfelület kitérés;

- I_{xx} - a repülőgép főtehetetlenségi nyomatéka.

Ideális zavarkompenzáció esetén ($\omega_x = 0$) a δ_{ca}^{EKK} értéke a (2) egyenletből a következő lesz :

$$\delta_{ca}^{EKK} = \delta_{ca}^z (I_{xx} b_1)^{-1} \quad (3)$$

A repülőgépre ható zavaró nyomatékot idézze elő $\beta = 10^\circ$ állandó oldalszél. A zavaró nyomaték legyen tehát $m_x^\beta \beta$. Ebben az esetben $\delta_o = 0$ és $\omega_y = 0$ feltételek teljesülése esetén a hossz tengely körüli forgómozgás egyenlete az alábbi alakban írható fel [1,3,5,7] :

$$\omega_x + a_1 \omega_x + a_3 \beta = - b_1 \delta_{ca}^{EKK} + m_x^\beta \beta I_{xx}^{-1} \quad (4)$$

Ideális zavarelhárítás esetén ($\omega_x = 0$) a δ_{ca}^{EKK} ekviva-

lens kormányfelület kitérés a (4) egyenlet alapján a következő módon írható fel :

$$\delta_{ca}^{EKK} = \frac{m_x \beta I_{xx}^{-1} - a_3 \beta}{b_1} \quad (5)$$

A továbbiakban röviden vizsgáljuk meg a δ_{ca}^{EKK} ekvivalens kormányfelület kitérés mértékét. Az [3] irodalom alapján egy hipotetikus, nagy manőverező képességű repülőgép hossz tengely körüli forgó mozgása egyenletének együtthatói $H = 1000$ s és $M = 0,4$ esetén a következők :

$$a_3 = 22 \text{ s}^{-2}, b_1 = -14,7 \text{ s}^{-2}, I_{xx} = 32000 \text{ kgm}^2 \quad (6)$$

Az (5) egyenlettel definiált egyenértékű kormányfelület kitérés meghatározásához szükséges az $m_x \beta$ együttható értéke. Hazánkban is alkalmazott vadászbombázó repülőgépre $M = 0,4$; $\alpha = 6^\circ$ és $\chi = 63^\circ$ esetén :

$$m_x \beta = -0,001 \text{ Nm rad}^{-1} \quad (7)$$

A (6) és a (7) egyenletek figyelembevételével a δ_{ca}^{EKK} valens kormányfelület kitérés értéke [1,3,4,5,6,7] :

$$\delta_{ca}^{EKK} = 14,96^\circ$$

Hasonló módon határozhatjuk meg a δ_{ca}^{EKK} értékét az $m_x^{O_y}$ és az m_x^{δ} zavaró nyomatékok esetén is.

- 11 -

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] Duncan, W. J.: The principles of the CONTROL AND STABILITY OF AIRCRAFT, Cambridge, University Press, 1952.
- [2] Hacker, T.: Fight Stability and Control, American Elsevier Publishing Company, Inc. New York, 1970.
- [3] Kraszovszkij, A. A. Vavilov, A. I. Szucsokov: Szisztemi avtomatesszkiego upravlenyija letatyelnih apparatov, VVIA im. N. E. Zsukovszkogo, Moszkva, 1986.
- [4] Mc. Cormick, B. W.: Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, New York - Toronto, 1979.
- [5] Mc. Lean, D.: Automatic Flight Control Systems Prentice Hall, New York - London, 1990.
- [6] Mhitarjan, A. M.: Dinamika Poleta, Moszkva, Masinosztroje-nyije, 1971.
- [7] Dr. Rácz E.: Repülőgépek Tankönyvkiadó, Budapest, 1985.
- [8] Seckel, E.: Stability and Control of Airplanes and Helicopters, Academic Press, New York and London, 1964.
- [9] Sznesko, Ju. P.: Iszszledovanyija v polete usztojcsi-vosztyi i upravljaemosztyi szamoleta.
- [10] Towill, D. R.: Coefficient Plane Models for Control System Analysis and Design, Research Studies Press, Chichester - New York, 1981.

VILLÁMHÁRÍTÓ FESTÉK?

A légi járműveknek és hordozórakétáknak a villámcsapás közvetlen vagy közvetett hatásaival összefüggő balesetei és sérülései egyre sürgetőbben követelik olyan technológiai megoldások kifejlesztését, amelyek elhárítanák a villámlásban rejlő veszélyeket. Több irányban folynak a kutatások, de az utóbbi évek erőfeszítései ellenére sem született meg eddig az ideális megoldás a repülés alatti villámvédelemre. A kutatások egyik ígéretes útjának látszik olyan új védőbevonat alkalmazása, amely nyugalmi állapotban szigetelőként, villamos kisülés hatására pedig vezetőként viselkedik.

Az már régóta közismert tapasztalat, hogy egy repülőgép annál kevésbé van kitéve a villámcsapás károsító hatásainak, mennél nagyobb felületét látják el antisztatikus, vagyis fémborítással. Csakhogy vannak olyan részei a felületnek, amelyeknek feltétlenül elektromosan "átlátszóaknak" kell lenniük, különben nem lehetne működtetni a rádió- és radarberendezéseket. Ráadásul, mivel az alattuk lévő, többé-kevésbé szögletes idomú antennák közelében sokkal erősebb a villamos erőtér, mint a felület többi részén, éppen ezek az árnyékolatlan helyek szolgáltatják a legkedvezőbb kisülési pontokat a villám számára. A jelenleg alkalmazott villámhárító szalagok (a radarkúpon és a vezérsík belépő élén) nem nyújtanak kielégítő biztonságot, ezért francia kutatók egy csoportja olyan újfajta festékekkel végzett kísérleteket, amely képes biztosítani ezeknek a felületeknek a villám elleni védelmét. Az új védőbevonattal ellátott műanyaglemezt a villám csak deformálja, de nem üti át.

A francia Nemzeti Űrkutatási Központ kutatócsoportja a Nouvelle revue aéronautique et astronautique 1993. évi 2. számában számolt be a toulouse-i űrközpont anyagvizsgálati laboratóriumában folytatott kísérleteiről.

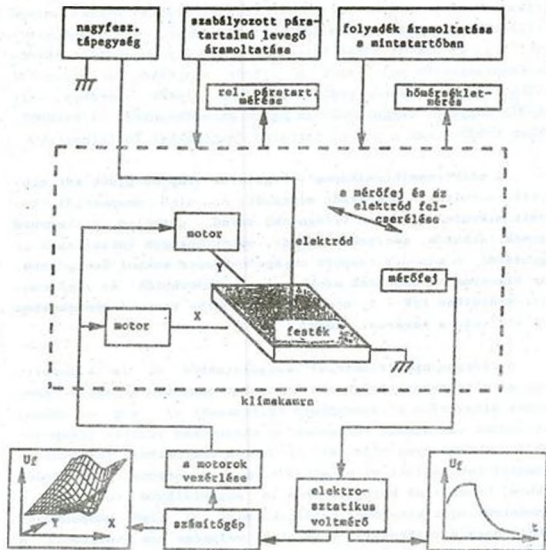
Különböző összetételű festékmintákhoz olyan aktív komponenszt keverték, amely elektromos kisülés hatására átmenetileg vezetővé teszi a festékréteget. Feltételezik, hogy a vezetőképeség kialakulását az anyag ionizációja okozza, amely vagy a kisülést közvetlenül megelőző intenzív elektromos erőtér hatására, vagy a kisülésnek a felületen való szétterjedése közben következik be. A kísérletek tulajdonképpen arra irányultak, hogy a minták tömegéből kiválasszák a célnak leginkább megfelelő tulajdonságokkal rendelkező festéket.

Olyan mintasorozatot állítottak össze, amelynek tagjai az alábbi paraméterek egyikében különböztek egymástól:

- az aktív komponensként használt vegyület;
- az aktív komponens százalékos aránya;
- az alkalmazott oxidadalék százalékos aránya;
- a pigment és a kötőanyag részaránya (P/K).

Alapvető vizsgálati módszerként a felület elektromos potenciáljának, illetve a felületi potenciál eloszlásának a mérését választották. Ezen kívül olyan korszerű fiziko-kémiai analitikai eszközöket is alkalmaztak, mint a "letapogatásos" elektronmikroszkóp (SEM), az energiaszóródási röntgen-spektrométer (EDAX) és a kémiai analitikai spektroszkóp (ESCA).

Az elektromos méréssel pontosan nyomon tudták követni annak a villamos töltésnek a változását, amelyet egy megfelelő szikrakózzal beállított hegyes elektróda segítségével elektromos kisülés formájában juttattak a minta felületére. A mintasztalt két, egymásra merőleges irányban mozgatták a mérőfej alatt, és a mért értékeket hálózatos térgörbén ábrázolták; így valósággal fel tudták térképezni a felület töltésállapotát. A mintasztalt, az elektródot és a mérőfejet árnyékolt klímakamrában helyezték el (1. ábra).

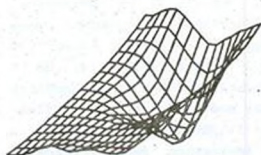


1. ábra A kinériket ömlesztés

A minták szelektálását az alkalmasabb aktív komponens kiválasztásával kezdték. Az aktív komponenstől függően ugyanis a minták egyik felében citrát, a másikban oxalát ion formájában jelentkezett a töltés. Legelőször feljegyezték az összes minta felületi potenciáljának az időbeni változását. Azt tapasztalták, hogy az oxalát alapú bevonatok kezdeti potenciálja minden esetben magasabb volt, mint a citrát alapúaké, a potenciál csökkenésének az üteme pedig a citrátos minták esetében volt mindig nagyobb, függetlenül az egyéb paraméterektől. A továbbiakban tehát csak a citrát tartalmú festékekkel foglalkoztak.

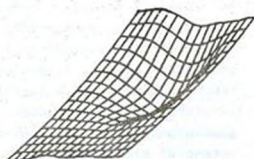
Az elektronmikroszkópos vizsgálatok alapján újabb két csoportba sorolták a megmaradt mintákat. Az első csoportról készült mikrofelveteleken világosabb színű, gömbölyű, ikraszerű csomók láthatók, amelyeket vékony, sötét hézagok választanak el egymástól. A második csoport anyagszerkezete sokkal homogénebb, bár bizonyos sűrűsödések azokban is felfedezhetők. Az első csoport mintáiban $P/K = 1$, a második csoportba tartozó festékekben $P/K = 2$ volt a keverési arány.

A röntgen-spektrometriai vizsgálatokból az is kiderült, hogy az első csoportba sorolt bevonatok esetében az aktív komponens alapvetően a szemcsékben helyezkedik el, míg a néhány mikrométer vastagságú hézagokat az elektromos vezetés szempontjából inaktív anyag tölti ki. A második csoportbeli festékekben egyenletesen oszlott el az aktív komponens; nemcsak a sűrűsödésekben, hanem azok környezetében is megtalálható volt, de a koncentrációját kisebbnek találták, mint az első csoportban. Abból, hogy a sugárnyaláb behatolási mélysége nem változott a különböző minták esetében, arra következtettek, hogy a kötőanyag a bevonat felszínén koncentrálódik. Később az analitikai spektroszkópiai mérések megerősítették ezt a feltevést: a felszint borító kötőanyagréteget az összes vizsgált bevonat esetében néhány tíz Ångström vastagságúnak találták.



$U_{max} = 343 \text{ V}$ $U_{min} = -1792 \text{ V}$

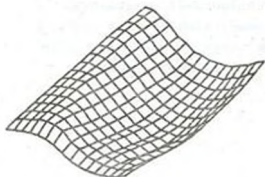
a.) $t = 0$



$U_{max} = 266 \text{ V}$ $U_{min} = -676 \text{ V}$

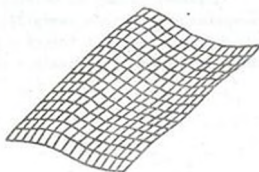
b.) $t = 30 \text{ perc}$

2. ábra $P/K = 1$ keverési arányú bevonat felületi potenciáljának eloszlása a feltöltés befejezésekor és 30 perccel később



$U_{max} = 81 \text{ V}$ $U_{min} = -1802 \text{ V}$

a.) $t = 0$



$U_{max} = 14 \text{ V}$ $U_{min} = -1106 \text{ V}$

b.) $t = 30 \text{ perc}$

3. ábra $P/K = 2$ keverési arányú bevonat felületi potenciáljának eloszlása a feltöltés befejezésekor és 30 perccel később

Az ezt követő elektromos mérések szoros összefüggést mutattak ki az anyag morfológiai jellemzői és elektrosztatikai tulajdonságai között. A 2. ábra egy olyan minta elektrosztatikai térképét mutatja, amely rosszul vezette el a töltéseket. Láthatjuk, hogy a magasabb potenciálértékek a kisülési pont környékén lokalizálódtak. Igaz, hogy a feltöltést követő 30 perc alatt mintegy felére csökkent a felületi potenciál, de a csúcs félmagasságának megfelelő potenciálértékek alig kerültek távolabb a görbe csúcsától. (A görbe szélessége a csúcs félmagasságában csak 11,1 %-kal nőtt.) A 3. ábrán olyan mintának a potenciál-eloszlását látjuk, amely lényegesen jobb vezetőként viselkedett. A töltések már a feltöltés közben is gyorsan szétterjedtek, majdnem egyenletesen oszlottak el a felületen, és a potenciál 78 %-kal csökkent 30 perc alatt. Az első mintában $P/K = 1$, a másodikban $P/K = 2$ volt a pigment és a kötőanyag aránya.

Egy további mérésorozattal az oxidadalék hatását vizsgálták, és arra a megállapításra jutottak, hogy az oxid nélküli keverékek felelnek meg jobban a célnak.

A laboratóriumi kísérletek előrehaladtával megkezdtek a vizsgálatokat nagyobb energiájú villamos kisülésekkel is. A cikkük végén ígéretet tettek a szerzők, hogy ezeknek az eredményeit szintén közzéteszik a magazin egy későbbi számában.

HORVÁTH DEZSŐ MK. ALEZREDES
FŐISKOLAI DOCENS

A REPÜLŐGÉP DINAMIKAI TULAJDONSÁGÁNAK VIZSGÁLATA OLDALIRÁNYÚ
MOZGÁS ESETÉN

Az oldalirányú mozgás linearizált egyenletei.

Oldalirányú mozgásnak nevezzük a repülőgép olyan mozgását, amelyben a pályaeelfordulási (φ), a legyező (ψ) és bedöntési (γ) szögek, valamint az ω_x és ω_y szögsebességek változnak, vezérlő hatásként pedig a csűrők (δ_{cs}) és az oldalkormány ($\delta_{o.k.}$) kitérései szolgálnak.

A repülőgép oldalirányú mozgása kiszámítható, illetve vizsgálható a differenciálegyenletek integrálása útján amennyiben adva vannak a külső zavaró tényezők vagy a vezérlő függvények, a kormányok kitérései idő szerinti függvény formájában: $\delta_{cs} = \delta_{cs}(t)$ és $\delta_{o.k.} = \delta_{o.k}(t)$

$$\frac{d\varphi}{dt} = - \frac{\xi}{v \cos \theta} \left(\frac{P \sin \alpha_p + Y}{m \xi} \right) \sin \gamma \quad (1)$$

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = \Sigma M_x \quad (2)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} = \Sigma M_y \quad (3)$$

$$\frac{dZ}{dt} = - v \cos \theta \sin \gamma \quad (4)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \omega_y \cos \gamma \operatorname{tg} \theta \quad (5)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \frac{\cos \gamma}{\cos \theta} \quad (6)$$

$$\psi = \varphi + \beta \quad (7)$$

A mozgás dinamikai egyenleteinek jobb oldalai tartalmazzák a Z oldalirányú erőt:

$$Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S = c_z \beta^2 \beta + c_z \delta_{o.k} \delta_{o.k} + c_z \delta_{k.v} \delta_{k.v} \frac{\rho v^2}{2} S \quad (8)$$

ahol: $\delta_{k.v}$ - az oldalirányú kormányservek közvetlen vezérlésére szolgáló kormányservek kitérése

az M_x nyomatékot:

$$M_x = m_x \frac{\rho v^2}{2} S l = (m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_{o.k}} \delta_{o.k} + m_x^{\delta_{cs}} \delta_{cs}) \frac{\rho v^2}{2} S l + \Delta M_{x \text{ asz}} \quad (9)$$

ahol: l - a repülőgép teljes távolsága;

$m_x^\beta; m_x^{\delta_{o.k}}; m_x^{\delta_{cs}}$ - megfelelően a bedöntési nyomaték tényezők β szögű csúszás, az oldalkormány $\delta_{o.k}$ szögre történő kitérése és a csűrők δ_{cs} szögére (vagy más keresztirányú kormányservek megfelelő szögére) történő kitérése miatt létrejövő összetevőket jellemző deriváltak;

$\Delta M_{x \text{ asz}}$ - kiegészítő bedöntési nyomaték a fékszárnyak aszimmetrikus kiengedése, stb miatt.

valamint az M_y nyomatékot:

$$M_y = m_y \frac{\rho v^2}{2} S l = (m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_{o.k}} \delta_{o.k} + m_y^{\delta_{cs}} \delta_{cs}) \frac{\rho v^2}{2} S l + \Delta M_{y \text{ asz}} \quad (10)$$

ahol: $\Delta M_{y \text{ asz}}$ - kiegészítő legyező nyomaték a féklapok aszimmetrikus kiengedésekor, a függesztmények ledobásakor, stb

$m_y; m_y^{\delta_{o.k.}}; m_y^{\delta_{cs}}$ - a legyező nyomaték csúszáskor, az oldalkormány és a csűrők kitérésekor történő létrejöttét jellemző deriváltak.

Általános esetben még működni fognak azonban olyan kiegészítő nyomatékok, amelyek a repülőgép forgásával vannak kapcsolatban.

A bedöntési csillapító nyomaték a következőképpen határozható meg:

$$(M_x)_{\delta_{cs}} = m_x^{\omega_x} \omega_x q S l \quad (11)$$

ahol: ω_x - mértékegységgel jellemző szögsebesség,
 - a számításoknál gyakran alkalmazzák a mértékegység nélküli szögsebességeket:

$$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2 v} \quad \text{és} \quad \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2 v}$$

Az egyenletekbe a mértékegység nélküli értékeket kell behelyettesíteni.

$$m_x^{\omega_x} \omega_x = m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x = m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2 v} \omega_x \quad (12)$$

A spirális bedöntési nyomaték:

$$(M_x)_{\omega_y} = m_y^{\omega_y} \omega_y q S l = m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2 v} \omega_y q S l \quad (13)$$

A spirális legyező nyomaték:

$$(M_x)_{\omega_y} = m_y^{\omega_y} \omega_y q S l = m_y^{\bar{\omega}_y} \omega_y \frac{l}{2 v} q S l \quad (14)$$

Spirális legyező nyomaték (akkor keletkezik amikor a repülőgép hossz tengelye körül forog ω_x szögsebességgel):

$$(M_y)_{\omega_x} = m_y \omega_x \omega_x q S l = m_y \bar{\omega}_x \frac{1}{2} q S l \quad (15)$$

A spirális legyező nyomaték hatása általában olyan, ($\alpha > \alpha_{krit}$), hogy a lefelé haladó szárny igyekszik előremozdulni.

Az $\alpha > \alpha_{krit}$ esetben a spirális nyomaték hatásának iránya megváltozhat és a lefelé haladó szárny mozgása fog elmaradni.

Egyszerűsített módszer az oldalirányú mozgás elemzésére.

Az oldalirányú mozgás egyenletrendszere:

$$- m v \frac{d\varphi}{dt} = \Sigma F_z \quad (16)$$

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = \Sigma M_x \quad (17)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} = \Sigma M_y \quad (18)$$

$$\frac{dy}{dt} = \omega_x - \omega_y \cos \gamma \tan \theta \quad (19)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \frac{\cos \gamma}{\cos \theta} \quad (20)$$

$$\psi = \varphi + \beta \quad (21)$$

A (16) egyenlet pálya szerinti koordináta-rendszerben lett felírva és a tömegközéppont oldalirányú elmozdulását jellemzi a vízszintes síkban. A (17) és (18) egyenlet a fő központi tengelyek szerepét játszó kapcsolt tengelyekre vett vetületekre lett felírva és ennek megfelelően az Ox_1 és Oy_1 tengelyek körüli forgómozgást

írják le. A (19), (20) és (21) egyenlet a kinematikai kapcsolatot írja le.

Az oldallirányú mozgás meghatározása.

Induljunk ki abból, hogy a repülés kis bólintási szögű vízszintes repülés, valamint a hosszirányú mozgás paramétereit állandónak vesszük. Így a $\tan \delta = \tan \delta_0 = 0$ és $\cos \delta = \cos \delta_0 = 1$.

A vízszintes repülés esetén a (21) egyenletből $\varphi = \psi - \beta$ ezért

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\psi}{dt} - \frac{d\beta}{dt} \quad (22)$$

Az oldallirányú mozgás azon egyenleteit bontsuk ki amelyek az aerodinamikai erőket és nyomatékokat tartalmazzák. A $\sum F_{zk}$ értékét a $\sum F_{zk} = Y \sin \gamma + Z \cos \gamma = 0$ kifejezésből határozhatjuk meg. Az oldallirányú nyomatékok kibontott értékeit pedig:

$$\sum M_y = (m_y \beta^2 + m_y \delta_{0,k} \delta_{0,k} + m_y \delta_{CS} \delta_{CS}) q S l = 0$$

$$\sum M_x = (m_x \beta^2 + m_x \delta_{0,k} \delta_{0,k} + m_x \delta_{CS} \delta_{CS}) q S l = 0$$

kifejezésekből határozhatjuk meg.

A kibontott egyenletek pedig:

$$\sum F_{zk} = (Z \beta^2 + Z \delta_{0,k} \delta_{0,k}) \cos \gamma + \sin \gamma \quad (23)$$

$$\sum M_x = M_x \beta^2 + M_x \omega_x + M_x \omega_y + M_x \delta_{0,k} \delta_{0,k} + M_x \delta_{CS} \delta_{CS} \quad (24)$$

$$\sum M_y = M_y \beta^2 + M_y \omega_y + M_y \omega_x + M_y \delta_{0,k} \delta_{0,k} + M_y \delta_{CS} \delta_{CS} \quad (25)$$

Ha a külső függesztmények aszimmetrikusak, a tolóerő szintén és használjuk az oldallirányú erők közvetlen vezérlésére szolgáló

kormány szerveket, akkor az egyenletekbe be kell helyettesíteni a megfelelő összetevőket.

A bedöntési szög (γ) nonlineáris függvényeit a következőképpen kapjuk, feltételezve, hogy a kiinduló repülésben $\gamma_0 = 0$,

$$\begin{aligned} \sin \gamma &= \sin \gamma_0 + \frac{\sin \gamma}{\gamma} \Delta \gamma = \sin \gamma_0 + \cos \gamma_0 \gamma = \gamma \\ \cos \gamma &= \cos \gamma_0 + \frac{\cos \gamma}{\gamma} \Delta \gamma = \cos \gamma_0 - \sin \gamma_0 \gamma = 1. \end{aligned}$$

A behelyettesítések után az egyenletrendszer valamennyi egyenlete lineárisává válik a keresett mozgásparaméterekre és kormánykitérésekre vonatkoztatva.

Az egyenleteket átírva a következő formába:

$$m v \left(\frac{d\psi}{dt} - \frac{d\beta}{dt} \right) - Z\beta - Y\gamma = Z \delta_{o,k} + \delta_{o,k} \quad (26)$$

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} - M_x \beta - M_x \omega_x - M_x \omega_y = M_x \delta_{o,k} + M_x \delta_{cs} \quad (27)$$

$$I_y \frac{d\psi}{dt} - M_y \beta - M_y \omega_x - M_y \omega_y = M_y \delta_{o,k} + M_y \delta_{cs} \quad (28)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \quad (29)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \quad (30)$$

Igy megkaptuk azt a lineáris inhomogén differenciálegyenletekből álló egyenletrendszert, amely az oldalirányú mozgás $\beta(t)$, $\psi(t)$, $\gamma(t)$ és $\omega_y(t)$ paramétereinek változását jellemzi. Az egyenletek jobb oldalai tartalmazzák a $\delta_{o,k}(t)$ és $\delta_{cs}(t)$ vezérlő függvényeket. Az egyenletek száma megegyezik a keresett függvények

számával, ebből következik, hogy a rendszer zárt.

Az egyenletek együtthatóinak értékei.

Változó paraméter	Egyenletek sorszáma		
	1	2	3
β	$-\frac{Z^\beta}{m v_0}$	$-\frac{M_x^\beta}{I_x}$	$-\frac{M_y^\beta}{I_x}$
γ	$-\frac{\varepsilon n_y}{v_0} = -\frac{\varepsilon}{v_0}$		
a_x		$-\frac{M_x^{a_x}}{I_x}$	$-\frac{M_x^{a_y}}{I_y}$
a_y		$-\frac{M_x^{a_y}}{I_x}$	$-\frac{M_y^{a_y}}{I_y}$
$\delta_{o.k.}$	$\frac{Z^{\delta_{o.k.}}}{m v_0}$	$\frac{M_x^{\delta_{o.k.}}}{I_x}$	$\frac{M_y^{\delta_{o.k.}}}{I_y}$
δ_{cs}		$\frac{M_x^{\delta_{cs}}}{I_x}$	$\frac{M_y^{\delta_{cs}}}{I_y}$

A (26) egyenletet $m v_0$ -al, a (27) és (28) egyenletet pedig megfelelően I_x -el és I_y -al elosztva és alkalmazva a differenciál operátort $s = d/dt$ és $\varepsilon^2 = d^2/dt^2$, megkapjuk az oldalirányú mozgást leíró egyenletrendszert:

$$s \beta - s \psi + n_{1\beta} \beta + n_{1\gamma} \gamma = n_{1\delta_{o.k}} \delta_{o.k} \quad (31)$$

$$s \omega_x + n_{2\beta} \beta + n_{2\omega_x} \omega_x + n_{2\omega_y} \omega_y = n_{2\delta_{o.k}} \delta_{o.k} + n_{2\delta_{cs}} \delta_{cs} \quad (32)$$

$$s \omega_y + n_{3\beta} \beta + n_{3\omega_x} \omega_x + n_{3\omega_y} \omega_y = n_{3\delta_{o.k}} \delta_{o.k} + n_{3\delta_{cs}} \delta_{cs} \quad (33)$$

A dinamikai tulajdonságokat vizsgálva elsősorban arra kell választ kapni, hogy milyen lesz a mozgás jellege a zavaró hatás megszűnése után: lengő vagy aperiodikus, csillapodó vagy növekvő.

Az oldalirányú mozgás differenciálegyenlet rendszer megoldását és annak elemzését egyszerűsítések bevezetésével célszerű elvégezni:

- fogadjuk el, hogy a mozgás egyenesvonalú és vízszintes, azaz $d\rho/dt=0$;
- az egyszerűsítés azon alapszik, hogy a repülőgép forgómozgása időben gyorsabban végbemegy, mint ahogy a pálya elgörbülése bekövetkezik, és csak a repülőgép Ox_1 és Oy_1 tengelyhez viszonyított forgó mozgását fogjuk tanulmányozni;

A $d\rho/dt=0$ feltételnek megfelelően a (31) egyenletben szereplő különbség $s \beta - s \psi = d\rho/dt=0$ és így az egyenlet végessé válik és a vizsgálatból kizárható. A (31) egyenletből fejezzük ki a szögsebességeket $\omega_x = s \gamma$ és $\omega_y = s \beta$;

- hanyagoljuk el a spirális nyomatékok hatását, feltételezve, hogy $n_{2\omega_y} = 0$ és $n_{3\omega_x} = 0$.

Az egyszerűsítéseket elvégezve kapjuk:

$$s^2 \gamma + n_{2\omega_x} s \gamma + n_{2\beta} \beta = 0 \quad (34)$$

$$s^2 \beta + n_{3\omega_y} s \beta + n_{3\beta} \beta = 0 \quad (35)$$

Mindkét egyenlet másodrendű, ezért az egyenletrendszer negyedrendű. Ebből következik, hogy a keresett függvények mindegyikére vonatkozó megoldás négy részmegoldásból tevődik össze és $C e^{\lambda t}$ exponenciális függvény formájú:

$$\gamma(t) = \gamma_1(t) + \gamma_2(t) + \gamma_3(t) + \gamma_4(t) \quad (36)$$

$$\beta(t) = \beta_1(t) + \beta_2(t) + \beta_3(t) + \beta_4(t) \quad (37)$$

Oldjuk meg a differenciálegyenleteket. Emeljük ki γ és β ismeretlen függvényeit:

$$(s + n_{2\omega_x}) s \gamma + n_{2\beta} \beta = 0 \quad (38)$$

$$(s^2 + n_{3\omega_y} s + n_{3\beta}) \beta = 0 \quad (39)$$

Írjuk fel és tegyük nullával egyenlővé a rendszer karakterisztikus determinánsát (s helyett a karakterisztikus egyenlet λ gyökének értékét írjuk fel):

$$\begin{vmatrix} (\lambda + n_{2\omega_x}) \lambda & n_{2\beta} \\ 0 & \lambda^2 + n_{3\omega_y} \lambda + n_{3\beta} \end{vmatrix} = 0$$

A következő karakterisztikus egyenletet kapjuk:

$$(\lambda^2 + n_{3\omega_y} \lambda + n_{3\beta}) (\lambda + n_{2\omega_x}) \lambda = 0 \quad (40)$$

A karakterisztikus egyenlet negyedrendű (négy λ gyököt kapunk, így a differenciál egyenletek négy megoldását):

$$\gamma = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\lambda_3 t} + C_4 e^{\lambda_4 t} \quad (41)$$

$$\beta = A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} + A_3 e^{\lambda_3 t} + A_4 e^{\lambda_4 t} \quad (42)$$

A bevezetett egyszerűsítések miatt a (39) egyenlet nem tartalmazza a γ változását. Ez azt jelenti, hogy az egyenlet az izolált csúszó vagy legyező mozgást jellemzi, azaz a repülőgép Oy_1 tengely körüli elfordulását. Ebből következik, hogy a csúszásszög változását egy másodrendű egyenlet jellemzi (két rész megoldás lesz, a korábban feltételezett négy helyett):

$$\beta = A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} \quad (43)$$

Megjegyzés! γ bedöntési szög esetében mind a négy megoldás létezik. A megoldás közül kettő a β -ra kapott megoldással analóg és a karakterisztikus egyenlet λ_1 és λ_2 gyökének felel meg. Két megoldás pedig csak a bedöntési szögre vonatkozik és a λ_3 illetve λ_4 gyököknek felel meg.

A (40) karakterisztikus egyenlet gyökeit meghatározva:

$$\lambda^2 + n_{3\omega_y} \lambda + n_{3\beta} = \lambda^2 + 2 n_{0 \text{ old. } i} \lambda + n_{0 \text{ old. } i}^2 = 0 \quad (44)$$

$$\lambda + n_2 \omega_x = 0 \quad (45)$$

$$\lambda = 0 \quad (46)$$

$$\lambda_{1,2} = -n_0 \text{ old. } i \pm \sqrt{n_0^2 \text{ old. } i - \Omega_0^2 \text{ old. } i} \quad (47)$$

$$\lambda_3 = -n_2 \omega_x \quad (48)$$

$$\lambda_4 = 0 \quad (49)$$

Következtetés!

A karakterisztikus egyenlet gyökeinek értéke meghatározza az oldalirányú mozgás lehetséges formáit, zavaró tényező hatására. Az első gyökpár (λ_1 és λ_2) konjugált komplex szám is lehet - így lengések jönnek létre. Ha λ_1 és λ_2 valós gyök, akkor az összetevő mozgások és eredő mozgás is aperiodikus lesz.

Általában a repülőgépek λ_1 és λ_2 gyökökkel jellemzett zavaró tényező hatására létrejött mozgása rövid periodusú lengések formájában jelentkeznek.

A λ_3 és λ_4 valós gyök, ebből következik, hogy aperiodikus mozgást jellemeznek (csak a bedöntési szögekre vonatkozóan):

$$\gamma_3 = C_3 e^{-n_2 \omega_x \cdot t} = C_3 e^{\frac{M_x}{I_x} \omega_x \cdot t} \quad (50)$$

$$\gamma_4 = C_4 e^0 = C_4 \quad (51)$$

A γ_3 megoldás gyorsan csillapodó aperiodikus bedöntési mozgásnak felel meg (ha a repülőgépnél forgást adunk a hossz tengelye körül, akkor az gyorsan megszűnik az $(M_x)_{\omega_x}$ bedöntési csillapító

nyomaték hatására). Ez a mozgásforma a kis oldalirányú mozgáshoz tartozik.

A $\gamma_4 = C_4$ megoldás azt mutatja, hogy az oldalirányú mozgás a zavaró tényező megszűnése után a bedöntési szög (γ) nem nullához, hanem valamilyen állandó értékhez tart. Ebből következik, hogy a legyező mozgás után egy spirális mozgást lehet megfigyelni, mivel állandó bedöntési szög (γ) mellett a repülőgép állandósult süllyedő spirál végrehajtásába kezd. A spirális mozgás nem feltétlenül a lengő mozgás folytatása. Az ilyen mozgás létrejöhet a lengőmozgástól különállóan is, ha zavaró hatásként nem a csúszás szerint, hanem a bedöntés szerinti eltérés szolgál.

Az oldalirányú mozgás lehetséges eseteit közelítő eljárással vizsgálva, a bedöntési szögre egy $\gamma_4 = C_4 = \text{const.}$ állandó össze tevőt kapunk. Ha az egyenesvonalúan és vízszintesen repülő repülőgépet bedöntjük, akkor a pálya görbevonalúvá és süllyedővé válik, vagyis spirál alakú lesz. A legyező szög folyamatosan növekedni fog.

A repülőgép oldalirányú mozgását vizsgálva megállapíthatjuk, hogy ez a mozgás lehet lengő jellegű vagy aperiodikus. A csúszásszög és a legyezőszög szerinti lengések akkor keletkeznek, ha a repülőgép nagy útirányú stabilitással és viszonylag kis legyezés csillapítással rendelkezik. A lengések másik lehetséges esete az, amikor kicsi az útirányú stabilitás és nagy a keresztirányú stabilitás. Általános esetben lengőmozgást gerjeszthet mindkét felsorolt ok. Az aperiodikus spirális mozgás abban az esetben lesz növekvő, ha nagy az útirányú és kicsi a keresztirányú stabilitás. Az ilyen mozgás mintegy a rövidperiodusú lengések folytatásaként tekinthető.

FELHASZNÁLT IRODALOM

1. A. M. Taraszenkov és mások: Dinamika paljota i bojevovo manovrivanyijá letatyelnih apparatov.
Moszkva, 1984. Zsukovszkij Akadémia
2. A. A. Kraszovszkij: Szisztjémi avtomacsiszkovo upravljénijá poljotom pilotyirujesih letatyelnih apparatov.
Moszkva, 1971. Zsukovszkij Akadémia
3. V. Sz. Medvegyev és mások: Konzstrukcijá letatyelnih apparatov
Moszkva, Zsukovszkij Akadémia
4. A. Sz. Daskevics és mások: Aviacionnyije avtomaticeszkije usztrojsztva.
Moszkva, Honvédelmi Minisztérium
5. Kraszovszkij H. H.: A mozgás vezérlésének elmélete.
Moszkva, 1968. NAUKA
6. A. M. Mhitapjána szerkesztésében: Dinamika poljota.
Moszkva, 1971. Masinosztroenyije.
8. Horváth D.: A vadászrepülőgépeken alkalmazott robotpilóták
Szolnok, KGYRMF, 1986
9. N. F. Krasznov, V. N. Kosevoj, A. N. Danyilov, V. F. Zaharcsenko, E. Je. Borovszkij, A. I. Hlupnov.: Prikladnaja aerodinamika
Moszkva, 1974. Visszaja Skola

Mehli I.S. - Johnson R.N. - Hastings W.J.

A TELJESEN VILLAMOSÍTOTT REPÜLŐGÉP
KUTATÁSI PROGRAMJÁNAK ÁLLAPOTA

Fordító: Szabolcsi Róbert mk.százados

(Az 1990-ben Daytonban megrendezett NAECON Repülési és Űrhajózási Elektronikai Konferencia anyagából. Megjelent az "AVIASZTROENYIE" folyóiratban).

Az Amerikai Egyesült Államok Szenátusának határozata értelmében a NASA olyan új technológiát készítő és ellenőrző hosszútávú programot dolgozott ki, mely lehetővé teszi, hogy az USA a repüléstudományokban és a repülőtechnika terén vezető helyet foglaljon el és polgári repülőgépei a nemzetközi piacon piacképesek legyenek.

A szubszónikus szállító repülőgépek vezérlő rendszerének nagyon fontos pillére a "teljesítmény vezetéken" koncepció (power-by-wire-PBW), melynek megvalósítása esetén a mai repülőgépekhez képest mintegy 10 %-kal csökken a repülőgép-, valamint a tüzelőanyag tömege.

A PBW koncepció egy sor új technológiát képvisel, például nagy megbízhatóságú, a terhelések között a villamosenergiát számítógép segítségével elosztó energiarendszer; elektromechanikus kormánygépek alkalmazása; intelligens elemeket tartalmazó automatikus önellenőrző rendszerek; gazdaságos, csendes kétáramú gázturbinás sugárhajtómű.

A NASA programjának másik kulcsfontosságú eleme az optikai érzékelőket tartalmazó elektronikus adók és az őket egyesítő üvegszálalás információs vezetékrendszer, mely felváltja a hagyományos információközvetítő rendszert.

A fent felsorolt technológiák hatékonyságát a NASA kutatóközpontjában polgári repülőgépeken vizsgálták. Alapítusnak a BOEING-767 szállítórepülőgépet választották. Bár az egyes technológiák alkalmazásának hatékonysága függ a vizsgált repülőgép típusától, méreteitől, a repülőgép hajtóműveitől és a vezérlő rendszer jellegétől, a már létező technológiák tökéletesítésének és az új technológiák költséghatásait el lehet végezni a BOEING-767 repülőgépen.

A NASA kutatóközpontjának jelentése szerint a repülőgép tömegének csökkentését alapvetően a hagyományos hidraulikus, pneumatikus és villamosenergia rendszerek helyett alkalmazott egységes, nagy megbízhatóságú villamos energia rendszer alkalmazása tette lehetővé, melyben a fogyasztók közötti energiaelosztást azok prioritása alapján számítógép vezérli. A repülőgép tömegének további csökkentését - a jelentés szerint - a villamos távvezérlésű elektromechanikus kormánygépekre épülő perspektivikus repülőgépvezérlő rendszer, valamint a gazdaságos, nagy kétáramúsági fokkal rendelkező kétáramú gázturbinás sugárhajtómű alkalmazása eredményezi. Az egységes energiarendszer alkalmazása csökkenti a szerkezeti elemek és a meghibásodások számát, továbbá jelentősen csökkenti az üzemeltetési költségeket.

A PBW technológia alkalmazása esetén nincs szükség levegőelvezetésre a hajtóműtől a jégtelenítő és a levegőkondicionáló rendszer működtetésére. A PBW technológia lehetővé teszi az indítómotor-generátorok alkalmazását, mely esetén nincs szükség a segédberendezések meghajtójárára. Az indítómotor - generátor biztosítja a hajtómű indítását, valamint a villamosenergia ellátását.

A PBW technológia alkalmazásának további előnyei a repülés biztonságának növelése az alacsony üzemeltetési és műszaki kiszolgálási kiadások révén.

A kutatások megállapításai alapján a javasolt új technológiák alkalmazása közül a legnagyobb tüzelőanyag-megtakarítást a jégtelenítő és a levegőkondicionáló rendszer működtetéséhez szükséges, hajtóműtől történő levegővezetés megszüntetése eredményezte. Megoldásképpen a tanulmány villamosenergia-forrásról működő levegőkondicionáló rendszert és elektro-impulzus rendszerű jégtelenítő rendszert javasol.

A perspektívikus űvegyszálas vezetékrendszerre épülő energiarendszer alkalmazása nagyfokú védelmet biztosít a nagyteljesítményű elektromágneses hullámok és a légköri ki-sülések ellen.

A PBW technológia kidolgozása és fő összetevőinek megállapítása a NASA kutatólaboratóriumának és más cégeknek a "teljesen villamosított repülőgép" koncepciójának megvalósítása során hosszú évekig végzett munkájuk eredménye.

A "teljesen villamosított repülőgép" koncepciója a 80-as évek végén, a 90-es évek elején fejlődött széleskörűen, mint a repülőgép tüzelőanyag- és energetikai hatékonysága növelésének egyik lehetséges változata. A "teljesen villamosított repülőgép" koncepcióját az USA-ban a NASA-val kötött megállapodás alapján a BOEING és a LOCKHEED cégek, Nagy-Britanniában az Ipari Minisztériummal kötött megállapodás alapján a Cranfield-i Repülőgéptermék, valamint a BAE cég dolgozták ki.

A BOEING cég kísérletei alapján a "teljesen villamosított repülőgép"-re történő átállás a BOEING-767 repülőgép esetében csak a másodlagos energiarendszerek elhagyásával a tüzelőanyag 3 %-os megtakarítását eredményezi. A csökkentett statikus stabilitással rendelkező repülőgép vezérlő rendszerének alkalmazása a tüzelőanyag 7 %-os megtakarítását teszi lehetővé. A többi perspektívikus technológia alkalmazása a tüzelőanyag további (10-15) %-os megtakarítását eredményezi.

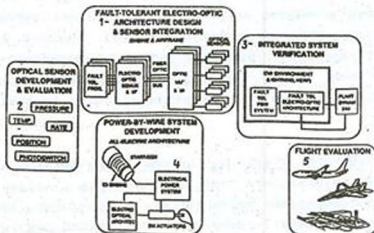
Az egyes költségmodellekkel végzett kísérletek azt igazolják, hogy a "teljesen villamosított repülőgép" esetében a repülőgép tömege 1431 kg-al csökkent: a hidraulikus és a pneumatikus energiarendszerek elhagyása miatt 634,5 kg a tömegmegtakarítás, míg a fedélzeti rádiótechnikai rendszerek integrációja és a villamos távvezérlésű vezérlőrendszer alkalmazása révén 796,5 kg tömeget sikerült megtakarítani. Az egyes rendszerek tömegének ilyen mérvű csökkenése a repülőgép felszálló tömegének 3177 kg-os (2,8 %) csökkenését eredményezi. A villamos tartalék (másodlagos) energiarendszer költségkihatás vizsgálatai bebizonyították, hogy a villamos tartalék energiarendszer alkalmazása a fedélzeti berendezések előállítási költségeit 3 %-kal növeli. Viszont egy 30 "teljesen villamosított repülőgép"-ből álló gépparkot - mely legalább 15 évet repül - egy ugyanilyen számú hagyományos repülőgépből álló gépparkkal összehasonlítva a megtakarítás 26,5 millió.

A LOCKHEED cég által egy háromhajtóműves, 350 személyes, közepes távolságokra repülő repülőgépen a teljes villamosítás koncepciójának megvalósítása a tüzelőanyag tömegének 10 %-os csökkenését eredményezi. A LOCKHEED cég repülőgépén a hidraulikus és a pneumatikus energiarendszerek elhagyása és a villamos tartalék energiarendszer alkalmazása 2415 kg tömeg megtakarítását eredményezi, a fedélzeti rádió- és vezérlő rendszerek integrációja révén 750 kg tömeget sikerül megtakarítani. Egyéb más új technológiák alkalmazása esetén 15750 kg (7,5 %) tömeg megtakarítása érhető el. A "teljesen villamosított repülőgép" műszaki kiszolgálása egyszerűsödik, Üzemeltetési költségei 1,2 %-kal csökkennek.

A Grandfield-i Repülőgyetem kísérletei alapjából az A-300-600 repülőgép szolgált és megállapították, a "teljesen villamosított repülőgép" koncepciójának alkalmazása a tüzelőanyag tömegének 1 %-os csökkenését eredményezi. A fenti cégek azonban megállapították, hogy a teljesen villamosított

repülőgép" koncepciójának potenciális lehetőségei, valamint a 90-es évek közepére - végére tervezett új technológiák (villamos távvezérlésű vezérlő rendszer; gazdaságos, nagy kétáramússági fokkal rendelkező kétáramú gázturbinás sugárhajtómű; új szárnyprofil; kompozit anyagok alkalmazása) együttes alkalmazása révén jelentős mértékben csökkenthető a tüzelőanyag-felhasználás, valamint csökkenthető az utas- és teherszállító repülőgépek felszálló tömege.

Az 1. ábrán a NASA öt éves "Polgári szállító-repülőgép kifejlesztése" elnevezésű program látható.



1. ábra

Az 1. ábrán:

- 1 - meghibásodásbiztos vezérlő rendszer kifejlesztése (nagy megbízhatóságú processzor, opto-elektronikus multiplexer, optikai adók),
- 2 - az optikai érzékelők kifejlesztése (nyomás, hőmérséklet, elmozdulás, fotoelemek),

- 3 - a rendszer próbája (az elektromágneses hullámok hatása: villámlás, nagyteljesítményű elektromágneses besugárzás),
 - meghibásodásbiztos PBW-rendszer;
 - meghibásodásbiztos opto-elektronikai rendszer;
 - dinamikus modellezés (földi ellenőrző berendezés).
- 4 - a PBW-rendszer kifejlesztése, egyik változat:
 - indítómotor generátor;
 - nagy hatékonyságú EB hajtómű;
 - villamosenergia-ellátórendszer;
 - opto-elektronikus vezérlő rendszer;
 - elektronikus kormánygépek.
- 5 - a PBW koncepció repülőgépeken történő kipróbálása.

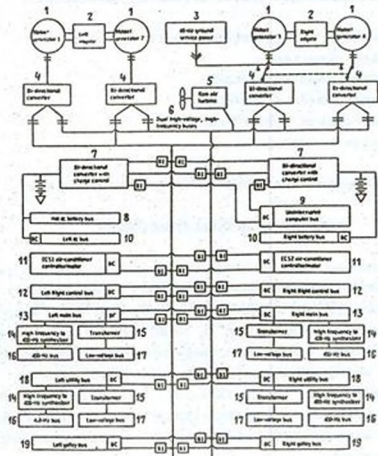
VILLAMOSENERGIA-ELLÁTÓRENDSZER

Kéthajtóműves, négy indítómotor - generátoros (hajtóművenként kettő) repülőgép energiarendszert vizsgáljuk. A repülőgép vészenergia ellátását a külső levegőárammal működtetett levegőturbina biztosítja. A repülőgép fő energiarendszere többszörösen tartalékkolt meghibásodásbiztos rendszer, melyben az energiaelosztást mikroszámítógép vezérli. Az energiarendszer a 2. ábrán látható. Az energiarendszer a villamos teljesítmény összpontosítására, elosztására és a meghibásodás azonosítására elektronikus, kulcsüzemben működő elemeket tartalmaz.

A 2. ábrán:

- 1 - indítómotor - generátorok 1, 2, 3, 4;
- 2 - bal (-jobb) hajtómű;
- 3 - földi táplálás $80 H_z$;
- 4 - kétirányú energiaátalakító;
- 5 - a külső levegőárammal működtetett levegőturbina;

- 6 - nagyfeszültségű - nagyfrekvenciájú tartalékos energia-sínnek;
 7 - kétirányú energiaátalakító mikroszámítógépes vezérlés-sel;
 8 - "meleg tartalék" üzemi akkumulátorok sínje;



2. ábra

- 9 - a számítógépek szünetmentes tápforrásának sínje;
 10 - bal (-jobb) egyenáramú energiasín;
 11 - levegőkondicionáló rendszer motorjának vezérlése;
 12 - a repülőgépvezérlő rendszer bal (jobb) energiasínje;
 13 - bal (jobb) váltakozóáramú energiasín;
 14 - a frekvenciaátalakító nagyfrekvenciás jele;

- 15 - transzformátor;
- 16 - 400 H_z-es energiasín;
- 17 - kisfeszültségű energiasín;
- 18 - bal (jobb) általános energiasín;
- 19 - a konyha bal (jobb) energiasínje;
- BC - sínellenőrző egység;
- BI - sínleválasztó egység;
- ECS - levegőkondicionáló rendszer.

Az energiarendszer kétirányú statikus energiaátalakítóval rendelkezik, melyek a váltakozó feszültségű - változó frekvenciájú generátorokat összekötő nagyfrekvenciás sínről (6) kapják táplálásukat. A kétirányú energiaátalakítók lehetővé teszik a generátorok motor üzemben történő működtetését. Az energiarendszer 400 H_z-es háromfázisú fázisváltót tartalmaz, mivel a fogyasztók egy része ilyen táplálást követel. A hajtóművek indítása után a levegőkondicionáló rendszer vezérlése táplálást biztosít a légkondicionáló rendszer működtető villamos motor számára.

A nagyfrekvenciás energiasín (6) biztosítja a váltakozóáram előnyeinek teljes kihasználását a stabilitását, a hibafeltárást, az ellenőrzés és vezérlés tagoltságát, valamint a hajózó és kiszolgáló állomány biztonságát illetően. A nagyfrekvenciás sín biztosítja továbbá a többfázisú egyenáramú vagy váltakozóáramú energiaforrások táplálását. Mivel a fő inverterek kommunikációja zérus áram - és feszültségek-nél megy végbe, ezért csökkennek az elektromágneses és egyéb teljesítményveszteségek, valamint feleslegessé válnak a nagytömegű zavarvédők. A kétirányú áramátalakítók alkalmazása jelentős mértékben csökkenti a vezérlő eszközök méreteit és tömegét.

A változó feszültségű - változó frekvenciájú energiarendszer fő rendszerként történő alkalmazása gyakorlatilag az összes villamos motor felhasználását lehetővé teszi (töb-

bek között a nagyteljesítményű aszinkron motorokét is), melyek fordulatszámát és forgatónyomatékát széles határok között változtatják. Ismeretes továbbá, hogy a fogyasztók nagy többsége nem igényel stabilizált feszültségű és frekvenciájú villamos áramot, ezért nincs szükség átalakítóra sem.

A vizsgált energiaellátó rendszerben könnyen kialakítható néhányszoros tartalékolás, garantáltan biztos a szigetelés és a hibaelhárítás. A tudományos kísérleti laboratóriumokban kifejlesztett energiarendszer - melynek fő jellemzőit korábban vizsgáltuk - a PBW koncepció egyik fő részét képezi és polgári, valamint katonai felhasználása perspektívikus.

A BOEING cég kéthajtóműves, "teljesen villamosított repülőgépe" számára a 90-es évek közepére készíti el a változó feszültségű - változó frekvenciájú energiarendszert.

Az energiarendszer 6 háromfázisú, 135 kVA teljesítményű generátorból áll: kettő-kettő a két hajtóműre építve és kettő a segédhajtóművön. A generátorok a fő energiasínré kapcsolódnak, míg a segédhajtóműről működtetett generátorok a négy tartaléksínré kapcsolódnak. A mikroszámítógéppel vezérelt kétiirányú energiaátalakító biztosítja, hogy a hajtóművek indítása során a generátorok motor üzemmódban működjenek. Az esetek többségében a hajtóművek indításához elegendő egy indítómotor-generátor.

A generátorok változó feszültségű - változó frekvenciájú villamosenergiát állítanak elő fázisonként $V/F = 0,5$ hányadossal (tehát pl. 150 V, 300 Hz). Így a hajtómű "alapsz" üzemmódján (7400 1/perc) az előállított villamosenergia 135 kVA, 270 V, 300 Hz, "utazó sebesség" esetén (11000 1/perc) 200 kVA, 400 V, 450 Hz. Utazó sebességen az energiarendszer fogyasztói 395 kVA teljesítményt vesznek fel, így az egyik

hajtómű meghibásodása (leállása) esetén a működőképes hajtómű biztosítja a fogyasztók táplálását (400 kVA).

A hajtóművek indítása után a kétirányú átalakító vezérlő egysége (mikroszámítógép) bekapcsolja a levegőkondicionáló rendszer villamos motorjait. Minden egyes motor egyenáramú, egyenként 20 kW teljesítményű és a létfontosságú fogyasztók táplálását biztosító generátorokat is működtetnek. Egyenáramú generátort működtet még a segédhajtómű is. A negyedik, 20 kW-os tartalék egyenáramú generátort a külső levegőárammal működtetett turbina forgatja meg.

A repülőgépvezérlő rendszer táplálását az energiarendszer három nagyteljesítményű, kettős vezérlésű átalakítója biztosítja. A három átalakító közül mindegyik három energiasínhez van kötve: a fő és két tartalék energiasínhez. Az átalakító kimeneti feszültsége 270 V egyenfeszültség, mely a repülés szempontjából létfontosságú fogyasztók - a repülőgépvezérlő rendszer számítógépei, kormánygépek, mikroszámítógépek - sínjére kapcsolódik. A repülőgépvezérlő rendszer maximális teljesítményfelvétele (leszállás oldalszélben egy hajtóművel) 114 kW, ezért minden átalakító teljesítménye 38 kW és 5 sec. ideig megengedett az átalakító háromszoros túlterhelése, tehát rövid ideig egy átalakító képes a repülőgépvezérlő rendszer teljes energiaellátására.

A LOCKHEED cég - a BOEING céghez hasonlóan - a "teljesen villamosított repülőgép" energiaellátó rendszerét változó feszültségű - változó frekvenciájúra tervezi. Az energiarendszer gerinceit 8 darab egyenként 150 kVA teljesítményű generátor képezi. Négy inverter a váltakozófeszültséget 270 V feszültségű egyenárammá alakítja és a repülőgépvezérlő rendszer energiasínjére kapcsolja azt. Az energiarendszer háromfázisú, 200 V - 400 Hz váltakozóáramú táplálást is biztosít a fogyasztók számára. Tartalék energiaforrásként több

megoldást is vizsgálnak: akkumulátor; generátor, melyet a külső levegőáram által működtetett levegőturbina vagy a hajtómű forgat meg, a szárnyvégeken elhelyezett generátor, melyet a leváló légörvény forgat meg. Az energiarendszer teljesítményeloszlását és fogyasztását számítógép vezérli. A hajtóművek vagy a generátorok meghibásodása esetén a rendszer a generátorvezérlő egységtől vagy a személyzettől kap jeleket, melyek a fogyasztók folytonos táplálása érdekében az összekötő síneket vezérlik.

ELEKTROMECHANIKUS KORMÁNYGÉPEK

A modern szállítórepülőgépeken - ugyanúgy mint a teljesen villamosított repülőgépeken - a repülőgépvezérlő rendszer hagyományos hidraulikus kormánygépeit villamos vezérlésű kormánygépek váltják fel. A villamos hajtásoknál alkalmazott kommutátor nélküli, nagy fajlagos teljesítményű és kis tehetetlenségű, ritka földfémből készülő állandómágneset tartalmazó egyenáramú motor biztosítja a jobb méret, tömeg, hatásfok, megbízhatósági paramétereket. Ezen kívül a villamos vezérlésű kormánygépek nagy áteresztő képességgel rendelkeznek és nagymértékben alkalmasak számítógépek történő vezérlésre. Ma kétféle villamos vezérlésű kormánygép létezik: elektromechanikus kormánygép, melyben a villamos motor fogaskerekek és tengelykapcsoló segítségével csatlakozik a kormányfelülethez; elektro-hidrosztatikus kormánygépek, melyekben hidraulika-szivattyún keresztül történik az energiaátvitel a kormányfelületek felé.

A polgári repülőgépeken alkalmazott elektro-hidrosztatikus kormánygépek teljesítménye közel 3 kW. A ma létező elektromechanikus kormánygépek (3,7 - 37) kW teljesítményűek és a fő-, valamint segéd kormányfelületek mozgatását végzik. A BOEING cég például a BOEING-727 repülőgép oldalkormányának felső szekciójára mozgatására elektromechanikus kormánygépet alkalmaz.

A BOEING cég a NASA GSRA kísérleti repülőgépek interceptorait mozgató elektromechanikus kormánygépet fejlesztett ki. A HONEYWELL és a ROCKWELL cégek a Space Shuttle űrrepülőgép belső csőrlapjainak mozgatására fejlesztettek ki elektromechanikus kormánygépet (22 kW). Fényes jövőt jósolnak az INLAND cég találmányának: az elektromechanikus kormánygépek számára többcsatornás, többtekercses villamos motort fejlesztettek ki, amely a jelenlegi kommutátorok alkalmazása esetén a kormánygép teljesítményét (2-4)-szeresére növeli. A kormánygépek motorjainak táplálása 270 V egyenfeszültséggel történik.

A már létező elektromechanikus kormánygépeket a tervezés alatt álló szállító repülőgépekkel szemben támasztott követelményeknek feleltetik meg. Tervezik és megépítik a teljes ellenőrző - vezérlő egységgel ellátott elektromechanikus kormánygépet, mely az elosztó energiasínról kapja táplálását.

BEÉPÍTETT ÖNELLENŐRZŐ RENDSZER

A PBW koncepció elvei alapján épülő, modern szállító repülőgép beépített önellenőrző rendszere átfogja a fedélzeti villamos rendszerek teljes egészét. Az ellenőrző egységek integrált áramköri elemekre épülnek, melyek lehetővé teszik a fedélzeti rendszerek állapotának ellenőrzését repülés előtt és repülés alatt is, valamint az ellenőrzések eredményének rögzítését és tárolását a földi műszaki kiszolgálók részére.

Az autonóm vezérlő és ellenőrző rendszerek alapjául intelligens, tartalékkolt logikai és kommutációs eszközök szolgálnak. A nagy teljesítményű kulcsüzemű elemek, valamint a mikroszámítógépek felhasználása megkönnyíti az egyes rendszerek állapotának ellenőrzését, magasfokú kiszolgálási

technológia alkalmazását teszi lehetővé. A komplex ellenőrző és logikai diagnosztikai rendszerek könnyen illeszthetők az egyéb modern, információ továbbító és feldolgozó rendszerekhez.

OPTO - ELEKTRONIKUS VEZÉRLŐ RENDSZEREK

A modern szállító repülőgépeken a vezérlő információ továbbítására mintegy 4 GHz áteresztő képességű, optikai adó-vevőkre épülő opto-elektronikus rendszer szolgál.

Az Uvegszálhas technológia alkalmazása biztosítja a digitális rendszerek árnyékolás nélküli nagyfokú védettségét az elektromágneses hullámok és a légköri kisülések ellen.

Az Uvegszálhas technológia alkalmazási területe főleg a létfontosságú rendszerek: a repülőgépvezérlő rendszer és a hajtómű vezérlő rendszere.

KÖVETKEZTETÉSEK

1./ A NASA a "Kezdeményezés polgári szállító repülőgép kifejlesztésére" program keretében a PBW elképzelést vizsgálja, melynek megvalósítása a repülőgép felszálló tömegének és a tüzelőanyag-fogyasztás több mint 10 %-os csökkentését teszi lehetővé.

2./ A PBW koncepció a következő új technológiákat jelenti: Üzembiztos energiaellátó rendszer az elosztó és vezérlő rendszerekkel; villamos távvezérlésű elektromechanikus kormánygépek; automatikus önellenőrzés; opto-elektronikus technológiára épülő információs rendszer; gazdaságos, halk kétáramú gázturbinás sugárhajtómű.

3./ A PBW technológiák kidolgozása a NACA és különböző repülőgépgyárak nagyszámú kísérletén alapszik.

A PBW technológia olyan részei, mint a villamos távvezérelt elektromechanikus kormánygép, opto-elektronikus információ-közvetítő vonalak, üzembiztos energiarendszer kipróbálása polgári repülőgépeken történik.

Dr. Pokorádi László mk. őrnagy, főiskolai docens

REPÜLŐGÉPEK ÜZEMELTETÉSI RENDSZEREINEK
VIZSGÁLATA
MARKOV-MÁTRIX FELHASZNÁLÁSÁVAL

a szerző

4th Mini Conference on Vehicle System Dynamics,
Identification and Anomalies
7-9 of November, 1994, Budapest

kiadványában megjelent

INVESTIGATION OF AIRCRAFT OPERATIONAL
SYSTEM
WITH MARKOV-MATRIX

című tanulmányának magyar nyelvű változata

1. Bevezetés

A repülőtechnika Üzemeltetése, a repülőgépekre, valamint azok kiszolgálására, az előkészítésükre, különböző nagyságrendű javításukra szolgáló személyekre és előírásokra épülő rendszerben lejátszódó sztochasztikus folyamat.

Ez a folyamat, amely lényegében az Üzemeltetés tárgyával, annak gyártása és kiselejtezése között történtek összessége, az Üzemeltetési állapotok - időben és gyakoriságban véletlenszerű - egymásutánisága.

Mivel az egyes Üzemeltetési állapotból való távozás független az azt megelőző állapotoktól és azok sorrendjétől (azaz a folyamat utóhatásmentes), az Üzemeltetés matematikailag egy folytonos idejű, diszkrét állapotterű Markov-folyamatnak tekinthető. Ez a sztochasztikus folyamat pedig Markov láncsal approximálható.

Az Üzemeltetési rendszerrel, illetve irányításának hatásságáról bizonyos jellemzők ismeretében dönthetünk. Ezen

jellemzők meghatározása az adott üzemeltetési folyamat rendszerszemléletű vizsgálatakor annak folytonos idejű, diszkrét állapotterű markovi, vagy fél-markovi modelljeinek segítségével történhet.

2. A Markov-folyamatokról általában

Az olyan $\eta(t)$ sztochasztikus folyamatot, amelynek jövőbeli alakulását a múltbeli alakulása csak a jelenlegi állapoton keresztül befolyásolja, azaz amely utóhatásmentes, Markov-folyamatoknak nevezzük.

Ha ez az $\eta(t)$ folyamat a vizsgálati idő alatt bármely pillanatban felvehet valamilyen értéket, akkor azt folytonos, ha η csak kitüntetett időpontokban rendelkezhet értékkel, diszkrét idejűnek nevezzük. Diszkrét állapotterűnek tekintjük azt a sztochasztikus folyamatot, ahol az η valószínűségi változó lehetséges értékei véges, vagy megszámlálhatóan végtelen elemű halmazt alkotnak.

A véges vagy megszámlálhatóan végtelen - azaz diszkrét - állapotterű, utóhatásmentes sztochasztikus folyamatokat Markov-láncnak nevezzük. Ekkor a

$$P_{ij}^{n,n+1} = P \left\{ \eta(t_{n+1}) = X_j \mid \eta(t_n) = X_i \right\} \quad (1)$$

feltételes valószínűséget átmenetvalószínűségnek nevezzük, amely annak a valószínűségét fejezi ki, hogy $\eta(t_{n+1}) = X_j$ feltéve, hogy $\eta(t_n) = X_i$ [1].

A fenti $P_{ij}^{n,n+1}$ jelölés azt is mutatja, hogy az átmeneti valószínűség nemcsak az i kezdeti és a j végállapot, hanem az idő (t_n) függvénye is. Ezt a valószínűséget a továbbiakban - az egyszerűség érdekében - a

$$P_{ij}^{n,n+1} = P_{ij}(t_n) = P_{ij}(t) \quad (2)$$

módon jelöljük.

Véges, N számú állapot esetén a P_{ij} átmeneti valószínűségeket mátrixba szokás rendezni. Ezt a

$$P_{=N \times N}(\Delta t) = [P_{ij}(\Delta t)] \quad (3)$$

mátrixot az $\eta(\Delta t)$ véletlen folyamat Markov-mátrixának vagy átmenetvalószínűség mátrixnak nevezzük [2].

Ha a fenti egy lépéses átmenetvalószínűségek függetlenek az időtől, akkor azt mondjuk, hogy a Markov-folyamat stacionárius. Ebben az esetben felírható, hogy

$$P_{ij}^{n, n+1} = P_{ij} \quad (4)$$

illetve

$$P_{=N \times N} = [P_{ij}] \quad (5)$$

mivel az független az n értéktől és P_{ij} annak a valószínűségét jelenti, hogy az $\eta(\Delta t)$ értéke X_i -ből X_j -be vált át a Δt hosszú $(t_{n+1}; t_n)$ időintervallumban.

A további vizsgálatok elvégzése érdekében célszerű átmenetnek tekintenünk azt az esetet is, amikor az η által felvett érték kiválasztott Δt idő elteltével az intervallum előtti X_i értékű maradt. Így a mátrix főátlójában lévő változók meghatározása a következő módon történik:

$$P_{ii} = 1 - \sum_{j \neq i}^N P_{ji} \quad (\text{ha } i \neq j) \quad (6)$$

Mivel ekkor a teljes eseménytér az, hogy az $\eta(t+\Delta t)$ vagy valamely másik értéket vesz fel, vagy a kiindulási marad.

A Markov-mátrix felhasználásával az állapotokban való tartózkodás valószínűségének időbeni változása az

$$\underline{A}(t+\Delta t) = \underline{P}^M(t) \underline{A}(t) \quad (7)$$

egyenlettel történhet, ahol \underline{P}^M a \underline{P} Markov-mátrix transzponált mátrixa [4].

3. Az Üzemeltetés

A repülőtechnika Üzemeltetési folyamatát gépenként az úgynevezett Üzemeltetési láncsal (amely matematikai szempontból Markov-lánc) ábrázolhatjuk (1. ábra).

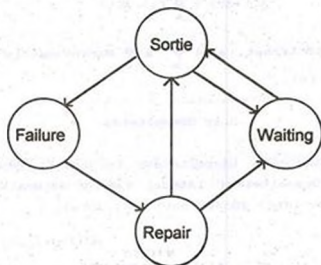


1. ábra
Üzemeltetési lánc

Az Üzemeltetési folyamatok rendszerszemléletű vizsgálatakor nem érdekel minket az egyes állapotok gépenkénti tényleges egymásutánisága. A teljes Üzemeltetési folyamat Üzemeltetési láncsal történő ábrázolása körülményes, ezért érdemes az Üzemeltetési folyamatot, a jobb áttekintés érdekében, irányított gráfként ábrázolni.

Az Üzemeltetés típusgrádjában az állapotokat a gráf csomópontjai, az állapotváltozásokat pedig a gráf irányított élei szemléltetik (2. ábra).

Az Üzemeltetési lánc vagy a típusgráf vizsgálatakor feltételezzük, hogy az állapotok élesen elhatárolódnak egymástól és az átváltások zérus idő alatt mennek végbe. Az állapotváltozások jellemzésére azok átmenetvalószínűségét használjuk.



2. ábra
Üzemeltetési típusgráf

A P_{ij} átmenetvalószínűség alábbi határértékét az átmenetvalószínűség sűrűségének nevezzük és β_{ij} -vel jelöljük:

$$\beta_{ij} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{P_{ij}(\Delta t)}{\Delta t} \quad (8)$$

ahol:

Δt - a vizsgált időintervallum hossza.

Természetesen ezek a β_{ij} átmenetvalószínűség sűrűségeket - a (3) egyenlettel analóg módon - egy B mátrixba rendezhetjük:

$$B_{N \times N}(t) = \left[\beta_{ij}(t) \right] \quad (9)$$

Másik jellemző az i -edik állapotban való tartózkodás relatív gyakorisága, azaz valószínűsége:

$$P_i(\Delta t) \cong \frac{n_i(\Delta t)}{\sum_{j=1}^N n_j(\Delta t)} \quad (10)$$

ahol:

$n_i(\Delta t)$ - a Δt idő alatti i -edik állapotba való lépések száma.

Ezeket a valószínűségeket az állapotokban tartózkodás valószínűségek \underline{A} vektorába tudjuk rendezni.

Az Üzemeltetés tárgyának állapotokban való tartózkodását jellemezheti még az állapotokban eltöltött átlagidők \underline{t} vektora is.

Természetesen a \underline{t} vektor helyett, a vizsgálati szempontok függvényében, felhasználható például az állapotba kerüléssel kapcsolatos költségek \underline{C} vagy a munkaráfordítások \underline{M} vektorai is.

A fent említett jellemzők ismeretében meghatározhatjuk az állapotokban való tartózkodás valószínűségek időbeni változását, az Üzemeltetés költség vagy munkaidő igényét. Ekkor annyi egyenletből álló egyenletrendszert kapunk, ahány állapotról áll az Üzemeltetési folyamat, illetve ahány állapotra bontottuk azt.

A Δt időléptetéssel vizsgált - vagyis a

$$t_n = t_0 + n \cdot \Delta t \quad (11)$$

módon diszkrét idejűvé alakított - folytonos idejű folyamat állapotváltási átmenetvalószínűségei a (8) egyenlet felhasználásával a

$$P_{ij}(t) = \beta_{ij}(t) \Delta t \quad (12)$$

módon határozható meg. Fontos itt megjegyezni, hogy akkora időközöket kell választanunk, mely eltelte alatt az Üzemeltetés tárgya 1 valószínűséggel csak egy állapotváltást fog végezni.

4. A Markov-mátrix alkalmazása stacioner folyamat esetén

Stacioner Markov folyamat esetén, felhasználva az \underline{E} egységmátrix tulajdonságát, felírható az

$$\underline{A}(t+\Delta t) = \underline{P}^M(t) \underline{A}(t) = \underline{E} \underline{A}(t) \quad (13)$$

egyenlet, amit átalakíthatunk az alábbi alakra:

$$(\underline{P}^M - \underline{E}) \underline{A} = \underline{0} \quad (14)$$

A fenti lineáris egyenletrendszer esetén problémaként jelentkezik, hogy a numerikus algoritmusok az

$$\underline{A} = \underline{0}$$

triviális megoldást adják meg. Viszont könnyen belátható, hogy minket az ettől eltérő megoldás érdekel. Mivel célunk egy könnyen algoritimizálható eljárás kidolgozása volt, az N ismeretlenes (14) egyenletet N+1 ismeretlenesre alakítottuk át. Az \underline{A} vektor N+1-edik elemének azt a biztos esemény valószínűségét tekintjük, amikor az Üzemeltetés tárgya az N állapot valamelyikében tartózkodik. Ekkor az N+1-edik egyenlet a:

$$P_{n+1} = \sum_{j=1}^N P_j = 1 \quad (15)$$

Valamint a (14) egyenlet mindegyik sorához adjuk hozzá az N+1-edik (biztos) esemény valószínűségét. Így az egyenletrendszer - kiegészítve a (15) egyenlettel az alábbi mátrixalakot veszi fel:

$$\left[\begin{array}{cccc|c} & & & & 1 \\ & & & & \cdot \\ & & & & \cdot \\ & & & & 1 \\ \hline 1 & 1 & 1 & \cdot & 0 \end{array} \right] \begin{bmatrix} P_1 \\ \cdot \\ P_N \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \cdot \\ \cdot \\ 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Ez a lineáris egyenletrendszer bármely ismert numerikus módszerrel kapott eredménye a (14) egyenlet triviálistól eltérő megoldása lesz.

Az eljárás ellenőrzését a [6] irodalom 506. oldalán található példa alapján végeztük el. A (16) egyenlet megoldása a például a [7] irodalomban is megtalálható LU-felbontással történt. A kapott eredmény relatív eltérései az irodalomtól 10^{-3} nagyságrendűek voltak, melyeket a számítógép numerikus hibájának tekinthetünk. Viszont az irodalomban található algoritmushoz képest nem volt szükség megfontolásokat igénylő egyedi egyenletrendszer megoldásra. Például behelyettesítésre, vagy valamely egyenlet helyett a (15) egyenlet bevezetésére. Meg kell jegyezni, hogy nem a legcélszerűbben választott egyedi algoritmus esetén a megoldás nagyon bonyolultá, kezelhetetlenné vagy a végeredmény numerikusan pontatlanná válhat.

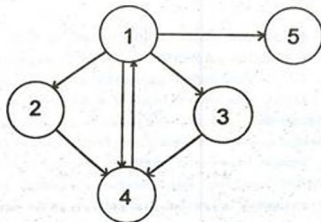
A fenti módon kapott eredmény alapján meghatározható az állandósult Üzemeltetési folyamat költség vagy munkaigénye.

5. A Markov-mátrix alkalmazása instacioner folyamatok esetén

Instacioner Üzemeltetési folyamat esetén az állapotokban való tartózkodások valószínűségeit a (7) egyenlet felhasználásával határozhatjuk meg. Ekkor minden a (11) egyenlettel meghatározott időpillanathoz tartozó P mátrix elemeit ki kell számítani.

A repülőgépek háborús körülmények közti Üzemeltetésének fél-markovi folyamattal történő közelítése esetén egy instacioner sztochasztikus folyamatot kapunk [5].

A repülőgépek háborús körülmények közti Üzemeltetését öt állapotból álló folyamatos idejű diszkrét állapotterű folyamattal modelleztük. Ekkor az Üzemeltetési gráf egy öt csúcsból álló irányított gráf, mely a 3. ábrán látható.



3. ábra
Háborús Üzemeltetés típusgráfja

- 1 - bevetés;
- 2 - "A" típusú javítás vagy javításra várás (javítási átlagidő: 3 óra);
- 3 - "B" típusú javítás vagy javításra várás (javítási átlagidő: 8 óra);
- 4 - harcész;
- 5 - Vissza nem térhető veszteség.

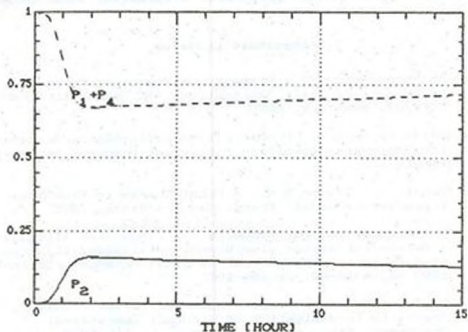
Az állapotokat és az állapotváltozásokat egyenként megvizsgálva határoztuk meg a különböző állapotokra a távozási idők eloszlási jellegét:

- normál eloszlásuk a meghibásodási és veszteségi állapotváltási idők, ahol a távozási idő várható értéke a bevetési idő fele, szórása pedig az egyhatoda (az egynevezett 3σ szabály alapján);
- a javítások tartózkodási idejei exponenciális eloszlásuk, a gyakorlati tapasztalatok és az Üzemeltetés-

elméleti szakirodalmak alapján;

- a bevetés és az üzemképes állapotok közötti váltások egységugrás jellegűek, mert így lehet modellezni, hogy a feladatra a repülőgépek egyszerre - pontosabban viszonylag rövid időn belül - szállnak fel, illetve érkeznek vissza.

A fentiek alapján felállított instacioner félmarkovi modell eredménye látható a 4. ábrán. A diagram az üzemképes állapotban, vagy a bevetésen való tartózkodás ($P_1 + P_4$), illetve kisjavítási állapotban való tartózkodás (P_2) valószínűségének változását mutatja egy 15 órás hadműveleti nap során. Ebben az esetben repülőgépek egy bevetésen vettek részt a nap első két órájában.



4. ábra

Háborús Üzemeltetés fél-markovi modelljének eredménye

A modellt működtető program felhasználásával vizsgálhatjuk a különböző sérülési valószínűségek - azaz eltérő elleneséges fegyverzet - esetén a javító, előkészítő csoportok ki-

alakításának hatásait. Különböző szintű légi hadműveletek esetén előzetes tervezéskor a modell felhasználható a várható műszaki kiszolgálási kapacitás és anyagigény nagyságának és időbeli eloszlásának prognosztizálására is.

6. Összefoglalás

A repülőgépek Üzemeltetési matematikailag egy diszkrét állapotterű, utóhatásmentes sztochasztikus folyamat, így az Markov-lánccal approximálható. Rendszerszemléletű vizsgálata az átmenetvalószínűségi mátrix felállítását követően mátrixalgebrai műveletekkel oldható meg. Jelen tanulmány szemlélteti a Markov-mátrix felhasználásának lehetőségét mint stationer, mint instacioner folyamat esetén. Könnyen algoritmizálható módszert mutat be állandósul Üzemeltetési folyamat matematikai modellezésére. A példákon kívül bemutatja a Markov-folyamatok elméletének gyakorlati alkalmazási lehetőségeit is.

Felhasznált irodalom

- 1 - Bharucha-Reid A. T., Elements of Theory of Markov Processes and Their Applications, MC GRAW-HILL BOOK COMPANY, New York, 1960.
- 2 - Helstrom Carl W., Probability and Stochastic Processes for Engineers, Macmillan Publishing Company, New York 1984.
- 3 - Karlin S., Taylor H.M., A First Course in Stochastic Processes, Academic Press, San Francisco, 1975.
- 4 - Dr. Pokorádi László, Üzemeltetési rendszerek vizsgálata a Markov-folyamatok elméletének alkalmazásával, Proc. of X. Hungarian-Days of Aeronautical Sciences, Szolnok 1993 május 19-20, pp.154-165.
- 5 - Dr. Pokorádi László, Application of Markov Process Theory to Investigation of Aircraft Operational Processes, Proc. of 19th Congress of the ICAS, Anaheim, 1994 szeptember 18-23, pp.2172-2180.
- 6 - Dr. Rohács J. Simon I., Repülőgépek és helikopterek Üzemeltetési zsebkönyve, Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1989.
- 7 - Dr. Valkó P. Dr. Vajda S, Műszaki-tudományos feladatok megoldása személyi számítógéppel, Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1987.

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.

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

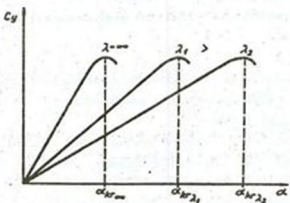
ahol:

- νviszkozitás
- hhúrholoz
- Vsebesség.

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

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

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



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 lamináris vagy turbulens. Síkklap esetében a surlódási ellenállás-tényezők számítása ((2). *osztályozalom 17. o. alapján*) az alábbi összefüggésekkel számítható:

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

-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

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

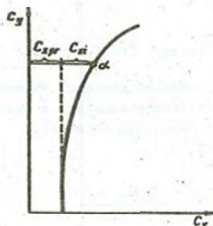
Ahol a A tényező egyrészt az alakellenállást, másrészt azt veszi figyelembe, hogy a profil domború, így a sírtolt felület

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;

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

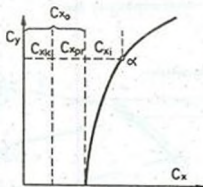
$$Cx_k = \frac{\sum Cx_j A_j}{A}$$

A Cx_k értéke gyakorlatban alig változik az állásszöggel, így a Cy a α összefüggés alapján Cy -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;

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

$$Re = 58729,522 \text{ h } v$$

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

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

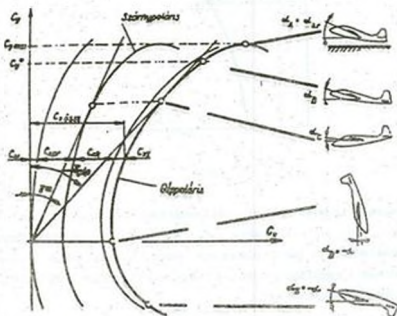
$$C_{x_s} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad \text{ha } Re > 3 \cdot 10^3$$

Végül a profil ellenállás *Geracsenko-Fedjajevockij* 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
vezérlőhuzalok	1,2
dúca	0,15

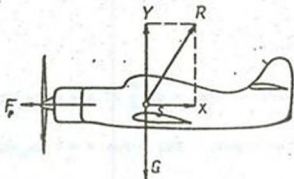
A további számításokhoz a repülőgép polárgörbe adatait felhasználva meghatározhatjuk az emelkedési-szám, sikló-szám illetve jósági-szám értékeit [2];

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

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

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

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:

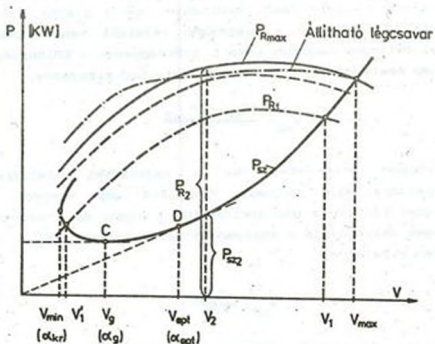
A szükséges vonderő: $F_{sz} = C_x \frac{\rho}{2} V^2 A = (C_{x_0} + C_{x_1}) \frac{\rho}{2} V^2 A$

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 repülőgép emelkedésére fordítható. Képletben kifejezve;

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

Hasonlóképpen értelmezve -ha a hajtóművet alapjáratil 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 repülőgép polárisát, vagyis

álló motor mellett a sebesség függvényében a mindenkor merülési sebességet.

d./ A légszaváros 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.

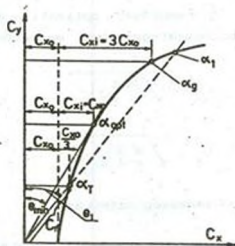
C pont

Ebben a pontban legkisebb a szükséges teljesítmény a vízszintes repüléshez.

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

$P_{sz \text{ min}}$ -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.

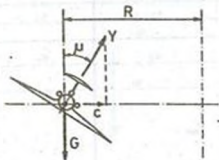
A 8. ábra és az [5]. szakirodalom 153 - 154.o. alapján írhatjuk:

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

$$G = Y \cos \mu$$

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;

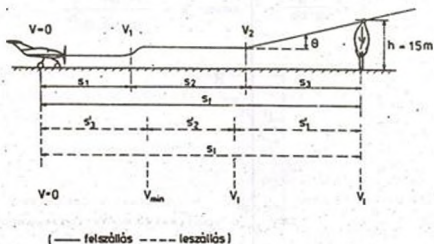
$$t_{\min} = \frac{2 R_{\min} \pi}{v_{\min}} \sqrt{\cos 60^\circ}$$

8. A felszállási úthossz meghatározása

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

Felszállás során a légcsavaras 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-

lyáakra az alábbi értékek jellemzik;

<u>Alaíminőség</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;

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

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 kerekekre 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 pozitívnak.)

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

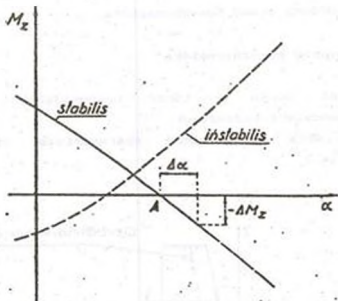
M_{zv} a vízszintes farokfelület kereszt tengely körüli nyomatéka.

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).

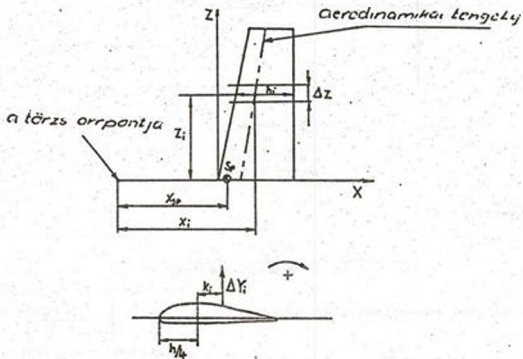
(Megjegyzés: A nyomatókhoz számítottan az állásszöget növelő értelmű nyomatókat tekintjük pozitívnak.)

10.1. A repülőgép eredő hossznyomatéka

10.1.1. A szárny hossznyomatéka

A vizsgálat során a törzs orrpontjához rögzített koordináta-rendszert 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;

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

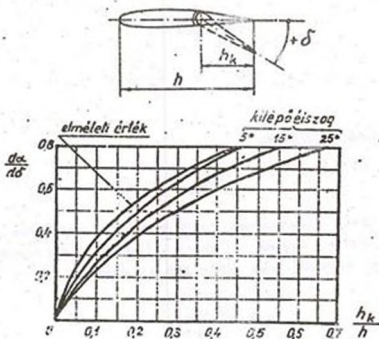
ahol:

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

Az állásszög változása miatt megváltozott a felhajtóerő tényező;

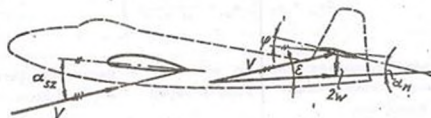
$$C_{y_V} = a_V \left[\alpha_V + \frac{d\alpha}{d\delta} \delta \right].$$

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 tényét 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);



13. ábra

$$\alpha_v = \alpha_{sz} + \varphi_v - \varepsilon + \frac{d\alpha}{d\delta} \delta ;$$

és a felhajtóerő tényező;

$$C_{y_v} = a_v \alpha_v .$$

A farokfelület állásszögét csökkentő ε szög az (11). szakfejelet alapján a szárny indukált állásszögének kétszeresével egyenlő, azaz képletben kifejezve;

$$\varepsilon = 2 \alpha_{sz_1}$$

10.2. A kereszttengety körüli statikus stabilitás mértéke

Az eredő hossznyomaték változását a repülőgép állásszögének, a magassági kormány kitérítési szögének és a különböző súlypont helyzeteknek függvényében vizsgálhatjuk. A stabilitás mértékét az egyes állásszögeknél számított egyensúlyi helyzetek elég kicsi környezetében számítjuk;

$$\frac{\partial m_x}{\partial C_y} = \frac{m_{x2} - m_{x1}}{C_{y2} - C_{y1}}$$

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.