

Szilágyi Dénes

PA-46-350P REPÜLŐGÉP AERODINAMIKAI SZÁMÍTÁSA

A léggépjárművek normál hatótávolságának megnövelése minden esetben részletes teljesítményszámításokat követel az üzemanyag mennyiség pontos meghatározásához, mely nélkül nem lehet kezelni az üzemanyag elhelyezés technikai, súly – súlypont meghatározási és az esetlegesen felmerülő szilárdsági kérdéseket. Ezen felül a repülés biztonságos végrehajtásához feltétlenül szükséges sebesség és fogyasztás adatok megadása a hajózó személyzet részére, hiszen a repülési súly üzemanyag fogyás miatti jelentős változása megköveteli a repülési paraméterek ennek megfelelő beállítását a gyakorlat szempontjából megfelelő egy órás időközönként.

Kulcsszavak: hatótávolság-növelés, teljesítményszámítás, repülési paraméterek.

BEVEZETÉS

Célkitűzés, egy ilyen repülőgép normál hatótávolságának 1345 nm értékről 2090 nm értékre növelése. Ennek megfelelően a szükséges kiegészítő üzemanyag mennyiségének és elhelyezésének meghatározása, a követendő repülési eljárás kidolgozása.

A számításokat a hatósági engedélyezéshez végzem el. Az átalakítás után a számítások helyességét és a beépített rendszer működőképességét repülési próbával szükséges bizonyítani. A számításokhoz a repülőgép Légiüzemeltetési utasítását (a továbbiakban POH) [1] és a repülőgép motorjának Üzemeltetési kézikönyvét (a továbbiakban LOM) [2] használtam fel.

A kiinduló adatok:

- a szárny fesztávolsága $b = 13,11 \text{ m};$
- húr hossz a szárnytőben $cr = 1,61 \text{ m};$
- húr hossz a szárnyvégen $ct = 0,87 \text{ m};$
- szárnyfelület $S = 16,3 \text{ m}^2;$
- a szárny karcsúsága $AR = \frac{b^2}{S} = 10,55;$
- a repülőgép üres tömege [3] $3106,3 \text{ lbs}^1 = 1409 \text{ kg};$
- a két pilóta tömege: $375 \text{ lbs} = 170 \text{ kg};$
- a mentőfelszerelés tömege: $44,1 \text{ lbs} = 20 \text{ kg};$
- a normál tüzelőanyag tömege: $732 \text{ lbs} (122 \text{ USG}^2) = 332,4 \text{ kg}.$

A kiegészítő tüzelőanyag becsült tömege az előzetes számítások alapján a legnagyobb hatótávolságot adó (LRC) üzemmód esetére: $466,5 \text{ lbs} (77,76 \text{ USG}) = 211,64 \text{ kg}$, amire még rájön a tartályok tömege [4] is.

A fentiekkel a maximális felszállótömeg $4744,3 \text{ lbs} = 2152 \text{ kg}$ lenne. A gép hivatalos MTOM³ értéke $4340 \text{ lbs} = 1968,6 \text{ kg}$ ($W = 21045,66 \text{ N}$). Így az MTOM túllépés ezen az üzemmódon

¹ Pounds – 0,45359237 kg

² USA Gallon – 3,785412 L

³ Maximum Take-off Mass – Maximális szerkezeti felszállótömeg

8,86% lenne, amely az ilyen esetekben általában a hatóságok által engedélyezett 10% -os maximális növekmény alatt maradna.

RÉSZLETES SZÁMÍTÁS

A részletes számításokhoz szükséges a repülőgép polárisának és a szükséges teljesítmény görbének a meghatározása.

A motor maximális teljesítménye $350 \text{ LE} = 257,3 \text{ kW}$ $n_{\max} = 2500 \text{ 1/min}$ értéknél. A Hartzell HC-13Y1R-1N légszárny adatai csak a típusalkalmassági bizonyítvány adatlapján [5] álltak rendelkezésre (3 tollú állítható $D = 80' = 2032 \text{ mm}$). A gyártó a hatásfok görbékre vonatkozó kérésemet elhárította, de azért megadta a maximális légszárny hatásfokot amely $\eta = 0,86$. A POH tartalmazza az átesési sebességet ($v_s = 69 \text{ KIAS} = 35,5 \text{ m/s}$) tengerszinten ISA⁴ kondíciók mellett az MTOM esetére, amelyből a maximális felhajtóerő tényező meghatározható:

$$C_{L\max} = \frac{2 W_{\text{MTOM}}}{\rho_0 S v_s^2} = 1,542$$

A szárny felületi terhelése MTOM esetére:

$$\frac{W_{\text{MTOM}}}{S} = 1189,7 \text{ N/m}^2$$

És a túlterhelt gépre:

$$\frac{W_{\max}}{S} = 1296,4 \text{ N/m}^2$$

Ezzel az átesési sebesség tengerszinten a túlterhelt gépre:

$$v_s = \sqrt{\frac{2W_{\max}}{\rho_0 S C_{L\max}}} = 37,05 \text{ m/s}$$

Az utazóteljesítmény adatok a POH 5-31, 5-33, 5-35 diagramjaiban $\text{MCM}^5 = 3900 \text{ lbs}$ tömegre vannak meghatározva. A szárny felületi terhelése ekkor:

$$\frac{W_{\text{MCM}}}{S} = 1069,08 \text{ N/m}^2$$

A repülőgép káros ellenállás értékének meghatározásához a POH 5-27 oldalán található fogyasztás adatokat, az 5-31 utazóteljesítmény diagramot, és a LOM 3-5 teljesítmény görbéit használtam fel. Az 1. táblázatban összesítettem a kinyert adatokat a 3 lehetséges utazó üzemmódra és magasságra.

Érdekes, hogy az SFC⁶ a nagy hatótávolságú üzemmódon nagyobb, mint a nagyobb teljesítményt igénylő többi üzemmódon. Ennek oka az lehet, hogy az eredetileg 350 LE teljesítményű motort 126 LE teljesítményen már nem olyan gazdaságos járatni, mert erősen folytani kell és így a turbótöltők (2 van belőle) nem tudnak olyan hatásfokkal dolgozni. A táblázatban láthatóak

⁴ International Standard Atmosphere – Nemzetközi egyezményes légkör

⁵ Mean Cruise Mass - Közepes utazórepülési tömeg

⁶ Specific Fuel Consumption - Fajlagos üzemanyag fogyasztás

az előrehaladási fok függvényében becsült légszár határfok értékek. A teljes számítást a két esélyes üzemmódra az LRC⁷-re és az EC⁸-re végeztem el.

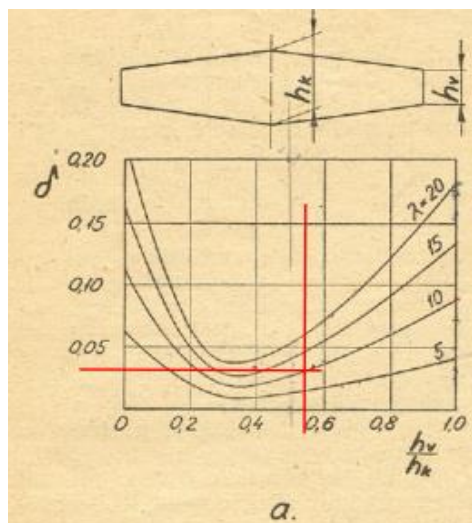
Üzemmódok	RPM	MAP ["Hg]	BHP	FF [GPH]	FF [kg/h]	P _{eff} [W]	SFC [kg/Wh]	η _{lcs}	P _r [W]	V _{TAS} [kt]	V _{TAS} [m/s]	SR [nm/USG]
Long range cruise at 9000' (LRC)	2200	20	126	11	29,94	92647,06	0,000323136	0,82	75970,59	128	65,85	11,64
Economy Cruise at FL200 (EC)	2200	26	199	15	40,82	146323,53	0,000278998	0,84	122911,76	178	91,62	11,87
Normal Cruise at FL200 (NC)	2400	30	245	18	48,99	180147,06	0,000271938	0,86	154926,47	195	100,37	10,83

1.táblázat Fő paraméterek

Az LRC üzemmód számítása

A repülési magasság ennél az üzemmódnál H = 9000' (ez adja a legkedvezőbb hatótávolságot 1345 nm értéket ISA szerint szélcsendben 8,25 USG navigációs tartalékkal). Az adatok MCM = 3900 lbs értékhez vannak megadva. A sűrűség ISA szerint ρ=0,9334 kg/m³. Az utazósebességet az 1. Táblázat tartalmazza. Ezekkel az adatokkal az MCM-hez tartozó felhajtóerő tényező meghatározható az alábbi összefüggéssel:

$$C_{L\ LRC} = \frac{2W_{MCM}}{\rho S v^2} = 0,528$$



1.ábra Oswald tényező

Az indukált ellenállás tényező meghatározásához szükség volt a trapézviszony figyelembevételére is. A húr hossz értékeit gépadat híján, a sárkányszerkezeten mértük le. A h_v = 0,87 m és a h_k = 1,61 m értékű, amelyekkel a trapézviszony AR = 0,54 értékű. A [6] szakirodalom 22. ábrája, itt 1. ábra alapján az Oswald tényező értéke δ = 0,032. Így az indukált ellenállás tényező értéke LRC üzemmódon MCM tömegnél:

⁷ Long Range Cruise – Nagy hatótávolságú utazórepülési üzemmód

⁸ Economy Cruise – Gazdaságos utazórepülési üzemmód

$$c_{Di} = (1 + \delta) \frac{c_{L LRC}^2}{\pi AR} = 0,008694$$

A rendelkezésre álló teljesítmény értékeket ($P_r = P_{\text{eff}} \eta$) az 1. táblázat tartalmazza. Az LRC üzemmódhoz tartozó ellenállás értéke az alábbi összefüggéssel számítható egyenes vonalú vízszintes repülés esetére ($P_r = P_{\text{szüks}}$):

$$D = \frac{P_r}{v} = 1153,71 \text{ N}$$

Az egész gép ellenállástényezője kifejezhető az alábbi összefüggéssel:

$$c_D = \frac{2 D}{\rho S v^2} = 0,034974$$

A nulla felhajtóerőhöz tartozó ellenállás tényezője:

$$c_{D0} = c_D - c_{Di} = 0,02628$$

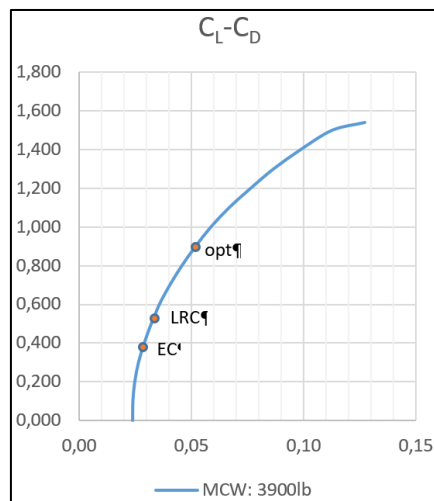
A repülőgép szárnyprofil adatai csak annyiban állnak rendelkezésre, hogy a tő (NACA⁹ 23015) és a vég (NACA 23009) profiljai vannak megadva. A számítás során a (légszár határfok után) következő közelítés az volt, hogy az egész szárnyat az átlagnak megfelelő vastagságú NACA 23012 profillal helyettesítettem. A [7] szakirodalom 1. ábrája alapján a c_{LLRC} felhajtóerő tényezőhöz tartozó profilellenállás értéke $c_{DPR} = 0,0097$. Ezzel az értékkel a káros ellenállás tényező értéke:

$$c_{DK} = c_{D0} - c_{DPR} = 0,016581$$

A számítás pontosságának növelése érdekében elvégeztem a másik két üzemmódra is a c_{DK} értékek meghatározását (2. táblázat) a fentebb leírt módon.

Üzemmódok	c_L	c_D	c_{Di}	ϵ	c_{D0}	c_{DPR}	c_{DK}
LRC at 9000'	0,528265344	0,0349745	0,008693933	0,066206304	0,026281	0,0097	0,016580563
EC at FL200	0,390259907	0,0300439	0,004744822	0,07698442	0,025299	0,0092	0,016099111
NC at FL200	0,325180668	0,0288035	0,003294287	0,088576885	0,025509	0,009	0,016509203

2.táblázat Az egyes üzemmódokhoz tartozó aerodinamikai paraméterek



2.ábra A repülőgép polárisa a nevezetes pontokkal

⁹ National Advisory Committee for Aeronautics – Nemzeti Légiközlekedési Tanácsadó Testület

Az így kapott 3 c_{DK} érték számtani átlagával végeztem a további számításokat ($c_{DK} = 0,016396$). Ezekkel az adatokkal már lehetővé válik a repülőgép polárisának (2. ábra) és a szükséges teljesítmény görbék megrajzolása.

A V_{opt} számítása

A V_{opt} meghatározása lényeges abból a szempontból, hogy meg lehessen ítélni a POH által az egyes üzemmódokhoz feltüntetett sebességértékek hogyan viszonyulnak hozzá. A klasszikus megközelítés szerint a V_{opt} esetén a $c_{Dopt} = 2 c_{D0}$. Ennek megfelelően felírhatjuk, hogy

$$c_{D0} = c_{Di} = (1 + \delta) \frac{c_{Lopt}^2}{\pi AR}$$

amelyből a c_{Lopt} és a hozzá tartozó v_{opt} kifejezhetők az alábbi módokon:

$$c_{Lopt} = \sqrt{\frac{c_{D0} \pi AR}{1 + \delta}} \quad \text{és} \quad v_{opt} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S c_{Lopt}}}$$

A 3. táblázat tartalmazza az értékeket mindhárom vizsgált üzemmódra.

Üzemmódok	c_{Lopt}	v_{opt} [m/s]	V_{TAS} / v_{opt}
LRC at 9000'	0,91846225	49,9394616	1,318574265
EC at FL200	0,901148998	60,2936516	1,519572179
NC at FL200	0,904882992	60,16912231	1,668145213

3.táblázat V_{opt} értékek a különböző üzemmódokhoz

Megjegyzés: A közelítés ($C_{Di}=C_{D0}$ és C_{D0} -nál figyelembe vettem a C_{Dpr} változását a C_L változásakor) miatt tér el kismértékben a c_{Lopt} értéke a három üzemmódban.

A POH 5-31 grafikonja alapján a sebesség értékek az 1. táblázat V_{TAS} oszlopában szereplő értékekhez képest jóval magasabbak. Ezek arányát mutatja a 3. táblázat utolsó oszlopa. Mivel az LRC üzemmód adja a legnagyobb hatótávolságot, ezért az $\epsilon=0,0662$ értéket fogjuk célként tartani, amely ehhez az üzemmóddhoz tartozik.

A hatótávolság számítása LRC üzemmódon

A POH 5-33 a hatótávolság maximumát LRC üzemmódon 9000ft magasságban lehet elérni, és amely érték ISA kondíciók mellett $L_{LRC}=1345$ nm. Ehhez a repülési időtartam a POH 5-35 grafikonja alapján 10,3 h. Ezzel az átlagsebesség $130,58kts = 67,2137$ m/s értékre adódik. Ebben benne van az emelkedés és a süllyedés és még marad 8,25 USG tartalék üzemanyag. Ezzel a felhasználható üzemanyag mennyisége $120 - 8,25 = 111,75$ USG. A POH 5-27 és 5-37 grafikonjaiból ki lehet szerkeszteni az emelkedéshez és a süllyedéshez szükséges üzemanyag mennyiséget, időt és a levegőhöz képest megtehető távolságot. A 4. táblázat tartalmazza ezeket az értékeket.

Részletes tervezés LRC / 9000' ISA / 120 USG	Fuel [USG]	Time [min]	Distance [nm]
CLB from SL to 9000' at ISA (POH 5-27)	9,00	10,50	23,00
DESC to SL from 9000' at ISA (POH 5-37)	4,30	12,50	37,00
Összesen	13,30	23,00	60,00

4.táblázat LRC emelkedési és süllyedési adatok

Ebből látható, hogy a vízszintes repülésre felhasználható üzemanyag mennyisége:

$$120 - 8,25 - 13,3 = 98,45 \text{ USG}$$

A vízszintesen megtett távolság értéke:

$$1345 - 60 = 1285 \text{ nm}$$

Ezekkel a vízszintes szakasz fajlagos hatótávolsága:

$$SR_{LRC} = \frac{1285 \text{ nm}}{98,45 \text{ USG}} = 13,052 \text{ nm/USG}$$

A szükséges távolság, amelyet le kellene repülni 2090 nm, amely $\Delta L = 805$ nm távolsággal nagyobb vízszintes repülést jelent. Az SR_{LRC} segítségével a szükséges további üzemanyag:

$$\Delta V = \frac{\Delta L}{SR_{LRC}} = 61,675 \text{ USG}$$

Ezzel a teljes szükséges üzemanyag mennyiség:

$$120 + 61,675 = 181,675 \text{ USG}$$

értékre adódik.

Ezzel a mennyiséggel meghatározott felszállótömeg $TOM_{LRC}^{10} = 4654,7 \text{ lbs} = 2111,3 \text{ kg}$, ami csak $\Delta TOM = 317,7 \text{ lbs} = 142,75 \text{ kg}$ értékkel (7,25%-kal) nagyobb az MTOM-nél. Tehát az LRC üzemmódon 9000' magasságban a feladat végrehajtható és az eredetileg tervezett 3 db 33 USG térfogatú puhafalu póttartály helyett elegendő lenne 2 db elhelyezése a törzsben.

A fajlagos hatótáv ellenőrzése LRC üzemmódon

A MCM = 3900 lbs közepes utazórepülési tömegre az 1. táblázatban levő fajlagos hatótávolság $SR_{LRC} = 11,6364 \text{ nm / USG}$ értékét össze kell hasonlítani az $L_{LRC} = 1345 \text{ nm}$ és a felhasználható 111,75 USG üzemanyag mennyiség segítségével számított SR értékkel, amely kiszámítható az alábbi összefüggéssel:

$$SR = \frac{1345 \text{ nm}}{111,75 \text{ USG}} = 12,036 \text{ nm/USG}$$

A különbség 3,4% ami jó egyezésnek minősíthető.

Az utazórepülés számítási koncepciója, hogy tartani kellene a 2. táblázatban szereplő C_L és ϵ értékeket. Ennek megfelelően az üzemanyagfogyással csökkenő gépsúly miatt csökken annak ellenállása is a $D = \epsilon W$ összefüggésnek megfelelően. Így csökken a repülési sebesség is az alábbiak szerint:

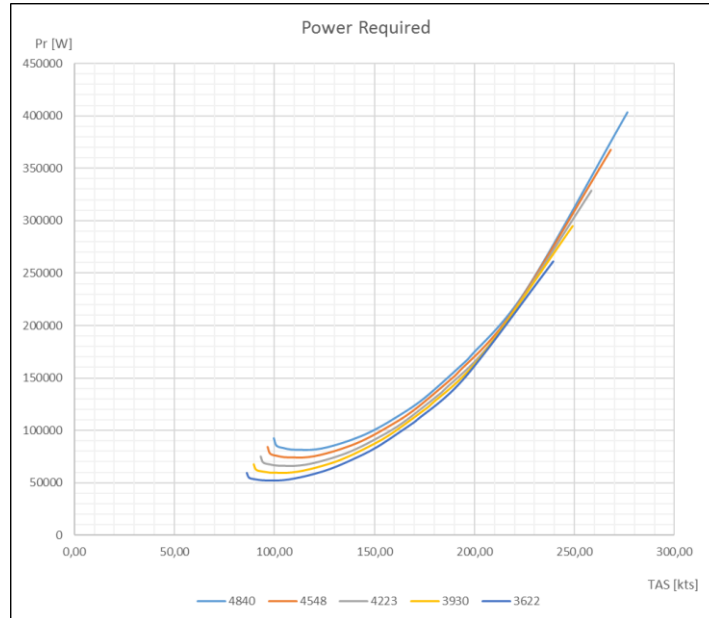
$$v = \sqrt{\frac{2W}{\rho S c_L}}$$

A repülési sebesség csökkenése miatt a szükséges teljesítmény $P_{sz} = D v$ értéke is csökken. Ezt elfogadva az óránkénti üzemanyag fogyasztás is csökkenni fog a következő összefüggés szerint:

¹⁰ Take-Off Mass – Aktuális felszállótömeg

$$FF = SFC P_{eff} = \frac{SFC P_{sz}}{\eta_{lcs}}$$

Ezzel a gondolatmenettel óránként kiszámítom a fogyasztást, a W változását és a tartandó sebességet. A 3. ábra mutatja a P_{sz} alakulását a tömegcsökkenés következtében.



3.ábra A szükséges teljesítmény a tömeg függvényében

Az LRC üzemmódon a részletes számítások az eredeti 128 KTAS¹¹ átlagsebességhez képest, a nagyobb tömeg miatt nagyobb 130,6 KTAS átlagsebesség tartozik. Az átlagos fogyasztás utazórepülés közben az eredetileg a FOM 5-27 oldalán lévő 11 USG/h értékhez képest 11,6 USG/h értékre adódott. Így az LRC üzemmódon az eredetileg kalkulált üzemanyag mennyiség nem elegendő a feladat végrehajtásához (további legkevesebb 16,9 USG kellene), nem is beszélve a 15:59 repülési időtartamról, amitől a leendő személyzet határozottan elzárkózik... Az LRC üzemmód elvetése mellett szól még az is, hogy az előzőekben említett okok miatt az SFC itt 15,8%-kal (!) nagyobb, mint az EC üzemmódon.

Az EC üzemmód számítása

A hatótávolság számítása EC üzemmódon

A POH 5-33 a hatótávolság maximumát EC üzemmódon FL200¹² magasságban lehet elérni, és amely érték ISA kondíciók mellett $L_{EC}=1156$ nm. Ehhez a repülési időtartam a POH 5-35 grafikonja alapján 6,5 h. Ezzel az átlagsebesség $177,85 \text{ kts} = 91,54 \text{ m/s}$ értékre adódik. Ebben is benne van az emelkedés és a süllyedés és szintén marad 8,25 USG tartalék üzemanyag, tehát a felhasználható üzemanyag mennyisége most is 111,75 USG. A POH 5-27 és 5-37 grafikonjából ki lehet szerkeszteni az emelkedéshez és a süllyedéshez szükséges üzemanyag mennyiséget, időt és a levegőhöz képest megtehető távolságot. Az 5. táblázat tartalmazza ezeket az értékeket.

¹¹ Valós légsebesség tengeri mérföld per órában kifejezve

¹² Flight Level – Repülési szint 1000 ft értékben kifejezve a 1013,25 hPa izobár felülethez képest.

Részletes tervezés LRC / FL200 ISA / 120 USG	Fuel [USG]	Time [min]	Distance [nm]
CLB from SL to FL200 at ISA (POH 5-27)	16,50	25,00	64,00
DESC to SL from FL200 at ISA (POH 5-37)	7,75	25,00	83,00
Összesen	24,25	50,00	147,00

5. táblázat EC emelkedési és süllyedési adatok

Ebből látható, hogy a vízszintes repülésre felhasználható üzemanyag mennyisége:

$$120 - 8,25 - 24,25 = 87,5 \text{ USG}$$

A vízszintesen megtett távolság értéke:

$$1156 - 147 = 1009 \text{ nm}$$

Ezekkel a vízszintes szakasz fajlagos hatótávolsága:

$$SR_{EC} = \frac{1009 \text{ nm}}{87,5 \text{ USG}} = 11,53 \text{ nm/USG}$$

A szükséges távolság, amelyet le kellene repülni 2090 nm, amely $\Delta L = 1080,2 \text{ nm}$ távolsággal nagyobb vízszintes repülést jelent. Az SR_{EC} segítségével a szükséges további üzemanyag:

$$\Delta V = \frac{\Delta L}{SR_{EC}} = 93,67 \text{ USG}$$

Ezzel a teljes szükséges üzemanyag mennyiség:

$$120 + 93,67 = 213,67 \text{ USG}$$

értékre adódik.

Ezzel a mennyiséggel meghatározott felszállótömeg $TOM_{EC} = 4839,5 \text{ lbs} = 2195,19 \text{ kg}$, ami csak $\Delta TOM = 499,49 \text{ lbs} = 226,57 \text{ kg}$ értékkel (11,51%-kal) nagyobb az $MTOM$ -nél. Az EC üzemmódon FL200 magasságban már szükséges az eredetileg tervezett 3 db 33 USG térfogatú puhafalu póttartály a törzsben.

A fajlagos hatótáv ellenőrzése EC üzemmódon

A fajlagos hatótáv ellenőrzése az LRC üzemmóddal azonos módon történik. A $MCM = 3900 \text{ lbs}$ közepes utazórepülési tömegre az 1. Táblázatban levő fajlagos hatótávolság $SR_{EC} = 11,87 \text{ nm / USG}$ értékét össze kell hasonlítani az $L_{EC} = 1156 \text{ nm}$ és a felhasználható 111,75 USG üzemanyag mennyiség segítségével számított SR értékkel, amely kiszámítható az alábbi összefüggéssel:

$$SR = \frac{1156 \text{ nm}}{111,75 \text{ USG}} = 10,344 \text{ nm/USG}$$

A különbség 12,5% ami már jelentős. E különbséget a jóval nagyobb magasságba történő emelkedés és a POH szerinti jelentős teljesítménnyel (megegyezik az EC utazó rezsimmel) végrehajtott süllyedés okozza.

A részletes számítás menete megegyezik az LRC üzemmódnál ismertetett módszerrel. A nagy magasságra való tekintettel a $TOM_{EC}/MTOM = 1,115$ tömegarányal megnöveltem az emelkedéshez szükséges időt és üzemanyag mennyiséget. Az eredményeket a 6. táblázat tartalmazza.

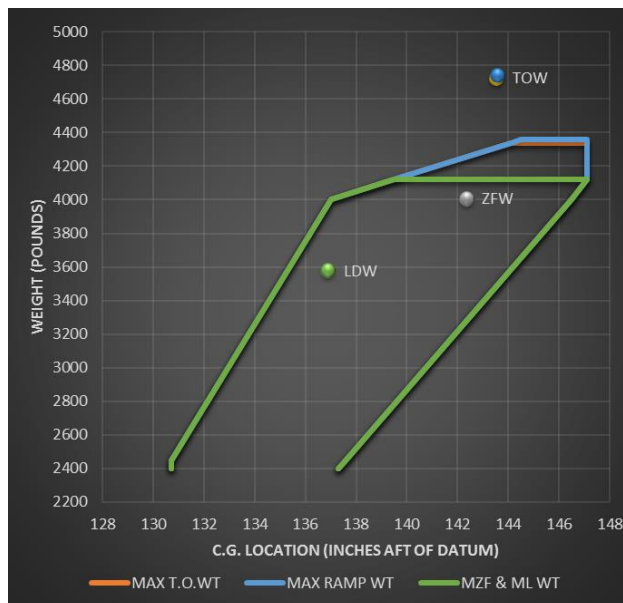
Szilágyi Dénes: PA-46-350P repülőgép aerodinamikai számítása

ECON CRZ	DEP-TOC	TOC - 1:00	1:00 - 2:00	2:00 - 3:00	3:00 - 4:00	4:00 - 5:00	5:00 - 6:00	6:00 - 7:00	7:00 - 8:00	8:00 - 9:00	9:00 - 10:00	10:00 - 10:59	TOD - 11:24	DEST
Mass [lbs]	4839,5	4729,1	4665,2	4548,2	4435,5	4327,0	4222,5	4121,7	4024,5	3930,7	3840,2	3752,8	3668,9	3622,4
W [N]		21044,9	20760,4	20239,6	19738,3	19255,5	18790,2	18341,8	17909,3	17492,0	17089,2	16700,3		
D = ε W		1620,1	1598,2	1558,1	1519,5	1482,4	1446,6	1412,0	1378,7	1346,6	1315,6	1285,7		
v [m/s]		100,7	100,0	98,7	97,5	96,3	95,1	94,0	92,9	91,8	90,7	89,7		
Peff [W]		194195,5	190270,0	183155,4	176392,8	169960,6	163838,7	158008,6	152453,0	147156,0	142102,6	137278,9		
FF [kg/h]		54,2	53,1	51,1	49,2	47,4	45,7	44,1	42,5	41,1	39,6	38,3		
FF [USG/h]	32,0	19,9	19,5	18,8	18,1	17,4	16,8	16,2	15,6	15,1	14,6	14,1	13,6	
Fuel [USG]	18,40	10,7	19,5	18,8	18,1	17,4	16,8	16,2	15,6	15,1	14,6	14,0	7,8	
v [kts]	153,6	195,6	194,3	191,8	189,4	187,1	184,8	182,6	180,5	178,3	176,3	174,3	199,2	
Dist [nm]	64,0	104,7	194,3	191,8	189,4	187,1	184,8	182,6	180,5	178,3	176,3	173,1	83,0	
IAS/FL200	125	143	142	140	138	137	135	133	132	130	129	127	165	
ETE	0:27	0:32	1:00	1:00	1:00	1:00	1:00	1:00	1:00	1:00	1:00	0:59	0:25	
ETA	0:27	1:00	2:00	3:00	4:00	5:00	6:00	7:00	8:00	9:00	10:00	10:59	11:24	
Fuel Rem [USG]	213,67	195,28	184,62	165,11	146,34	128,25	110,83	94,04	77,84	62,21	47,12	32,56	18,58	10,83

6.táblázat Részletes repülési terv adatok EC üzemmódra

A sárgával kiemelt sorok, amelyek a hajózószemélyzetnek igazán fontos. A modell alapján a közelítő számítások szerinti 12,57 óra helyett 11,4 órát kell repülni a 2090 nm megtételéhez. Ez már lényegesen jobban megfelel a hajózószemélyzet elképzeléseinek. Látható az is, hogy az eredetileg tervezett 8,25 USG tartalék helyett a célállomáson 10,8 USG marad a tartályokban. Ennek az LRC üzemmódhoz képest lényegesen jobb teljesítménynek az oka az EC üzemmód 15,8%-kal jobb SFC értéke, és az itt 2%-kal jobb a légcsavar hatásfok is.

A szükséges 93,67 USG kiegészítő üzemanyag mennyiség elfér a tervezett 3 db 33 USG térfogatú puhafalu tartályban, melyet a törzsben kell elhelyezni. A tartályok és azok kiegészítői rendelkeznek bizonyítvánnyal, illetve hasonló installáció rendelkezik hatósági engedéllyel Ausztráliában. A rendszer hivatalossá tétele EU tagállamban még a jövő zenéje, mert u.n. egyszerű változtatásként (CS-STAN alapján) nem kivitelezhető, tehát hatósági engedély köteles. Az installáció, ráadásul módosítja a gép karbantartási programját, a repülésvégrehajtási eljárásokat, továbbá természetesen a rendszer működését és a számítás helyességét repülési próbával ellenőrizni kell. Amennyiben a szakhatóság nem járul hozzá a 11,5% MTOM növekményhez, akkor az útvonalat a kb. 80 USG mennyiségű kiegészítő üzemanyaggal lehet lerepülni LRC üzemmódon, ami 8,9%-os MTOM növekedést jelent.



4.ábra Súlyponthelyzetek EC üzemmódon

Tekintettel arra, hogy ez az installáció csak egyetlen útra szükséges, reményeim szerint a szakhatóság engedélyezi a 10% fölötti tömegnövekedést. Bármely két üzemmódot nézzük, további probléma, hogy a súlyponti burkológörbén jelentősen kívülre esik a TOM és a hozzá tartozó súlyponthelyzet, melyet a 4. ábra mutat.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] Piper Malibu Mirage G1000 Information Manual 767-082 Issued 26.10.2009
- [2] Operator's Manual Lycoming TIO-540-AE2A Series 60297-27 Issued November 2006
- [3] A 4636499 gyári számú repülőgép súlymérési jegyzőkönyve 2014.09.05.
- [4] Turtle-Pac Drum 25-33 Installation Overview
- [5] FAA type certificate data sheet No. P33EA June 13, 2016
- [6] Rácz Elemér A repülés mechanikája, Tankönyvkiadó Budapest, 1953
- [7] NACA Technical Report No 530

PERFORMANCE ANALYSIS OF THE PA46-350P AIRCRAFT

Any extension of the range of an aircraft need detailed performance analysis for definition of the accurate quantity of fuel without that the technical questions related to the placement of the fuel the mass and balance and the strength analysis occasionally required cannot be handled. Furtherly for the safe operation the flight crew needs the indicated airspeeds and fuel consumptions because of the significant change in the mass of the aircraft due to the fuel consumption requires the adjustment of this essential flight parameters practically hourly manner.

Keywords: *extension of the range, performance analysis, flight parameters*

Dr. Szilágyi Dénes (PhD)
főiskolai docens
Nyíregyházi Egyetem
Közlekedéstudományi és Infotechnológiai Tanszék
szilagyi.denes@nye.hu
<http://mmfk.nyf.hu/kit/index.htm>
<http://orcid.org/0000-0001-6055-0010>

Dénes Szilágyi (PhD)
college associate professor
University of Nyíregyháza
Department of Transportation and Infotechnology
szilagyi.denes@nye.hu
<http://mmfk.nyf.hu/kit/index.htm>
<http://orcid.org/0000-0001-6055-0010>



http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018_2/2018-2-10-0450_Szilagyi_Denes.pdf