

Beneda Károly, Ladislav Főző

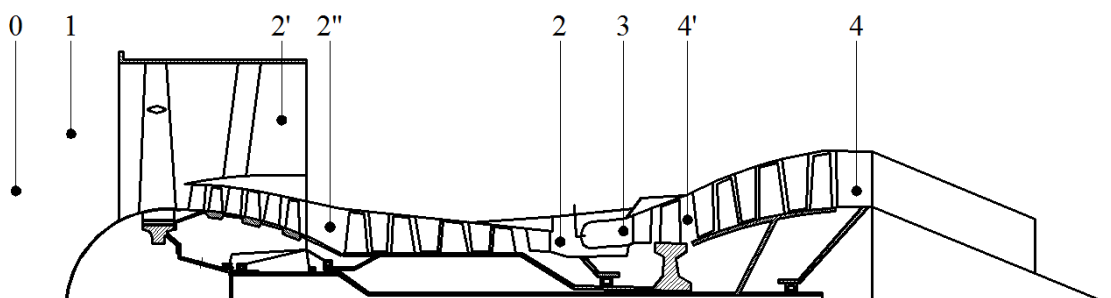
A CFM LEAP-1A HAJTÓMŰ KÖZELÍTŐ TERMODINAMIKAI ANALÍZISE

Napjaink hajtóművei az egyre kisebb tüzelőanyag-fogyasztás miatt folyton növekvő kétáramúsági fokkal és kompresszor nyomásviszonnyal rendelkeznek. Előbbi a propulziós, utóbbi pedig a termikus hatásfok javításáért felelős. Míg az egy-két évtizeddel ezelőtt fejlesztett polgári gázturbináknál a nyomásviszony a 30...35 közötti tartományban volt jellemző, miközben 5...6 környéki kétáramúsági fokok domináltak, addig napjainkra ezek az értékek számottevően megemelkedtek. Az utasszállító repülőgépek piacán az egyik legkelendőbb típus az Airbus egyfolyósó családjá, az A320. Ennek az újrahajtóművezését a „new engine option” rövidítéséből származó „neo” megnevezéssel illetik, és két nagy hajtóműgyár, a Pratt & Whitney, valamint a CFM International kínál hozzá jelentősen továbbfejlesztett erőforrásokat. Az utóbbi termékét, a CFM LEAP-1A termodinamikai elemzését mutatjuk be ebben a cikkben, összehasonlítva a gyár korábbi hajtóművével, a CFM56-5B-vel.

Kulcsszavak: ultranagy kétáramúsági fok, gázturbinás sugárhajtómű, CFM LEAP-1A, Airbus A320neo, termodinamikai analízis, LabVIEW

BEVEZETÉS

Napjaink utasszállító repülőgépeinek jelentős része nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtóművekkel van felszerelve, ahol a kedvező propulziós hatásfokot úgy lehetséges elérni, hogy a hagyományos egyáramú sugárhajtóművekhez képest létrehoznak egy másodlagos levegőáramlást is, amely mérsékelt felgyorsítást szenved a külső áram fűvócsövében, ezáltal csekélyebb energia befektetést igényel [1]. Cserébe jelentős mennyiségű levegőt kell megmozgatni, ezt az 1. ábrán lehet nyomon követni, ahol egy tipikus nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtómű metszeti képe és jellegzetes keresztmetszetei láthatóak. Ezek alapján a kétáramúsági fokot, amelyet ebben a cikkben α -val jelölünk, a külső és a belső áramba kerülő tömegáramok viszonyaként definiálhatjuk, ahogyan azt az (1) egyenletben olvashatjuk.



1. ábra Nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtómű hosszmeteszete a jellegzetes keresztmetszetek megnevezésével

$$\alpha = \frac{\dot{m}_H}{\dot{m}_I} \quad (1)$$

Az elmúlt évtizedekben számos különböző kivitel készült eltérő kétáramúsági fokokkal, amelyeknek összefoglaló leírását az 1. táblázatban láthatjuk.

Kétáramúsági fok tartománya	Megnevezés	Alkalmazás
0	egyáramú sugárhajtómű	alárendelt célokra (célrepülőgépek, vitorlázó repülőgépek segédhajtóműve, stb.)
0,2–3	kis kétáramúsági fokú sugárhajtómű	katonai hajtóművek, nagy repülési Mach-számok
4–6	nagy kétáramúsági fokú sugárhajtómű	általánosan elterjedt polgári repülőgépek, ill. katonai szállítógépek meghajtására
8–12	ultranagy kétáramúsági fokú sugárhajtómű	napjaink újonnan fejlesztett hajtóművei csökkentett fogyasztással és károsanyag-kibocsátással

1. táblázat Különböző kétáramúsági fokok tartományai

Mivel a kétáramúsági fok szoros összefüggésben áll a propulziós hatásfokkal, ennek a jellemzőnek a növelése kívánatos a hajtóműgyártók számára. Viszont meg kell említeni, hogy természetesen hátrányokkal is jár a megnövelt érték alkalmazása, mert a nagyobb méretek miatt nehezebb hajtóművet kapunk, továbbá a nagyobb ventilátor teljesítményigényét a turbinának fedeznie kell. Ezért nem lehetett egy-két évtizeddel ezelőtt még ilyen hajtóművek széleskörű elterjedését tapasztalni, mert először a technológiának kellett elérnie azt a szintet, ahol a fentebb említett követelményeknek már eleget lehet tenni. Ettől függetlenül ki kell jelenteni, hogy bár a hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása jóval kedvezőbb lesz elődjénél a megnövelt kétáramúsági fok hatására, de a repülőgéppel egybeépítve, rendszerként szemlélve egységüket már nem ilyen egyértelmű a helyzet. A nagyobb felületek növelik a légellenállást, az emelkedő tömeg pedig a repülésmechanikai tulajdonságokra van káros hatással. Tehát jóval nagyobb ugrást kell elérni a fajlagos fogyasztás csökkentésében, hogy a szükségképpen előálló káros tendenciák nagyságrendje ne legyen számottevő.

A CFM LEAP¹-1A RÖVID ISMERTETÉSE

A CFM International cég az amerikai General Electric és a francia SNECMA² (ma a Safran Group tagja) közös vállalkozásaként jött létre még az 1970-es években, amikor az első, CFM56-2 típusmegjelölésű hajtóművet létrehozták. Ennek nem volt számottevő sikere, csupán régebbi repülőgépek korszerűsítésénél használták a régi, kis kétáramúsági fokú hajtóművek lecserélésére [2].

Az átütő siker az 1980-as években következett be, amikor a Boeing gyár a B737 új szériájának ezt az erőforrást választotta (ez volt a CFM56-3 változat, kissé csökkentett méretekkel). Ez még a hagyományos hidromechanikus szabályozással rendelkezett, némi elektronikus rásegítéssel, de az első teljes hatáskörű, digitális szabályozásra (FADEC³) még az 1980-as évek végéig kellett várni, amikor az Airbus A320 típuscsaládon bevezették a CFM56-5 sorozatot. Egy további fejlesztés az 1990-es évek második felében jelent meg, CFM56-7B néven, a Boeing B737 Next Generation repülőgépek számára.

Az elmúlt két évtizedben a gyár nem készített új változatot, más futó típusok (pl. GE90, GEnx, vagy a Pratt & Whitney-vel közösen fejlesztett GP7200) alapján technológia-transzfer

¹ LEAP: Leading Edge Aviation Propulsion, fejlett repülőgép-hajtómű

² SNECMA: Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation

³ FADEC: Full Authority Digital Electronic Control, teljes hatáskörű digitális elektronikus (hajtómű) szabályozás

valósítottak meg, azaz kisebb módosításokat vezettek be a már gyártásban lévő változatokon, hogy azok teljesítményét és gazdaságosságát fokozni lehessen. Ahogy az új típus elnevezése, a LEAP betűszó eredeti jelentése is sejteti, itt nagyobb ugrás várható a korábbi fejlesztésekhez mérten, és emiatt szakítottak a korábbi típusmegjelöléssel. Magának a gázturbinának a leírása meghaladja e cikk kereteit, így a rövid bemutatást követően most csak a termodinamikai számítás részletezzük.

A CFM LEAP-1 hajtóműcsalád három különböző változatban készül, az –A verziót az A320neo, a –B variánst a Boeing B737MAX, végül pedig a –C változatot a kínai COMAC C919 repülőgépek meghajtására szánják [3]. Ez a rövid leírás most a LEAP-1A modifikációt mutatja be vázlatosan.

Ahogy az fentebb már elhangzott, a típus az ultranagy kétáramúsági fokú hajtóművek jelenleg még nem túlzottan népes családjába tartozik, a maga $\alpha = 11:1$ értékével a korábbi típusoknak közel kétszeresét képviseli. A javuló propulziós hatások mellett fontos a termikus hatások javítása is, emiatt a kompresszor nyomásviszonyát is növelték, ez ebben az esetben $\pi_K^* = 40:1$. Fontos megjegyezni, hogy a nagynyomású kompresszor tekintetében érték el igen jelentős előrelépést, a régi CFM56 gázgenerátora ugyanis $11:1$ nyomásviszonyt ért el kilenc fokozattal, most 10 fokozat hoz létre $22:1$ nyomásviszonyt [4].

A konstrukció tekintetében megtartották a CFM56 családnál jellemző két forgórészes kialakítást, ami a kisnyomású kompresszort kedvezőtlenül érinti, hiszen nagy az átmérőbeli különbség az együtt forgó ventilátor és az utána következő belső árambeli fokozatok között, ez utóbbiak (a buszter fokozatok) jóval kisebb kerületi sebességgel mozognak, következésképpen kisebb nyomásviszonyt tudnak létrehozni. A fenti adatok tükrében könnyen kiszámítható, hogy a ventilátor és a 3 buszter fokozat alkotta kisnyomású kompresszor mindössze $1,82:1$ nyomásviszonnyal rendelkezik.

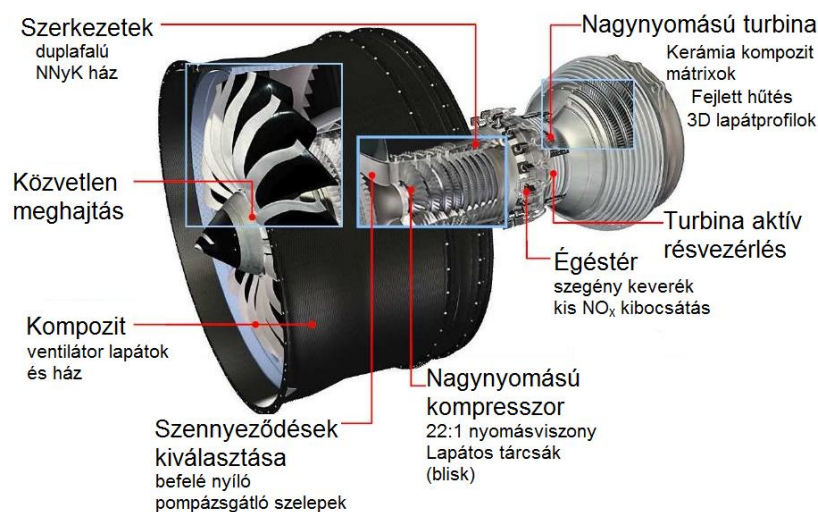
A ventilátorban kompozit lapátokat és házat alkalmaznak, amely jelentős tömegcsökkenést eredményez a hagyományos fémépítésű szerkezetekhez képest [3], bár így is közel 500 kg növekedés könyvelhető el a megnövekedett méretek miatt (a CFM56-5 2500 kg-ról [5] a LEAP-1A 3008 kg-ra nőtt [6]).

A nagynyomású kompresszorban előszeretettel alkalmazzák a lapátos tárcsákat (blisk⁴), ami tömegcsökkentést eredményez, mert a lapátnak nem kell a tárcsában való rögzítését megvalósítani, hiszen egy anyagból készülnek, ezáltal a lapátgyök elhagyható, a konstrukció egyszerűsödik. Természetesen sérülés esetén nem lehet egyedi lapátokat cserélni, ezért kulcsfontosságú, hogy szennyyeződés, szilárd testek ne kerülhessenek be a nagynyomású kompresszorba. Erről a módosított pompázsgátló szelepek gondoskodnak, amelyek a LEAP hajtóműveken már befelé nyílnak, ezáltal jobban „kiemelik” az áramlásból az oda nem illő szennyeződéseket.

Nagy előrelépést jelent az égéstér, amely előkeveréses kétkoszorús kialakítással rendelkezik, ezáltal számottevő mértékben csökkenthető a károsanyag-kibocsátás, mert kizárólag szegény keverékekkel történő égés zajlik [7]. Az elnyújtott, kettős égési zóna, valamint a tüzelőanyag előkeverése jobb égési hatásfokot, ezáltal tovább javuló tüzelőanyag-felhasználást eredményez [8].

⁴ blisk: bladed disk, lapátos tárcsa

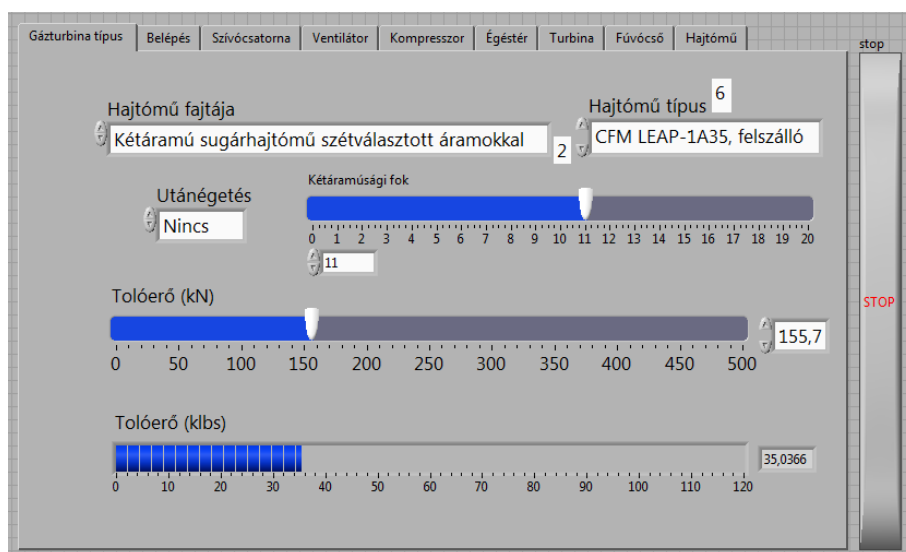
A turbinában alkalmazott háromdimenziós lapátprofilok jobb hatásfokot biztosítanak, miközben az alkalmazott kerámia kompozit mátrixok pedig a turbina előtti hőmérséklet növelését eredményezik. Sajnos a CFM International nem közölt efféle értékeket, így számításainkban más, napjainkbeli fejlesztés hasonló adataira kell támaszkodnunk.



2. ábra A CFM LEAP-1A főbb jellemzői ([9] nyomán)

A CFM LEAP-1A KÖZELÍTŐ TERMODINAMIKAI VIZSGÁLATA

A termodinamikai vizsgálatot a LabVIEW grafikus fejlesztőkörnyezetben létrehozott szoftverrel végeztük el. Ebben szabványos egydimenziós egyszerűsített képleteket alkalmazunk, amelyek részletes leírása a következőkben olvashatóak. Mivel elemzésünkben tengerszinti statikus állapotot vizsgáltunk felszálló üzemmódon, ez jelentősen egyszerűsítette a számítási algoritmust is, bár a program maga képes lenne ettől eltérő (pl. utazó) körülmények figyelembe vételére is, egyelőre ilyen adatok még nem állnak rendelkezésre, így esett a választás a felszálló tolóerő esetére.



3. ábra A LabVIEW szoftver fő képernyője

Tekintettel arra, hogy a cikk terjedelme nem teszi lehetővé a LabVIEW program részletes ismertetését, itt csupán egy rövid vázlatos bemutatásra szorítkozunk. A szoftver részben még fejlesztés alatt áll, későbbiekben többfunkciós kialakításban többféle gázturbina típus számítására is képes lesz, jelen állapotban az egy- és kétáramú sugárhajtóművek számítása megoldott.

A kezdőképernyőn egy lapozható nézetet láthatunk, amint azt a 3. ábra. ábra illusztrálja. Ezek közül az első lapon található a lényegi beállítás, hogy milyen hajtóművet szeretnénk számítani.

Amint kiválasztottuk a kívánt típust (az alapértelmezett beállítást a szabadon választható paraméterek jelentik), a számítás automatikusan megkezdődik, és a további fülekre kattintva az adott gépegység részletei jeleníthetők meg.

A szívócsatorna számítása

A fentebb említett tengerszinti statikus állapot azt jelenti, hogy a szívócsatorna előtti statikus és torlóponthoz tartozó állapotjelzők megegyeznek, és a Nemzetközi Egyezményes Légkör értékeivel számolunk.

$$\begin{aligned} p_0 &= p_0^* = 1,01325 \text{ bar} \\ T_0 &= T_0^* = 288 \text{ K} \end{aligned} \quad (2)$$

A szívócsatornára legjellemzőbb mennyiség az össznyomás-visszanyerési tényező, amely megmutatja, hogy a belépő torlóponthoz tartozó nyomásnak mekkora hányada hasznosítható a kilépésnél. Mivel a szívócsatorna nagyon rövid (lásd 4. ábra), keresztmetszete kellően nagy, ezáltal számottevő tömegáram bevezetését teszi lehetővé minimális veszteségekkel, 99%-nyi értéket választottunk:

$$\sigma_{sz} = \frac{p_1^*}{p_0^*} = 0,99 \rightarrow p_1^* = 0,99 p_0^* = 1,003 \text{ bar} \quad (3)$$



4. ábra A CFM LEAP-1A szívócsatornája (a szerzők felvétele)

A ventilátor számítása

A ventilátorról termodinamikai oldalról sajnos semmilyen információ nem áll rendelkezésre, nem közöltek még sem nyomásviszonyt, sem pedig hatásfokot. Ezért a következő feltételezésekkel kell élnünk:

→ a nyomásviszony a korábbiakhoz képest csökkenő tendenciát kell mutasson, bár a technológia egyre nagyobb kerületi sebességeket és fokozati nyomásviszonyokat tenne lehetővé (pl. a Rolls-Royce Trent 700 hajtómű ventilátorának 1,8:1 nyomásviszonya van egyetlen fokozatból), de a növekvő levegőátfutás nem teszi lehetővé, mert a turbinának egyszerűen nem lenne elégséges rendelkezésre álló teljesítménye. A választott becsült nyomásviszony $\pi_v^* = 1,4:1$, mert

- a CFM56-5 ventilátorának kerületi sebessége a 68,3 hüvelyk átmérőből és 5200 1/min fordulatszámából adódóan:

$$u_{1k} = \frac{D\pi n}{60} = \frac{(68,3 \text{ inch} \cdot 0,0254 \frac{\text{m}}{\text{inch}}) \cdot \pi \cdot 5200 \frac{1}{\text{min}}}{60 \frac{\text{s}}{\text{min}}} = 472,3 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (4)$$

- Ezzel a kerületi sebességgel az elért nyomásviszony 1,55:1 [10].
- A CFM LEAP-1A maximálisan megengedett kisnyomású forgórész fordulatszáma 3894 1/min, 78 hüvelykes ventilátor átmérő mellett:

$$u_{1k} = \frac{D\pi n}{60} = \frac{(78 \text{ inch} \cdot 0,0254 \frac{\text{m}}{\text{inch}}) \cdot \pi \cdot 3894 \frac{1}{\text{min}}}{60 \frac{\text{s}}{\text{min}}} = 403,9 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (5)$$

- Ez közel 14,5%-os csökkenést jelent (az eredeti 85,5%-ára), de tudjuk, hogy a kialakuló nyomásnövekedés közelítőleg a kerületi sebesség négyzetével arányos, így arra a CFM56-5-éhez képest 73%-nyi nyomásnövekedés várható:

$$\Delta p_{v,CFM56} = 0,65 \text{ bar} \rightarrow \Delta p_{v,LEAP} = 0,55 \text{ bar} \cdot 0,73 = 0,4015 \rightarrow \pi_{v,LEAP}^* = 1,4 \quad (6)$$

→ A ventilátor politrópikus hatásfokára 92%-ot választottunk, mert jóval korábbi dokumentumok [11] is említene 92%-nyi politrópikus hatásfokot a ventilátorban.

Ezáltal a ventilátor kilépő paraméterei:

$$p_{2'}^* = p_1^* \pi_{v,LEAP}^* = 1,003 \text{ bar} \cdot 1,4 = 1,404 \quad (7)$$

$$T_{2'}^* = T_1^* \left(\pi_{v,LEAP}^* \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa \eta_p^*}} = 288 \text{ K} \cdot (1,4)^{\frac{1,4-1}{1,4 \cdot 0,92}} = 319,7 \text{ K} \quad (8)$$

A LabVIEW program automatikus iterációt használ az adiabatikus kitevő változása miatt. A számítások szerint a ventilátorban bekövetkező hőmérséklet-változás hatására a $\kappa = 1,39997$ értéket vesz fel, ezért itt még a névleges 1,4-es értékkel számoltunk.

A kompresszor számítása

A kompresszor számítása lényegében azonos az előzőével, itt kiindulásként a teljes sűrítés 40:1 nyomásviszonyának és a ventilátor nyomásviszonyának hányadosa marad fenn:

$$\pi_{k,LEAP}^* = \frac{\pi_{teljes,LEAP}^*}{\pi_{v,LEAP}^*} = \frac{40}{1,4} \approx 28,6 \quad (9)$$

Egy további fontos nyomásviszony a nagynyomású kompresszoré, ebből pedig megállapítható a kisnyomású kompresszor buszter fokozatainak hatása:

$$\pi_{buszter, LEAP}^* = \frac{\pi_{k, LEAP}^*}{\pi_{NNyK, LEAP}^*} = \frac{28,6}{22} \approx 1,299 \quad (10)$$

Bár három kompresszor fokozatról van szó, a csekély nyomásviszonyt mégis reálisnak ítéltük, tekintettel a kis fordulatszámra, amellyel a kisnyomású kompresszor forog, és a kis átmérőre a nagyméretű ventilátor mögött.

Ezek alapján a kisnyomású kompresszor kilépésénél mérhető értékek:

$$p_2^* = p_2 \cdot \pi_{buszter, LEAP}^* = 1,404 \text{ bar} \cdot 1,299 = 1,823 \text{ bar} \quad (11)$$

$$T_2^* = T_2 \left(\pi_{buszter, LEAP}^* \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa \eta_p}} = 319,7 \text{ K} \cdot (1,299)^{\frac{1,399-1}{1,399 \cdot 0,92}} = 346,7 \text{ K} \quad (12)$$

Ebben a lépésben már csekély mértékben változó adiabatikus kitevőt tapasztalhatunk.

A nagynyomású kompresszor kilépésénél már sokkal nagyobb értékeket találunk:

$$p_2^* = p_2 \cdot \pi_{NNyK, LEAP}^* = 1,823 \text{ bar} \cdot 22 = 40,12 \text{ bar} \quad (13)$$

$$T_2^* = T_2 \left(\pi_{NNyK, LEAP}^* \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa \eta_p}} = 346,7 \text{ K} \cdot (22)^{\frac{1,375-1}{1,375 \cdot 0,92}} = 863,7 \text{ K} \quad (14)$$

A kompresszor kilépő hőfoka $t_2^* \in 590^\circ\text{C}$ -ot jelent, de ez napjainkban teljességgel megszokott érték.

Az égéstér számítása

Az égéstérben szintén nehézségekbe ütközik a számítás, hiszen alapvető információk híján csupán becsléseket végezhetünk. Megfontolásaink a következők voltak:

- ➔ a turbina előtti gázhőmérséklet a korszerű repülőgép-hajtóművekben elérheti az 1550°C -ot is [12], bár várhatóan ennél a típusnál NEL körülmények között ez még nem alakul ki, így a számításunkban valamelyest kisebb értéket tartottunk reálisnak:

$$T_3^* = 1773 \text{ K} \rightarrow t_3^* = 1500^\circ\text{C} \quad (15)$$

- ➔ Az égéstér nyomásvesztése a kompresszor kilépő nyomásához képest a repülőgép-hajtóművekben 4–7% szokott lenni. Itt a veszteség alsó határát feltételezve, az égéstér össznyomás-visszanyerési tényezője:

$$\sigma_\epsilon = 0,96 \quad (16)$$

- ➔ A névleges égési hatásfokot a TAPS égéstérben 99,5%-nak vettük, vagyis mindössze 0,5%-nyi elégtlen szénhidrogénnel számolunk:

$$\eta_\epsilon = 0,995 \quad (17)$$

Ezek alapján meghatározható az égéstérből kilépő nyomás, valamint a relatív tüzelőanyag-hányad (q_T). Ezekben a kerozinra jellemző fűtőérték 42 MJ/kg , az elméleti levegőmennyiség pedig $L_0 = 14,72 \text{ kg}_{\text{levegő}} / \text{kg}_{\text{tüzelőanyag}}$ értékkel került figyelembe vételre. A közölt izobár fajhő értékeket a program határozta meg az adott hőmérséklet-tartományokra, a mindenkor érvényes tüzelőanyag-mennyiség figyelembevételével. Mivel előre nem lehet tudni, hogy mekkora tüzelőanyag-betáplálásra van szükség, a nevezőben ezért választjuk szét a tiszta levegő és a

sztoichiometrikus keverési arányhoz ($\gamma = 1$) tartozó hőmennyiségeket, hiszen abban biztosak lehetünk, hogy az égésgáz ideális viszonyok között éppen annyi levegőt használ fel, amennyit a tüzelőanyag kémiai összetétele megkíván.

$$p_3^* = p_2^* \sigma_\epsilon = 40,11 \text{ bar} \cdot 0,96 = 38,52 \text{ bar} \quad (18)$$

$$q_T = \frac{\dot{m}_{üa}}{\dot{m}_2} = \frac{c_{p,lev} \Big|_{T_0}^{T_3^*} T_3^* - c_{p,lev} \Big|_{T_0}^{T_2^*} T_2^*}{H_a \eta_\epsilon - (1 + L_0) \cdot c_{p,\gamma=1} \Big|_{T_0}^{T_3^*} T_3^* + L_0 c_{p,lev} \Big|_{T_0}^{T_3^*} T_3^*} =$$

$$= \frac{1,1325 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} \cdot 1773 \text{ K} - 1,050 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} \cdot 863,7 \text{ K}}{42000 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \cdot 0,995 - (1 + 14,72) \cdot 1,256 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} \cdot 1773 \text{ K} + 14,72 \cdot 1,1325 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} \cdot 1773 \text{ K}} = 0,0277 \quad (19)$$

Mivel a fajlagos tüzelőanyag-hányad 2,77%-ot tesz ki, a szokásos értéke pedig 2 és 3% közé szokott esni, teljességgel reálisnak nevezhető a kapott eredmény.

A turbina számítása

A turbina számítását két részletben végezzük el, hogy a hajtómű által a kisnyomású turbina belépésénél mért gázhőmérséklettel összehasonlítást tehessünk. A turbinában, mivel a terjeszkedés folyamata során a viszonyok éppen fordítottak a kompresszoréhoz képest, a politrópikus hatásfok alacsonyabb értéket képvisel, és minél nagyobb a nyomásviszony, annál csekélyebb lesz. Mivel itt a megnövekedett ventilátor teljesítmény jelentősebb nyomásviszonyt kíván, jelen számításban 87,5%-os értékkel számolunk, emellett a kompresszorból összesen 10%-nyi levegőelvételt veszünk figyelembe, amelyből 7,5%-nyit használhat a hajtómű belső hűtőlevegőként (tekintettel az alkalmazott új kerámia anyagokra, a szokásoshoz képest néhány százalékponttal csökkentett adatokat vettünk):

$$\eta_p^T = 0,875; \quad \delta = 0,1; \quad \delta_h = 0,075 \quad (20)$$

Ahhoz, hogy a turbina energiamérlegét felírjuk, szükségünk van a kompresszorok fajlagos teljesítményszükségletére. Ebben meg kell különböztetnünk a belső áramot, illetve a ventilátort, mert ez utóbbinak jóval nagyobb a levegőátfutása, aminek teljesítményigényét viszont a turbina kisebb tömegáramból kell fedezzen.

$$w_K = c_{p,lev} \Big|_{T_2^*}^{T_3^*} (T_3^* - T_2^*) = 1,053 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} (863,7 \text{ K} - 319,7 \text{ K}) = 572,448 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad (21)$$

A ventilátor fajlagos teljesítményigényénél tehát figyelembe kell venni, hogy rajta a belső áramhoz képest $(1 + \alpha)$ -szoros levegőmennyiség halad át, a fajlagos munkát is ekképpen kell számítani:

$$w_V = (1 + \alpha) c_{p,lev} \Big|_{T_1^*}^{T_2^*} (T_2^* - T_1^*) = 12 \cdot 1,005 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} (319,7 \text{ K} - 288 \text{ K}) = 382,391 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad (22)$$

Jelen vizsgálat szempontjából fontos a nagynyomású kompresszor munkája is, ami azonban a buszter fokozatok csekély nyomásviszonya miatt nem sokkal marad el a belső áram teljesítményigényétől:

$$w_{NNyK} = c_{p,lev} \Big|_{T_2''}^{T_3^*} (T_3^* - T_2'') = 1,055 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} (863,7 \text{ K} - 346,7 \text{ K}) = 545,299 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad (23)$$

Ebből fakadóan a teljes turbinaegység kilépésénél mérhető paraméterek a következőképpen határozhatóak meg. A (25)-ös képletben a ζ a fajlagos teljesítményelvételt jelenti a segédberendezések számára. Ennek értékét becsülhetjük, a [6] alapján a maximális generátor teljesítmény 129 kW, a hidraulika szivattyújának pedig a maximális nyomatéka 14,7 m·daN, miközben az áttétele a nagynyomású forgórészhez képest 0,211:1. Így a belőle származó teljesítményigény:

$$w_{hydr} = M_{hydr} \cdot \omega_{hydr} = 147 \text{ Nm} \cdot \frac{16645 \frac{1}{\text{min}} \cdot 0,211 \cdot 2\pi}{60} = 54,1 \text{ kW} \quad (24)$$

A két repülőgép által igényelt segédberendezés meghajtása tehát nem igényel több teljesítményt, mint 200 kW. Amennyiben a gázturbina olaj- és tüzelőanyag szivattyújának teljesítményigényét szeretnénk meghatározni, tipikus nagyságrendjük 10–20 kW szokott lenni, tehát azt mondhatjuk, hogy ha ezen segédberendezések együttes teljesítményigényét 50 kW-nak feltételezzük, az minden bizonnyal fedi a valóságot. A teljes segédberendezés teljesítményigény nagyságrendje tehát közel 250 kW, a turbina teljesítménye előreláthatólag az 50 MW nagyságrendbe fog esni, így a segédberendezések fajlagos teljesítményfelvételét 0,5%-ban határoztuk meg.

Egy további problémát jelent a közepes izobár fajhőnek a meghatározása, azonban egy becsült kezdő T_4^* kilépő hőfok felhasználásával iterációt hozhatunk létre, amelyet a LabVIEW program valósít meg. A (24) egyenletben látható értékek az iteráció végeredményeit mutatja be.

$$T_4^* = T_3^* - \frac{w_V + w_K}{(1-\delta)(1+q_T)(1-\zeta)c_{p,gáz} \Big|_{T_3^*}^{T_4^*}} = 1773 \text{ K} - \frac{954,839 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}}{(1-0,1)(1+0,0277)(1-0,005)1,25 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}}} = 895 \text{ K} \quad (25)$$

Ez a végérték a turbina kilépésénél $t_4^* = 622 \text{ °C}$ hőmérsékletet jelent, amely teljességgel megfelel a napjainkban szokásos értékeknek. Ezt követi az a számítás, amely a két turbina egység közötti hőmérsékletet határozza meg a nagynyomású kompresszor teljesítményigénye alapján:

$$T_4'^* = T_3^* - \frac{w_{NNyK}}{(1-\delta)(1+q_T)(1-\zeta)c_{p,gáz} \Big|_{T_3^*}^{T_4'^*}} = 1773 \text{ K} - \frac{545,299 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}}{(1-0,1)(1+0,0277)(1-0,005)1,279 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}}} = 1282 \text{ K} \quad (26)$$

A nagynyomású turbina kilépésénél, ahol a CFM LEAP-1A hajtómű kilépő gázhőmérséklet érzékelői találhatóak, az EASA típusalkalmassági bizonyítvány [6] adatai alapján a maximálisan megengedett gázhőmérséklet 1060 °C. Jelen számítás által adott eredmény pedig $t_4'^* = 1009 \text{ °C}$ -ot jelent. Ez szintén megfelel az elvárásoknak, hiszen nem a maximálisan megengedett környezeti hőmérsékletnél végezzük a vizsgálatainkat, hanem a NEL szerinti névleges értéken, ez értelemszerűen némi csökkenést eredményez.

A turbinaegységek kilépő nyomásait az alábbi egyenletekkel kaphatjuk meg:

$$p_4^* = p_3^* \left(\frac{T_4^*}{T_3^*} \right)^{\frac{\kappa_g}{(\kappa_g-1)\eta_p}} = 38,52 \text{ bar} \cdot \left(\frac{895 \text{ K}}{1773 \text{ K}} \right)^{\frac{1,299}{0,299-0,875}} = 1,52 \text{ bar} \quad (27)$$

Ezzel a teljes turbinaegység nyomásviszonya:

$$\pi_T^* = \frac{p_3^*}{p_4^*} = \frac{38,52 \text{ bar}}{1,52 \text{ bar}} = 25,34 \quad (28)$$

A nagynyomású turbina kilépő nyomását hasonló elven az ott érvényes hőmérsékletviszonyból és adiabatikus kitevőből határozhatjuk meg:

$$p_{4'}^* = p_3^* \left(\frac{T_{4'}^*}{T_3^*} \right)^{\frac{\kappa_g}{(\kappa_g - 1)\eta_p}} = 38,52 \text{ bar} \cdot \left(\frac{1282 \text{ K}}{1773 \text{ K}} \right)^{\frac{1,291}{0,291 \cdot 0,875}} = 8,046 \text{ bar} \quad (29)$$

Így tehát a nagynyomású, valamint a kisnyomású turbinák nyomásviszonyai:

$$\pi_{NNyT}^* = \frac{p_3^*}{p_{4'}^*} = \frac{38,52 \text{ bar}}{8,046 \text{ bar}} = 4,787 \rightarrow \pi_{KNyT}^* = \frac{\pi_T^*}{\pi_{NNyT}^*} = \frac{25,34}{4,787} = 5,294 \quad (30)$$

Fúvócsövek számításai

Mivel a hajtómű szétválasztott áramokkal rendelkezik, ezáltal két hasonló jellegű számítást kell elvégeznünk, amelyeket itt táblázatos formában közlünk. A külső áram, valamint a turbina utáni diffúzor össznyomás-visszanyerési tényezőjét viszonylag nagyra választottuk, tekintettel arra, hogy nincsenek jelentős akadályok egyik áramlás útjában sem, csak a belső felületek súrlódásából adódó veszteséget kell számításba venni. A fúvócső hatásfokot szintén hasonló megfontolások alapján nagy értékeket határoztunk meg; mivel a fúvócső izentrópikus hatásfoka a sebességtényező négyzete, a választott értékek közel 1%-nyi sebességvesztést jelentenek. Mivel a kritikus nyomásviszony az anyagjellemzőktől függően 1,85–1,89 tartományba szokott esni, megállapítható, hogy mindkét fúvócső messze a kritikus alatt, teljes expanzióval dolgozik, és kizárólag konfúzoros geometria indokolt. Mivel a fúvócsövek teljes expanziót valósítanak meg, emiatt tolóerő csakis a sebességekből fakad.

Jellemző	Külső áram	Belső áram
Össznyomás-visszanyerési tényező	$\sigma_{II} = \frac{p_{6'}^*}{p_{2'}^*} = 0,995$	$\sigma_{TUD} = \frac{p_6^*}{p_4^*} = 0,995$
Fúvócső hatásfok	$\eta_{s,F2} = 0,98$	$\eta_{s,F1} = 0,98$
Fúvócső belépő torlóponti nyomás	$p_{6'}^* = p_{2'}^* \sigma_{II} = 1,397 \text{ bar}$	$p_6^* = p_4^* \sigma_{TUD} = 1,512 \text{ bar}$
Fúvócső rendelkezésre álló nyomásviszony	$\pi_{FRÁ'}^* = \frac{p_{6'}^*}{p_0} = 1,379$	$\pi_{FRÁ}^* = \frac{p_6^*}{p_0} = 1,492$
Kilépő sebesség	$c = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{FRÁ}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \eta_{s,F}}$	
	$c_{8'} = 235 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$c_8 = 438,6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Fajlagos tolóerő	$F_{tf,II} = \frac{\alpha}{1+\alpha} c_{8'} = 215,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$F_{tf,I} = \frac{1}{1+\alpha} c_8 = 33,8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
	$F_{tf} = \frac{\alpha}{1+\alpha} c_{8'} + \frac{1}{1+\alpha} c_8 = 249,2 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	

2. táblázat A fúvócsövek számítása

A hajtómű kimenő jellemzői

Mivel a maximálisan előállítható tolóerőt a gyártó 35 000 fontban határozta meg, ez metrikus mértékegységekben 155 744 N-nak felel meg. Ezt a számításokban 155,7 kN-nal közelítjük. Ebből rögtön meghatározható a belépő tömegáram, valamint a kétáramúági fok ismeretében a belső és külső áramok is.

$$\dot{m}_0 = \frac{F_t}{F_{tf}} = \frac{155700 \text{ N}}{249,2 \frac{\text{Ns}}{\text{kg}}} = 624,7 \text{ kg} \rightarrow \begin{cases} \dot{m}_I = \frac{1}{1+\alpha} \dot{m}_0 = \frac{1}{12} 624,7 \frac{\text{kg}}{\text{s}} = 52,1 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \\ \dot{m}_{II} = \frac{\alpha}{1+\alpha} \dot{m}_0 = \frac{11}{12} 624,7 \frac{\text{kg}}{\text{s}} = 572,6 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \end{cases} \quad (31)$$

Ismervén a hajtómű kompresszorából kilépő tömegáramhoz viszonyított fajlagos tüzelőanyag-hányadot, ezen adatok ismeretében kiszámolható a fajlagos fogyasztás, valamint a szükséges tüzelőanyag tömegáram is:

$$b_{fajl} = \frac{q_T(1-\delta)}{F_{tf}(1+\alpha)} = \frac{0,0277 \cdot (1-0,1)}{249,2 \frac{\text{Ns}}{\text{kg}} (1+11)} = 8,337 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{Ns}} \quad (32)$$

$$\dot{m}_{tűa} = b_{fajl} \cdot F_t = 8,337 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{Ns}} \cdot 155700 \text{ N} = 1,298 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \quad (33)$$

Ezzel a hajtómű termikus hatásfoka meghatározható az expanzió és kompresszió teljesítmények különbségének, mint rendelkezésre álló teljesítmény, valamint az égéstérben egységnyi idő alatt felszabaduló hőmennyiség, mint betáplált energia hányadosaként:

$$P_{\text{exp}} = \dot{m}_3 c_{pg} \left[\frac{T_3^*}{T_4^*} (T_3^* - T_4^*) \right] + \dot{m}_6 c_{pg} \left[\frac{T_6^*}{T_8^*} (T_6^* - T_8^*) \right] + \dot{m}_{II} c_{pl} \left[\frac{T_6^*}{T_8^*} (T_6^* - T_8^*) \right] = 50208 \text{ kW} + 20821 \text{ kW} = 71029 \text{ kW} \quad (34)$$

$$P_{\text{komp}} = \dot{m}_0 c_{pl} \left[\frac{T_2^*}{T_1^*} (T_2^* - T_1^*) \right] + \dot{m}_I c_{pl} \left[\frac{T_2^*}{T_2^*} (T_2^* - T_2^*) \right] = 19918 \text{ kW} + 29801 \text{ kW} = 49719 \text{ kW} \quad (35)$$

$$\eta_{\text{term}} = \frac{P_{\text{exp}} - P_{\text{komp}}}{H_a \dot{m}_{tűa}} = \frac{71029 \text{ kW} - 49719 \text{ kW}}{42000 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} 1,298 \frac{\text{kg}}{\text{s}}} = \frac{21309 \text{ kW}}{54521 \text{ kW}} = 39,1\% \quad (36)$$

Ez az érték nem túlzottan nagy, de tekintettel arra, hogy dinamikus kompresszió nincs a statikus helyzet miatt, és ebből fakadóan a nyomásviszony még nem túlzottan nagy, elfogadhatónak tűnik. Továbbá hozzá kell tenni, hogy az ideális viszonyok között megismert egyenlet (37) a gázturbinás sugárhajtómű termikus hatásfokára csak állandó adiabatikus kitevő mellett és egyáramú hajtómű számítására alkalmas.

$$\eta_{\text{term,id}} = 1 - \frac{1}{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \xrightarrow{\kappa=1,4; \pi_K=40} \eta_{\text{term,id}} = 65,1\% \quad (37)$$

ÖSSZEGZÉS

Mint minden számítást, természetesen valamilyen szinten ellenőrizni szükséges. Jelen esetben sajnos még hosszú időt kell várni, hogy a gyártó részletesebb adatokat is nyilvánosságra hozzon azokon túl, amelyek pl. a típusalkalmassági bizonyítványban feltüntetésre kerültek. Emiatt tehát ismét rendelkezésre álló adatokkal való összehasonlítást próbálunk végezni. Erre pedig

legalkalmasabb a CFM56-5B, amely az A320ceo, vagyis „classic engine option”, azaz régi hajtóműváltozata.

Az eredményeink azt mutatják, hogy a tömegáramban közel 37%-os növekedés állt be, a CFM56-5B maximálisan 439 kg/s tömegáramot képes szállítani [10]. Mindeközben ha a felületek arányait vesszük, akkor csupán 30%-ot tesz ki a nagyobb szívócsatorna többlet keresztmetszete, tehát valamelyest gyorsabban kell a beáramlást megvalósítani.

Legfontosabb, amit több forrás is megemlíti [13], [14], hogy közel 15%-nyi fajlagos fogyasztás csökkenés várható az új hajtómű technológia révén. A rendelkezésre álló adatok alapján a CFM56-5B fajlagos fogyasztása felszálló üzemmódon 0,343 lb/lb_h. Ezt a nem metrikus mértékegységek miatt először konvertáljuk teljes fogyasztásra, amit a tolóerővel való beszorzással tehetünk meg:

$$\dot{m}_{\text{tűa,CFM 56}} = b_{\text{fajl,CFM 56}} \cdot F_{t,\text{CFM 56}} = 0,343 \frac{\text{lb}}{\text{lb}_h} \cdot 33000 \text{ lb} = 11319 \frac{\text{lb}}{h} = 5134 \frac{\text{kg}}{h} = 1,426 \frac{\text{kg}}{s} \quad (38)$$

Bár már rögtön látszik, hogy nagyobb a fogyasztás, azt is meg kell említeni, hogy ezt ráadásul kicsivel kevesebb tolóerő létrehozása mellett biztosítja a régebbi erőforrás, tehát a fajlagos jellemzőkben bizonyosan további romlást fogunk tapasztalni. Mivel 33 000 lb = 146 844 N, így tehát a fajlagos fogyasztása a CFM56-5B-nek:

$$b_{\text{fajl,CFM 56}} = \frac{\dot{m}_{\text{tűa,CFM 56}}}{F_{t,\text{CFM 56}}} = \frac{1,426 \frac{\text{kg}}{s}}{146844 \text{ N}} = 9,711 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{Ns}} \quad (39)$$

Ezek alapján már megállapítható az eltérés a két különböző fejlettségű hajtómű között:

$$\frac{b_{\text{fajl,LEAP}}}{b_{\text{fajl,CFM 56}}} = \frac{8,337 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{s}}{9,711 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{s}} = 0,8585 \approx 86\% \rightarrow \Delta b_{\text{fajl}} \approx 14\% \quad (40)$$

Mivel a közelítő számításunkat olyan paraméterek feltételezésével végeztük el, amelyek napjaink korszerű hajtóműveire általánosságban jellemzőek. Így eredményként megkaptuk azt a fajlagos fogyasztásban mutatkozó előnyt, amellyel már érdemes az új technológiát repülőgépre építeni. Mert bármennyire is tökéletesítik a gázturbinát, az mindenképpen a repülőgéppel egybeépítve rendszerként kell működjön, tehát ha tömegében, méreteiben növekvő tendenciát mutat, akkor más előnyei ellenére a sárkány-hajtómű együttes hátrányait is le kell küzdeni. Ekkora ugrásra tehát mindenképpen éveket, évtizedeket kellett várni, amikor a gázturbina több rendszerében előálltak olyan fejlesztések (pl. ventilátor, kompresszor, új égéstér, kerámia anyagok a turbinában stb.) amelyek együttesen emelték a technológiát arra a szintre, hogy ilyen nagy mértékű előrelépés megtehető legyen.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] Andreas Linke-Diesinger: Systems of Commercial Turbofan Engines. Springer Verlag, Berlin-Heidelberg, 2008. ISBN 978-3-540-73618-9.
- [2] CFM56: Engine of change. Flight International, 1999. May 19-25, pp. 4-35.
- [3] CFM LEAP-1 brosúra. e-dok. url: https://www.cfmaeroengines.com/wp-content/uploads/2017/09/Brochure_LEAPfiches_2017.pdf
- [4] Bill Brown: CFM Technology. e-dok. url: http://atwonline.com/site-files/atwonline.com/files/archive/atwonline.com/sites/files/misc/BillBrown_Presentation_062410.pdf
- [5] CFM56-5 EASA típusengedély. e-dok. url: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS%20E.003%20issue%2004_20170928.pdf
- [6] LEAP-1A EASA típusengedély. e-dok. url: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E110%20TCDS%20Issue%206%20LEAP-1A-1C.pdf>
- [7] TAPS II Combustor Final Report. FAA / GE, 2013. e-dok. url: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/aircraft_technology/cleen/reports/media/TAPS_II_Public_Final_Report.pdf
- [8] Hukam Mongia és Willard Dodds: Low Emissions Propulsion Engine Combustor Technology Evolution Past, Present and Future. ICAS 2004 konferencia, e-dok. url: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/609.PDF
- [9] GE analysis post Farnborough. Leeham News and Comment. 2014, e-dok. url: <https://leeham-news.com/2014/07/28/ge-analysis-post-farnborough/>
- [10] CFM56-5B Maintenance Training Manual, AEROK Kft., 2016.
- [11] Philip Ruffles: The Rb.211 – The first 25 years. Rolls-Royce, Derby, 1992. e-dok. url: http://dspace.rrl.res.in/bitstream/2289/5433/1/1992_31%20St%20Short%20Brothers%20Commemorative%20Lecture.pdf
- [12] Peter Spittle: Gas Turbine Technology. Journal of Physics Education, Vol. 38 (2003), No. 6, pp. 504-511. e-dok. url: <http://stacks.iop.org/0031-9120/38/i=6/a=002>
- [13] Airbus A320 Neo vs Boeing 737 MAX. Aviation Voice, 2016-02-12, e-dok. url: <https://aviationvoice.com/airbus-a320-neo-vs-boeing-737-max-2-201602121522/>
- [14] No plateau on 737NG: Boeing. Leeham News and Comments. 2012. e-dok. url: <https://leeham-news.com/2012/07/05/no-plateau-on-737ng-boeing/>

APPROXIMATE THERMODYNAMIC ANALYSIS OF THE CFM LEAP-1A TURBOFAN ENGINE

Up-to-date turbofan engines have increasing bypass ratio and compressor pressure ratio in order to achieve better fuel consumption. These parameters are responsible for increasing propulsive and thermal efficiencies, respectively. While in the recent decades civil turbofans had pressure ratios about 30...35:1 and bypass ratios around 5...6:1, today these values have significantly risen. One of the best selling passenger aircraft is the single aisle Airbus A320. It was re-engined recently labelled as „new engine option” abbreviated as „neo”, and it has two advanced engine options from Pratt & Whitney and CFM International. This paper is intended to provide and approximate thermodynamic analysis of the latter, CFM LEAP-1A and it also offers a comparison with the CFM56-5B.

Keywords: *ultrahigh bypass ratio turbofan, gas turbine engine, CFM LEAP-1A, Airbus A320neo, thermodynamic analysis, LabVIEW*

Beneda Károly (PhD)
mérnök-tanár
AEROK Repülésműszaki Oktató és Szolgáltató kft.
karoly.beneda@aerok.eu
orcid.org/0000-0003-1900-7934

Károly Beneda (PhD)
maintenance training engineer
AEROK Aviation Technical Training Centre
karoly.beneda@aerok.eu
orcid.org/0000-0003-1900-7934

Ladislav Főző (PhD)
Egyetemi docens
Kassai Műszaki Egyetem
Repülő Kar
Repülőmérnöki Tanszék
ladislav.fozo@tuke.sk
orcid.org/0000-0003-4772-1051

Ladislav Főző (PhD)
Associate professor
Technical University of Košice
Faculty of Aeronautics
Department of Aviation Engineering
ladislav.fozo@tuke.sk
orcid.org/0000-0003-4772-1051



http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018_2/2018-2-22-0463-Beneda_Karoly-Ladislav_Fozo.pdf