

Barta Gábor¹ – Varga Béla²

Az Arriel 2E turboshaft³ hajtómű termikus elemzése

Egy adott gázturbinás hajtómű részletesebb vizsgálatát minden esetben meg kell előznie a hajtómű termikus körfolyamatának vizsgálata. A termikus körfolyamat-számítás eredményeit számos ehhez kapcsolódó probléma megoldásához felhasználhatjuk. Ilyen lehet például az egyes gépegységek további áramlástanai vagy szilárdsági vizsgálata, vagy a hajtómű termikus matematikai modelljének felépítése, de nem utolsósorban információkat kaphatunk az adott hajtómű tervezett üzemmódjához kapcsolódó gépegység-hatásfok-értékekről. Ez lehetőséget ad más hajtóművekkel való összehasonlításra és a vizsgált hajtómű termikus jellemzőinek értékelésére. Ebben a cikkben a szakdolgozatom részét képező Arriel 2E hajtómű elemzését végeztük el a konzulensem támogatásával. Ezt különösen érdekes feladatnak tartottam, annak fényében, hogy a Magyar Honvédségben rendszeresített H145M helikopterekbe is ezeket a hajtóműveket építették be.

Kulcsszavak: gázturbinás hajtómű, turboshaft, termikus körfolyamat számítás, gépegység-hatásfokok, termikus hatásfok

A Thermal Cycle Analysis of the Arriel 2E Turboshaft Engine

A detailed examination of a given gas turbine engine must always be preceded by an examination of the thermal cycle of the engine. The results of the thermal cycle calculation can be used to solve many related problems. This can be, for example, a further flow or strength analysis of each engine components, or the construction of a thermal mathematical model of the engine, last but not least, information can be obtained on the component efficiencies related to the take-off rate of power. This provides an opportunity to compare with other engines and to evaluate their thermal characteristics. In this article, I performed an analysis of the Arriel 2E engine, which was part of my thesis and was supported by my consultant. The analysis is particularly interesting in light of the fact that these engines were installed in H145M helicopters introduced in the Hungarian Defence Forces.

Keywords: Gas Turbine Engine, Turboshaft, thermal cycle calculation, component efficiencies, thermal efficiency

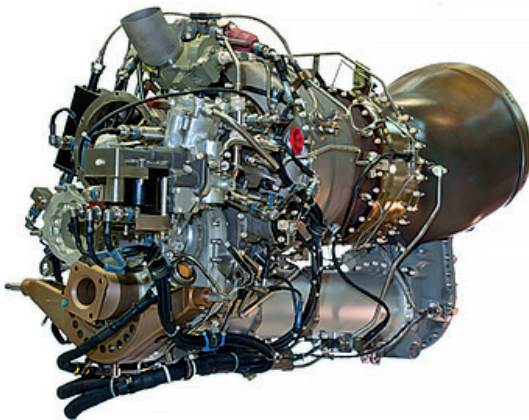
¹ BSc-hallgató, Nemzeti Közszolgálati Egyetem Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék, e-mail: thebartagabo@gmail.com

² Egyetemi docens, Nemzeti Közszolgálati Egyetem Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék, e-mail: varga.bela@uni-nke.hu

³ Turboshaft: tengelyteljesítményt szolgáltatató gázturbinás hajtómű (jelen esetben helikopterek erőforrásai).

1. Bevezetés

A Magyar Honvédség 20 darab könnyű, Airbus H145M típusú, többcélú helikopter beszerzéséről döntött. Ezek a helikopterek a világon ma elérhető legmodernebb helikopterek közé tartoznak. Modernné teszik ezeket az eszközöket a fejlett avionikai rendszereik, a kivételes képességű HForce-fegyverrendszer, a fedélzeten lévő precíziós repülésvezérlő és navigációs berendezések, valamint szenzorok. Mindezek a modern eszközök digitális interfészekon keresztül, folyadékkristályos kijelzők segítségével segítik a helikopter személyzetét a feladatok végrehajtásában. A helikopter a kor legmodernebb anyagaiból épül fel, amelyek nem nélkülözik többek között a kompozitanyagokat sem.⁴



1. ábra
Arriel 2E hajtómű. Forrás: Arriel. Safran, é. n.

A helikopter a Safran Helicopter Engines hajtóműgyár Arriel 2E hajtóművével (1. ábra) van felszerelve kéthajtóműves változatban, amelyek kétcsatornás teljes körű digitális hajtómű-szabályozással (FADEC) vannak ellátva.

2. A termikus körfolyamat-számítás előkészítése

Mi kell számunkra a termikus körfolyamat-számítás elvégzéséhez? Néhány, a hajtóműre jellemző adat és türelem. A vizsgált hajtómű kategóriájától függ a feladat bonyolultsága. Egy kétáramú, több forgórészes hajtómű vizsgálata meglehetősen bonyolult és több adat is szükséges a feladat elvégzéséhez. Turboshaft hajtóművek esetében egy kicsit egyszerűbb a feladat.

⁴ Réz Levente: A helikopterképesség fejlesztésének aktuális kérdései. *Repüléstudományi Közlemények*, 31. (2019), 3. 77–88.

2.1. A termikus körfolyamat-számításhoz szükséges hajtóműadatok

Az adatok általában rendelkezésre állnak, mivel a gyártók legtöbbször felszálló üzemmódra ezeket megadják, és a hajtómű leírásokból, de általában internetes forrásokból is hozzáférhetők. Ezek a legtöbbször az alábbi hajtóműadatok, amelyek közül a vizsgált Arriel 2E hajtóműre rendelkezésre álló értékeket fel is tüntettem. Minél több kiinduló adatunk van, annál pontosabb képet alkothatunk az adott hajtóműről.⁵

Rendelkezésre álló adatok:

- kompresszor(ok) nyomásviszonya (π_k): 8,5;
- a hajtómű levegőfogyasztása (\dot{m}): 2,71 kg/s;
- levegőelvételek mértéke (\dot{m}_{kond} ; $\dot{m}_{hüt}$): nincs adat;
- fajlagos üzemanyag-fogyasztás (c_{fajl}): nincs adat;
- abszolút üzemanyag-fogyasztás ($\dot{m}_{tüza}$): nincs adat;
- égőtér (turbina) utáni gázhőmérséklet (T_3): 1398 K;
- tengelyteljesítmény (P_{szt}): 657–667 kW (adatok nem egyértelműek).⁶

Láthatólag nem dúsíthatunk a rendelkezésre álló adatokban, de még ebben az esetben is jó közelítéssel számolhatjuk a hajtómű körfolyamatot. Ezek az értékek legtöbb esetben, mint most is a NEL (Nemzetközi Egyezményes Légkör) $H = 0$ méterre vonatkoznak, tehát a hajtóműbe belépő közeg jellemzőit is ennek megfelelően vesszük fel ($T_0 = 288$ K, $p_0 = 101\,325$ Pa). A tüzelőanyag (kerozin) fűtőértéke szintén adottnak tekinthető ($H = 43,217$ MJ/kg).

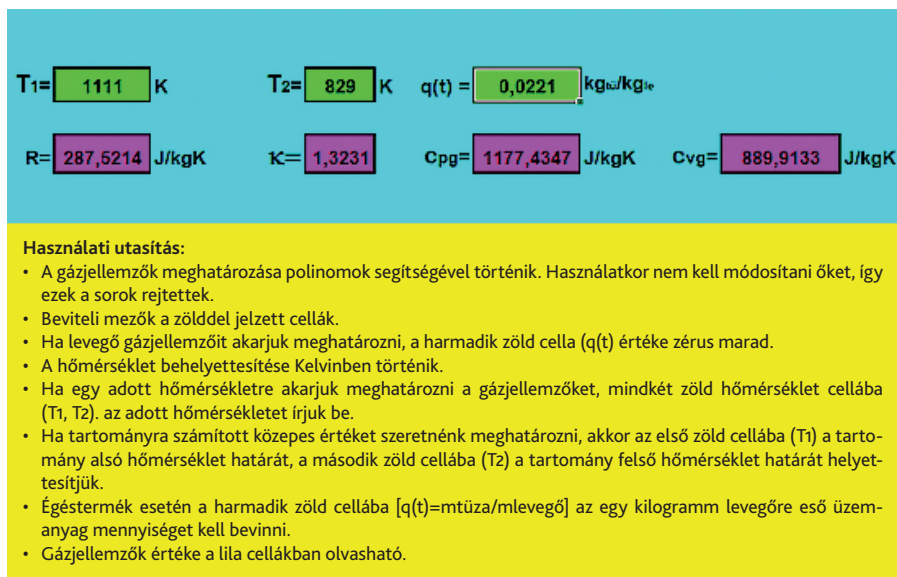
Az adatokat két csoportba soroljuk, az egyik csoportot alkotják azok az adatok, amelyek feltétlenül szükségesek a számítási folyamat elvégzéséhez. A másik csoportba tartozó adatokat csak a számítási folyamat elvégzése után az eredmények ellenőrzésére használjuk.

2.2. A gázjellemzők meghatározása

A közeg termikus jellemzőinek meghatározása az izobár fajhő, a specifikus gázállandó és az adiabatikus kitevő (c_p ; R ; κ) meghatározását jelenti. Ezeket gépegyeségenként kell vizsgálni, mert értékük függ a közeg hőmérsékletétől és a gáz összetételétől is. Egy-egy gépegyeségben iterációt alkalmazva a gépegyeségben lévő közepes hőmérsékletre határozzuk meg ezeket az értékeket vagy táblázattal, vagy egy Excel program segítségével.

⁵ Varga Béla: *A TV2-117A hajtómű termikus matematikai modellje*. Diplomamunka, Budapest, Budapesti Műszaki Egyetem, 1990.

⁶ *Training Notes*. 1st Line Maintenance Course, Safran Helicopter Engines Academy, 2017.



2. ábra

A gázjellemzők meghatározására szolgáló Excel program. Forrás: Varga Béla szerkesztése

Én az utóbbit használtam, ami része a konzulensem (szerzőtárs) által kidolgozott elektronikus tananyagban, lásd a 2. ábrán a kezelői felületet.

2.3. A gépegység hatásfokok és -veszteségek

Az egyik célja a termikus körfolyamat-számításnak éppen a gépegység hatásfokok és veszteségek meghatározása, amit legtöbb esetben nem ad meg a gyártó. Első lépésben ezek kiindulási értékeit kell felvinnünk, amiben segíthet a tapasztalat és a hasonló korú, kategóriájú hajtóművek hatásfokadatainak hozzávetőleges ismerete. Jelen esetben az itt szereplő hatásfokok és veszteségek már a körfolyamat-számítás alapján módosított és elfogadott értékeket jelentik.

A vizsgált hajtómű hatásfok- és veszteségadatai:

- szívócsatorna nyomásvesztési tényező (σ_d): 0,99;
- kompresszor izentrópus hatásfoka (η_{ik}): 0,78;
- égőtér-nyomásvesztési tényező (σ_e): 0,96;
- égőtérhatásfok (η_e): 0,96;
- kompresszorturbina izentrópus hatásfoka (η_{ikt}): 0,86;
- szabadturbina izentrópus hatásfoka (η_{iszt}): 0,87;
- gázvezető nyomásvesztési tényezője (σ_g): 0,92;
- teljesítményelvétel a segédberendezések meghajtására: ebben az esetben ezt a gázgenerátor-egység mechanikai hatásfokánál vettem figyelembe;
- gázgenerátor-egység mechanikai hatásfoka (η_{mk}): 0,97;
- szabadturbina-egység mechanikai hatásfoka (η_{mszt}): 0,99.

3. Termikuskörfolyamat-számítás

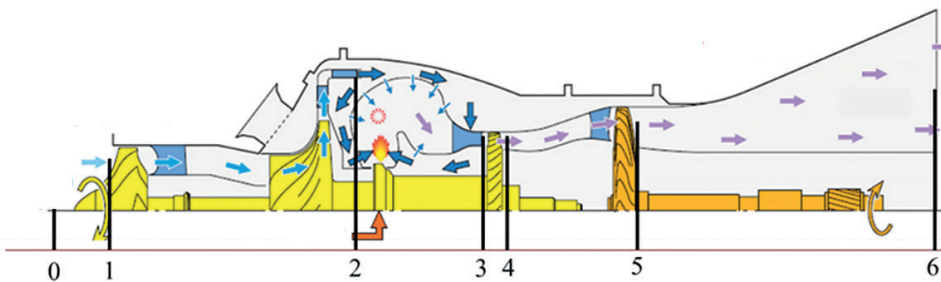
3.1. Körfolyamat-számítás alapelvei, keresztmetszetek meghatározása

Az adatok egyik csoportját felhasználva a megbecsült hatásfokadatokkal és a gázjellemzőkkel (c_p ; R ; κ) meghatározzuk a hajtóműre jellemző, még rendelkezésre nem álló adatokat. Ezeket az eredményeket is felhasználva számolom azokat a hajtóműadatokat, amelyeket összehasonlítva az elkülönített (fel nem használt) hajtóműadatokkal következtetéseket vonhatok le arról, hogy mennyire helyesen választottam meg a hatásfokadatokat. Ha az eredmények 3%-on belül vannak, elfogadhatjuk a körfolyamat-számítás eredményeit és ezzel együtt a megbecsült hatásfok- és veszteségi adatokat is. Ha nem, akkor célszerűen, a lehetséges határokon belül valamelyik hatásfok- vagy veszteségértéken (esetleg többön is) módosítani kell, mindaddig, míg a hibahatáron belül nem kerülünk. Ennek megfelelően ez egy többszörös iterációs folyamat, ahol egyre közelebb kerülünk a végeredményhez. Természetesen már egy Excel programot használva is sokkal fájdalommentesebben oldhatjuk meg ezt a feladatot, hiszen sokfordulós kézi számítást spórolhatunk meg.

A termikuskörfolyamat-számítás elvégzéséhez definiálni kell a vizsgált keresztmetszeteket (3. ábra), illetve fel kell állítani az ennek megfelelő körfolyamat T-s diagramját (4. ábra), ami alapján a tényleges körfolyamat-számítást elvégezhetjük.

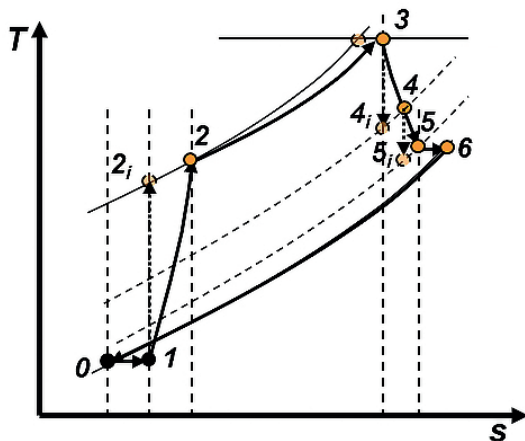
Ennek megfelelően a vizsgált gépegységekben lejátszódó folyamatok:

- 0–1: A beszívott levegő a hajtómű rövid szívócsatornájában végighaladva sűrűlődből származó minimális nyomásvesztéget szenved;
- 1–2: A kompresszorban valóságos adiabatikus kompresszió játszódik le;
- 2–3: Az égőtérben izobár folyamat során történik a hőközlés a sűrűlődből származó minimális nyomásvesztéssel;
- 3–4: A kompresszorturbinában megkezdődik a valós adiabatikus expanzió;
- 4–5: Az előző folyamat folytatódik a szabad turbinában;
- 5–6: Feltételezhetjük, hogy a gázvezető-rendszerre csak annyi nyomásesés jut, ami fedezi a sűrűlőds miatt létrejövő nyomáscsökkenést.



3. ábra

Az Arriel 2E hajtómű metszeti ábrája a jellemző keresztmetszetekkel. Forrás: Training Notes. 1st Line Maintenance Course, Safran Helicopter Engines Academy, 2017.



4. ábra

Az Arriel 2E hajtómű metszeti ábrája a jellemző keresztmetszetekkel. Forrás: a szerzők szerkesztése

3.2. Állapotjelzők meghatározása a vizsgált keresztmetszetekben

3.2.1. Szívócsatorna előtti (0.) keresztmetszet

Állapotjelzők a 0. keresztmetszetben:

- Hőmérséklet: $T_0 = 288 \text{ K}$
- Nyomás: $p_0 = 101\,325 \text{ Pa}$

A Nemzetközi Egyezményes Légkör adatainak megfelelően vettem fel a belépő keresztmetszet hőmérséklet- és nyomásértékeit.

3.2.2. Szívócsatorna utáni (1.) keresztmetszet

Állapotjelzők a 1. keresztmetszetben:

- Hőmérséklet: $T_0 = 288 \text{ K}$
- Nyomás:

$$p_1 = p_0 \sigma_a = 101\,325 \cdot 0,99 = 100\,312 \text{ Pa} \quad (1)$$

A folyamat izotermikus, a nyomás enyhén csökken a sűrűdés miatt, amit a szívócsatorna nyomásvesztései tényezőjével (σ_a) vettem figyelembe (0,99).

3.2.3. Kompresszor utáni (2.) keresztmetszet

Állapotjelzők a 2. keresztmetszetben:

- Hőmérséklet:

$$T_{2i} = T_1 \pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 288 \cdot 8,5^{\frac{0,39}{1,39}} = 527 \text{ K} \quad (2)$$

$$\eta_{ik} = 0,78 = \frac{T_{2i}-T_1}{T_2-T_1} \rightarrow T_2 = 595 \text{ K} \quad (3)$$

- Nyomás:

$$p_2 = \pi_k p_1 = 8,5 \cdot 100\,312 = 852\,650 \text{ Pa} \quad (4)$$

- Kompresszor és segédberendezések teljesítményfelvétele:

$$P_k = \frac{\dot{m} c_{pk} (T_2 - T_1)}{\eta_{km}} = \frac{2,71 \cdot 1018,33 \cdot (595 - 288)}{0,97} = 874,592 \text{ kW} \quad (5)$$

Először az izentrópus kompresszió vég hőmérsékletét (T_{2i}) számítjuk ki a kompresszor-nyomásviszony segítségével. Majd ebből a kompresszor izentrópus hatásfokát ($\eta_{ik} = 0,78$) felhasználva a kompresszor utáni valóságos vég hőmérsékletet (T_2). A képletekben megjelenő gázjellemzők (c_p ; κ ; R) már az iterációs eljárások végeredményét jelzik. A kompresszió végnyomás (p_2) a nyomásviszony (π_k) ismeretében könnyen számolható. Itt célszerű meghatározni a kompresszornak a sűrítéshez szükséges teljesítményfelvételét (P_k). A kompresszoron még a teljes levegőáram keresztülhalad (\dot{m}). Figyelembe kell vennünk a gázgenerátor-egység mechanikai hatásfokát (η_{km}), amit úgy vettem fel, hogy tartalmazza a segédberendezések meghatározásához szükséges teljesítmény többletet is.

3.2.4. Égőtér utáni (3.) keresztmetszet

Állapotjelzők a 3. keresztmetszetben:

- Hőmérséklet (adott): $T_3 = 1398 \text{ K}$
- Nyomás:

$$p_3 = \sigma_\epsilon p_2 = 0,96 \cdot 852\,650 = 818\,544 \text{ Pa} \quad (6)$$

A folyamat izobár, de a nyomás enyhén csökken a súrlódás miatt, amit az égőtér nyomásvesztéségi tényezőjével (σ_ϵ) vettem figyelembe (0,96).

3.2.5. Kompresszorturbina utáni (4.) keresztmetszet

Állapotjelzők a 4. keresztmetszetben:

Hőmérséklet:

$$T_4 = T_3 - \frac{P_k}{\dot{m}_{kt} c_{pkt}} = 1398 - \frac{874\,592}{2,71 \cdot 1305} = 1136 \text{ K} \quad (7)$$

$$\eta_{ikt} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4i}} \rightarrow T_{4i} = T_3 - \frac{T_3 - T_4}{\eta_{ikt}} = 1398 - \frac{1398 - 1136}{0,87} = 1097 \text{ K} \quad (8)$$

• Nyomás:

$$p_4 = p_3 \left(\frac{T_{4i}}{T_3} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 818\,544 \cdot \left(\frac{1097}{1398} \right)^{\frac{1,305}{0,305}} = 290\,377 \text{ Pa} \quad (9)$$

Ebben a keresztmetszetben abból a feltételből kell kiindulni, hogy a kompresszorturbina által szolgáltatott teljesítmény meg kell hogy egyezzen a kompresszor és a segédberendezések teljes teljesítményszükségletével. Ebből közvetlenül a valós kompresszorturbina utáni hőmérsékletet (T_4) határozhatjuk meg. A nyomást a Poisson-egyenlettel a kompresszorturbina-kilépés ideális hőmérsékletének (T_{4i}) meghatározása után számolhatjuk. Itt figyelniük kell arra, hogy a kompresszorturbinán átáramló gáz mennyiségét (\dot{m}_{kt}) több tényező is befolyásolhatja. Így a kompresszorból elvett levegő, az elégetett tüzelőanyag, a turbina hűtésére visszavezetett levegő. Mivel sem a használati levegőről, sem a hűtőlevegőről nem volt információ, így úgy vettem, hogy a tüzelőanyag tömegnövelő hatása kiegyenlíti a kompresszortól elvett levegő okozta tömegcsökkenést. Ennek megfelelően nem módosítottam a tömegáramot.

3.2.6. Szabadturbina utáni (5.) keresztmetszet

Állapotjelzők az 5. keresztmetszetben:

• Nyomás:

$$p_5 = \frac{p_0}{\sigma_g} = \frac{101\,325}{0,92} = 110\,136 \text{ Pa} \quad (10)$$

• Hőmérséklet:

$$T_{5i} = T_4 \left(\frac{p_5}{p_4} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1136 \left(\frac{110\,136}{290\,337} \right)^{\frac{0,323}{1,323}} = 897 \text{ K} \quad (11)$$

$$\eta_{iszt} = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5i}} \rightarrow T_5 = T_4 - \eta_{iszt} (T_4 - T_{5i}) = 1136 - 0,88 (1136 - 897) = 926 \text{ K} \quad (12)$$

A nyomást abból a feltételből számoltam, hogy a gázvezető rendszer kilépő keresztmetszetében a gáz már a környezeti nyomásra expandál. Innen a gázvezető rendszer nyomásvesztéségi tényezőjével (σ_g) visszaszámolva megkapjuk a szabad turbina utáni nyomást.

A Poisson-egyenlettel, illetve a szabad turbina izentrópus határfokát felhasználva (η_{iszt}) megkapjuk a hőmérsékletet (T_5) is.

3.2.7. Kilépő keresztmetszet utáni (6.) keresztmetszet

Állapotjelzők az 6. keresztmetszetben:

- Hőmérséklet: $T_6 = 926 \text{ K}$
- Nyomás: $p_6 = 101\,325 \text{ Pa}$

A gázvezető rendszerben izotermikus az állapotváltozás, a nyomás a környezeti nyomásra csökken.

3.2.8. A hajtómű tengelyteljesítménye, hatásfoka és fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása

- Hajtómű tengelyteljesítmény:

$$P_{szt} = \eta_{sztm} \dot{m}_{szt} c_{pszt} (T_4 - T_5) = 0,99 \cdot 2,71 \cdot 1177(1136 - 926) = 666 \text{ kW} \quad (13)$$

- Fajlagos hasznos munka:

$$w_h = \frac{P_{szt}}{\dot{m}_k} = \frac{666}{2,71} = 246 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad (14)$$

- Hajtómű termikus hatásfok (η_{tv}):

$$\eta_{tv} = \frac{P_{szt}}{\dot{m}_{tüz} aH} = \frac{665\,956}{0,061 \cdot 43\,217\,080} = 0,253 \rightarrow 25,3\% \quad (15)$$

- Fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (\bar{c}):

$$\bar{c} = \frac{3600}{0,253 \cdot 43217,08} = 0,329 \frac{\text{kg}}{\text{kWh}} \quad (16)$$

A hajtómű (fajlagos) tüzelőanyag-fogyasztása nincs megadva, ezért csak hozzávetőleges tüzelőanyag-fogyasztást lehet meghatározni az adiabatikus lánghőmérséklet alapján. Az égőtérbe való belépés hőmérséklete 595 (~600) K a hőmérséklet emelkedése közel 800 K, így a felhasznált diagram alapján a tüzelőanyag levegő arány 0,0226. Figyelembe véve a hajtómű tömegáramát, a tüzelőanyag-fogyasztás legvalószínűbb értéke ~0,061 kg/s.⁷

4. Értékelés

Az Arriel 2E Training Notes pdf tananyagban megtalálhatóak a gyári hőmérséklet- és nyomásadatok is, ami lehetővé teszi a körfolyamat-számítás ellenőrzését (lásd 1. táblázat). Valamilyen

⁷ Chalmers University of Technology: *Lecture 3 Some more thermodynamics*. é. n.

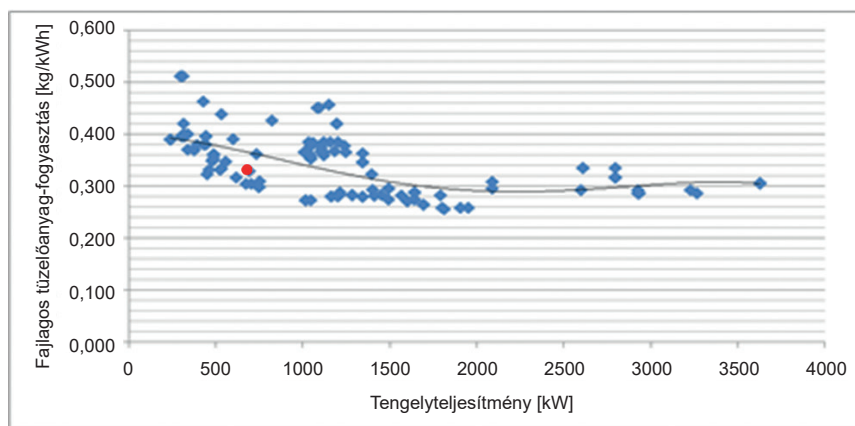
okból a 4. keresztmetszet adatai térnek el jelentősebben, ami a többi adat jelentős egyezését tekintve nem biztos, hogy a körfolyamat-számítás hibájára utal.

1. táblázat

A gyári és a körfolyamat számítás adatainak összehasonlítása és ellenőrzése. Forrás: a szerzők szerkesztése és *Training Notes* (2017) i. m.

	nyomás [Pa]		hőmérséklet [K]	
	gyári adat	körfolyamat-sz.	gyári adat	körfolyamat-sz.
0	101 325	101 325	288	288
1	101 325	100 312	288	288
2	850 000	852 650	580	595
3	820 000	818 544	1398	1398
4	306 000	290 377	1205	1136
5	111 000	110 136	933	925
6	101 325	101 325	933	925

Érdeemes továbbá összehasonlítani a legfontosabb jósági mutatókat, úgymint a fajlagos hasznos munka (w_h) és a termikus hatásfok (fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás) más hasonló kategóriájú hajtóművekkel. A lenti 5. és 6. ábrákat a konzulensem PhD-disszertációjában találtam,⁸ ami számos napjainkban használt turboshaft hajtómű statisztikai elemzésén alapul. A 5. ábra a fajlagos tüzelőanyagfogyasztás-értékeket vizsgálja a tengelyteljesítmény függvényében. Látható, hogy az Arriel 2E hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása kismértékben jobb (piros pont), mint az átlag, de ebben a teljesítménykategóriában a legjobbak már 0,3 kg/kWh fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, illetve 27–28%-os termikus hatásfok körül teljesítenek. Ez a hatásfok meglehetősen szerény a manapság nagy kétáramúsági fokú turbofan hajtóművekhez képest, ahol nem ritka a 45% körüli termikus hatásfok. Ugyanakkor a turboshaftoknál, főleg a kis méretük miatt 30%-os hatásfok már kiemelkedőnek számít.

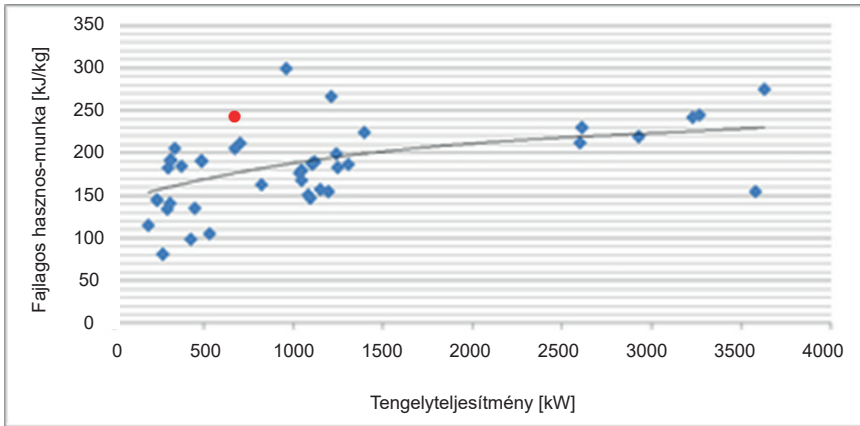


5. ábra

A hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (termikus hatásfok). Forrás: Varga (2013) i. m.

⁸ Varga Béla: *Gázturbinás hajtóművek teljesítmény és hatásfok növelésének műszaki technológiai háttere, és ezek hatása a katonai helikopterek korszerűsítésére*. Doktori értekezés, Budapest, Nemzeti Közszolgálati Egyetem, 2013. 47–81.

A méret hatása még kategórián belül is jól látszik az 5. ábrán, ahol a kisebb tengelyteljesítményű, vagyis méretben is kisebb hajtóművek fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása jelentősen rosszabb. Ez tulajdonképpen azt jelenti, hogy a (kis) méret bünteti ezeket a hajtóműveket, vagyis minél kisebb mérettel rendelkeznek, annál nehezebb jó hatásfokot elérni.⁹



6. ábra

A hajtómű fajlagos hasznos munka. Forrás: Varga (2013) i. m.

A 6. ábra a fajlagos hasznosmunka-értékeket ábrázolja a tengelyteljesítmény függvényében. Látható, hogy a fajlagos hasznos munka szerint az Arriel 2E jelentősen jobb mutatóval rendelkezik, mint az átlag (piros pont). Ez természetesnek vehető, tekintve, hogy a turbina előtti gázhőmérséklethez képest túlságosan alacsonynak tűnik a kompresszor-nyomásviszony. A gázturbinák sajátossága ugyanis, hogy adott hőmérséklet határok között és gépegység-hatásfokok mellett, mind fajlagos hasznos munka, mind pedig termikus hatásfok szerint rendelkeznek optimumokkal, amelyeket a kompresszor nyomásviszonyával lehet jellemezni. Ezek a nyomásviszonyértékek, különösen magasabb turbina előtti hőmérsékletek esetében jelentősen eltérnek egymástól (lásd 8. ábra). Általában a hajtóművek munkapontjait a két nyomásviszony közé illesztik. Itt azonban az alacsony kompresszor-nyomásviszony egyértelműen jelezte, hogy felszálló üzemmódon a hajtómű munkapontja a fajlagos hasznos munka maximuma környékén lehet.¹⁰

⁹ Varga Béla; Békési László: „Tényleg nem a méret számít?”, avagy hogyan bünteti a kis méret a helikopter „turboshaft” hajtóműveket. *Repüléstudományi Közlemények*, 26. (2014), 2. 81–93.

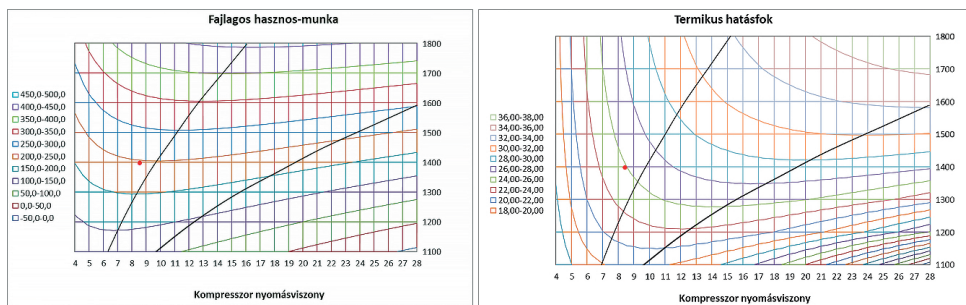
¹⁰ Varga Béla – Óvári Gyula – Kavas László: The turbine inlet temperature and compressor pressure ratio the siamese twins of the gas turbine engines. *Scientific Research and Education in the Air Force*, 18. (2016), 1. 393–398.

Indítás	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	aktuális
pi=	9,75	13,11	19,07	8,50
T3=	1398			
éta-pol-k=	0,825			
éta-pol-e=	0,865			
éta-égő=	0,97			
szigma-dif=	0,99			
szigma-égő=	0,96			
szigma-gázelv=	0,99			
szigma-egyéb=	0,92			
éta-mech-k=	0,97			
T2=	625,15	688,29	774,96	597,67
T5=	902,93	846,64	779,49	929,83
fajlagos-munka=	247,119	241,554	219,006	246,073
termikus hatásfok=	26,96	28,619	29,46	25,96

7. ábra

A hajtómű fajlagos hasznos munka. Forrás: Varga (2013) i. m.

Lefuttatva a hajtóműadatokat a konzulensem által készített termikus számítógépes modellen (eredmények a 7. ábrán) kiderült, hogy egyrészt a kapott eredmények alátámasztják a termikus körfolyamat-számítás eredményeit (a program politrópikus hatásfokokkal számol), másrészt a 8,5-es kompresszor-nyomásviszony az 1398 K-es turbina előtti gázhőmérsékletnél még a maximális fajlagos hasznos munka eléréséhez sem elegendő. Ez látható a 8. ábrán, ahol az első görbe a maximális fajlagos hasznos munkához, a második pedig a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszonyokat jelzi mindkét görbeseregnyél.



8. ábra

A hajtómű fajlagos hasznosmunka- és termikus hatásfok-görbéi. Forrás: Varga (2013) i. m.

Ebből az következik, hogy a nyomásviszony optimális esetben lehetne jóval magasabb (a piros pont a ~1400 K-es vonalon jobbra tolnódna). 9,75-os nyomásviszonymnál elérné a maximális fajlagos hasznos munkát és körülbelül 11-es nyomásviszonymnál lenne ugyanannyi a fajlagos hasznos munka, mint a kiindulási helyzetben, ugyanakkor a hatásfok közel 2%-kal lenne magasabb.

Mi az oka ennek? Valószínűleg az, hogy a jól bevált, több Arriel 1 és 2-es változaton alkalmazott kompresszoron nem akartak változtatni (egy axiál- és egy centrifugál-fokozat), amiből

nem lehetett már nagyobb nyomásviszonyt kipróbálni.¹¹ Tengelyteljesítmény szempontjából ez minimális 2–3 kW-os veszteséget okoz, közelítve a lehetséges maximális teljesítményhez. Tüzelőanyag-fogyasztásban lehetett volna nyerni, de valószínűleg ezt feladták, mondván felszálló teljesítményen egyébként is csak limitált ideig működik a hajtómű.

Termikus szempontból ezzel együtt is mondhatjuk, hogy a hajtómű hozza a kötelezőt. Megfelel a kor követelményeinek. Hozzá kell tenni, hogy a H145M helikopter esetében az EECU (*Electronic Engine Control Unit*) lekorlátozza a hajtóművek teljesítményét felszálló üzemmódon 445 kW-ra.¹²

Felhasznált irodalom

- Arriel. Safran, é. n. Online: www.safran-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/ariel
- Chalmers University of Technology: *Lecture 3 Some more thermodynamics*. é. n. Online: <https://slideplayer.com/slide/4644987/>
- Pásztor Endre – Varga Béla: Energy- and Aerodynamic Examination of Slightly Backward Leaning Impeller Blading of Small Centrifugal Compressors. *Periodica Polytechnica Transportation Engineering*, 43. (2015), 4. 199–205. Online: <https://doi.org/10.3311/PPtr.8093>
- Réz Levente: A helikopterképesség fejlesztésének aktuális kérdései. *Repüléstudományi Közlemények*, 31. (2019), 3. 77–88. Online: <https://doi.org/10.32560/rk.2019.3.460>
- Training Notes*. 1st Line Maintenance Course, Safran Helicopter Engines Academy, 2017.
- Varga Béla: *A TV2-117A hajtómű termikus matematikai modellje*. Diplomamunka, Budapest, Budapesti Műszaki Egyetem, 1990.
- Varga Béla: *Gázturbinás hajtóművek teljesítmény és hatásfok növelésének műszaki technológiai háttere, és ezek hatása a katonai helikopterek korszerűsítésére*. Doktori értekezés, Budapest, Nemzeti Közszolgálati Egyetem, 2013. Online: <https://doi.org/10.17625/NKE.2013.027>
- Varga Béla – Óvári Gyula – Kavás László: The turbine inlet temperature and compressor pressure ratio the siamese twins of the gas turbine engines. *Scientific Research and Education in the Air Force*, 18. (2016), 1 393–398. Online: <https://doi.org/10.19062/2247-3173.2016.18.1.53>
- Varga Béla – Békési László: „Tényleg nem a méret számít?“, avagy hogyan bünteti a kis méret a helikopter „turboshaft” hajtóműveket. *Repüléstudományi Közlemények*, 26. (2014), 2. 81–93.

¹¹ Pásztor Endre – Varga Béla: Energy- and Aerodynamic Examination of Slightly Backward Leaning Impeller Blading of Small Centrifugal Compressors. *Periodica Polytechnica Transportation Engineering*, 43. (2015), 4. 199–205.

¹² *Training Notes* (2017) i. m.

A GINOP 2.3.2-15-2016-00007 „A légitársaság-biztonsághoz kapcsolódó interdiszciplináris tudományos potenciál növelése és integrálása a nemzetközi kutatás-fejlesztési hálózatba a Nemzeti Közszolgálati Egyetemen – VOLARE” című projekt az Európai Unió támogatásával, az Európai Regionális Fejlesztési Alap társfinanszírozásával valósul meg.

A kutatás a fenti projekt „AVIATION_FUEL” nevű kiemelt kutatási területén valósult meg.

