

Varga Béla, Kavas László, Rózsa Benjamin

## Repülőgép-hajtóművek hatásfokai és hatásuk a szén-dioxid-kibocsátásra

### Absztrakt

*Az elmúlt 30 évben jelentősen nőtt a polgári repülés környezeti hatásaival kapcsolatos tudatosság és politikai aggodalom. Ezt az sem írja felül, hogy napjainkban a nemzetközi légi közlekedési iparág is – mint a gazdaság minden területe – erősen sújtott a Covid-19-vírus hatásaival, ami háttérbe szoríthatja időlegesen a korábbi kihívásokat. Mindannyian láthattunk a képeket a légi közlekedés látványos visszaeséséről, de az élet, várhatóan, egy-két éven belül visszatér a régi kerékvágásba, és bár elképzelhető, hogy a válság megrázza az iparágat, a légi közlekedést érintő súlyos kérdések továbbra is érvényben maradnak. Ezek egyike a klímaváltozást figyelembe véve a szén-dioxid-kibocsátás emelkedő értéke, amelyet lefékezni, figyelembe véve a légi közlekedés növekedési ütemét, nem lesz egyszerű. Ebben a cikkben egyrészt elméleti háttér-információkkal alátámasztva bemutatjuk, mi a helyzet manapság a gázturbinás hajtóművek hatásfokainak terén, milyen lehetséges alternatívák léteznek, illetve ezekkel kapcsolatban milyen nehézségekkel néznek szembe manapság a repülőgéphajtómű-gyártók.*

### Bevezetés

A szénhidrogének tökéletes és tiszta égést feltételező kémiai reakciójából szén-dioxid és vízgőz keletkezik. Természetesen ez történik a gázturbinás hajtóművek égőtereiben is a kerozin égésekor. Az égés azonban nem tökéletes, így más égéstermékek (szennyező anyagok) is keletkeznek, többek között nitrogén-oxidok, kén-dioxid, szén-monoxid, korom, el nem égett üzemanyag-részecskék, aromás vegyületek, hogy csak a legfontosabbakat emeljük ki. Ezen szennyező anyagok kibocsátása csökkenthető az égési folyamat optimalizálásával, tökéletesítve az üzemanyag-fúvókákat és az égőtereket. Ezek a károsanyagok felelősek a talajközeli légszennyezésért, és keletkezésük alapvetően a gurulás, a fel- és leszállás, avamint az emelkedés és megközelítés repülési fázisokhoz köthetők. Mivel ezek közvetlenül érintették a repülőterek környezetét és ennek megfelelően az ott élő lakosságot és természeti környezetet, így ez került elsőként a figyelem középpontjába, és lett a szabályozások tárgya is. Ennek megfelelően az ICAO<sup>1</sup> már az 1960-as évektől egyre szigorúbb szabályozással törekszik ezeknek a szennyező anyagoknak a csökkentésére.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ICAO (International Civil Aviation Organization): az ENSZ szakosított intézménye, amely a nemzetközi polgári légi közlekedéssel foglalkozik.

<sup>2</sup> Varga Béla – Tóth József: A széndioxid, mint a legfőbb „ellenség”, avagy mi az ICAO által létrehozott „CORSIA” szerepe ebben a harcban. *Repüléstudományi Közlemények*, 29. (2017), 3. 243–252.

A magaslégek körüli környezetszennyezés nem annyira nyilvánvaló és azonnali hatású, de hosszabb távon következménye súlyosabb lehet, figyelembe véve a globális felmelegedés, a klímaváltozás és az ózonréteg károsodásának már ma is jelen lévő jelenségeit. A sztöchiometrikus égésnél keletkező vízre mondhatnánk, hogy ez ártalmatlan, hiszen a természetben előforduló, életünk szerves részét képező anyag. Magaslégek kibocsátásának hatása azonban még ma sem tisztázott, és a környezet- és klímavédelmi szakértők számára egyre aggasztóbb a nagy mennyiségű vízgőz sztratoszférába kerülése. A fő „ellenség” ebből a szempontból azonban a szén-dioxid, hiszen minden tonna elégetett repülőgép-tüzelőanyag körülbelül 3,1 t szén-dioxid felszabadulásával jár együtt.<sup>3</sup>

Az emberi tevékenység miatti szén-dioxid-kibocsátás az Európai Bizottság és a Holland Környezetvédelmi Ügynökség által 2015-ben kiadott EDGAR-adatbázis<sup>4</sup> alapján 36061,71 millió t. Egyéb, még potensebb üvegházhatású gázok – például a metán – nem szerepelnek ezekben az adatokban. Az éghajlatváltozással foglalkozó kormányközi munkacsoport (IPCC<sup>5</sup>) legfrissebb adatai szerint a légi közlekedés (belföldi és nemzetközi) az emberi tevékenység által termelt globális szén-dioxid-kibocsátás körülbelül 2%-át teszi ki (814 millió t), amelyből a nemzetközi légi közlekedés a kibocsátás közelítőleg 1,3%-áért felelős.<sup>6</sup> Vannak ennél pesszimistább vélemények is, amely szerint a légi közlekedés növekedésének hatására az elmúlt évtizedekben (1960–2018) a CO<sub>2</sub>-kibocsátás 6,8 millió t-ról 1034 millió t-ra nőtt.<sup>7</sup> A károsanyag-kibocsátás növekedési üteme főként úgy csökkenthető, ha kevesebb tüzelőanyagot égetünk el ugyanazon járatot tekintve, amely elsősorban a hajtóművek hatásfokának javításával érhető el, de idetartozik az aerodinamikailag jobb szárny- és törzskialakítás, a tömegcsökkentés és a hatékonyabb légi forgalom szervezés is. A gondokkal együtt is, az utóbbi évtizedekben nagyon jelentős technológiai fejlődés történt a légi közlekedési ágazatban. A ma gyártott légi járművek utaskilométerenkénti tüzelőanyag-fogyasztása mintegy 80%-kal csökkent az 1960-as évekkel összehasonlítva. Ebben az eredményben hatalmas, de nem egyedülálló szerepe van a hajtóművek fejlődésének. Az elkövetkezendő évtizedekben a légi járművek tüzelőanyag-hatékonyasága mintegy 1-2%-kal javulhat, miközben a légi közlekedési iparág várható 5%-os éves növekedése nagymértékben meghaladja ezt. A két tendencia tükröződik az ICAO Tanácsának légi közlekedési környezetvédelmi bizottsága (ICAO Council's Committee on Aviation Environmental Protection [CAEP]) környezeti trendértékelésében, amely szerint a nemzetközi légi közlekedés tüzelőanyag-felhasználása a 2010-es szinthez képest 2040-re körülbelül 2,8–3,9-szeresre nő. Sokféle becslés megjelent már e témában, és valamennyiben egyetértés van abban, hogy a helyzet több mint aggasztó.

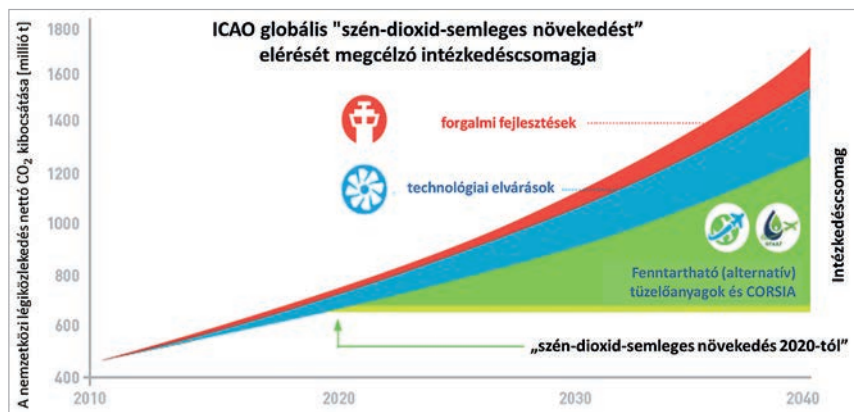
<sup>3</sup> Varga-Tóth (2017) i. m.

<sup>4</sup> EDGAR database created by European Commission and Netherlands Environmental Assessment Agency.

<sup>5</sup> IPCC: Intergovernmental Panel on Climate Change.

<sup>6</sup> *Why ICAO decided to develop a global MBM scheme for international aviation?* Online: [www.icao.int/environmental-protection/Pages/A39\\_CORSA\\_FAQ1.aspx](http://www.icao.int/environmental-protection/Pages/A39_CORSA_FAQ1.aspx)

<sup>7</sup> *The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018.* Online: [www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1352231020305689?via%3Dihub](http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1352231020305689?via%3Dihub)



1. ábra: Az ICAO intézkedéscsomagja a nemzetközi repülés fenntarthatóvá tételére

Forrás: [www.icao.int/environmental-protection/Pages/default.aspx](http://www.icao.int/environmental-protection/Pages/default.aspx)

Ennek következtében 2013 októberében az ICAO Közgyűlés 38. ülészaka elfogadta az A38-18. sz. határozatot, amely szerint az ICAO és tagállamai – az érintett szervezetekkel együttműködve – törekedzenek arra, hogy elérjék a nemzetközi légi közlekedés globális nettó szén-dioxid-kibocsátás 2020-as szinten történő befagyaszttását (az úgynevezett „szén-dioxid-semleges növekedést 2020-tól”, vagy az eredeti angol kifejezéssel „Carbon Neutral Growth from 2020”)<sup>8</sup>. Lásd 1. ábra.

A Közgyűlés rögzítette az ICAO globális törekvéseinek elérését célzó intézkedéscsomagot:

- a technológiai elvárásokat mind hajtómű, mind a sárkányszerkezeti szempontból (Aircraft Technology);
- a forgalmi fejlesztéseket úgy a földi műveletek, mint a légi forgalmi irányítás szempontjából (Operational Improvements);
- valamint a fenntartható alternatív üzemanyagok alkalmazását (Sustainable Aviation Fuels);
- Piaci Alapú Intézkedéseket (Market Based Measures [MBM]).

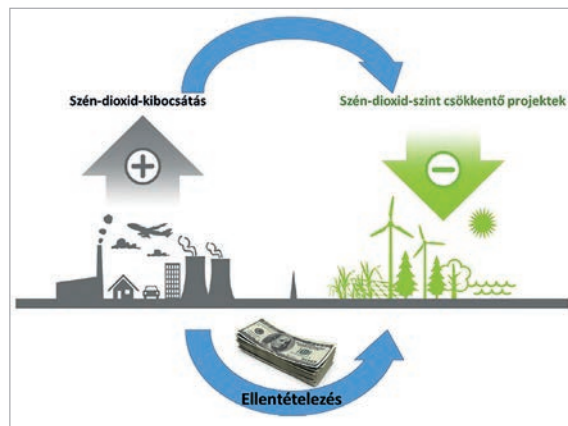
Bár nem témája a jelen publikációnak, de mindenképpen rövid magyarázatra szorul, hogy mit jelentenek az úgynevezett piaci alapú intézkedések. Ez a projekt az ICAO által a CORSIA elnevezést kapta (Carbon Offsetting and Reduction Scheme of International Aviation), amelynek talán a „Nemzetközi Légi Közlekedés Szén(-dioxid) Ellentételezési és Csökkentési Tervezete” kifejezés felel meg. A CORSIA csak a nemzetközi légi forgalomra, és ezen belül is csak a merevszárnyú repülésre vonatkozik, illetve a 9000 kg felszálló tömeg feletti repülőgépekre.

A projekt elindításának oka, hogy a szakemberek feltételezése szerint a nem MBM-intézkedésekkel (1-3 a felsorolásban) elért összesített környezeti előny sem lesz elegendő ahhoz, hogy a nemzetközi légi közlekedési ágazat 2020 után (értendő itt a pandémia utáni

<sup>8</sup> Why ICAO decided to develop a global MBM scheme for international aviation?

időszakot) tartani tudja a szén-dioxid-semleges növekedést a forgalom intenzív növekedése miatt. A globális MBM-rendszer a megmaradt rés ellentételezésével, szén-dioxid-kibocsátás csökkentő vagy éppen a már kibocsátott szén-dioxidot elnyelő projektek finanszírozásával teszi lehetővé a nettó kibocsátás szinten tartását, aminek esszenciája a 2. ábrán látható.

Mit jelent az ellentételezés? Az érintett repülőgép-üzemeltető (légitársaság) a többlet szén-dioxid kibocsátását kompenzálja a szén-dioxid-piacon (Carbon Market) úgynevezett karbonkrediteket vásárolva. A karbonkreditek teremtik meg a pénzügyi alapját a világ különböző pontjain létrehozott szén-dioxid-kibocsátás csökkentő projekteknek, amivel a Nemzetközi Repülési Iparág nettó szén-dioxid-kibocsátása „remélhetőleg” szinten tartható.



2. ábra: A piaci alapú intézkedések (Market Based Measures, MBM) lényege

Forrás: [www.firstclimate.com/](http://www.firstclimate.com/)

Az ICAO igyekezett egy egységes globális szén-dioxid ellentételezési rendszert kidolgozni, és ezzel elkerülni az úgynevezett „patchwork” (foltozgatásos) megoldásokat, ami alatt a nemzeti vagy regionális rendszerben működő szén-dioxid-adókat, vagy más ellentételezéseket értik. Ez utóbbiak nem képeznének egységes sztenderdet, ennek megfelelően bonyolultabb és költségesebb lenne megvalósításuk, ugyanakkor például adók esetében ezek a pénzek nem feltétlenül jelennének meg a ténylegesen szén-dioxid-kibocsátás csökkentő projektekben. Az egységes intézkedés nemcsak egyszerűbbé teszi a rendszert, hanem csökkenti a piaci torzulás kockázatát is, mivel minden légitársasággal szemben egységes követelményeket támaszt. A CORSIA önmagában nem vezet a repülés fenntartható jövőjéhez, sőt az ICAO ezt átmeneti, szükségmegoldásnak tekinti mindaddig, amíg az intézkedéscsomag első három pontjával is célt lehet elérni. Az elképzelések szerint kb. 2050-től a CORSIA nélkül is nemhogy szinten tarthatónak, de csökkenőnek kell lennie a szén-dioxid-kibocsátásnak.<sup>9</sup> Ebben a legnagyobb szerepet a fenntartható alternatív tüzelőanyagoknak szánják.<sup>10</sup> Erre az időszakra, minden bizonnyal, azok előál-

<sup>9</sup> Why ICAO decided to develop a global MBM scheme for international aviation?

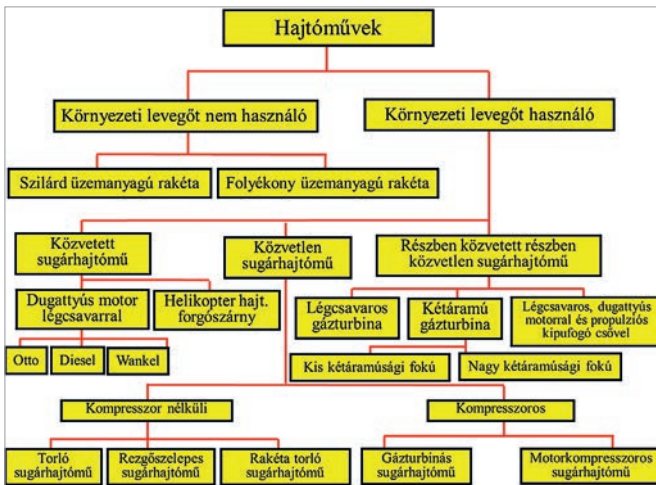
<sup>10</sup> Fehér Krisztina: Alternatív tüzelőanyagok alkalmazása a repülésben. *Műszaki Katonai Közlöny*, 28. (2018), 2. 43–56.

lítási költsége versenyképes lesz a fosszilis tüzelőanyagokéval. A legfontosabb pozitív tulajdonságuk ezeknek az alternatív tüzelőanyagoknak, hogy az életciklusuknak egy része nem szén-dioxid-termelő, hanem éppen ellenkezőleg, szén-dioxid-abszorbeáló. Maga a gyártási folyamat is környezetkímélő technológiával történhet, megújuló energiaforrások felhasználásával.<sup>11</sup>

Ahogy az előzőekben is láhattuk, a program egyik oszlopa a repülőszerkezetek technológiai fejlesztése, beleértve a hajtóművek hatásfokának javítását, ami továbbra is a CO<sub>2</sub>-kibocsátás csökkentésének egyik leghatékonyabb eszköze. De hogyan állunk jelenleg, és milyen lehetőségek vannak ezen a téren?

### A repülőgép-hajtóművek osztályozása

Mielőtt rátérnénk a hatásfokok tárgyalására, definiáljuk, mi a repülőgép-hajtómű. Repülőgép-hajtómű alatt egy erőgép (közte esetlegesen egy közlőmű az erőgép fordulatszámának csökkentése érdekében) és egy munkagép egy egységben történő alkalmazását értjük, amelynek feladata a repülőgép mozgatásához szükséges vonóerő vagy tolóerő létrehozása. A repülőgép-hajtóművek egy lehetséges csoportosítása a 3. ábrán látható.



3. ábra: Repülőgép-hajtóművek osztályozása

Forrás: a szerző szerkesztése

Az erőgép manapság még legtöbb esetben hőerőgépet jelent, amely a jól ismert klaszikus körfolyamatok valamelyikét, Ottó, Diesel, Brayton,<sup>12</sup> valósítja meg. A munkagép

<sup>11</sup> Krisztina Fehér: Biomass as Raw Material of Aircraft Fuels. *Repüléstudományi Közlemények*, 30. (2018), 3. 123–138.

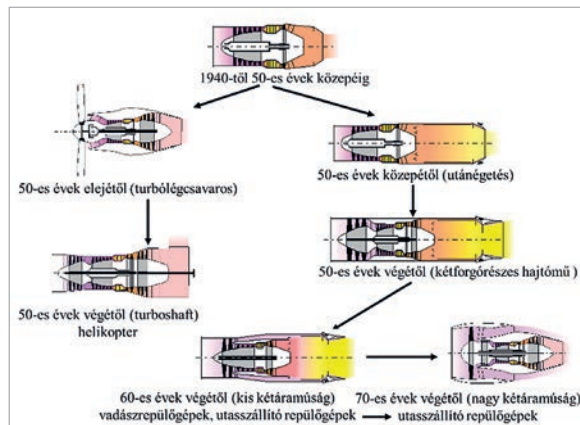
<sup>12</sup> A Brayton-körfolyamat egy termodinamikai körfolyamat, amely nevét George Brayton (1830–1892) amerikai mérnök után kapta.

a hajtómű azon szerkezeti egysége, amely a toló(vonó)erő közvetlen létrehozását biztosítja. Ez praktikusán a propulziós rendszereknél azt jelenti, hogy valamilyen közeget a rendszer felgyorsít, a felgyorsításhoz szükséges erő reakcióereje, Newton III. törvénye alapján, a toló(vonó)erő.

Ezen szempontok szerint a légi járművek környező levegőt az égéshez felhasználó hajtóművei három kategóriába sorolhatók:

- közvetett sugárhajtóművek: a felgyorsított közeg ebben a környező levegő;
- közvetlen sugárhajtóművek: a felgyorsított közeg a hőerőgép munkaközege;
- részben közvetett, részben közvetlen sugárhajtóművek: a felgyorsított közeg részben a környező levegő, részben a hőerőgép munkaközege.

Láthatóan mind a három fenti csoportban megjelentek a gázturbinás hajtóművek, amelyek az ötvenes évektől – a kisgépes repüléstől eltekintve – egyeduralmukká váltak, mint repülőgép propulziós rendszerek. Az első gyakorlatban alkalmazott gázturbinás hajtóművek esetében a tolóerő létrehozásának eszköze a hajtómű utolsó részegysége, az úgynevezett fűvócső volt. Ezzel meg is született a gázturbinás hajtóművek első kategóriája, nevezetesen az egyáramú gázturbinás sugárhajtómű. Hamarosan azonban megindult a további specializálódásuk, és három újabb, jól elkülöníthető kategória jelent meg. Ezek a turbólégcsavaros hajtóművek (légcsavaros gázturbina), a kétáramú sugárhajtóművek és a tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinás hajtóművek. Az említett eszközök angol terminológia szerinti elnevezése rendkívül rövid és tömör, nevezetesen az előbbi sorrend szerint turbojet, turboprop, turbofan és turboshaft hajtóművek. A 4. ábrán, fentről jobbra lefelé három, bár némileg módosított, de egyáramú gázturbinás sugárhajtóművet látunk (turbojet). Az alsó kettő kétáramú gázturbinás sugárhajtómű (turbofan), amelyek között a különbséget a kétáramúsági fok<sup>13</sup> jelenti. A bal oldali kis kétáramúsági fokú gázturbinás hajtóművek manapság a harcászati repülőgépek, illetve kiképző-, könnyű harcászati repülőgépek jellemző hajtóművei.



4. ábra: Gázturbinás hajtóművek evolúciós folyamata

Forrás: a szerző szerkesztése

<sup>13</sup> Kétáramúsági fok: kétáramú sugárhajtóművek esetében a külső és belső tömegáramok viszonya.



A jobb oldali nagy kétáramúsági fokú hajtóműveket az utasszállító repülőgépeknél alkalmazzák. Mindazonáltal az ábra egyfajta evolúciós folyamatot is jelent, amelynek során az utasszállító repülőgépek eljutottak az egyáramú sugárhajtóművektől a nagy kétáramúsági fokú (6–12) hajtóművekig, jelentősen előre lépve ezzel fajlagos tüzelőanyag-fogyasztásuk<sup>14</sup> csökkentésében (hatásfokuk növelésében). A bal oldalon felső turbólégcsavaros gázturbinás hajtóművek (turboprop) a katonai szállító-repülőgépek és a kis hatótávolságú, jellemzően kis és közepes méretű polgári utasszállító repülőgépek hajtóművei. Ez alatt egy tengelyteljesítményt adó gázturбина „(turbó)tengelyes” következik. A magyar szaknyelvben ennek a hajtómű-kategóriának a megnevezésénél van a legnagyobb bizonytalanság. Talán ma nincs is erre a magyar terminológiában olyan jellemző megnevezés, mint az angol „turbohaft engine”, vagy az orosz „турбовальный двигатель”. A „(turbó)tengelyes gázturбина” elnevezés lehet vitatható, bár az előző „turbólégcsavaros hajtómű”, „turboprop engine” és „турбовинтовой двигатель” elnevezések analógiájára elfogadható lehet.

### A repülőgép-hajtóművek hatásfokai

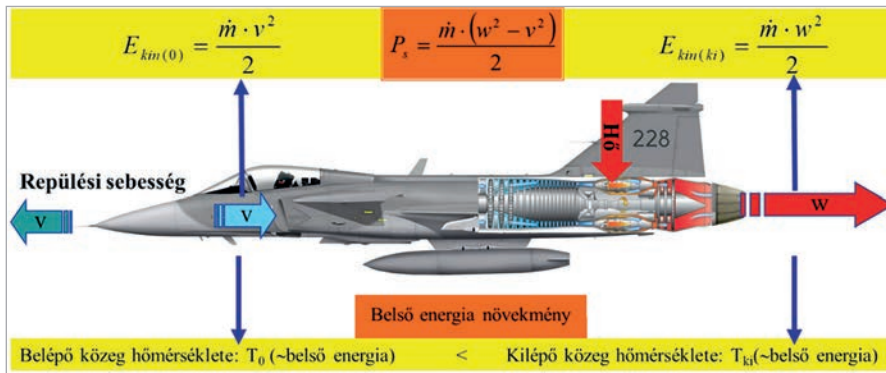
Figyelembe véve, hogy minden propulziós rendszer két alrendszerre bontható, kétféle hatásfokot kell meghatároznunk. Nevezetesen a hőerőgép részéről a termikus hatásfokot, a munkagép (közeg felgyorsítása) részéről pedig a propulziós hatásfokot. A hajtómű összh hatásfoka ennek a két hatásfoknak a szorzata lesz. Összegésében ez azt fejezi ki, hogy a tüzelőanyag kémiai energiáján keresztül bevitt hőt milyen arányban tudjuk a repülőszerkezet mozgatására fordítani. Az a hő, ami nem hasznosul, természetesen a környezetet fogja „fűteni”, ami részben „kidobott” pénz, hiszen kifizettük azt a tüzelőanyagot is, részben pedig feleslegesen kibocsátott szén-dioxid.

#### *Termikus hatásfok*

A termodinamika II. főtétele szerint nem tudunk létrehozni olyan ciklikusan működő gépet, amely a hőt teljes mértékben munkává tudná alakítani. Ez azt jelenti, hogy a bevitt hő (a tüzelőanyag elégetéséből származó hőenergia) egy része a környezetbe távozik, ennek megfelelően még az úgynevezett ideális körfolyamatok sem adnak 100%-os hatásfokot. Gázturбина (Brayton-) körfolyamat esetében a kompresszor nyomásviszonyával határozható meg a körfolyamat ideális termikus hatásfoka, amely tájékoztató értéként például egy 25-ös nyomásviszony esetében 60%. Ehhez jönnek még a gépegységvesztések, amivel megkapjuk a gázturбина valós termikus hatásfokát, vagyis a munkává átalakuló hő százalékos arányát.

<sup>14</sup> Tolóerő vagy teljesítményegységre eső tüzelőanyag-fogyasztás, jellemzi a hajtómű tüzelőanyag-hatékonyságát, egyenértékű a hatásfokkal [kg/Nh, kg/kWh].

A gyártók általában az adott gázturbinás hajtóműtípus számos jellemző adatát megadják, de legkevésbé a termikus hatásfokát. Ezt többféleképpen is meghatározhatjuk, például a körfolyamat-számítás során a fent említett, megadott adatok alapján (tolóerő, tüzelőanyag-fogyasztás, nyomásviszony, turbina előtti gázhőmérséklet, tömegáram). Ezeket az adatokat a gyártó általában felszálló üzemmódra adja meg, illetve a NEL<sup>15</sup> H = 0 m magasságra. Ennél létezik egyszerűbb módszer, amely az energiamegmaradás törvényét felhasználva vizsgálja a hajtóműbe belépő és a hajtóműből kilépő közeg energiáját, valamint a rendszer (hajtómű) és környezete közötti kölcsönhatást. Ebben az esetben a kölcsönhatást a rendszerbe a tüzelőanyag elégetésével bevitt hő jelenti, 5. ábra.



5. ábra: Gázturbinás hajtómű energia mérlege

Forrás: Varga Béla: Elektronikus Tansegédlet

Ez a hő a közegnek mind a kinetikai energiáját, mind a belső energiáját növeli a belépő keresztmetszetbeli állapothoz képest. Ebből számunkra a közeg kinetikai energiájának a növekedése a hasznos, ami közvetlenül adja a hőerőgép fajlagos hasznos munkáját, amelyet a tömegárammal szorozva kapjuk a hajtómű úgynevezett sugárteljesítményét. Vizsgáljuk meg az 5. ábra alapján, hogy kapunk ebből egy közelítő termikus hatásfokot, ami legalábbis első információt jelenthet, hogy ebben a hajtómű-kategóriában (kis kétáramúsági fokú hajtómű) milyen hatásfokértékekkel számolhatunk, és ezt hogyan kell értelmezni!

A vizsgálatunk tárgyát képező hajtómű publikusan is elérhető alapadatai a következők NEL, H = 0 m, v = 0 km/h feltételek mellett:

- maximális tolóerő utánégetés nélkül (F): 54 kN;
- tömegáram ( $\dot{m}$ ): 68 kg/s;
- tüzelőanyag-fogyasztás ( $\dot{m}_{tüza}$ ): 1,27 kg/s;
- tüzelőanyag fűtőértéke (Fű): 42,845 MJ/kg.

<sup>15</sup> NEL: Nemzetközi Egyezményes Légkör a légkör állapotjelzőinek sztenderd változása a magasság függvényében. Közepes tengerszintre (H = 0 m) vonatkozó légköri nyomás 101 325 Pa, hőmérséklet: 288 K, sűrűség: 1,225 kg/m<sup>3</sup>.



$$F = \dot{m}(w - v) = \dot{m}w \rightarrow w = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{54000N}{68kg/s} = 794 \text{ m/s} \quad (1)$$

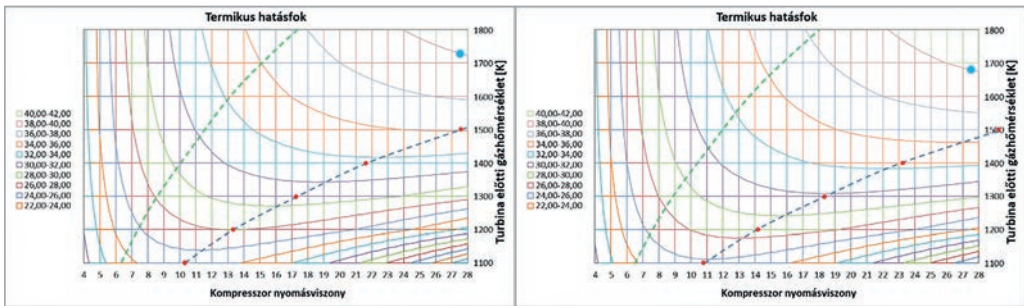
$$P_s = \frac{\dot{m}(w^2 - v^2)}{2} = \frac{68 \cdot 794^2}{2} = 21,43 \text{ MW} \quad (2)$$

$$\dot{Q}_b = F \ddot{u} * \dot{m}_{\text{tüza}} = 54,41 \text{ MW} \quad (3)$$

A tolóerőből ( $F$ ) visszaszámítva a közeg fúvócsőből kiáramlási sebessége ( $w$ ) 794 m/s, ebből a sugárteljesítmény ( $P_s$ ) 21,43 MW. A bevitt hőáram a tüzelőanyag-fogyasztásból és a tüzelőanyag fűtőértékéből ( $\dot{Q}_b$ ) 54,41 MW. A kettő hányadosa megadja a 39,5%-os termikus hatásfokot. Ez reálisnak tekinthető, figyelembe véve a vizsgált hajtómű 1721 K-es turbina előtti gázhőmérsékletét, és a hozzátartozó 27,5-es kompresszor nyomásviszonyt.

Ezt igazolta a szerzők egyikének korábban fejlesztett termikus matematikai modellje<sup>16</sup> is, amely a következő hatásfokadatokkal:

- kompresszor politrópikus hatásfok: 0,845;
- expanzió hatásfoka: 0,88;
- égőtér hatásfoka: 0,97;
- összehozott nyomásveszteségi tényező: 0,94;
- mechanikai hatásfok (beleértve a segédberendezések meghajtását is): 0,97 adta a korábban meghatározott 40% körüli termikus hatásfokértéket.



6. ábra: Termikus hatásfokgörbék a turbina előtti gázhőmérséklet kompresszor nyomásviszony diagramban  
 Forrás: Varga (2013) i. m.

Ezt szemlélteti a 6. ábra bal oldali diagram jobb felső kék pontja. Az is látszik, hogy ez a hatásfok csak az adott üzemmódra érvényes. Alacsonyabb üzemmódokon (csökkenő turbina előtti gázhőmérséklet és kompresszor nyomásviszony) még változatlan gépegység-hatásfokok esetében is rohamosan csökken a termikus hatásfok értéke. Az egyik legfontosabb hátrányuk a gázturbináknak az, hogy éppen a részüzemmódokon intenzíven esik a termikus hatásfokuk.

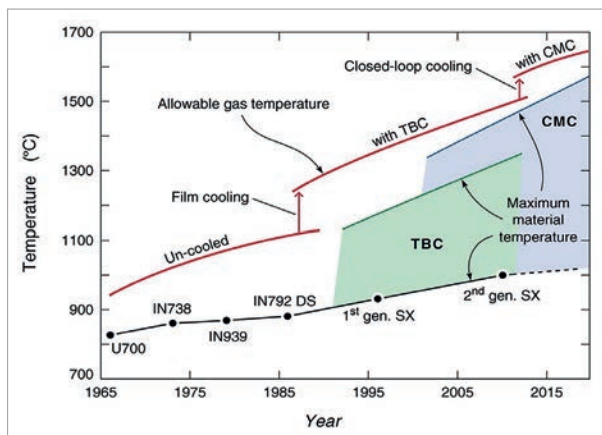
<sup>16</sup> Varga Béla: *Gázturbinás hajtóművek teljesítmény és hatásfok növelésének műszaki technológiai háttere, és ezek hatása a katonai helikopterek korszerűsítésére*. PhD-értekezés, Budapest, 2013. Online: <http://ludita.uni-nke.hu/repozitorium/bitstream/handle/11410/9584/Varga%20B%20c3%a9la%20c3%a9rt-kezc3%a9s?sequence=1&isAllowed=y>. 47–81.

Megjegyzendő még, hogy a jobb oldali piros pontokkal is jelölt szaggatott vonal jelzi az adott turbina előtti gázhőmérséklet esetén azt a nyomásviszonyt, ahol legmagasabb a termikus hatásfok, míg a bal oldali szaggatott vonal a legmagasabb fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszonyértékeket. Ennek megfelelően biztosak lehetünk benne, hogy a hajtómű munkapontja többnyire a két szaggatott vonal közé esik. Ezek a görbék magasabb gépegység-hatásfokok esetében jobbra, a hatásfokgörbék pedig lefelé tolnak. A 6. ábra jobb oldali diagramja ezt szemlélteti, ahol 1%-os kompresszor politrópikus hatásfokjavulás feltételezhető. Jól láthatóak a változások. A ~40%-os hatásfokhoz 50 K-nel alacsonyabb turbina előtti gázhőmérséklet is elegendő, vagy azonos hőmérsékleten és nyomásviszonynál durván 0,5%-os termikus hatásfoknövekedés tapasztalható.

A fentiek alapján levonható következtetésként, hogy a gázturbinás hajtóművek termikus hatásfoka függ a körfolyamat hőmérséklet-határaitól (nevezetesen turbina előtti hőmérséklet mint legmagasabb és a környezeti hőmérséklet mint a legalacsonyabb hőmérséklet), a kompresszor nyomásviszonyától és a gépegység-hatásfokoktól. Ez utóbbiak meg, mint később látni fogjuk, függenek a gépegységek (hajtóművek) méretétől.

### Turbina előtti gázhőmérséklet hatása a termikus hatásfokra

A felső hőmérséklet-határt az úgynevezett turbina előtti gázhőmérséklet képezi, amelynek maximális értékét általában megadják a hajtóműleírásokban. Ennek értéke folyamatosan és jelentősen növekedett az elmúlt évtizedekben, jellemzően az anyagtechnológiai és gyártástechnológiai és hűtési eljárások fejlődésével, 7. ábra. A turbina előtti hőmérséklet az 50-es évek 1000 K körüli értékéről manapság megközelíti a 2000 K-t. A fejlesztések első lépésként a szerkezeti anyagok korszerűsítése jöhetett szóba. Az alsó fekete görbe, illetve a pontok melletti jelzések (U700, IN738, IN939, IN792 DS) jelzik az alkalmazott nikkal alapú ötvözeteket.



7. ábra: Turbina előtti gázhőmérséklet változása az elmúlt 50 évben (High temperature coatings)

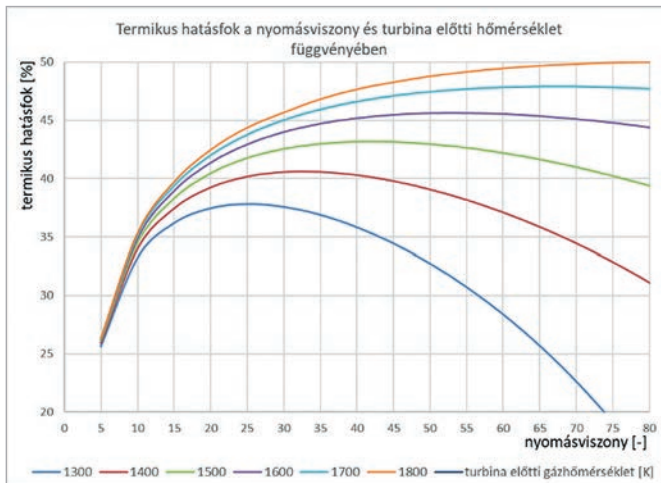
Forrás: [www2.virginia.edu/ms/research/wadley/high-temp.html](http://www2.virginia.edu/ms/research/wadley/high-temp.html)

Következő lépésként, az öntési technológiák fejlődésével megjelentek az egy irányba rendeződött kristályszerkezetű lapátok, majd az egykristálylapátok (1st generation, 2nd generation SX). A szemcsehatároktól teljesen mentes, egyetlen kristályból álló egykristály-turbinalapátokat az irányított kristályosítás tovább fejlesztéseként hozták létre az 1970-es évektől kezdődően. Az öntés hasonlít az irányított kristályosításnál alkalmazott módszerhez, a hűtött rézlapon oszlopos kristályok kezdenek nőni, de ez az alsó, indító tartomány felül egy spirál alakú, „malacfarok”-nak nevezett öntőcsatornába torkollik, amely a több növekvő szemcseből kiválaszt egyetlen egyet. Ez a malacfarokból kijutva belenő a lapát tövébe, és a forma megfelelően vezérelt süllyesztésével tovább növekedve felépíti az egész bonyolult turbinalapátot egyetlen kristályból. Az egykristálylapátok tulajdonságai tovább javíthatók hővédő bevonattal (Thermal Barrier Coating [TBC]). Az eljárás lényege, hogy azok felületét kb. 0,2 mm, hőszigetelő kerámiaréteggel vonják be, ami 100–300 K hőmérséklet-különbséget képes fenntartani a forró gáz és a lapát anyaga között. Ennek a fejlődési folyamatnak köszönhetően napjainkban a turbina előtti maximális gázhőmérséklet 1800 K-es értéke már átlagosnak számít.

A szerzők egyike (Varga Béla) által elkészített termikus matematikai modellen lefuttatva a következő gépegységveszteségek mellett:

- politrópikus kompresszor hatásfok: 0,91;
- expanzió politrópikus hatásfoka: 0,93;
- égőtér hatásfoka: 0,99;
- összezett nyomásvesztési tényező: 0,94;
- mechanikai hatásfok: 0,97

a 8. ábrának megfelelő hatásfokgörbéket kaptunk a kompresszor nyomásviszony és a turbina előtti gázhőmérséklet függvényében.



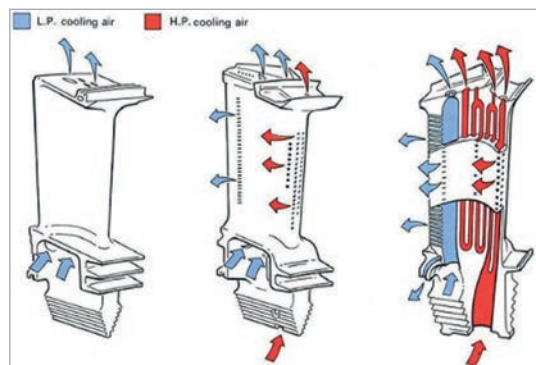
8. ábra: A turbina előtti gázhőmérséklet és a nyomásviszony hatása a termikus hatásfokra

Forrás: Varga (2013) i. m.

Az egykristály szerkezeti megoldást nemcsak a turbinalapátoknál alkalmazzák, hanem az eljárás továbbfejlesztéseként megvalósíthatóvá vált, hogy a tárcsa a lapátózással együtt, egyetlen fémkristályból álljon, amelyet speciális háromdimenziós forgácsolási eljárással alakítanak ki. Az így kialakított turbinák esetében a maximális turbina előtti hőmérséklet meghaladhatja a 2200 K-t (F119-es hajtómű, az F-22 Raptorba, illetve az F135-ös hajtómű az F-35 Lightning II-be építve)<sup>17</sup>. Megjegyzendő, hogy a gázturbinás hajtóművek esetében 2,5-3,5-szer annyi levegőt termel a kompresszor, mint a sztöchiometrikus égéshez<sup>18</sup> szükséges éppen a gázáram visszahűtése miatt. A 2200 K-es hőmérsékletnél már alig van szükség visszahűtésre, és ennek megfelelően többlet levegőre, ami a gázturbina méretét (tömegét) is csökkenti.

Mindez párhuzamos volt a turbinatárcsák és -lapátok egyre kifinomultabb hűtési rendszereivel, amivel a turbina előtti hőmérséklet tovább növekedhetett, 9. ábra. A hűtő levegő elvétele a kompresszor különböző fokozataitól történik. Megjegyzendő, hogy a turbinalapátok hűtése elengedhetetlen, de negatív mellékhatással is jár, nevezetesen a kompresszortól elvett hűtőlevegő gyakorlatilag felemészteti a turbina előtti gázhőmérséklet növeléséből származó hatásfok-növekedés egy részét. Ennek tárgyalására még később visszatérünk.

Szinte minden gázturbinás hajtómű esetében a kompresszorból több-kevesebb levegő elvételere kerül. Ez lehet átmeneti (például kompresszor pompázs elkerülése miatt) vagy folyamatos (a hajtómű vagy a repülőszerkezet egyéb rendszereinek kiszolgálására). Ugyanakkor a kompresszortól elvezetett levegő visszakerülhet a gázáramba (turbina-hűtés), vagy végleg elvezetésre kerül (helikopter-hajtóművek porkiválasztó rendszereihez vezetett ejektáló levegő, kondicionáló rendszer, berendezések hűtése). Ugyanakkor nagyon fontos, mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok szempontjából, hogy a kompresszor mely részéből, illetve milyen mennyiségű levegő kerül elvezetésre.



9. ábra: Turbinalapátok hűtési módjainak fejlődése

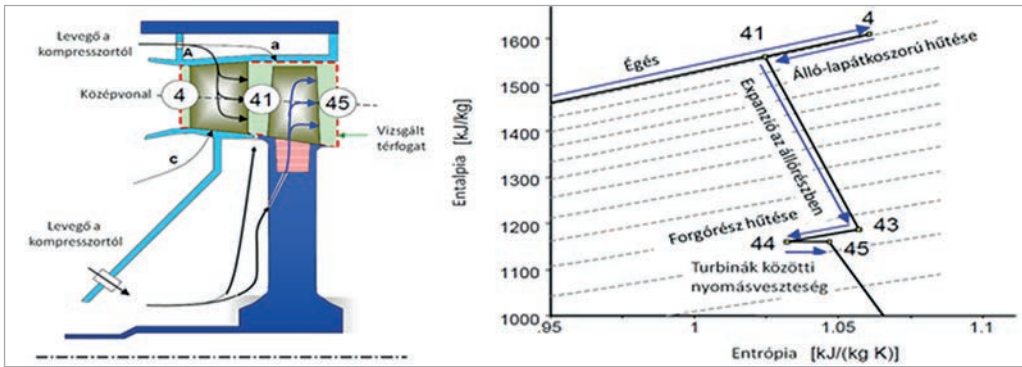
Forrás: Jet Engine Design: Turbine Cooling

<sup>17</sup> Kolláth Szabolcs: *Gázturbinás hajtóművek evolúciós fejlődése*. Szakdolgozat. Budapest, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2010. 64.

<sup>18</sup> Sztöchiometrikus égés: pontosan annyi a levegő (oxigén), mint amennyi az égéshez mint kémiai reakcióhoz szükséges.

A turbinahűtésnél a turbina első fokozatok hűtése döntő többségében a kompresszor kilépő keresztmetszetéből elvont levegővel történik. Ennek egyrészt az az oka, hogy a turbinában itt a legmagasabb a hőmérséklet, és a kompresszió viszonylag magas vég-hőmérsékletű (manapság akár 900 K felett) levegője is megfelelő hűtést biztosít. Másrészt megfelelő nyomás szükséges a hűtő levegőnek a hűtési helyekre juttatásához, amit csak a kompresszor utolsó fokozata(i) képesek biztosítani. A középső és hátsó turbina fokozatok esetében a hűtőlevegő elvétele már általában valahonnan a kompresszor középső fokozataitól történik, mivel itt a turbinában már mind a hőmérséklet, mind a nyomás az expanzió miatt jelentősen kisebb lesz.

A hűtő levegő termikus hatásfokra (és fajlagos hasznos munkára) gyakorolt hatása a 10. ábra alapján szemléltethető. Az állórészben bevezetett hűtő levegő, míg növeli a tömegáramot, egy izobár hőcserét feltételezve, csökkenti a turbina előtti gázhőmérsékletet. Ugyanez történik a forgórészben, ahol tovább növekszik a tömegáram, illetve csökken a hőcsere hatására a gázhőmérséklet. Mindezzel együtt természetesen a hűtésből eredő hőmérséklet-csökkenéssel is a turbina előtti gázhőmérséklet jóval magasabb marad, mint amit hűtés nélkül elviselne az adott turbinafokozat. De ez mindenképpen felveti, hogy magának a hűtés hatékonyságának is kiemelkedő szerepe van a gázturbinák termikus hatásfokának szempontjából. Értelemszerűen hatékonyabb hűtés, ezzel kevesebb hűtőlevegő-felhasználás javítja a termikus hatásfokot.

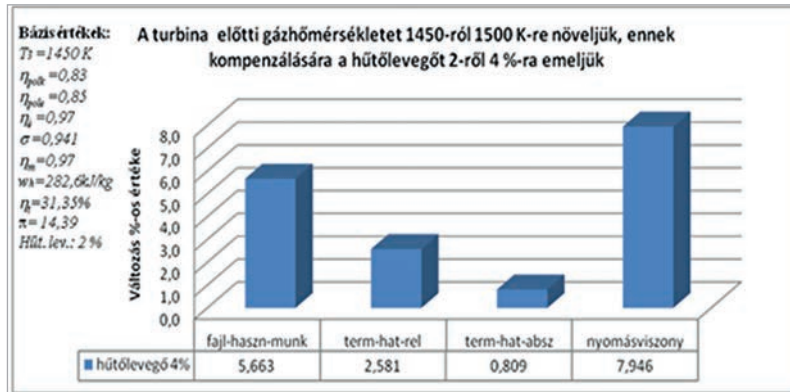


10. ábra: Hűtőlevegő áramok a turbinafokozatban és hatása a turbinában lejátszódó expanzióra

Forrás: Component modelling for system models. Online: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/TR/RTO-TR-AVT-036/TR-AVT-036-04.pdf>

A 11. ábrán látszik az eredménye egy gondolatkísérletnek, amelyben modelleztünk egy olyan szituációt, ahol a turbina előtti hőmérsékletet 1450 K-ről 1500 K-re emeljük. Feltételeztük, hogy a turbina magasabb hőterhelését a meglévő 2%-os hűtőlevegő 4%-ra növelésével lehet kompenzálni. A hűtőlevegő elvétele a kompresszor utolsó fokozatától történik. Kérdés, hogy ebben az esetben pozitív lesz-e az egyenleg? A válasz igen.





11. ábra: Turbina előtti gázhőmérséklet-növelés a hűtőlevegő mennyiségének növelésével

Forrás: Varga (2013) i. m.

A levegőelvitel negatív hatása ellenére ez különösen a fajlagos hasznos munka, de a termikus hatásfok szempontjából is javulást eredményezett. Figyelembe kell venni azonban, hogy ehhez a kompresszor-nyomásviszonyt a kezdeti 14,39-es értékről 15,53-ra kellene emelni. A modell ugyanis figyelembe veszi a hűtő levegő növelésének negatív és a turbina előtti gázhőmérséklet növelésének pozitív hatását is.

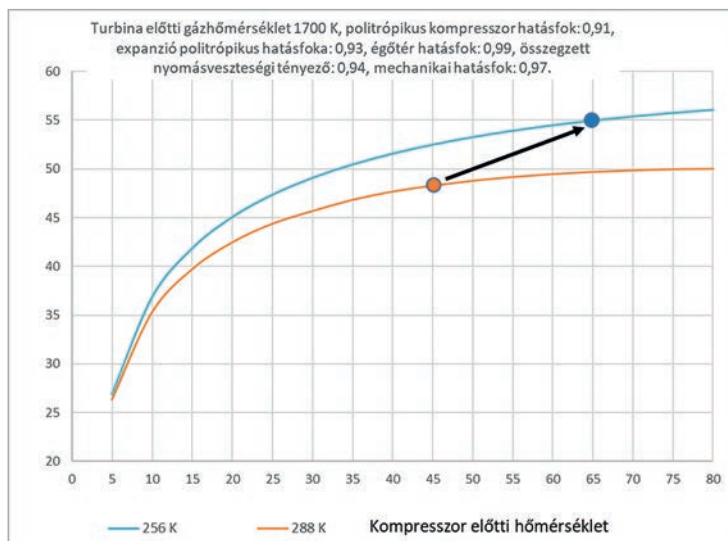
### Környezeti hőmérséklet hatása a termikus hatásfokra

Nagyon fontos tényező a termikus hatásfok szempontjából a környezeti hőmérséklet. Ahogy azt már korábban is említettük, a hajtómű jellemző paramétereit a NEL tengerszintnek megfelelő adataira adják meg. A számításokat is ezekkel az adatokkal végezzük, így az egyes hajtóművek teljesítményadatai jól összehasonlíthatók. Általában a hatásfokokat is ilyen feltételek mellett adják meg, vagy számoljuk.

Értelemszerűen a hajtóműveket nagyon sokfajta környezeti körülmények között üzemeltetjük, miközben a hajtóműbe belépő levegő hőmérséklete hatással van a termikus hatásfokára is. Olyan hajtóműveknél, amelyek adott üzemi körülmények között sokat üzemelnek, sőt teljes életciklusuk döntő többségét itt töltik, érdemes megvizsgálni ennek hatását. Itt elsősorban a nagy kétáramúsági fokú hajtóművekre kell gondolni, amelyeknek repülési magassága 9–11 km közé esik, és repülési Mach-számuk zömében 0,78–0,82 közé. Feltételezve egy 10 000 m-es repülési magasságot és 0,8-as Mach-számot, a lefékezés következtében a szívócsatorna nyomásviszonya a nyomásvesztéssel együtt is körülbelül 1,5 (egy jó fokozatnyi). A kompresszor előtti hőmérséklet pedig a NEL 10 000 m-re megadott hőmérsékletéből a fékezett hőmérsékletet számolva körülbelül 256 K, ami több mint 30 K-el kevesebb, mint a 288 K-es standard érték. Mivel a hidegebb levegő kisebb munkával komprimálható, kvázi változatlan turbinamunka nagyobb kompresszor-nyomásviszonyt hoz létre. Tehát az alacsonyabb környezeti hőmérséklet miatt a hatásfokgörbe magasabbra kerül. A szívócsatornában létrejövő nyomásnövekedés



és az alacsonyabb környezeti hőmérséklet miatti kompresszor nyomásviszony-növekedés miatt a teljes nyomásviszony elérheti a 60-65-ös értéket is.



12. ábra: Hatásfokkülönbség földön álló helyzetben (barna), illetve 10 km magasságon 0,8-as  $M$ -szám mellett

Forrás: Varga (2013) i. m.

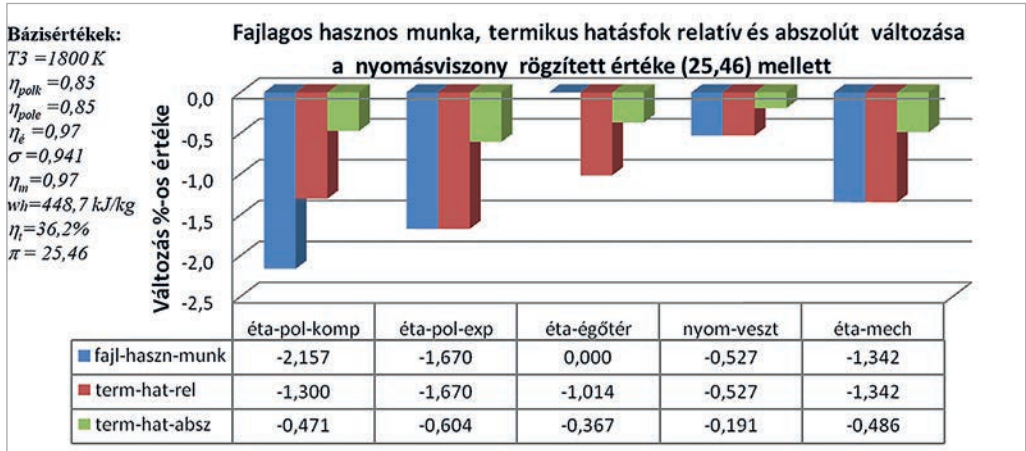
Ez 5-7%-os hatásfok-növekedéshez vezet a tengerszinti hajtóműteszt hatásfokához képest. Ezt jól szemlélteti 12. ábrán a két pont távolsága (barna  $H = 0$  m,  $M = 0$ , kék  $H = 10\,000$  m,  $M = 0,8$ ). Ebből következik, hogy manapság a nagyobb méretű nagy kétáramúsági fokú hajtóművek termikus hatásfoka utazósebességen és magasságon a 60%-ot közelíti.

### Gépegység hatásfokok hatása a termikus hatásfokra

A gépegység hatásfokoknak és veszteségeknek természetesen jelentős, de nem azonos mértékű hatásuk van a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok, illetve az optimális kompresszor nyomásviszony értékekre. Termikus matematikai modellel az úgynevezett paraméterérzékenységet vizsgálva megkaphatjuk, hogy az egyes gépegységveszteségek milyen hatással lesznek a hajtómű termikus hatásfokára, illetve a fajlagos hasznos munkájára, valamint a hozzájuk tartozó optimális nyomásviszonyokra.

A turbina előtti gázhőmérséklet, valamint a kiinduló hatásfok- és veszteségadatok a 13. ábra bal felső sarkában olvashatóak. Az első lépésben az egyes hatásfokokat és veszteségeket 1%-kal rontani kell a bázisértékhez képest, és a változásokat százalékosan szükséges megadni a kiinduló értékekhez képest a következő összefüggéssel:

$$\Delta\eta_t(\%) = -\left(1 - \frac{\eta_{t/akt}}{\eta_{t/bázis}}\right) * 100 \quad (4)$$



13. ábra: A gépegyesvesztések hatása fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra  
 Forrás: Varga (2013) i. m.

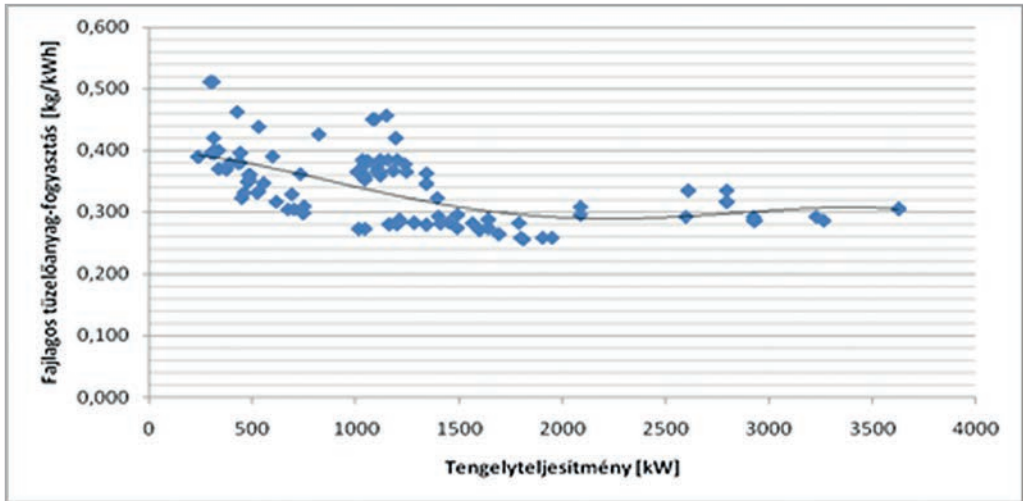
A 13. ábrán látható, hogy a gépegyesvesztések hogyan befolyásolják a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok értékét. Jelen esetben csak a termikus hatásfokkal foglalkozunk, és abból is az egyszerűbb követhetőség miatt a termikus hatásfok abszolút megváltozásával (zöld oszlopok és a táblázat alsó sora a numerikus értékek szempontjából). Láthatóan a kompresszor (éta-pol-komp) és a turbina (éta-pol-exp) politrópikus hatásfokok javulására vagy romlására reagál a legérzékenyebben a hajtómű és ezzel együtt a termikus hatásfoka.

A többi veszteség esetén (égőtér hatásfoka és nyomásvesztési tényező, mechanikai hatásfok) nincs nagy tér ezek csökkentésére, másrészt hatásuk kisebb a termikus hatásfokra. Ennek megfelelően a kompresszor és a turbina politrópikus hatásfokának javítása adja a legkedvezőbb eredményt. Egy-egy százalékos javulásuk összességében a termikus hatásfokban is körülbelül egy százalékos javulást eredményez.<sup>19</sup>

### Hogyan bünteti a kis méret a gázturbinás hajtóműveket a termikus hatásfokuk szempontjából

Általánosságban is elmondható, hogy minél kisebb egy gázturbinás hajtómű mérete, annál nehezebb jó termikus hatásfokot elérni. Ez különösen sújtja a helikopter turboshaft hajtóműveket. De még ezen a kategórián belül is jól szemlélteti ezt a hatást a 14. ábra.

<sup>19</sup> Varga Béla et al.: *Parameter sensitivity examination of gas turbine engines Proceedings Transport Means*. Conference Kaunas, 2015.



14. ábra: A fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás és a teljesítmény statisztikai összefüggése

Forrás: Varga (2013) i. m.

Ami első látásra szembetűnő, hogy teljesítmény szempontjából a helikopter-hajtóművek három jól elkülöníthető csoportra oszthatók fel, amelyek között jól érzékelhető szakadás van. A legkisebb teljesítménykategória 200–800 kW-os felszálló teljesítményt biztosít. A közepes teljesítménykategóriába 1000–2200 kW-ot szolgáltató hajtóművek tartoznak, míg a nagy kategóriában 2500–3700 kW-os felszállóteljesítményekkel találkozhatunk. Láthatóan ez utóbbi kategória tartalmazza a legkevesebb példányt. Ez nem jelenti azt, hogy összesen ennyi hajtómű létezne ebben a kategóriában, de mindenképpen a „nehéz” szállítóhelikopter-típusok kis száma és egy-egy típuson belül a viszonylag alacsony gyártási szám miatt koránt sincs az a bőség, mint a kis és közepes kategóriákban. A teljes teljesítményvertikumban először egy jelentős csökkenést, majd többé-kevésbé állandó fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (0,3 kg/kWh, megfelel kb. 27-28%-os termikus hatásfoknak) értéket mutat.

Az átlagot tekintve mindenképpen az látható, hogy a nagyobb teljesítmények felé csökken a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, illetve nő a termikus hatásfok. Ez persze csak áttételesen kapcsolódik a teljesítményhez. A valós ok az, hogy a nagyobb teljesítményhez nagyobb levegőszállítás tartozik, ami a nagyobb geometriai méretek (kisebb relatív lapátrések) miatt jobb kompresszor hatásfokot eredményez. Ez még inkább igaz, ha a levegőfogyasztás maximuma nem 10 kg/s körül van, hanem, mint más kategóriák esetében, 30 kg/s vagy afelett.<sup>20</sup>

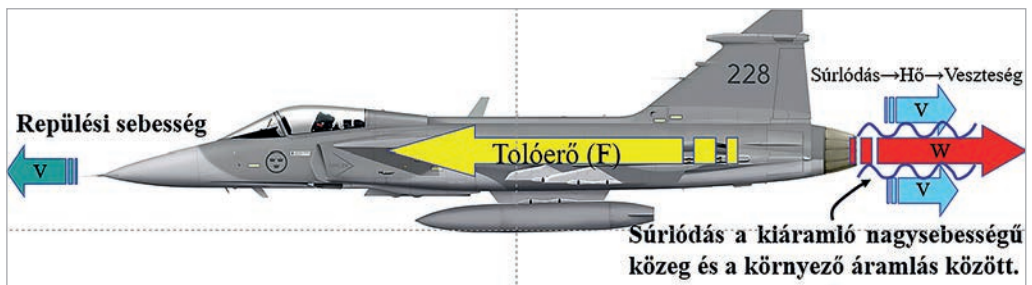
<sup>20</sup> Varga Béla – Békési László: „Tényleg nem a méret számít?”, avagy hogyan bünteti a kis méret a helikopter „turboshaft” hajtóműveket. *Repüléstudományi Közlemények*, 26. (2014), 2. 81–93.

### A gázturbinás hajtómű-kategóriák átlagos termikus hatásfoka

Ahogy az a fenti részből kiderült, számos gázturbina-kategória került kifejlesztésre a 40-es évek óta, viszont a kategóriák között nagyon jelentős eltérés van az átlagos termikus hatásfokaik szempontjából. A viszonylag kicsi helikopter turboshaft hajtóművek a legrosszabb hatásfokúak, 20-30%-kal. A turbólégsaváros hajtóművek 25-40%-ot, az egyáramú sugárhajtóművek (minimum 30 kg/s tömegáram mellett) 25-40%-ot, a kis kétáramúsági fokú hajtóművek 40-45%-ot teljesítenek. A nagy kétáramúsági fokú hajtóművek elérhetik a 40-50%-os termikus hatásfokot a rendelkezésre álló adatok és számításaink szerint (NEL tengersizint, zérus repülési sebességet feltételezve). A kategórián belüli eltéréseket indokolhatja a „származási” idő, eltérő technológiai szint és még a méretek is. A méret rendkívül fontos kategórián belül, de a különböző kategóriák összehasonlításakor is. Gyakorlatilag kisebb méret mindig alacsonyabb hatásfokkal bünteti a gázturbinákat.

### Propulziós hatásfok

A propulziós hatásfok az effektív teljesítmény (a sugárteljesítménynek az a része, ami ténylegesen megjelenik a repülőgép mozgásában) és a sugárteljesítmény (a hőerőgép által leadott teljesítmény) hányadosa. Az egyenletet megvizsgálva látható, hogy értéke függ részben a repülési sebességtől ( $v$ ), részben pedig a munkaközeg felgyorsításától, vagy más kifejezéssel a fajlagos tolóerőtől ( $w-v$ ), 5. egyenlet.



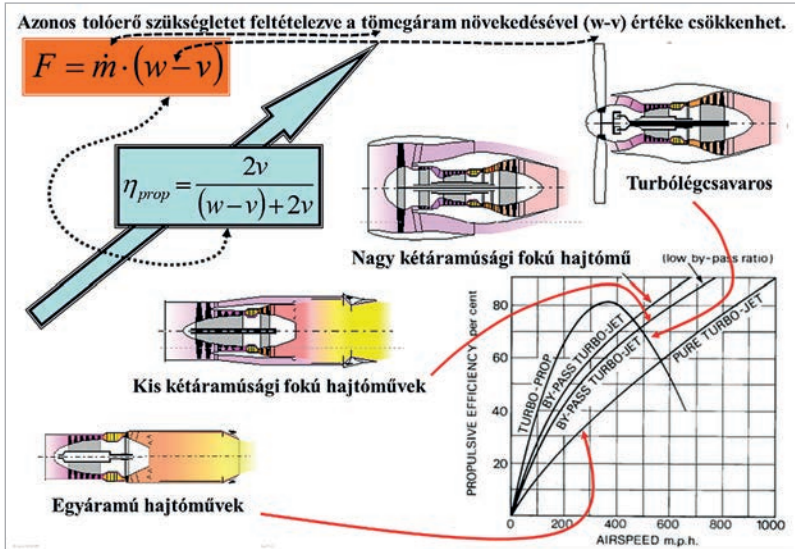
15. ábra: Gázturbinás hajtómű propulziós vesztesége

Forrás: a szerző szerkesztése

Ebben az esetben is a két teljesítmény különbsége hővé alakul, mégpedig a 15. ábra szerint a felgyorsított közeg és a környező levegő közti súrlódás következtében.

$$\eta_{prop} = \frac{\dot{m}(w-v)v}{\frac{\dot{m}(w^2-v^2)}{2}} = \frac{2v(w-v)}{(w-v)(w+v)} = \frac{2v}{(w-v)+2v} \quad (5)$$

A 16. ábrán láthatjuk a különböző gázturbinás hajtóművek propulziós hatásfokgörbéit. Az ábrából és az 5. egyenletből látszik, hogy egy adott repülési sebességnél, ha a fajlagos tolóerő csökken (kisebb a munkaközeg felgyorsítása), a propulziós hatásfok nő.



16. ábra: Különböző gázturbinás hajtóművek propulziós hatásfokai

Forrás: a szerző szerkesztése

Az összefüggésből az a következtetés vonható le, hogy adott vonóerőt jó propulziós hatásfokkal a tömegáram növelésével lehet elérni, például turbólégsaváros vagy nagy kétáramúsági fokú hajtóművekkel. Az utóbbi hajtómű hőerőgép része, más szóval gázgenerátor-egység, Bryton-körfolyamatot valósít meg, míg a felgyorsított közeg részben a környező levegő a ventilátor (fan) fokozat által, részben a hőerőgép forró égésterméke a fűvócső által gyorsul. A tolóerő körülbelül ~85%-át adja a ventilátorfokozat és csak a maradék ~15%-ot a fűvócső. Ennek megfelelően a propulziós hatásfok szempontjából az előbbi tarthat számot fokozottabb érdeklődésre a kétáramúsági fokon keresztül. Nem véletlen, hogy a nagy kétáramúsági fokú hajtóművek kétáramúsági foka folyamatosan nőtt az elmúlt évtizedekben, elérve a manapság 10-12-es értéket (CFM Leap hajtómű). Ez esetben azonban számolnunk kell azzal, hogy a repülési sebesség korlátozott lesz. Ezeknél a hajtóműveknél jól behatárolható a maximális sebességük, de ami még fontosabb, az utazósebességük és a repülési magasságuk (a kettő alapján pedig a Mach-szám is), így a propulziós hatásfokuk szempontjából is ezt a tartományt kell alapvetően vizsgálni, és ennek megfelelően ez jól becsülhető.



1. táblázat: Különböző hajtóművek és a repülési tartományuk, illetve utazótartományuk a színjelöléseknek megfelelően

foot	km																								
65616,8	20	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
62335,96	19	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
59055,12	18	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
55774,28	17	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
52493,44	16	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
49212,6	15	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
45931,76	14	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
42650,92	13	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
39370,08	12	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
36089,24	11	0	0,094	0,188	0,282	0,377	0,471	0,565	0,659	0,753	0,847	0,941	1,036	1,130	1,224	1,318	1,412	1,506	1,600	1,695	1,789	1,883	1,977	2,071	2,165
32808,4	10	0	0,093	0,186	0,278	0,371	0,464	0,557	0,649	0,742	0,835	0,928	1,020	1,113	1,206	1,299	1,391	1,484	1,577	1,670	1,762	1,855	1,948	2,041	2,133
29527,56	9	0	0,091	0,183	0,274	0,366	0,457	0,549	0,640	0,732	0,823	0,914	1,006	1,097	1,189	1,280	1,372	1,463	1,554	1,646	1,737	1,829	1,920	2,012	2,103
26246,72	8	0	0,090	0,180	0,271	0,361	0,451	0,541	0,631	0,721	0,812	0,902	0,992	1,082	1,172	1,262	1,353	1,443	1,533	1,623	1,713	1,803	1,894	1,984	2,074
22965,88	7	0	0,089	0,178	0,267	0,356	0,445	0,534	0,623	0,712	0,801	0,890	0,979	1,067	1,156	1,245	1,334	1,423	1,512	1,601	1,690	1,779	1,868	1,957	2,046
19685,04	6	0	0,088	0,176	0,263	0,351	0,439	0,527	0,615	0,702	0,790	0,878	0,966	1,055	1,141	1,229	1,317	1,405	1,492	1,580	1,668	1,756	1,844	1,931	2,019
16404,2	5	0	0,087	0,173	0,260	0,347	0,433	0,520	0,607	0,693	0,780	0,867	0,953	1,040	1,127	1,213	1,300	1,387	1,473	1,560	1,647	1,733	1,820	1,907	1,993
13123,36	4	0	0,086	0,171	0,257	0,342	0,428	0,513	0,599	0,685	0,770	0,856	0,941	1,027	1,113	1,198	1,284	1,369	1,455	1,540	1,626	1,712	1,797	1,883	1,968
9842,52	3	0	0,085	0,169	0,254	0,338	0,423	0,507	0,592	0,676	0,761	0,845	0,930	1,014	1,099	1,184	1,268	1,353	1,437	1,522	1,606	1,691	1,775	1,860	1,944
6561,68	2	0	0,084	0,167	0,251	0,334	0,418	0,501	0,585	0,668	0,752	0,835	0,919	1,002	1,086	1,170	1,253	1,337	1,420	1,504	1,587	1,671	1,754	1,838	1,921
3280,84	1	0	0,083	0,165	0,248	0,330	0,413	0,495	0,578	0,661	0,743	0,825	0,908	0,991	1,073	1,156	1,239	1,321	1,404	1,486	1,569	1,651	1,734	1,816	1,899
0	0	0	0,082	0,163	0,245	0,327	0,408	0,490	0,571	0,653	0,735	0,816	0,898	0,980	1,061	1,143	1,224	1,306	1,388	1,469	1,551	1,632	1,714	1,796	1,878
kneh	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200	2300	2400
mps	0	27,8	55,6	83,3	111	139	167	194	222	250	278	306	333	361	389	417	444	472	500	528	556	583	611	639	667
knot	0	54	108	162	216	270	324	378	432	486	540	594	648	702	756	810	864	918	972	1026	1080	1134	1188	1242	1296
miph	0	62,1	124	186	248	311	373	435	497	559	621	683	745	807	869	932	994	1056	1118	1180	1242	1304	1366	1428	1490

Kisgépes repülés, helikopter, repülési tartomány

Nagy kétáramúsági fokú hajtóművek, utazósebesség

Turbólégcsavaros hajtóművek, utazósebesség

Kis kétáramúsági fokú hajtóművek, repülési tartomány

Forrás: a szerző szerkesztése

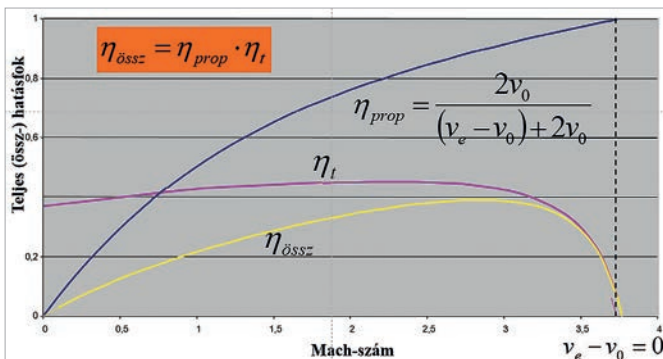
A 1. táblázatban látható a különböző hajtóművek és a hozzájuk tartozó repülőszközök hozzávetőlegesen jellemző utazósebesség- és magasságtartományai (turbólégcsavaros és nagy kétáramúsági fokú hajtóművek), kisgépes repülés és helikopterek, illetve kis kétáramúsági fokú hajtóművekkel szerelt repülőgépek repülési tartományai (ez utóbbinál benne van a hangsebesség feletti utánerővel elérhető tartomány is). A turbólégcsavaros hajtóművek esetében a propulziós határfok jellemzően 80% körül van. Nagy kétáramúsági fokú hajtóművek esetében ez az érték 70-80%. A többi kategóriánál nehezebb ezt meghatározni különösen a kis kétáramúsági fokú hajtóművekkel szerelt harcászati repülőgépeknél, ahol az éppen esedékes feladattól függően széles sebesség- és magasságtartományban repülnek, még abban az esetben is, hogy manapság a hangsebesség átlépése meglehetősen ritka. Helikopterek esetében elméletileg értelmezhető a propulziós határfok, de gyakorlatilag nem használható a tüzelőanyag-hatékonyság jellemzésére.



## Teljes hatásfok

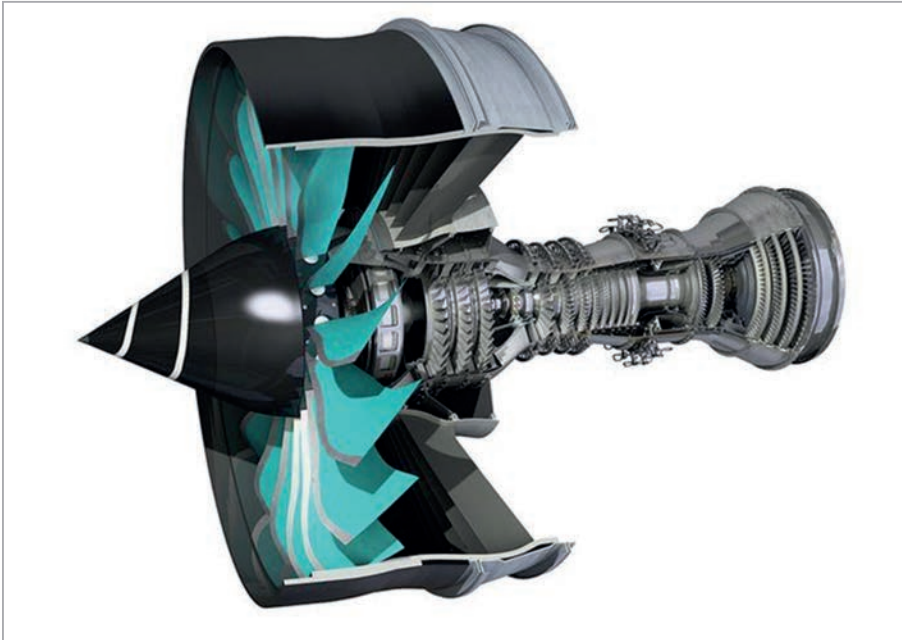
A teljes hatásfokot a termikus és a propulziós hatásfok szorzata adja meg. A 17. ábrán egy harcászati repülőgép kis kétáramúsági fokú hajtóművének a hatásfokgörbéi láthatóak a Mach-szám függvényében, NEL tengerszinti adatokra számítva. A termikus hatásfok ( $\eta_t$ ) kezdeti emelkedését a szívócsatornában való lefékeződés és nyomásnövekedés, illetve ennek következtében a magasabb teljes nyomásviszony okozza. A magasság növekedésével a termikus hatásfokgörbék némileg felfelé tolnának. 10-11 km magasságon elérve a +(4-6)%-ot a tengerszinti értékekhez képest. A görbék a kiinduló alapadatok (turbina előtti gázhőmérséklet, nyomásviszony) alapján körülbelül 3,7-es Mach-számmal záródnak. Ugyanakkor  $M > 1$  értéknél már csak teoretikusak, hiszen az e fölötti Mach-számokat legtöbb esetben csak utánégetővel képesek elérni, illetve tartani ezek a repülőgépek, ami a termikus hatásfokot és a propulziós hatásfokot is drasztikusan rontja. Ez egyben mutatja, hogy ezek a gázturbinák még teoretikusan sem léphetik át a 3-4-es Mach-számot. Ami fontosabb, hogy semmilyen üzemi körülmények között nem haladják meg a 20-25%-os teljes hatásfokot, ahol a magasabb érték 11 km, vagy e feletti repülési magasságra, utazósebességre és maximális körüli hajtómű-teljesítményre vonatkozik. Minden egyéb repülési állapotban ennél a teljes hatásfok csak kisebb lesz, lásd a piros ponttól jobbra eső sárga teljes (össz-) hatásfokgörbét. Tekintve ennek a kategóriának a változatos repülési profilját, csak becslésekbe lehet bocsátkozni az átlagos teljes hatásfok tekintetében, ami valószínűleg 10–20% közé esik. Szemléletesebbé téve, 1 tonna tüzelőanyag elégetéséből 100-200 kg hasznosul a repülőgép mozgatásában.

Ahogy már korábban a propulziós hatásfoknál jeleztük, a nagy kétáramúsági fokú hajtóműveket, 18. ábra, használó légi járművek esetében (és abból is a nagyobb kategóriáknál) a görbék trendjének alakulása azonos. Azonban propulziós hatásfok görbe meredekebb, vagyis  $M = 0,8$  körül már 70-75% a propulziós hatásfok értéke, és ennél az Mach-számmal és 9-11 km-es repülési magasságon a termikus hatásfok is eléri az 50-55%-ot, ami 30-40%-os teljes hatásfokot eredményez.



17. ábra: Egy kis kétáramúsági fokú hajtóművel szerelt repülőgép teljes hatásfoka a Mach-szám függvényében

Forrás: a szerző szerkesztése



18. ábra: Nagy kétáramúsági fokú hajtóművek általános felépítése

Forrás: <https://hu.pinterest.com/pin/459578336954944534/>

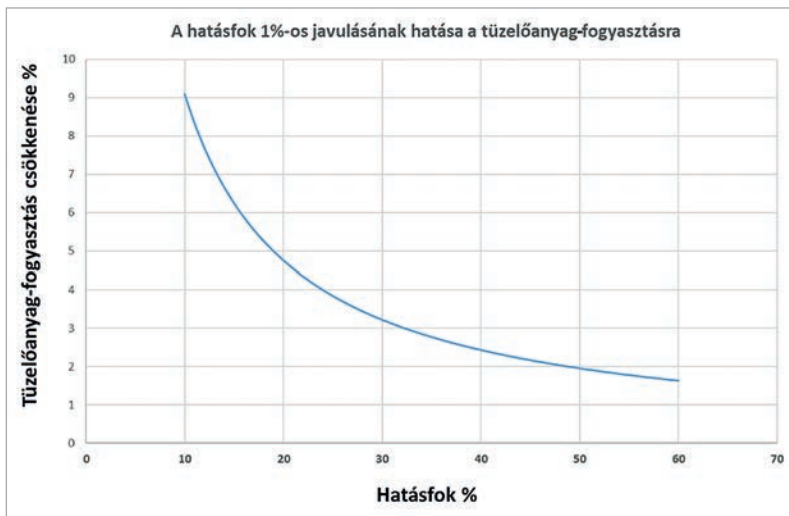
Habár ez a hajtóműtípus mutatja az egyik legjobb tüzelőanyag-hatékonyságot, a CO<sub>2</sub>-kibocsátás szempontjából ezek vizsgálata a legindokoltabb. Mivel ezzel a hajtómű-kategóriával szerelt repülőgépek adják a világ kereskedelmirepülőgép-flottájának 88,7%-át, összegészében a legnagyobb CO<sub>2</sub>-kibocsátó is. A turbólégcsavaros repülőgépek adják a maradék 11,3%-ot, eleve kisebb szállító kapacitással (maximum 80-100 fő), rövid távú járatokon (500-1000 km), így ezek kibocsátása az előbbieket mellett elhanyagolható.<sup>21</sup> A helikopterek, bár hajtóműveik a legrosszabb termikus hatásfokkal rendelkeznek, relatív kisebb méreteikkel és kisebb számukkal világviszonylatban nem jelentős szén-dioxid-kibocsátók.

Végül lássuk, hogy a teljes hatásfok, illetve annak változása milyen hatással lesz a tüzelőanyag-fogyasztásra, illetve ennek megfelelően a szén-dioxid-kibocsátásra. A teljes hatásfok, a 6. egyenlet szerint, a vontatási teljesítmény, vagyis a tolóerő és a sebesség ( $F \cdot v$ ) szorzatának és a hőbevitelnek, vagyis a tüzelőanyag-fogyasztás és a tüzelőanyag fűtőértéke ( $\dot{m}_t \cdot F_{\dot{u}}$ ) szorzatának a hányadosa.

$$\eta = \frac{F \cdot v}{\dot{m}_t \cdot F_{\dot{u}}} \gg \dot{m}_{t2} = \dot{m}_{t1} \frac{\eta_1}{\eta_2} \quad (6)$$

<sup>21</sup> Tables Relating to the World of Air Transport in 2015. Online: [www.icao.int/sustainability/pages/factsfigures.aspx](http://www.icao.int/sustainability/pages/factsfigures.aspx)

Feltételezve egy adott hatásfokjavulást, rögzítenünk kell, hogy ugyanazt a vontatási teljesítményt várjuk el. A jobb oldali egyenletben az 1-es index egy adott hatásfokot és tüzelőanyag-fogyasztást a 2-es index a magasabb hatásfokot és a hozzá tartozó tüzelőanyag-fogyasztást jelenti. A 19. ábrán láthatjuk, hogy minél magasabb a kiinduló hatásfok, annál kisebb tüzelőanyagfogyasztás-csökkenéssel jár egy százalékos hatásfokjavulás.



19. ábra: A tüzelőanyag-fogyasztás csökkenése a hatásfok 1%-os javulása esetében

Forrás: a szerzők szerkesztése

Példaként: a helikopterek esetében meglehetősen gyakori, hogy egy teljes típus flottának lecserélik a hajtóművét egy korszerűbb, erősebb és jobb hatásfokkal bíró új típusra. A General Electric T901 (GE3000) turboshaft hajtóműve a 2200 kW-os kategóriában 2019 februárjában az Improved Turbine Engine Program (ITEP) nyertese lett. Ezzel a hajtóművel tervezik 2025 után lecserélni 1300 Sikorsky UH-60 Black Hawk és több mint 600 Boeing AH-64 Apache helikopter T700-as hajtóművét. A hajtómű fejlesztésénél különös figyelmet fordítottak a T700-as hajtóművel megegyező méretre, ami a zökkenőmentes hajtóműcserét nagyban elősegíti. A gyártó General Electric szerint a T700-701D hajtóműhöz képest 25%-al javult a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása az új hajtóműnek. Figyelembe véve, hogy ez az előbb említett hajtómű esetében a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás 0,283 kg/kWh (ez nagyjából megfelel 29,5%-os termikus hatásfoknak) a T901 fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása ennek megfelelően 0,22 kg/kWh,<sup>22</sup> ami ebben az esetben körülbelül 10%-os hatásfok-növekedésnek felel meg. Ez persze szén-dioxid-kibocsátás-csökkenést is jelent, de ebben az esetben aligha ez járt a megrendelő fejében, hanem sokkal inkább a megnövekedett hatótávolság, hasznos teher vagy műveleti területen való tartózkodás időtartama.

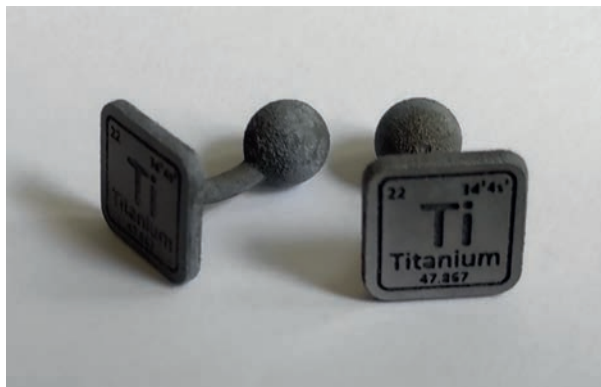
<sup>22</sup> The New Beginning, T901. Online: [www.geaviation.com/military/engines/t901-turboshaft-engine](http://www.geaviation.com/military/engines/t901-turboshaft-engine)

## Ma látható fejlesztési irányok

A gépegyesíthatásfokok esetében a kompresszor és a turbina politrópikus hatásfokának javítása a paraméterérzékenységi vizsgálatokat is figyelembe véve a legtöbb nyereséget hozhatja. A turbinalapátok hűtési hatásfokának növelése és a kerámia mátrix kompozit (CMC) turbinalapátok szintén eredményezhetnek néhány százalékos termikus hatásfok-növekedést. A propulziós hatásfok esetében a kétáramúsági fok további növelése gondot okozhat, mert növeli a hajtómű átmérőjét, ami még a hajtómű elhelyezésénél is problémát okoz, nem is beszélve az okozott extra légellenállásról. A magasabb kétáramúsági fok a kisebb mag eredményeként is megvalósulhat, amely nagyobb fajlagos hasznos munkát feltételez. A kisebb méret azonban gyakran kisebb gépegyesíthatásfokokat eredményezhet. Manapság a legizgalmasabbak a hajtóműgyártás és egyben a repülőgépipar területén az új gyártástechnológiai és anyagtechnológiai eredmények, amelyek már vagy megjelentek, vagy közvetlenül megjelenés előtt állnak a gyártási folyamatban is. Ebben a fejezetben ezek közül vizsgálunk meg néhányat.

### *Additív gyártási eljárások*

2019 októberében részt vettünk szerzőtársammal a GKN az RM 12 üzemeltetők konferenciáján. A konferencia végén, mintegy érdekességként, az egyik gyári menedzser tartott egy rövid prezentációt, amelynek keretében minden résztvevőnek átadott egy mandzsettagomb-készletet ajándékként. Némileg értetlenkedve néztük, és utána hallgattuk, hogy ezek a titánból készült mandzsettagombok, 20. ábra, additív technológiával (3D-s nyomtatással) készültek, és lehet, hogy a repülőgépipar jövőjét tartjuk a kezünkben. Miért is?



20. ábra: 3D-s nyomtatással készült tárgy

*Forrás:* a szerzők egyikének saját fotója

A hagyományos megmunkálási és gyártási módszerekkel az egyes alkatrészeket öntvényből vagy kovácsolt előgyártmányból kész alkatrészekké dolgozzák fel, majd különböző hegesztési, forrasztási vagy csavarkötésekkel építik össze egy bonyolultabb alkatrészé.

A 3D nyomtatás lehetőséget nyújt komplex alkatrészek előállítására a hagyományos gyártási tervezési korlátok nélkül. Az úgynevezett additív eljárás manapság már nemcsak egy prototípus-készítési technológia, hanem sorozatgyártást is lehetővé tesz a legigényesebb alkatrészek esetén is, sőt ezekben az esetekben nyújtja a legnagyobb előnyt a hagyományos eljárásokkal szemben.



21. ábra: Ugyanaz az alkatrész hátul hagyományos, elöl 3D nyomtatási eljárással

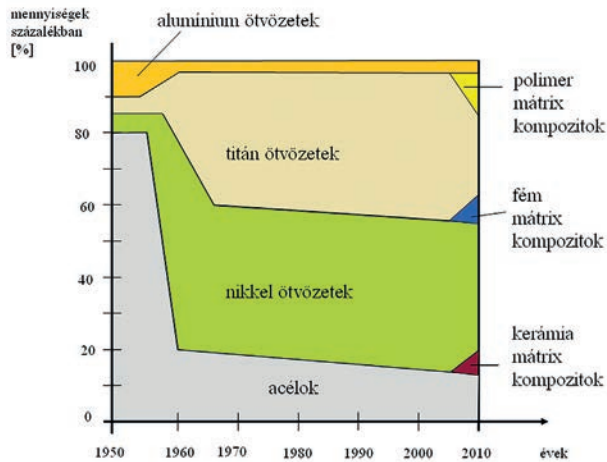
Forrás: *Metals in additive manufacturing*. Online: [www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials](http://www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials)

A 3D-s nyomtatás rétegekben közvetlenül a számítógépes fájl alapján épít alkatrészeket oly módon, hogy a rendkívül vékony fémrétegeket összeolvasztja egy lézer vagy egy elektronikus sugárral, 21. ábra. Az így kapott elemek könnyebbek és erősebbek lehetnek, mint a hagyományosan előállított fém alkatrészek, ugyanakkor fejlettebb aerodinamikai formákat tesznek lehetővé a jobb teljesítmény, megbízhatóság és tartósság javítása érdekében, valamint a tömegcsökkentés révén is hozzájárulhatnak a kedvezőbb tüzelőanyag-fogyasztáshoz.<sup>23</sup>

### *Korszerű hajtómű-alapanyagok*

A korszerű hajtómű-alapanyagok használata két nagy előnnyel jár: a belőlük készült hajtóműveknek kisebb a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztásuk, mert magasabb hőmérsékleten mehet végbe az égés az égéstérben („tökéletesebb” lesz az égés, tehát kevesebb üzemanyag szükséges), illetve szerkezetük könnyebb lesz, így olcsóbbá válik az üzemeltetés és alacsonyabb szintű lesz a károsanyag-kibocsátás.

<sup>23</sup> *Metals in Additive Manufacturing*. Online: [www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials](http://www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials)



22. ábra: Alapanyagok felhasználása a hajtóműgyártás alkatrészeiben 1950-es évektől napjainkig

Forrás: Klaus Steffens – Hans Wilhelm: *Next engine generation: materials, surface technology, manufacturing processes*, MTU Aero Engines munkaanyaga alapján a szerzők egyikének rajza

Két fontos csoport emelhető ki a korszerű hajtómű-alapanyagok közül: a szálerősítésű kompozitok, amelyek polimer, fém vagy kerámia mátrixúak és a monolitikus intermetalikus anyagok. A kompozitok magas hőmérsékleten tanúsított viselkedése nagymértékben függ az alkalmazott mátrix anyagától. A szálerősítésű kompozitok, ahogy a 22. ábrán is látható, nemcsak megjelentek a 21. században, hanem egyre nagyobb részben használatosak alapanyagként a hajtóműgyártásban.

#### Polimer mátrix kompozitok (Polymer Matrix Composites [PMC])

Az 1940-es évek elején felmerült az igény olyan anyag iránt a katonai repülőgépgyártásban, amelyek alkalmazása esetén nehezebben lehet a repülőgépeket rádiólokátorral felderíteni, vagyis csökken a radarkeresztmetszetük. Innentől kezdve datálható a polimer mátrix kompozitok megjelenése a repülés területén belül. Nemcsak „radarállósága” miatt lett népszerű ez az anyagcsoport a repülésben, hanem gazdasági okokból is, hiszen az alkatrészek tömegének csökkenésével az előállítási költségük szintén csökken. Termikus stabilitás javítására és szilárdságnövelésre használják, ugyanakkor korrózióálló, alaktartó, hosszú élettartamú, ellenáll az időjárás viszontagságainak.

A polimer mátrixú anyagok legalább két alkotórészből állnak. Az egyik a hordozóanyag – más néven mátrix –, a másik pedig az erősítőanyag, amelyet körülölel a hordozóanyag. Két nagy csoportra oszthatóak a polimer mátrixú kompozitok: hőre lágyuló és hőre keményedő fajtákra. A polimer mátrix alapanyaga lehet poliészter, epoxigyanta, vinilészter, míg az erősítőanyagnál leggyakrabban használt alapanyagok az üveg, a szén, az aramid és a polietilén.



Az üvegszál erősítésű epoxigyanta mátrixú kompozitokat főként olyan helyeken használják, ahol nincs kitéve ez az anyag nagyon magas hőmérsékletnek, mint például a hajtómű ventilátorának burkolata, szárnyborítás, tömítések és távtartó. Ezen alkatrészek megtalálhatóak a CF6-80, CFM 56, illetve a GE 90 típusú hajtóművekben. A jövőben a PMC-alapanyagú elemek száma minden bizonnyal növekedni fog a hajtóművekben, jó tulajdonságai és gazdaságossága miatt.

### Fém mátrix kompozitok (Metal Matrix Composites [MMC])

A fém mátrix kompozitok előállításánál hordozóanyagként bármilyen fém szóba jöhet, de legelterjedtebben a könnyűfémeket, mint például a magnéziumot, az alumíniumot, a titánt használják, valamint a szuperötvözeteket is. Erősítőanyagként pedig fém-, bór-, szén-, grafit-szálakat, illetve különböző anyagú kerámiákat helyeznek a mátrixba.

Jó szívósságot és magasabb működési hőmérsékletet biztosítanak ezen kompozitok, de mégsem annyira elterjedtek, mint a polimer mátrixú kompozitok, valószínű az előállítás technológiájuk bonyolultsága és ez által drágább előállításuk miatt. Az egyik legígéretesebb a titán mátrixú kompozit. Körülbelül 50%-os a tömegsökkenés a hagyományos titánötvözetekhez képest, mindez nagy merevség és szilárdság mellett. Ehhez a kompozitokhoz főként szilícium-karbid (SiC-) szálakat adnak erősítésként, amelyeket karbon réteggel vonnak be, hogy elkerüljék a mátrix és az erősítőanyag reakcióba lépését a gyártás során. Jellemzően centrifugál kompresszor járókereket, 23. ábra, állítanak elő ebből az anyagból továbbá tengelyeket, valamint ventilátorlapátokat is.



23. ábra: Centrifugál kompresszor járókerék

Forrás: *First Refraction Enhanced 3D Computed Tomography – Application to Metal Matrix Composites*.  
Online: [www.ndt.net/article/ct2003/v02/v02.htm](http://www.ndt.net/article/ct2003/v02/v02.htm)

Nemcsak szilícium-karbid, hanem a bór szálak is megjelennek erősítőanyagként alumínium és titán mátrixú kompozitokban, attól függően, hogy mely hajtóműalkatrész készül belőle; titán-bór társításban sugárhajtómű-ventilátor forgórésznél használatos, míg az alumínium-bór társítást kompresszor forgórész alapanyagaként használják.

## Kerámia mátrix kompozitok (CMC-Ceramics Matrix Composites)

A kerámia mátrix kompozitok ígéretesnek bizonyulnak a hajtóműgyártásban az alábbi tulajdonságaik miatt: nagy merevség, magas hőmérsékleten jó szilárdság, termikus stabilitás, oxidatív környezetben korrózióval szembeni jó ellenálló képesség, alacsony sűrűség.

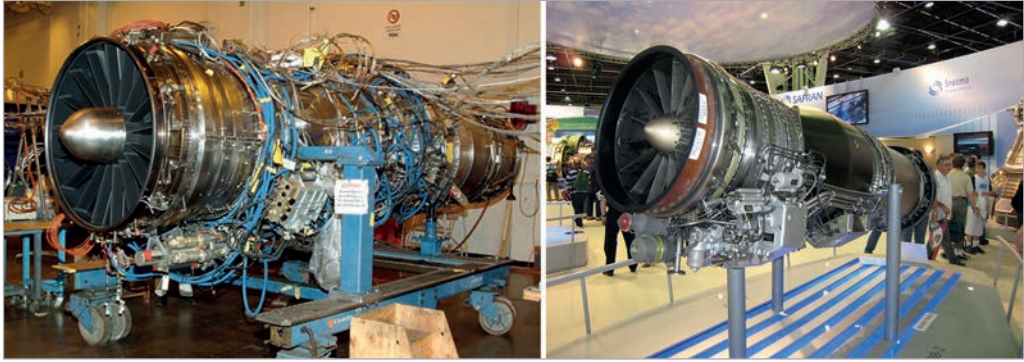
Eltérést mutat a fém és a polimer mátrix kompozitokhoz képest, hogy a mátrix nagyon rideg, és ha külső hatás miatt repedés keletkezik, akkor az először a mátrixban jelentkezik, nem pedig a szálakban, mint a másik két fajtájú kompozitnál. A CMC-k erősítőanyagaként szilícium-karbid, karbon és alumínium-oxid szálakat használnak, míg a befogadó anyagnál szintén megtalálható a szilícium-karbid, alumínium-oxid, illetve e két anyag keveréke. Természetesen más anyagokat is használnak mátrixként, mint például cink-oxid vagy üveg.

Kétféle szálanyag kerülhet szóba a hajtóműgyártásnál: az oxid, illetve a nem oxid szálak. A nem oxid szálak fő képviselője a szilícium-karbid (SiC), amely megfelelő kúszási jellemzőkkel rendelkezik, de kémiai reakció jöhet létre a szálanyag és mátrix között, ha nincs megfelelő bevonat a szálakon. A 2. táblázat mutatja be, hogy mennyit javít bizonyos anyagok műszaki paraméterein, ha szilícium-karbid szálakkal lettek megerősítve. Az oxid szálaknál az alumínium-oxid ( $Al_2O_3$ ) emelkedik ki, amely termikusan stabil, viszont kúszási mutatói nem a legmegfelelőbbek. Tulajdonságai miatt a kerámia mátrix kompozitokat a hajtóműveknél inkább az alacsony nyomású részeken használják, mint például diffúzor rész kúpja vagy terelő lapátok. A General Electric és Rolls Royce együttműködése folytán jött létre az F136 gázturbinás hajtómű, amelynek állórész lapátjainál, illetve a Snecma M88 hajtóműnek, 24. ábra, a gázsebesség-fokozó redőny elemeinél jelenik meg alapanyagként.

2. táblázat: Szilícium-karbid erősítésű szálak hatása kerámia anyagok műszaki tulajdonságaira

Anyagok	Szakítószilárdság [MPa]	Törési szívósság [MPa $\sqrt{m}$ ]
$Al_2O_3$	550	5,5
$Al_2O_3/SiC$	790	8,8
SiC	495	4,4
SiC/SiC	756	25,3
ZrO <sub>2</sub>	206	5,5
ZrO <sub>2</sub> /SiC	446	22
Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub>	467	4,4
Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub> /SiC	790	56,1
üveg	62	1,1
üveg/SiC	825	18,7
üvegkerámia	206	8,2
üvegkerámia/SiC	825	17,6

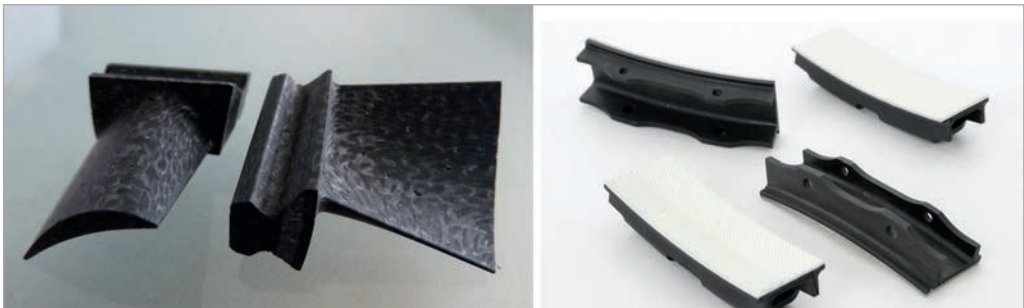
Forrás: Konczos (é. n.) i. m.



24. ábra: F136 hajtómű és Snecma M88 hajtómű

Forrás: [http://en.wikipedia.org/wiki/File:Sdd\\_f136\\_006.jpg](http://en.wikipedia.org/wiki/File:Sdd_f136_006.jpg); [http://en.wikipedia.org/wiki/File:M88-2\\_Engine.JPG](http://en.wikipedia.org/wiki/File:M88-2_Engine.JPG)

A General Electric már tapasztalatokra tett szert korábban is a CFM LEAP, a GE9X és a GE ATP hajtóművek esetében. A tartósabb és magasabb hőmérséklet-tűrésű és könnyebb CMC-kel helyettesítve a fémötvözeteket. Mivel esetükben kevesebb hűtésre van szükség, jobb termikus hatásfok érhető el, ugyanis a hűtőlevegő-elvétel a kompresszortól mindig hatásfokromlással jár, 25. ábra.



25. ábra: CMC turbinalapátok és gyűrűk

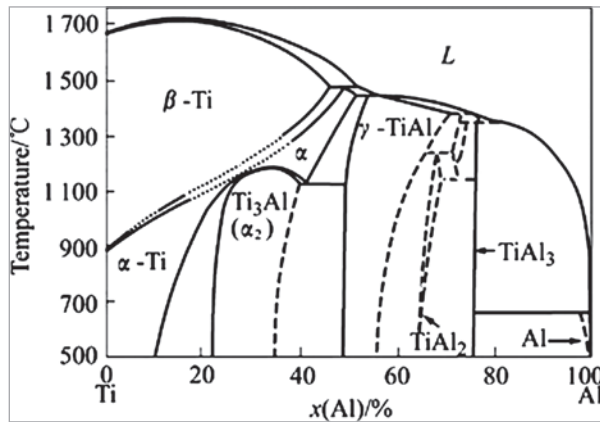
Forrás: *Space age ceramics are aviation's new cup of tea*. Online: [www.ge.com/news/reports/space-age-cmc-aviations-new-cup-of-tea](http://www.ge.com/news/reports/space-age-cmc-aviations-new-cup-of-tea)

A GE szerint a gázturbinás korszak kezdete óta az új anyagok lehetővé tették minden évtizedben a turbina előtti gázhőmérséklet kb. 25 °C-kal való növekedését. A CMC-összetevőkkel ez a növekedés ebben az évtizedben megháromszorozódhat.

## Intermetallikus vegyületek

Az intermetallikus (fémközi) vegyületek általában kétkomponensű ötvözetek megszi-  
lárdulásából alakulnak ki.<sup>24</sup> Ezen vegyületek közül a titán és alumínium alkotta inter-  
metallikus vegyület emelkedik ki a repülőgépkatrész-gyártás területén.

Három fő fémközi vegyülete ismert:  $\gamma$ -TiAl,  $\alpha_2$ -Ti<sub>3</sub>Al és Ti-Al<sub>3</sub>, 26. ábra. Általános  
jellemzőjük, hogy a belőlük készült alkatrészeknek kicsi a tömegük, jó az ellenálló  
képességük a korrózióval és a hővel szemben, viszont elég rideg anyagok, különösen  
alacsony hőmérsékleten. Hajlékonyságuk növelhető kémiai összetevők módosításával,  
illetve a gyártási paraméterek optimalizálásával. Mintegy 40 évvel ezelőtt kezdtek ezen  
anyagok fejlesztését az autó- és a repülőgépgyártásban.<sup>25</sup>



26. ábra: Ti-Al fázis diagramja

Forrás: Lan Huang: *Microstructural Control of Ti-Al-Nb-W-B Alloys*. PhD diss. University of Tennessee, 2008. Online: <http://link.springer.com/article/10.1007%2Fs11661-007-9113-x/fulltext.html>

A három vegyület közül a  $\gamma$ -TiAl-t használják a legelterjedtebben. Kiváló mechanikai tulajdonságokkal rendelkezik, amelyekből kiemelkedik a magas hőmérsékleten tapasztalható korrózióállósága (600 °C felett). Nagy lehetőség mutatkozik a hajtómű tolóerő-tömeg arány javítására ezen vegyületek mind szélesebb körű alkalmazásával. Az alacsony nyomású turbinalapátok és nagy nyomású kompresszorlapátok alapanyagaként már kezdi átvenni a nikkeltövezetek helyét.<sup>26</sup>

<sup>24</sup> Konczos Géza: *Korszerű anyagok és technológiák. Előadás III. éves BME mérnök-fizikus hallgatók részére*. 9. fejezet: Kompozit anyagok. Online: [www.szfki.hu/~konczos/tanfolyam/9.pdf](http://www.szfki.hu/~konczos/tanfolyam/9.pdf)

<sup>25</sup> [www.reade.com/products/titanium-aluminide-powder-titanium-aluminide-sheet-tial-ti3al-tial3-ti-48al-2nb-2cr-ti2-alnb](http://www.reade.com/products/titanium-aluminide-powder-titanium-aluminide-sheet-tial-ti3al-tial3-ti-48al-2nb-2cr-ti2-alnb)

<sup>26</sup> [www.reade.com/products/titanium-aluminide-powder-titanium-aluminide-sheet-tial-ti3al-tial3-ti-48al-2nb-2cr-ti2-alnb](http://www.reade.com/products/titanium-aluminide-powder-titanium-aluminide-sheet-tial-ti3al-tial3-ti-48al-2nb-2cr-ti2-alnb)



27. ábra: GENx-hajtómű a Boeing 747-8I prototípusában

Forrás: Online: [http://en.wikipedia.org/wiki/File:General\\_Electric\\_GENx\\_on\\_747-8I\\_prototype.jpg](http://en.wikipedia.org/wiki/File:General_Electric_GENx_on_747-8I_prototype.jpg)

A General Electric a GENx hajtóművében az alacsony nyomású turbinalapátok alapanyaga a  $\gamma$ -TiAl vegyületet, amelyeket a Boeing B 787, illetve a B 747-8-as repülőgépekben alkalmaznak, 27. ábra.

## Összefoglalás

Figyelembe véve az általunk vizsgált tüzelőanyag-hatékonyság és gazdaságosság kérdését, még a polgári légi közlekedésben is jelentős előrelépési lehetőségek vannak. Sajnos szinte biztos, hogy egyetlen áttörést sem várhatunk. Egyes kutatók ugyan az elkövetkező néhány évtizedben az összhatófok akár 30%-os növekedését is elképzelik, erre kevés az esély. A kompresszor és a turbina politrópikus hatásfokának javítása, a turbinalapát-hűtés hűtési hatásfokának növelése néhány százalékat eredményezhet. Az anyagokat illetően a kerámia mátrix kompozitok nagyon ígéretesek, mert magasabb hőállóságuk, mint a jelenlegi nikkal alapú szuperötvözeteknek. Az új szerkezeti anyagok felhasználása nem feltétlenül közvetlenül, hanem a tömegcsökkentés révén is hozzájárulhat a jobb üzemanyag-fogyasztáshoz. És az is bizonyos, hogy az ICAO jelentős erőfeszítéseket tesz a nemzetközi repülési iparág folyamatosan növekvő CO<sub>2</sub>-kibocsátásának visszaszorítása érdekében, valamint az is, hogy a tüzelőanyag-hatékonyság minden tizedszázalékos növelése komoly erőfeszítéseket és folyamatos innovatív megoldásokat követel a hajtóműgyártóktól. Amiben bízhatunk még, hogy a verseny éles a gyártók között, és ez is folytonos előre tekintésre sarkallja a piac résztvevőit.



## Felhasznált irodalom

- Fehér Krisztina: Alternatív tüzelőanyagok alkalmazása a repülésben. *Műszaki Katonai Közlöny*, 28. (2018), 2. 43–56.
- Krisztina Fehér: Biomass as raw material of aircraft fuels. *Repüléstudományi Közlemények*, 30. (2018), 3. 123–138.
- First refraction enhanced 3D computed tomography – Application to metal matrix composites*. Online: [www.ndt.net/article/ct2003/v02/v02.htm](http://www.ndt.net/article/ct2003/v02/v02.htm)
- High temperature coatings. Online: [www2.virginia.edu/ms/research/wadley/high-temp.html](http://www2.virginia.edu/ms/research/wadley/high-temp.html)
- Jet Engine Design: *Turbine Cooling*. Online: <https://aerospaceengineeringblog.com/turbine-cooling/>
- Kavás László – Békési László – Rozovicsné Fehér Krisztina: A hajtómű alkatrész alapanyagok jelene és jövője. *Repüléstudományi közlemények*, 25. (2014), 2. 24–34.
- Kolláth Szabolcs: *Gázturbinás hajtóművek evolúciós fejlődése*. Szakdolgozat.
- Konczos Géza: *Korszerű anyagok és technológiák. Előadás III. éves BME mérnök-fizikus hallgatók részére*. 9. fejezet: Kompozit anyagok. É. n. Online: [www.szfki.hu/~konczos/tanfolyam/9.pdf](http://www.szfki.hu/~konczos/tanfolyam/9.pdf)
- Huang, Lan: *Microstructural control of Ti-Al-Nb-W-B Alloys*. PhD diss. University of Tennessee, 2008. Online: [https://trace.tennessee.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1515&context=utk\\_graddiss](https://trace.tennessee.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1515&context=utk_graddiss)
- Metals in additive manufacturing*. Online: [www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials](http://www.ge.com/additive/additive-manufacturing/information/metal-additive-manufacturing-materials)
- Cumpsty, Nichholas: *Jet propulsion*. Cambridge, Cambridge University Press, 2003.
- Space age ceramics are aviation's new cup of tea*. Online: [www.ge.com/news/reports/space-age-cmc-s-aviations-new-cup-of-tea](http://www.ge.com/news/reports/space-age-cmc-s-aviations-new-cup-of-tea)
- Tables relating to the world of air transport in 2015*. Online: [www.icao.int/sustainability/pages/factsfigures.aspx](http://www.icao.int/sustainability/pages/factsfigures.aspx)
- The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018*. Online: [www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1352231020305689?via%3Dihub](http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1352231020305689?via%3Dihub)
- The New Beginning, T901*. Online: [www.geaviation.com/military/engines/t901-turboshift-engine](http://www.geaviation.com/military/engines/t901-turboshift-engine)
- Varga Béla – Tóth József: A széndioxid, mint a legfőbb „ellenség”, avagy mi az ICAO által létrehozott „CORSA” szerepe ebben a harcban. *Repüléstudományi Közlemények*, 29. (2017), 3. 243–252.
- Varga Béla: *Gázturbinás hajtóművek teljesítmény és hatásfok növelésének műszaki technológiai háttere, és ezek hatása a katonai helikopterek korszerűsítésére*. PhD-értekezés, Budapest, 2013. Online: <http://ludita.uni-nke.hu/repozitorium/bitstream/handle/11410/9584/Varga%20B%20c3%a9la%20c3%a9rtkez%20c3%a9s?sequence=1&isAllowed=y>
- Varga Béla – Békési László: „Tényleg nem a méret számít?”, avagy hogyan bünteti a kis méret a helikopter „turboshift” hajtóműveket. *Repüléstudományi Közlemények*, 26. (2014), 2. 81–93.
- Varga Béla – Kavás László – Rozovicsné Fehér Krisztina – Bozóki János: *Parameter sensitivity examination of gas turbine engines Proceedings Transport Means*. Conference Kaunas, 2015.
- Why ICAO decided to develop a global MBM scheme for international aviation?* Online: [www.icao.int/environmental-protection/Pages/A39\\_CORSA\\_FAQ1.aspx](http://www.icao.int/environmental-protection/Pages/A39_CORSA_FAQ1.aspx)