

# A GÁZTURBINÁS REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰVEK FEJLESZTÉSI TENDENCIÁI, A VÁRHATÓ JÖVŐ

**Dr. Sánta Imre**  
**Egyetemi docens**  
**Budapesti Műszaki Egyetem**  
**Repülőgépek és hajók tanszék**

*A dolgozat rövid összefoglalást ad a gázturbinás repülőgép hajtóművek fejlesztésének eddigi szakaszairól. Részletesen foglalkozik a jelenleg folyó fejlesztési munkákkal, fejlesztési programokkal. Kitér az új módszerek alkalmazására a tervezésben, vizsgálatokban. Végül áttekintést ad a következő évezred elején várható hajtómű-fejlesztési irányokról, a jövő gázturbinás repülőgép hajtómű elképzelésekről.*

## TÖRTÉNETI ÁTTEKINTÉS, JELENLEGI HELYZET

A repülési sebesség, a repülőgép tömeg, a szállítandó súly növelése iránti igény megkövetelte és megköveteli a repülőgép hajtóművek állandó fejlesztését.

A hangsebességnél lényegesen kisebb sebességű repülőgépek hajtásához szükséges teljesítmény megközelítőleg a sebesség köbével arányos, de a hangsebesség közelében a hullám ellenállás következtében ez a teljesítményigény gyorsan növekszik. Például 750km/h repülési sebességről 970km/h sebességre történő gyorsításhoz a teljesítményt 700kW-ról 9000kW-ra kell növelni, vagyis majdnem 13-szorosára. Ez a teljesítményigény-növekedés hangsebesség feletti repülésnél még nagyobb mértékű. Ilyen feltételeknek a dugattyús repülőgép motorok nem tudtak megfelelni.

Az első gázturbinás sugárhajtóművek 10kN tolóerővel és 0,15kg/Nh fajlagos fogyasztással rendelkeztek.

Jelenleg a sugárhajtóművek tolóereje meghaladja a 150kN értéket, míg a fajlagos fogyasztás 0,07-0,08kg/Nh értékű. (Vannak kétáramú hajtóművek, amelyek 400kN-nál nagyobb tolóerővel rendelkeznek.)

Kétáramú hajtóművek esetében a maximális felszálló tolóerő nagyobb, mint 450kN, a fajlagos fogyasztás pedig 0,03-0,035kg/Nh.

A turbólégcsavaros hajtóművek teljesítménye mára elérte a 11000kW értéket, míg a fajlagos fogyasztás 0,15kg/kWh.

A tüzelőanyag fogyasztás további mérséklése céljából alkalmazzák és fejlesztik a légcsvár-ventillátoros hajtóműveket  $M_0=0,8$  (850km/h) repülési sebességre, melyek tüzelőanyag-fogyasztása 20–25%-kal kisebb, mint a korszerű két-áramú hajtóművéké.

A fel- és leszállások számának csökkentése érdekében jelenleg egyre nagyobb befogadóképességű repülőgépeket terveznek a hangsebességhez közeli 900–950km/h repülési sebességekre. (NLA (New Large Aircraft)-repülőgépek Boeing 747-500, 747-600, A 3XX.)

## A FEJLESZTÉS LEHETŐSÉGEI

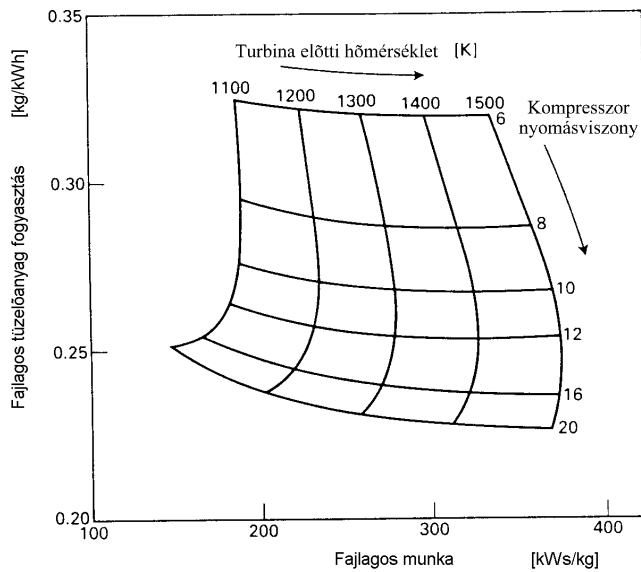
A repülés fejlődése alapvetően a repülési sebesség, a hatótávolság és a felszálló tömeg növelést jelenti.

A gázturbinás hajtóművek körfolyamatának alapvető paramétere a körfolyamat nyomásviszonya, illetve a turbina előtti hőmérséklet. Ezen paraméterek mellett a hajtómű termikus jellemzőinek alakulását meghatározzák a részegységek hatásfokai.

Az 1.ábra szemlélteti a fajlagos fogyasztás és a fajlagos teljesítmény függését — napjainkban reális részegység hatásfokok esetén — a turbina előtti hőmérséklet és kompresszor nyomásviszony függvényében. A diagramból jól látható, hogy a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás a turbina előtti hőmérséklet növelésével az intenzív, nagy levegőáramot felhasználó lapáthűtés alkalmazásáig gyorsan, majd azután kevésbé csökken — esetleg nő (a körfolyamat termikus hatásfoka ezzel ellentétesen változik).

A részegységek hatásfokától függően minden turbina előtti hőmérséklethez tartozhat egy hatásfok szerinti és egy fajlagos munka szerinti optimális nyomásviszony. A nyomásviszony növelése eddig az optimális értékig növeli a hatásfokot, illetve a fajlagos munkát.

A lapáthűtésre kompresszorból elvett levegő hőmérséklete az elvétel helyének függvénye. A turbina első fokozati lapátok esetén ez a hely a kompresszor utolsó fokozata, ahol a hőmérsékletet a kompresszor nyomásviszonya határozza meg. Amennyiben a turbina előtti hőmérséklet igen magas és a turbinalapát hűtésre szorul, a nagy nyomásviszonyú kompresszorból elvett hűtőlevegő hőmérséklete nem tesz lehetővé megfelelő hűtést, ezért ez korlátja lehet a turbina előtti hőmérséklet növelésének.



1.ábra

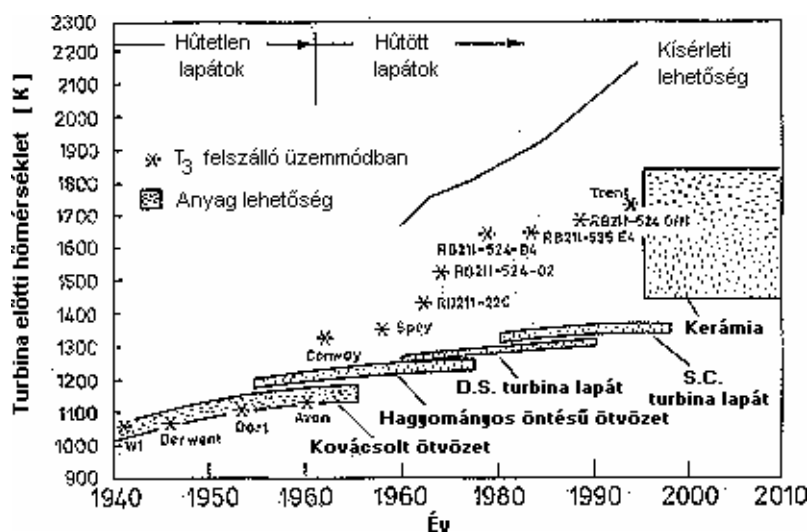
A hűtőhatás javítható a hűtőlevegő valamilyen módon történő visszahűtésével, mely történhet a kompresszor szekciók közötti közbenső visszahűtéssel vagy a hűtésre irányított levegő kompresszor és turbina közötti visszahűtésével.

Az előbbi megoldás a kompresszor kilépő-hőmérséklet csökkentése mellett csökkenti a kompresszió teljesítményszükségletét. A levegő visszahűtés okozta szerkezeti kialakítás problémája (tömeg, térfogat, megbízhatóság) még megoldandó feladat.

A 2.ábra szemlélteti a turbina belépő-hőmérsékletének változását, valamint a lapátanyagra megengedett hőmérsékleteket a Rolls Royce hajtóművek esetében 1940-től, és megadja a 2010-ig várható tendenciát, mely a kerámia anyagok térhódítását prognosztizálja.

A gázturbinás hajtóművek egymás utáni újabb generációiról a turbina előtti hőmérséklet 150–250°C-os növekedése esetén beszélünk.

Az ábrából kitűnik, hogy az elmúlt húsz év során a turbina előtti hőmérséklet évente átlagosan 8K-nel nőtt.



2. ábra

Mivel a turbina előtti hőmérséklet növelésével a körfolyamat fajlagos munkája nő, így annak a szerkezeti anyagok által megengedett értékig történő növelése — a lapáthűtés árán is — szükséges cél.

Összességében a fejlesztés a hasznos tömeg növelése, a sárkány, a hajtóművek és berendezések relatív tömegének csökkentése, a repülőgép aerodinamikai karakterisztikáinak javítása irányába mutat.

A repülőgépek hajtása vonatkozásában az ezredforduló utáni első években nem várható a gázturbinás hajtómű alternatívájaként megjelenő más fizikai elven alapuló hajtómű.

A gázturbinás repülőgép hajtóművek fejlődése a következő generációknál is alapvetően a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás csökkentését, a körfolyamat termikus hatásfok, a fajlagos munka, illetve a propulziós hatásfok növelését jelenti. Fontos feladat a zaj és a károsanyag kibocsátás csökkentése.

Ezen célkitűzések teljesítése érdekében szükséges:

- új, könnyű, nagyszilárdságú anyagok alkalmazása;
- nagyhőmérsékletű, nagy nyomásviszonyú hajtóművek kifejlesztése, intenzív lapáthűtés kialakítása;
- zajcsökkentés;
- új égéstér kialakítások a károsanyag kibocsátás csökkentése céljából.

Az újonnan létrehozott technikával szemben alapvető követelmény a megbízhatóság, a repülési karakterisztikák állandósága, az élettartam növelése — a gyártás és üzemeltetés költségeinek egyidejű csökkentése mellett.

## FEJLESZTÉSI PROGRAMOK

A továbbiakban a jövő szempontjából meghatározó gázturbina fejlesztési programok főbb elemeinek ismertetésére kerül sor.

### IHPTET (INTEGRATED HIGH PERFORMANCE TURBINE ENGINE TECHNOLOGY) PROGRAM.

Az Amerikai Egyesült Államokban egy koordinált gázturbínás hajtómű technológiai program alapján folyik a fejlesztés [5],[6].

A program — mely a „Nagyteljesítményű gázturbínás hajtómű integrált technológia program” nevet viseli — mintegy 10 éve kezdődött és célja a propulziós teljesítmény ( $T/W$ =tolóerő/hajtómű tömeg) megkétszerezése a 2003. évre.

A program katonai célú repülőgépek hajtóműveinek kifejlesztésével foglalkozik, de mivel majd minden gázturbínás hajtómű katonai eredetű, az elhatározott és megtett fejlesztési lépések előbb vagy utóbb megjelennek a kereskedelmi gépek hajtóműveiben is.

A program több fázisból áll, s a célkitűzéseket ill. eredményeket a 3. ábra szemlélteti [5],[6].

A különféle típusú gázturbínás hajtóművek teljesítményének összehasonlíthatósága szempontjából bevezethetjük az ún. ekvivalens teljesítmény fogalmát, mely a hajtóműben lejátszódó expanzió ( $P_{\text{expanzió}}$ ) és kompresszió teljesítmény ( $P_{\text{kompresszió}}$ ) különbséget jelenti. Ezzel mintegy átalakítunk minden hajtóművet egy kéttengelyes munkaturbinás hajtóműre.

Ilyen módon értelmezhetjük az ekvivalens teljesítményt

$$EP = P_{\text{expanzió}} - P_{\text{kompresszió}}$$

az egységnyi beszívott levegőre vonatkoztatott fajlagos ekvivalens teljesítményt,

$$ESP = \frac{EP}{\dot{m}_{\text{levegő}}}$$

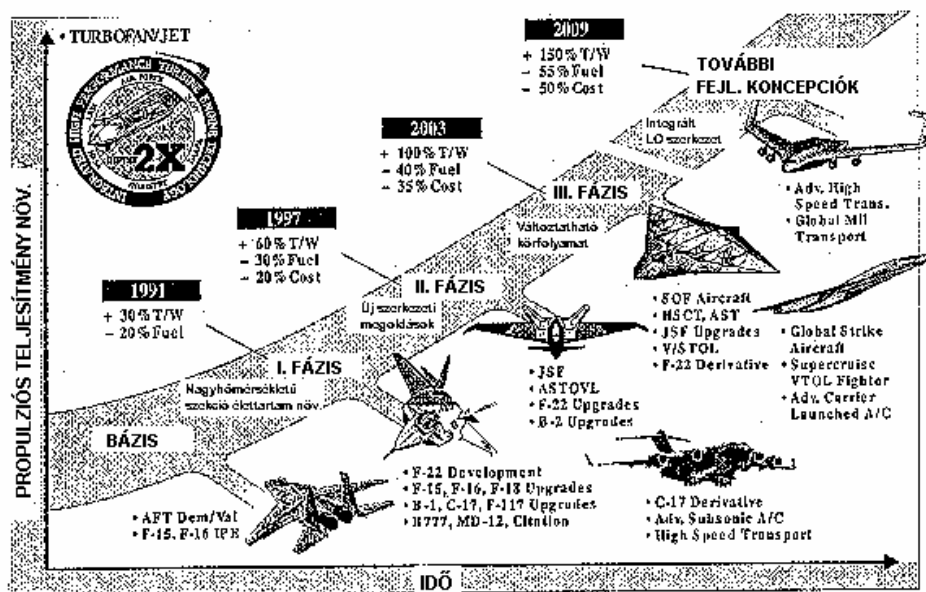
valamint az ekvivalens teljesítményre vonatkoztatott fajlagos tüzelőanyag fogyasztást

$$EPSFC = \frac{\dot{m}_{ta}}{EP}$$

Ahol:  $\dot{m}_{levegő}$  — a beszívott levegő tömegáram,  $\dot{m}_{ta}$  — a tüzelőanyag tömegáram.

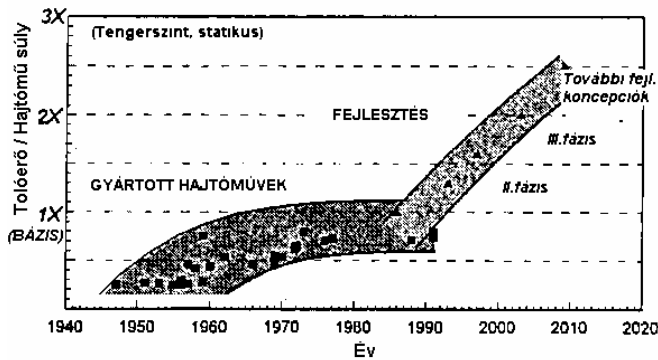
Ilyen paraméterek alkalmazásával a különböző típusú hajtóművek mintegy közös nevezőre hozhatók és összehasonlíthatók.

A következőkben ezen jellemzők változását, illetve trendjét szemléltetik az idő függvényében a 4., 5. és 6. ábrák, bemutatva az IHPTET program célkitűzéseit [6].



3. ábra

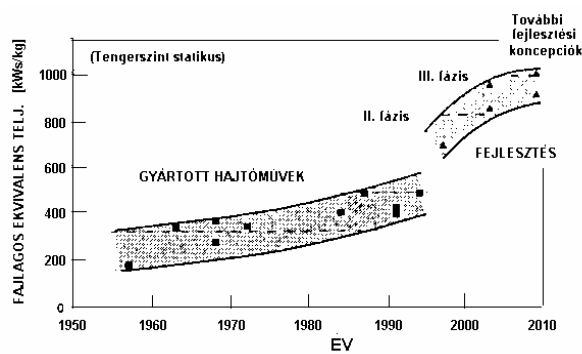
A 4. ábra szemlélteti a különböző típusú hajtóművek esetében a tolóerő/hajtómű tömeg viszonyt (T/W) a gyártási, illetve a bemutatási év függvényében.



4. ábra

A diagram mutatja a T/W viszony változásának trendjét, mely a fejlesztési munkák alapjául szolgál. A T/W-ben megmutatkozó növekedést meg kell, hogy előzze a fejlett anyagok alkalmazása.

Amennyiben ezt kombinálják a fejlett, állandó keresztmetszetű, változtatható tolóerő-irányítású fúvócsövekkel, a T/W viszony a bázisérték 2,5-szeresére nőhet.



5. ábra

A 5. ábra a fajlagos ekvivalens teljesítmény változását mutatja a gyártási vagy bemutatási év függvényében. A fejlett hajtómű technológia szerinti hajtómű 75%-kal nagyobb fajlagos ekvivalens-teljesítménnyel rendelkezik, mint a jelenlegi hajtóművek.

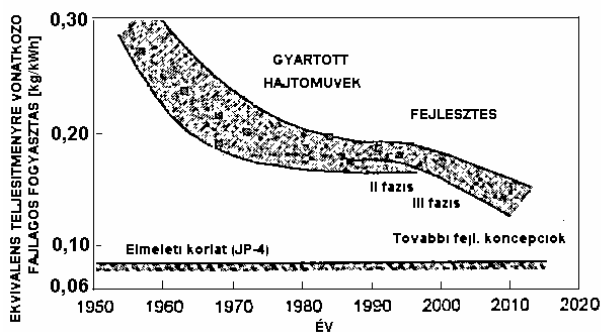
Ezen növekedés 1920–1980°C turbina belépő-hőmérsékletet igényel. A turbina előtti hőmérséklet mellett a kompresszor teljes nyomásviszonyának növe-

kedése is hozzájárul a nagyobb fajlagos teljesítmény eléréséhez. A részegység hatásfokok emelkedésének, a veszteségek és a hűtőlevegő tömegáram csökkenésének is szerepe van a fajlagos teljesítmény növekedésben.

A 6. ábra az ekvivalens teljesítményre vonatkoztatott fajlagos tüzelőanyag fogyasztás változását szemlélteti az évek függvényében.

A kísérleti hajtóművekre megadott jelentős javulást ezen a téren a teljes kompresszor nyomásviszony számottevő növelésével lehet elérni.

A fejlett koncepcióknak megfelelő hajtóművek fajlagos fogyasztása 20%-kal kisebb, mint a jelenlegi technológiai színvonalú hajtóművéké. Ehhez 80–100-as teljes kompresszor nyomásviszony szükséges. Ebben az esetben a hajtómű áramlási keresztmetszete lényegesen kisebb lesz, így különös figyelmet kell fordítani a másodlagos áramlás és határréteg veszteségek csökkentésére. Mivel a szándék a költségek csökkentése is, csökkenteni kell a kompresszor- és turbina fokozatok számát.



6. ábra

Mindennek következménye nagyobb kompresszor és turbina fordulatszám és nagyobb aerodinamikai terhelés lesz.

A magasabb kompresszor kilépő-hőmérséklet ütközik a turbina lapáthűtés követelményeivel, így speciális hűtési megoldásokat kell találni.

Összefoglalva, a történeti trendek, a kitűzött célok döntő javulást, fejlesztést, továbblépést igényelnek a körfolyamatok és konfigurációk területén.

A magasabb turbina belépő-hőmérséklet eredményeképpen nő az ekvivalens teljesítmény és a tolóerő.

A fejlett anyagok alkalmazása és az új fúvócső koncepciók — melyek integrálják a hajtómű és sárkány funkcióit — lehetővé teszik a hajtómű tömeg további csökkentését.



A tüzelőanyag fogyasztás döntő a jövő hajtóműve szempontjából és ennek a kulcsa a nagy teljes kompresszor nyomásviszony.

Ezek az előrevetített jellemzők igénylik a hajtómű nyomásvesztéseinek csökkentését, a részegység határfokok javítását és a turbina hűtőlevegő igény csökkentését, illetve megszüntetését.

Az alacsony fajlagos fogyasztás elérése céljából a teljes nyomásviszony, míg a nagyobb tolóerő eléréséhez alapvetően a turbina előtti hőmérséklet növelése szükséges.

Három repülőgép típusra végeztek elvi hajtómű konfiguráció vizsgálatot [6]:

- szuperszonikus bombázó;
- szubszonikus szállító;
- VTOL vadászgép.

Az első típus nagy hatótávolságú, utántöltés nélküli, hangsebesség feletti repülőgépet jelent. Ezért a hajtóműveknek kis tüzelőanyag fogyasztással és ugyanakkor jó tolóerő jellemzőkkel kell rendelkezniük.

A vizsgálat alapjául szolgáló hajtómű kétáramúsági foka 3, teljes nyomásviszonya 100, a turbina belépő-hőmérséklete 2360K.  $M_0=1,5$  sebességen és 15000m magasságon az utazó üzemmódon a tolóerőre vonatkoztatott fajlagos fogyasztás 24mg/Ns.

A szállítógépek hajtóművének nagyon alacsony fajlagos fogyasztással kell rendelkeznie. Ennél a hajtóműnél az elképzelés szerint a kétáramúsági fok 20, a nyomásviszony 100, a turbina előtti hőmérséklet 2360K. A fajlagos fogyasztás 13,28mg/Ns ( $M_0=0,8$ ;  $H=12$ km utazó üzemmódon). Ez a jelenlegi kétáramú hajtóművekhez képest 20%-os javulást jelent.

Szerkezeti kialakítása: 1 fokozatú ventilátor, 4 fokozatú kisnyomású, 7 fokozatú nagynyomású kompresszor, kétfokozatú nagynyomású turbina és hatfokozatú — csökkentő fogas-kerékáttételen keresztül hajtó — kisnyomású turbina.

A jövő vadászgépe jóval sokoldalúbb lesz a mostaniaknál. Szuperszonikus levegő-levegő, illetve szubszonikus levegő-föld manőverekre kell alkalmasnak lennie, és képesnek kell lennie a függőleges fel és leszállásra.

Kétáramú, változtatható körfolyamatú hajtómű konfigurációt választottak. A kompresszor teljes össznyomásviszonya 80, a turbina előtti hőmérséklet 2360K, míg a kétáramúsági fok 1. A tengerszinti statikus tolóerő utánégetővel 169kN, a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás 32mg/Ns ( $M_0=2$ ,  $H=18300$ m).

A hajtómű kétfokozatú előrehajló lapátos ventilátort, egyfokozatú primer áramköri ventilátort, négyfokozatú nagynyomású kompresszort, egyfokozatú nagynyomású, kétfokozatú kisnyomású turbinát tartalmaz.

A fejlesztés céljából szolgáló hajtóművek paramétereinek összehasonlító táblázata [6]

	<b>Bombázó</b>	<b>Szállítógép</b>	<b>Vadászgép</b>
A hajtómű típusa	Hagyományos	Hagyományos	Vált. körfoly
Levegő tömegáram kg/s	197	870	37
Teljes nyomásviszony	100	100	80
Ventillátor nyomásviszony	4,3	1,6	7,5
Kétáramúsági fok	3	20	1
T <sub>3</sub> * max K	2360	2360	2360
Tolóerő kN	128	228	169
Fajl. tüzelőanyag fogy. mg/Ns	24	13,28	32
Átmérő m	1,18	2,65	0,88
Hossz m	3,71	3,69	3

#### Anyagok

A fentiekben felvázolt szintek elérésére fejlett anyagtechnológiára van szükség. Érzékenység vizsgálattal határozták meg az elsődleges fontosságú anyagok körét.

A négy legfontosabb anyagcsoport és a jellemzők értékei szintenként[6]:

Anyag	Ma	III. fázis	IV. fázis
Szerves mátrix kompozitok (OMCs)	505 K	644 K	nem nő
Kerámia mátrix kompozitok (CMCs)	1370 K	1590 K	1640 K
Megerősített szuperötvözetek	-	-	1250 K
Intermetallid kompozitok (IMCs)	-	1340 K	1477 K

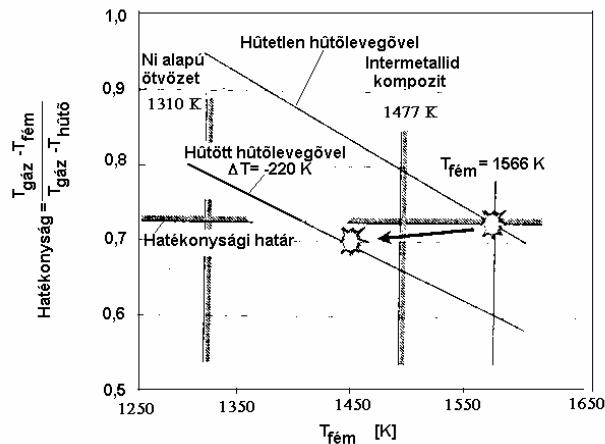
A szerves mátrix kompozitok sűrűsége harmada a titán fémmátrix kompozitnak ( $1850\text{kg/m}^3$ ). Viszonylag alacsony hőállóságuk miatt a ventillátor álló és forgó részeinek kialakítására szolgálhatnak.

A kerámia mátrix anyagok nagy hőmérsékletet viselnek el, sűrűségük  $2460\text{kg/m}^3$ , bár kis szilárdságúak ( $<2400\text{kPa}$ ).

Alkalmazási területük: égéstér, utánégető, kisnyomású turbina álló és forgólapátok, házak. Itt nem igényel hűtést.

A megerősített szuperötvözetek a nagynyomású kompresszor és turbina tárcsák készítésére alkalmasak.

Az intermetallid mátrix kompozitok a nagynyomású turbina álló és forgólapátjaira használhatók.



7. ábra

A visszahűtött hűtőlevegő lehetővé teszi nagy nyomásviszonyú kompresszorok esetén is a hatékony hűtést, ezért alkalmazása várható. A 7. ábra [6] a levegő-visszahűtés hatását szemlélteti. Megvizsgálandó a visszahűtő rendszer megbízhatósága, többlet tömege és a hajtómű rendszereivel való integrálhatósága.

A fejlett propulziós rendszerek fejlett szabályzási-ellenőrzési rendszert igényelnek, mely növeli mind a hajtómű teljesítményt, mind a hajtómű igénybevételi lehetőségét az alkatrészek élettartam mérésén, teljesítmény optimalizálásán és a valós idejű korrekciós beavatkozásokon keresztül.

Ez a rendszer fejlett érzékelőkkel, megosztott szabályzással van felszerelve, melyek intelligens elektromos működtető rendszerekre hatnak.

Az állapotfigyelés csökkenti a karbantartási költségeket.

A jövő hajtóművei élettartam figyelő érzékelőkkel lesznek felszerelve, melyek rögzítik a komponensek maradó élettartamát.

A teljesítmény optimalizálás pl. a terelőlapátok, lapátrések aktív szabályzásán keresztül valósul meg.

A valós idejű korrigáló beavatkozás egy másik fontos technológiai megoldás, mely azt jelenti, hogy a szabályzó rendszer képes érzékelni olyan problémákat, mint a leválás vagy rezgés megjelenésének kezdete, és olyan korrigáló folyamatot indít be, mely lehetővé teszi azok elkerülését.

Előre látható, hogy az új alkotóelemek műszaki megoldásai csökkentik a hajtóművel kapcsolatos költségeket.

Várható a hidraulikus rendszerek elektromos helyettesítése.

A mágneses csapágyak alkalmazása feleslegessé teszi a kenőrendszert.

Várható a csavarkötés nélküli szerkezeti megoldások alkalmazása.

Egyszerűsíti a gyártást és karbantartást a közös primer-árami elemek alkalmazása a különféle hajtóművek esetén.

Az IHPTET program céljának elérése biztosítja az USA kiemelkedő helyzetét a nemzetközi piacon. Ez a kiemelkedő helyzet megmarad a polgári repülőgépek hajtóművei területén is, mivel a technológia majdnem teljes egészében — természeténél fogva — kettős alkalmazású.

## AST (ADVANCED SUBSONIC TECHNOLOGY) PROGRAM

A Fejlett Szubszonikus Technológia (AST) program — mely 1993 októberében kezdődött a GE Aircraft Engines (GEAE) és a NASA együttműködésével — a gazdaságosságra, a környezetre, a biztonságra és megbízhatóságra fordítja a fő figyelmet [1, 2].

A projekt által a technológiák bevezetésére megcélzott határidő 2005.

A GEAE definiálta az ún. E<sup>5</sup> hajtóművet (Economic, Environmentally Friendly, Energy Efficient Engine), mellyel kapcsolatos célkitűzések a következők:

- 50%-os csökkentés a hajtómű relatív költségei vonatkozásában;
- 50% No<sub>x</sub>, CO és HC csökkentés;
- 25 cum EPNdB csökkentés a FAR 36 st.3- hoz viszonyítva.

Ezeket az előnyöket egy kísérleti hajtóműben 2004-re kívánják realizálni.

A nagy hajtóművek teljes nyomásviszonya 50 fölött lesz, míg a kétáramúsági fok a közvetlen ventilátorhajtás esetén 10 fölött, csökkentő fogaskerék áttétel esetén 15 fölött lesz.

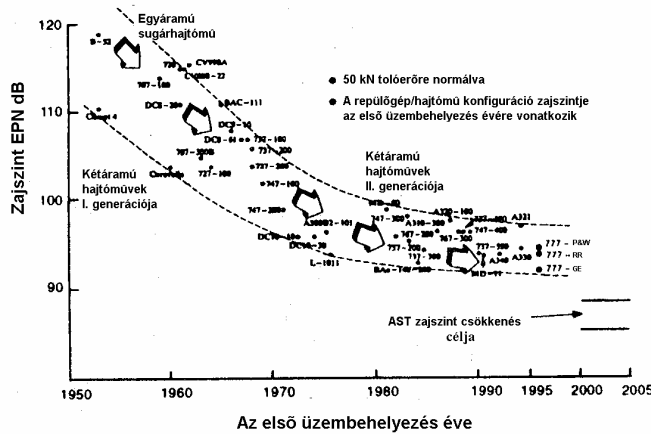
Várhatóan 2015-re megháromszorozódik a légi közlekedés, mely megnöveli a kumulálódó zajt.

A hajtómű zajszintek alakulását szemlélteti a 8.ábra [2].

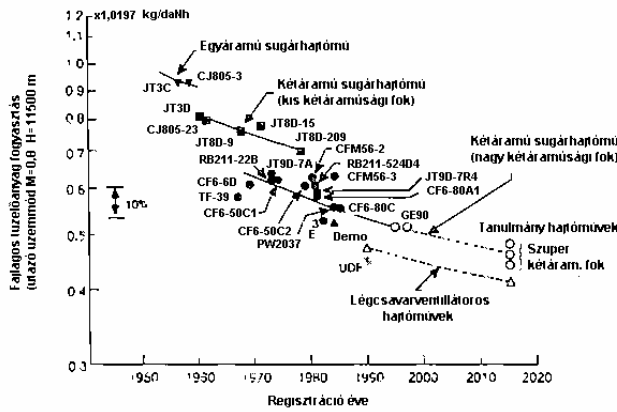
A fejlett szubszonikus technológia fő irányai:

Nagyobb szekunder tolóerőképzés.

- alacsony zajszintű ventilátor kifejlesztése,
- továbbfejlesztett könnyű szerkezetek, anyagok és élettartam növelés,
- a fogaskerék-áttételes szuper kétáramúsági fokú hajtóművek kenőrendszer- és állapot-, valamint elhasználódás-megfigyelése,
- ventilátor szekunder áram optimalizálása.



8. ábra

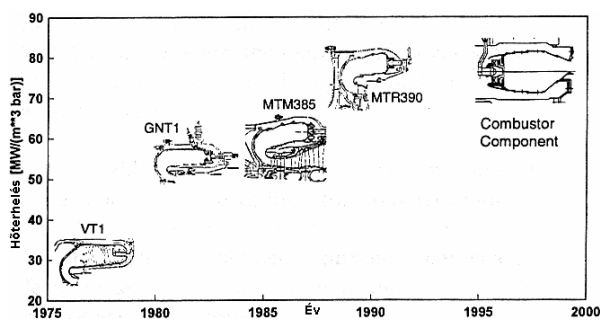


9. ábra

Magasabb hatásfokú primer áram:

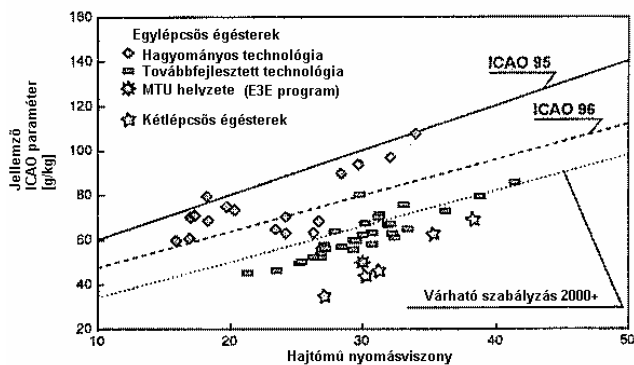
- fejlett turbogép-aerodinamika, a fellépő aeroelasztikus jelenségek figyelembe vétele és fejlett film-hűtés módszerek alkalmazása;
- nagy hő- és mechanikai ellenállóképességű anyagok kifejlesztése;
- fejlett szabályzástechnika;
- csökkentett szennyezőanyag kibocsátású égéstér;
- kis  $\text{NO}_x$  kibocsátású, nagynyomású, nagyhőmérsékletű égéstér.

A fajlagos fogyasztás változását mutatja be az évek függvényében a 9. ábra [2]. A diagramból jól látható az AST Program eredményeképpen jelentkező fajlagos tüzelőanyagfogyasztás csökkenés.



10. ábra

Az égésterek fejlődését mutatja be a hőterhelés szempontjából a 10. ábra, a Daimler Benz Aerospace MTU München munkája alapján [3].

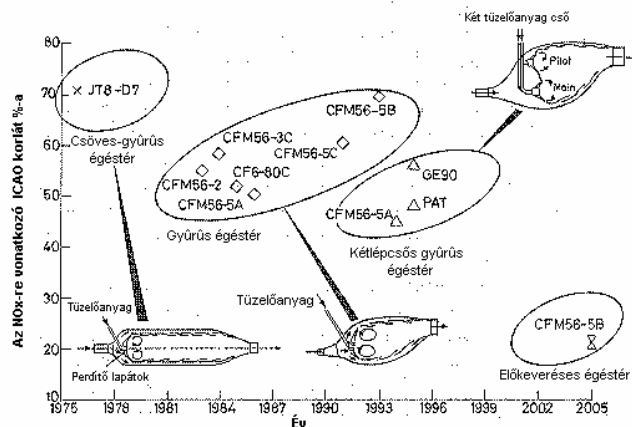


11. ábra

Az égéstér fejlesztés környezetszennyezésre gyakorolt hatását szemlélteti a 11. és 12. ábra.

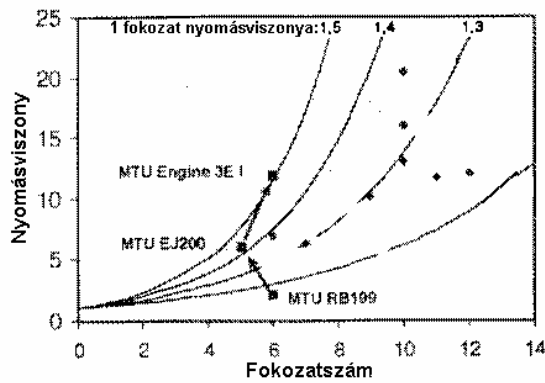
Mindkét ábra az égéstér szerkezeti kialakítás (az égésszervezés) változásának hatását szemlélteti a környezetszennyezési mutatókra [3]. Az égéstér kialakításban egyrészt a kétlépcsős égéstér, másrészt a keveredés szabályozása (szegény előkevert keverék égetése, vagy dús - csillapított-szegény keverékképző rendszerek) kerül alkalmazásra. Az utóbbiak előnye, hogy régi égéstér cseréjekor is alkalmazhatók.

A környezetszennyezés csökkentése érdekében vizsgálják az állandó térfogatban történő égetés lehetőségét. Az ilyen égéstérben ugyanis rövidebb ideig tartózkodik a közeg, s így kevesebb  $\text{NO}_x$  keletkezik [3].



12. ábra

A fejlesztés fontos eleme a részegység-hatásfokok és az alkatrészek hőmérséklet-tűrésének növelése. Különös figyelmet fordít a fejlesztés a szabályzás-ellenőrzés integrálására.

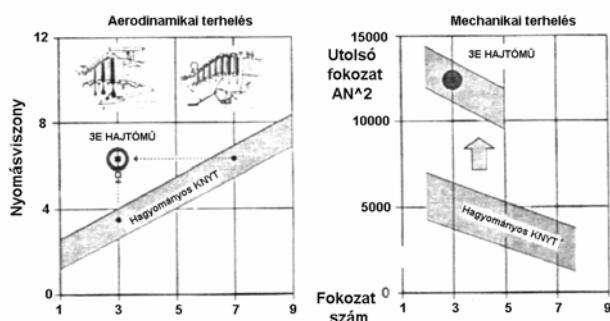


13. ábra

A kompresszorok fokozatszáma a fokozatok nyomásviszonyának növelésével, azaz transzszónikus, illetve szuperszónikus fokozatok alkalmazásával érhető el. A fokozatok nyomásviszonyának a fokozatszámra gyakorolt hatását mutatja be a 13. ábra [3].

A turbinák tervezése során rátérnek az ultra-nagy lapátosztás, valamint a transzszónikus kisnyomású turbinafokozatok alkalmazására. Mindezek csökkentik a turbina fokozatszámát (14. ábra) [3], tömegét, méreteit és egyszerűbb, hatékonyabb

konyabb fúvócső kialakítást tesznek lehetővé, ugyanakkor növelik a kisnyomású fokozatok mechanikai és aerodinamikai terhelését.



14. ábra

A fejlesztés alapvető jellemzője a multidiszciplinaritás, valamint mérések végzése a legkorábbi szakaszban, reális hajtómű feltételek mellett.

## A FEJLESZTÉS ALATT ÁLLÓ PW 8000 KÉTÁRAMÚ HAJTÓMŰ

Pratt & Whitney 1998 elején megkezdte a PW 8000 fogaskerék-áttételes kétáramú hajtómű kifejlesztését. Ez a hajtómű a 110–155kN tolóerő tartományt (120–180 utast szállító repülőgép) fedi le.[4]

A hajtómű fejlesztés kulcsa a ventilátor és a kisnyomású kompresszor közötti fogaskerék hajtómű, melyet a német MTU és a Fiat fejlesztett ki az ADP (Advanced Ducted Propulsor) projekt keretében.

A fogaskerék hajtómű bemenő fordulatszáma 9000 1/min, kimenő fordulatszáma 3200 1/min, a kimenő teljesítmény 23800kW, hatásfoka magasabb, mint 99%. Mérete alig nagyobb, mint egy személygépkocsi sebességváltója.

A fogaskerék hajtómű alkalmazása lehetővé teszi, hogy mind a ventilátor, mind a meghajtó turbina a számára kedvező fordulatszámon működjön. Ezzel javul a kisnyomású forgórész részegységeinek (ventilátor, kisnyomású kompresszor, kisnyomású turbina) hatásfoka, csökken azok fokozatszám, mérete és tömege.

Az új gázturbinás hajtómű kétáramúsági foka 11 lesz. A fajlagos fogyasztás 9%-kal jobb lesz, mint a hasonló tolóerő kategóriájú hajtóműveké. A zajszint 30 kumulált decibellel a jelenlegi követelmények alatt lesz. A károsanyag kibocsátás az új fejlett égéstér alkalmazás eredményeképpen 40%-kal csökken. A kisebb tüzelőanyagfogyasztás következtében nő a hatótávolság. Az új méretezési elvek lehetővé teszik a kompresszor és turbina lapátszám 52%-os csökkentését.



A PW 8000 40%-kal kevesebb fokozattal rendelkezik, mint az ugyanilyen kategóriájú repülőgépek hajtóművei. A kevesebb alkatrész növeli a megbízhatóságot, csökkenti a karbantartási költségeket.

## ÖSSZEFOGLALÁS

A dolgozat áttekinti a gázturbinás hajtóművek jelenlegi és várható fejlesztési tendenciáit. A programokban megfogalmazott célok forradalmi átalakulásokat visznek véghez a hajtóművek paramétereiben, ezzel új feladatokra alkalmas repülőgépek tervezésére nyílik lehetőség. Különösen nagy kompresszor nyomásviszony szükséges az alacsony tüzelőanyag-fogyasztás eléréséhez. Nagy turbina előtti hőmérsékletet igényel a kompresszor meghajtása, valamint a szükséges tolóerő biztosítása. Ugyanakkor a hajtómű-tömeg és a költségek csökkentését, továbbá jobb részegység hatásfokokat kell elérni. Az aerodinamika, anyagtudomány és a szabályzás területén végbemenő fejlesztés, továbbá a költségek csökkentése a kritikus pontja ezen célok elérésének.

## FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] BATTERTON, P. G.: Civil Transport Aircraft Propulsion Challenges and Advanced Subsonic Technology Program. ISABE Conference 1997, Chattanooga, USA, ISABE 97-7044
- [2] BENZAKEIN, M. J.: Aircraft Propulsion Systems: Answering the Needs of the Customer ISABE Conference 1997, Chattanooga, USA, ISABE 97-7021
- [3] BROICHHAUSEN, K: „Effectiveness and Efficiency: The Challenges of Aero-Engine Development”, ISABE Conference 1997, Chattanooga, USA, ISABE 97-7003
- [4] HESS, C.: Pratt & Whitney Develops Geared Turbofan, Flug Revue 10/98.
- [5] KOOP, W.: The Integrated High Performance Turbine Engine Technology (IHPTET) program, 13-th ISABE Conference 1997, Chattanooga, USA, ISABE 97-7175
- [6] STRICKER, J. M.–NORDEN, C. M.:Advanced Turbine Engine Concepts and Their Impact on the Next Millennium, 13-th ISABE Conference 1997, Chattanooga, USA, ISABE 97-7174

*The paper gives an overview of trends of gas turbine engine developments. The goals determined in different programs perform revolutionary improvements in gas turbine engine parameters and opens new opportunities to design new types of aircraft. Ultra high pressure ratio is required to obtain the low fuel consumption. High turbine inlet temperatures will be needed to drive the compression systems and provide thrust power to drive the aircraft. All this must be done while reducing engine weight, cost, and improving component efficiencies. Technology development in the areas of aerodynamics, materials, controls, and cost are critical to achieving this goals.*