

Varga Béla

## HELIKOPTER GÁZTURBINÁS HAJTÓMŰVEK TECHNIKAI ELEMZÉSE

*A helikopterek erőforrásainak jelentős fejlődése, ami főképpen a hajtómű teljesítmény–tömegviszony, a hatásfok és fajlagos-tüzelőanyag fogyasztás, valamint megbízhatóság, és üzemeltethetőségben jelenik meg, természetesen kihatással volt a helikopterek harcászati technikai jellemzőire. Ezek a tények kutatásra érdemessé teszi ezt a területet. A cikkben végig követem a helikopter hajtóművek időbeni fejlődési folyamatát. Ismertetem működésük jellegzetességeit, a legfontosabb gyártókat és gyártmányokat. Statisztikai kimutatásokon keresztül szemléltetem, hogy milyen teljesítmény paraméterekkel rendelkeztek a múltban és rendelkeznek a jelenleg alkalmazott helikopter hajtóművek.*

**Kulcsszavak:** Helikopter gázturbinás hajtóművek, turboshaft, tengelyteljesítmény, fajlagos tüzelőanyag fogyasztás, termikus hatásfok, fajlagos hasznos munka.

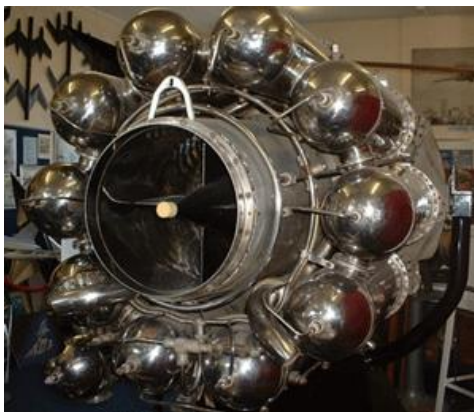
### A GÁZTURBINÁS KORSZAK KEZDETE

A II. világháború végére a dugattyús légsaváros repülőgépek elérték fejlődésük csúcspontját. Ez azt jelentette, hogy a sebességük valamivel meghaladta a 700 km/h-t. A repülési magasságuk elérte egy átlagos vadászrepülőgép esetében a 12 km-t, speciális felderítő változatok esetében pedig a 14–15 km-t. Jól példázza ezt a folyamatot a II. világháború egyik legismertebb és talán legtöbb fejlesztési fázison átesett vadászrepülőgépe, a Messerschmitt Bf 109. Az 1. táblázatban táblázatban a teljesség igénye nélkül felsoroltam néhány fő változatát ennek a repülőgépnek, szemléltetve, hogy az egyre nagyobb teljesítményű motorok nem hoztak átütő eredményt a repülőgépek sebesség növekedése szempontjából.

Típus változat	Év	Motor	Teljesítmény (Le)	Sebesség (km/h)
Bf 109B	1937	Jumo 210	720	466
Bf 109D	1938	DB 600	960	514
Bf 109E	1939	DB 601A	1175	569
Bf 109F	1941	DB 601N	1200	614
Bf 109G	1942	DB 605	1475	643
Bf 109K	1944	DB 605D	2000 (metanol befecsk.)	724

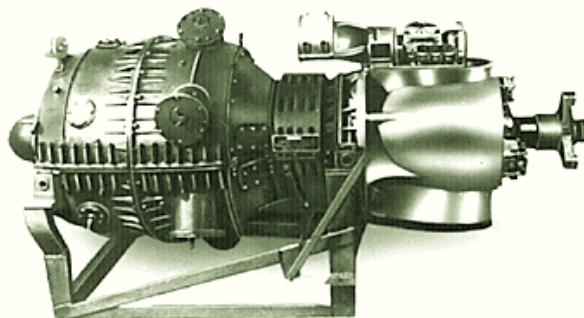
1. táblázat Bf 109 teljesítmény adatai [1]

Ezek a korlátok ismertek voltak már a II. világháború előtt is, bár a világháborúba bekapcsolódó országok repülőgépei ekkor még nem közelítették meg ezeket a határértékeket. Aerodinamikai összefüggéseket felhasználva könnyen kimutatható, hogy a szükséges teljesítmény és a sebesség között köbös összefüggés van, nem beszélve a többlet fegyverzet tömegnövelő hatásáról, ami szintén többlet teljesítményt igényel. Ennek megfelelően több kutató is új irányokba indult a hajtómű fejlesztések tekintetében. Nemzetközi szinten az angol Whittle munkássága kiemelendő, akinek az 1930-as években elkészített gázturbinás hajtóműve (1. ábra) minden olyan gépegységgel rendelkezett, amivel egy mai modern gázturbina.



1. ábra Frank Whittle hajtóműve [2]

Az első működőképes repülőgépbe épített gázturbinás sugárhajtómű azonban a Hans von Ohain által tervezett *Heinkel HE S3* volt. Ezt a hajtóművet egy Heinkel HE 178 repülőgépbe építve 1939. augusztus 27-én hajtották végre az első sugárhajtású géppel történő repülést.



2. ábra Jendrassik tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinája [3]

Ne feledkezzünk meg azonban a magyar Jendrassik Györgyről. Jendrassik már a Ganz-gyár jeles, nagy tekintélyű mérnöke volt, amikor elkezdett a gázturбина-fejlesztéssel foglalkozni. Az első ilyen tárgyú szabadalma 1929. március 12-én datálódott. 1938-ban elkészült közel 75 kW-s teljesítményű gépe volt a legelső gyakorlatban megvalósított gázturбина ilyen kis méretben (2 ábra). Eredményei méltán keltettek feltűnést. A gép 16400 f/min fordulatszámra és 72,5 kW teljesítménynél 21,2% effektív hatásfokot ért el. A turbina előtti maximális gázhőmérséklet 475 °C, kompresszorának nyomásviszonya 2,2 volt. Ilyen alacsony turbina előtti gázhőmérséklettel, illetve ilyen kisméretű géppel mind a mai napig nem értek el ilyen jó hatásfokot. A jó hatásfokot hőcserélő<sup>1</sup> alkalmazása segítette elő. Újszerű volt mind az axiális kompresszor, mind a turbina: mindkettő enyhén ívelt lapátokkal, feles forgással (50% reakciófok)<sup>2</sup>. A kompresszor fokozati hatásfoka 85%, a turbináé 88% volt [3]. Ez a gázturbinás hajtómű tekinthető egyben a címben szereplő tengelyteljesítmény adó gázturbinák őseinek is.

---

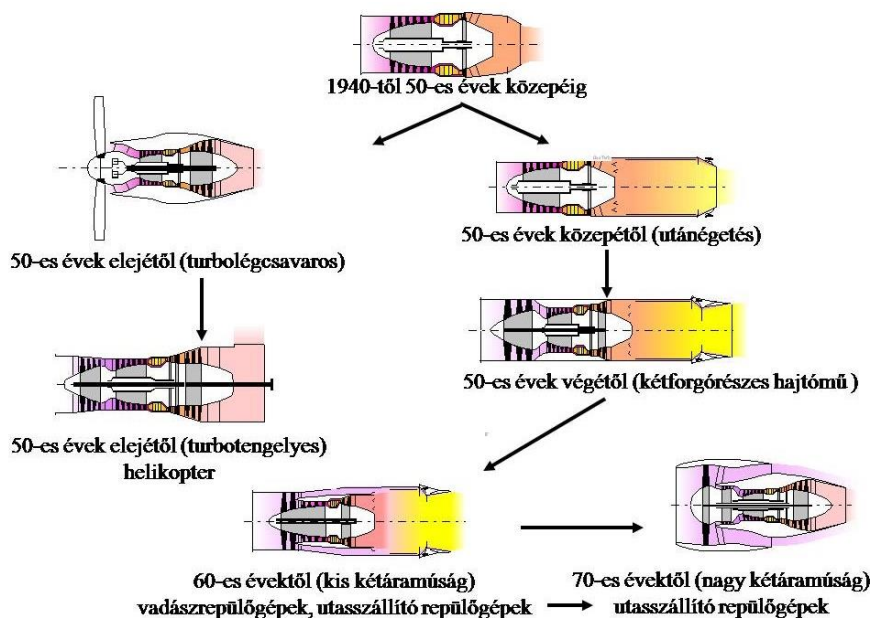
<sup>1</sup> Hőcserélős gázturбина: a munkát végzett magas hőmérsékletű munkaközeg veszteséghőjének egy része hőcserélőn keresztül a kompresszor és az égőtér között visszakerül a folyamatba.

<sup>2</sup> Feles forgás (50%-os reakciófok): a kompresszor fokozatban létrejövő entalpia növekedés 50-50%-ban oszlik meg a forgó és az állórész között.

A 40-es években megjelentek a repülőgépekben is a gázturbinás hajtóművek, így például a Messerschmitt Me 262, Arado 234, vagy a szövetségesek részéről a Gloster Meteor repülőgépekben (habár ez utóbbi nem kapott még harctéri szerepet). Az 50-es években pedig végképp és visszavonhatatlanul berobbant a repülésbe a gázturbinás korszak.

## A GÁZTURBINÁK SPECIALIZÁLÓDÁSA

Az első gyakorlatban alkalmazott gázturbinás hajtóművek estében a tolóerő létrehozásának eszköze a hajtómű utolsó részegysége, az ún. fúvócső 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 turbolégcsavaros hajtóművek (légcsavaros gázturbina), kétáramú sugárhajtóművek és a tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinás hajtóművek. Ezek angol terminológia szerinti elnevezése rendkívül rövid és tömör, nevezetesen az előbbi sorrend szerint turbojet, turboprop, turbofan és turboshaft hajtóművek. A 3. ábrán, fentről jobbra lefelé három, bár némileg modifikálódott, de egyáramú gázturbinás sugárhajtóművet látunk (turbojet). Az alsó kettő kétáramú gázturbinás sugárhajtómű (turbofan), amelyek között a különbséget a kétáramúsági fokuk<sup>3</sup> jelenti. A baloldali kis kétáramúsági fokú gázturbinás hajtóművek manapság a harcászati repülőgépek, illetve kiképző-könnyű harcászati repülőgépek jellemző hajtóművei. A jobboldali 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 (6-10) hajtóművekig, jelentősen előre lépve ezzel fajlagos tüzelőanyag fogyasztásuk csökkentésében.

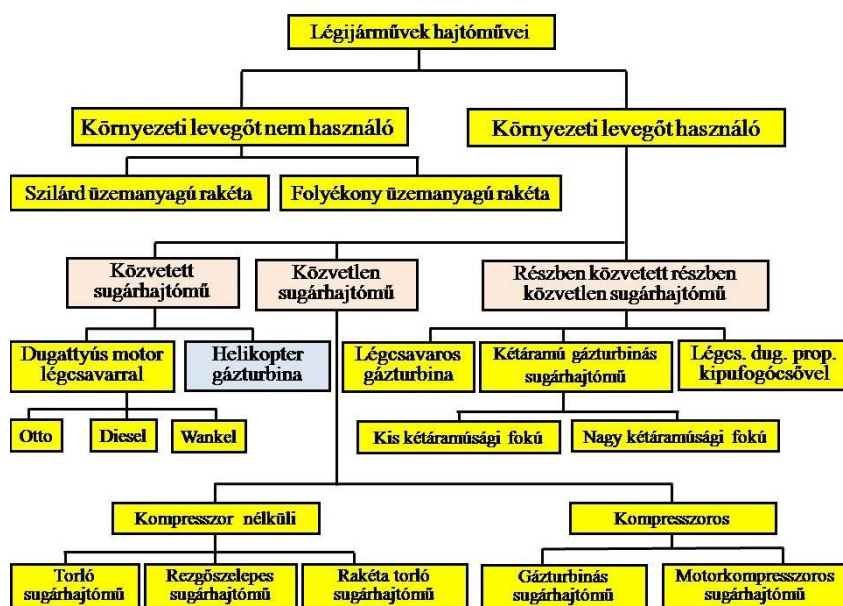


3. ábra Gázturbinás hajtóművek evolúciója

<sup>3</sup> Kétáramúsági fok: kétáramú sugárhajtóművek esetében a külső és belső tömegáramok viszonya [-].

A baloldalon felső turbolégcsavaros gázturbinás hajtóművek (turboprop) a katonai szállítórepülőgépek és a kis hatótávolságú, jellemzően kis és közepesméretű polgári utasszállító repülőgépek hajtóművei. Ez alatt egy tengelyteljesítmény adó gázturbina „(turbo)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 „turboshaft engine”, vagy az orosz „турбовальный двигатель”. A 3. ábrán látható „(turbo)tengelyes gázturbina” elnevezés lehet vitatható, bár az előző „turbolégcsavaros hajtómű”, „turboprop engine” és „турбовинтовой двигатель” elnevezések analógiájára akár elfogadható is lehet.

A vonó(toló)erő képzés szempontjából is osztályozhatóak a légi járművek hajtóművei, amit a 4. ábrán láthatunk. Természetesen a gázturbinák szerkezeti sajátosságai meghatározzák, hogy ebben az osztályozásban hol a helyük. Itt azt kell figyelembe vennünk, hogy valamennyi propulziós elven működő légi jármű hajtómű két alapvető részegységre bontható, úgymint erőgép és munkagép. Az erőgép tulajdonképpen egy hőerőgépet jelent, amely a jól ismert klasszikus körfolyamatokat, Ottó, Diesel, Humphrey (Brayton), valósítja meg. A munkagép a hajtómű azon szerkezeti egysége, amely a toló(vonó)erő létrehozását biztosítja, nevezetesen légcsavar, forgósárny, fűvócső, fan fokozat, vagy ezek kombinációja. Ez praktikusán a propulziós rendszereknél azt jelenti, hogy valamilyen közeget a rendszer felgyorsít, a felgyorsításhoz szükséges erő reakcióereje Newton III. törvénye alapján biztosítja a toló(vonó)erőt.



4. ábra Légi járművek hajtóműveinek felosztása

Ilyen szempontból a légi járművek hajtóművei három kategóriába sorolhatók, lásd a 4. ábra kiemelt sorát.

- ➔ 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.

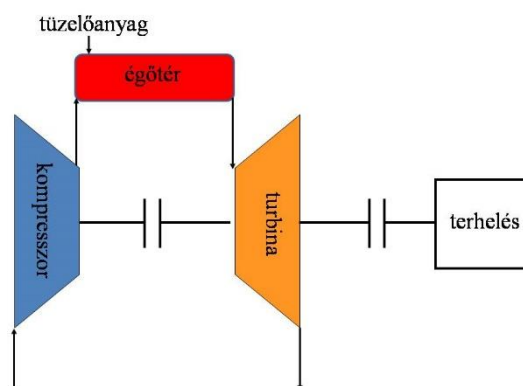
Láthatóan mind a három fenti kategóriában megjelentek a gázturbinás hajtóművek.

## TENGELYTELJESÍTMÉNYT ADÓ GÁZTURBINÁK MEGJELENÉSE

Már 1943-ben felmerült a tengelyteljesítményt adó gázturbinák alkalmazásának a lehetősége Németországban az új fejlesztésű páncélozott járművekben, elsősorban harckocsikban. Több egymáshoz többé-kevésbé kapcsolódó hajtómű tervezése és építése 1943 közepétől 1945 elejéig tartott. A tervezett típusok a GT 101-től GT 103-ig jelzést kapták, és Adolf Müller nevéhez kapcsolódtak. A felvetést az indokolta, hogy a tengelyteljesítményt adó gázturbinák teljesítmény tömeg mutatója sokkal jobb volt, mint a hasonló teljesítményű belsőégésű motoroké. Persze voltak hátrányai is a terveknek. Ezek közül a legjelentősebb a várható rossz hatásfok, amit az akkoriban jellemzően kb. 3-as nyomásviszonyú<sup>4</sup> kompresszorok már eredendően meghatároztak, súlyosbítva azzal, hogy a maximálisnál alacsonyabb üzemmódokon ez a gyenge hatásfok még tovább romlott. Ez természetesen magas tüzelőanyag fogyasztással párosult. Ezt némileg ellensúlyozta, hogy a gázturbinákban alkalmazott alacsonyabb minőségű kerozinból több állt rendelkezésre, mint benzinből a háború végén már súlyos üzemanyag gondokkal küzdő Németországban.

A másik jellemző probléma abból adódott, hogy a gázturbinák jellemzően magas fordulatszám tartományban dolgoznak. Kis fordulatszám esetén a nyomatékuk alacsony. Fenntartani egy viszonylag szűk magas fordulatszám tartományt és megfelelő nyomatékot biztosítani a jármű részére csak egy bonyolult közlőmű és tengelykapcsoló rendszerrel lehetséges. A szabadturbinás megoldás már az első tervekben felmerült, azonban a terhelés megszűnte után a szabadturbiná túlpörgése kezelhetetlen volt.

Megoldásként felmerült, hogy a gázturbina egy generátor segítségével villanymotoron keresztül biztosítsa a szükséges tengelyteljesítményt. Később ezt is elvetették és a GT 101 (5. ábra) egy BMW 003-as repülőgép gázturbina modifikált változata lett. Legfontosabb változás, hogy a turbina fokozatok számát háromra növelték, de a plusz fokozatok a gázgenerátor egység<sup>5</sup> tengelyére adtak többlet teljesítményt. Habár gondot okozott az új erőforrás elhelyezése, a szolgáltatott 857 kW a 450 kg tömeg mellett imponáló volt a Maybach HL230 P30 erőforrások 462 kW-s és 1200 kg-os tömegével összehasonlítva. További előnyt jelentett, hogy az egyesített forgórész lendkerékként működve javította a jármű terepjáró képességét terepakadályoknál.

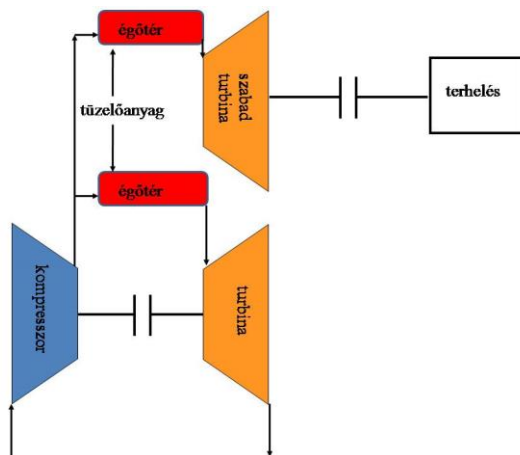


5. ábra A GT 101 szabadturbiná nélküli gázturbina elvi vázlata

<sup>4</sup> Kompresszor nyomásviszony: a kompresszor kilépő és belépő keresztmetszetében mérhető nyomások viszonyozása.

<sup>5</sup> Gázgenerátor egység: a gázturbinás hajtómű magja (kompresszor, égőtér, kompresszorturbina egysége).

A GT 102-es hajtómű (6. ábra) esetében teljesen más koncepciót követtek. A kétfokozatú szabadturbina itt teljesen szeparált volt a gázgenerátor egységtől. Érdekes módon saját égőtérrel rendelkezett, amelynek a levegő ellátását a gázgenerátor egység kompresszorának megcsapolásával (a teljes levegőszállításnak 30%-a) biztosították. A szabadturbina terheletlen állapotban való túlpörgését a levegőáram szabadba történő elengedésével oldották meg.



6. ábra A GT 102 gázturbina elvi vázlata

A GT 103-as típusjelzésű hajtómű tulajdonképpen a GT 102-es hajtómű hőcserélős<sup>6</sup> változatát jelentette. Az elgondolás logikus volt, mivel ezen a hajtóművek kompresszorai nagyon alacsony nyomásviszonnyal, következésképpen alacsony kompresszor utáni hőmérséklettel rendelkeztek. A környezetbe távozó égéstermékek hőmérséklete ennél jóval magasabb volt [4].

Habár a fent felsorolt erőforrások alkalmassá váltak a harcjárművekbe való beépítésre és erre meg is történtek az előkészületek, a hadihelyzet folyamatos romlása lehetetlenné tette a sorozatgyártás beindítását.

## TENGYTELJESÍTMÉNYT ADÓ GÁZTURBINÁK MEGJELENÉSE A REPÜLÉSBEN

A 40-es 50-es évek fordulóján a „turboshaft” hajtóművek is megjelentek a repülésben. Először kis teljesítményű, ún. segédhajtóművek készültek ebben a kategóriában (angol kifejezéssel Auxiliary Power Unit, vagy rövidítve APU), amelyeknek a feladata a repülőgépek fő hajtóműveinek indítása, a fedélzeti elektromos energiarendszer táplálása, a légkondicionáló rendszer levegővel való ellátása.

Az ötvenes évek második felében a helikopterek nagykorúvá válásával, amikor a helikopterek esetében is szorítóvá vált a viszonylag kis teljesítményű és nehéz dugattyús motorok leváltása, a helikopterek és a „turboshaft” hajtóművek gyorsan egymásra találtak. Ez alól csak a könnyű helikopterek egyes típusai (pl. Robinson) kivételek, ahol megmaradtak a dugattyús motornál. A helikopterekben alkalmazott gázturbináknak az első példánya 1950-ben a 7. ábrán látható Turbomeca Artouste hajtómű volt, amely eredetileg segédhajtóműnek készült.

<sup>6</sup> Hőcserélős gázturbina: a turbina utáni forró gáz (vesztés)hője hőcserélőn keresztül visszavezetésre kerül a folyamatba a kompresszor és az égőtér között csökkentve a szükséges tüzelőanyag mennyiségét.



7. ábra Turbomeca Artouste, az első helikopterben alkalmazott tengelyes gázturбина [5]

A hajtómű 210 kW tengelyteljesítményre volt képes és számos helikopterbe került beépítésre, úgymint Aérospatiale Alouette II, Aérospatiale Alouette III, Aérospatiale Lama, Aerotécnica AC-14, Atlas XH-1 Alpha, IAR 317, valamint repülőgépekbe, mint Handley Page Victor, Hawker Siddeley Trident, Vickers VC10 segédhajtóműként [5].

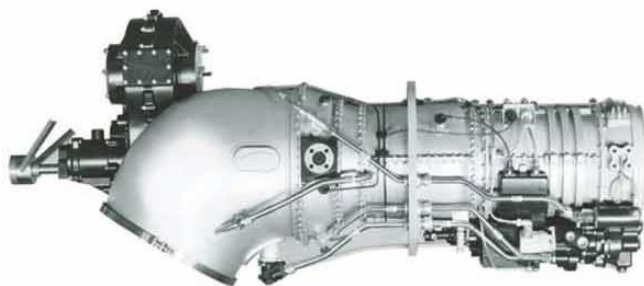
Természetesen a többi nagyhatalom sem várakozott tétlenül és megindultak a fejlesztések. Az Egyesült Államokban Anselm Franz, a Jumo 004 hajtómű megalkotója vezetésével a Lycoming kezdett a Légierő megrendelése alapján egy 373–522 kW közötti légsavaros gázturbinás hajtómű megépítésébe. Ebből a projektből származott azután a T53 és a T55-ös tengelyes gázturbinás hajtómű család. A T53 olyan helikopterekbe, illetve repülőgépekbe lett beépítve, mint a Bell UH-1 Iroquois és AH-1 Huey Cobra, illetve a Grumman OV-1 Mohawk repülőgép [7].

Megjegyzendő, hogy turbolégcsavaros (turboprop) és a helikopter gázturbinás hajtóművek (turboshaft) között jelentős a szerkezeti hasonlóság. Több gyártónál egy adott típusnak van „turboprop” és „turboshaft” változatai. Két alapvető különbség mégis van a két kategória között. Az egyik az, hogy a légsavaros gázturbinák esetében általában (kivéve a kisteljesítményű gyakorló repülőgépekbe, pl. a gáz energiájának egy kis része a fúvócsőben hasznosul, biztosítva ezzel a toló(vonó)erő 10-15%-át. A fúvócső helyett egy további turbinafokozat beépítése, vagy a turbina modifikációjával elérhető, hogy a munkaközeg energiájának ez a fennmaradó része is tengelyteljesítményként hasznosuljon. A másik különbség, hogy a légsavaros gázturbina esetében a légsavár és a közlőmű szerkezetileg a hajtómű részét képezi, és a légsavaron keletkező vonóerő a hajtóművön, illetve annak bekötésein adódik át a sárkányszerkezetre. Helikopter gázturbinás hajtóművek esetében a közlőmű szerkezetileg a sárkányhoz kapcsolódik és a vonóerő ezen keresztül nem a hajtóműre, hanem közvetlenül a sárkányra adódik át.

Az 50-es évek elején a General Electric is kapott egy 3 millió dolláros szerződést az Egyesült Államok kormányától egy új, könnyű és megbízható helikoptereken alkalmazható, tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinás hajtómű kifejlesztésére. A titkos program XT-58 elnevezéssel indult és a végeredmény egy 596 kW tengelyteljesítményű gázturbina (8. ábra) lett, amely mindössze 181 kg-ot nyomott.

Tovább fejlesztve ezt a hajtóművet 1957-re a teljesítménye 783 kW-ra növekedett, tömege pedig 114 kg-ra csökkent. Ebben az évben két T58 hajtóművel helyettesítették egy Sikorsky HSS-1F helikopter dugattyús erőforrását és ezzel először emelkedett levegőbe az USA-ban gázturbinás helikopter. Felismerve az új fejlesztés gyakorlati jelentőségét egy sor helikopter-gyártó

(Sikorsky, Kaman) kezdte el alkalmazni az újonnan kifejlesztett T58 gázturbinát a helikopterekben [9].



8. ábra Az XT-58-as, mely kialakításában a mai hajtóműveket idézi [9]

A szovjet második generációs helikopterek első példánya 1957-ben jelent meg. Ez a MI-6 nehéz szállító és csapatszállító helikopter volt. Az 50-es évek második felében Mikhail Leontyevich Mil, a Mil tervezőiroda vezetője elhatározta egy forradalmian új helikopter tervezését a közepes szállító kategóriában az akkorra már elavuló MI-4-es helikopterek leváltására.

1958. február 20-án a Szovjetunió Minisztertanácsa elfogadta ezt a javaslatot és elrendelte egy 1,5-2 tonna hasznos teher szállítására alkalmas helikopter kifejlesztését V-8 típusjelzéssel, amelynek az erőforrását egy darab Ivchenko AI-24V helikopteren történő alkalmazáshoz igazított turbólégcsavaros hajtómű biztosította. Az egy-hajtóműves V-8 helikopter először 1961. június 24-én emelkedett levegőbe. Felismerve az AI-24V hajtómű hátrányait, az Izotov Hajtóműtervező Iroda utasítást kapott, egy, valóban helikopteres alkalmazásra optimalizált hajtómű kifejlesztésére. A TV-2VM és a D-25V hajtóműveket, amelyeket a MI-6-os esetben alkalmaztak, eredetileg merevszárnyú repülőgépek számára tervezték. Az Izotov Iroda által tervezett új TV2-117A hajtómű (9. ábra) és a VR-8 reduktor 1962 nyarán került leszállításra. A hajtómű felszálló üzemmódon 1118 kW teljesítményt produkált, viszonylag jó fajlagos mutatók mellett [10].



9. ábra Izotov TV2-117A, az első szovjet, helikopterbe tervezett hajtómű (saját kép)

A TV3-117 hajtómű család lett a következő generációs szovjet helikopterek erőforrása. Kialakításában hasonlít a TV2-117A hajtómű szerkezetére, eltekintve a két további kompresszor fokozattól, ami nagyobb kompresszor nyomásviszonyt biztosít, illetve a TV3-117 hajtómű tömegárama<sup>7</sup> némileg magasabb. Ezek a hajtóművek alkalmazásra kerültek majdnem az összes orosz közepes szállító és harci helikopterben: Mi-SMT, Mi-17, Mi-14, Mi-24, Mi-25, Mi-35, Mi-28, Ka-27, Ka-28, Ka-29, Ka-31, Ka-32, Ka-50 és Ka-52, bizonyítva megbízhatóságukat [6].

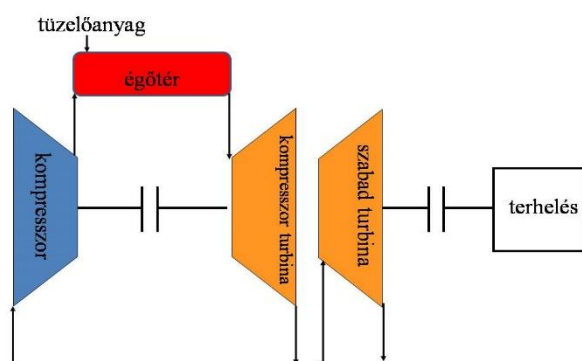
---

<sup>7</sup> Gázturbinás hajtómű tömegárama: a hajtómű időegységre vonatkoztatott levegő fogyasztása [kg/s]

Természetesen ezt a területet rövidesen a legtöbb hajtóműgyártó megcélozta és manapság 10-12 gyártó uralja a piacnak ezt a szegmensét. Típusaiknak, illetve ezek modifikációinak száma szinte megszámlálhatatlan. Ezek megtalálhatóak a [7] szakirodalomban (1. mellékletként is csatolva), ahol a legfontosabb gyártókat, termékeiket és ezek legfontosabb paramétereit követhetjük nyomon.

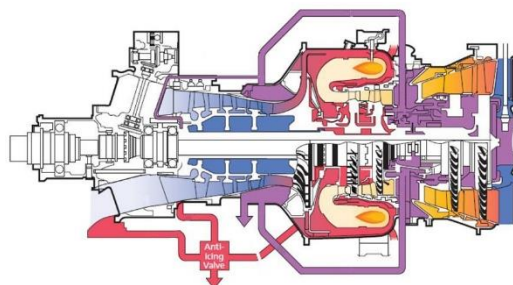
Erre az időszakra kialakult ennek a gázturbina kategóriának a ma is alkalmazott klasszikus elrendezése (10. ábra), amely leginkább a szabadturbina alkalmazásában nyilvánult meg. Az úgynevezett gázgenerátor egység (kompresszor, égőtér, kompresszor turbina) nincs mechanikai kapcsolatban a szabadturbinával, ami lehetővé teszi, hogy a forgószárny fordulatszáma független legyen a gázgenerátor egység fordulatszámától. Ennek megfelelően a szabadturbina csak gázdinamikai kapcsolatban van a gázgenerátor egységgel, vagyis a kompresszor turbinán munkát végző közeg maradék energiája a szabadturbinában hasznosul, biztosítva a szükséges tengelyteljesítményt.

Habár az elv nem változott az 50-es évek óta, a helikopter hajtóművek jelentős fejlődésen mentek keresztül. Az elrendezés annyiban változott, hogy gyakorivá vált a fordított áramú égőtér<sup>8</sup>, a turbina fokozatok egy része bekerült az égőtérház alkotta gyűrűbe. Sok esetben front kihajtást alkalmaznak, úgy, hogy az első fordulatszám csökkentő fokozat a hajtómű részét képezi. Ennek hatására a hajtóművek kompaktabbá váltak, tömegük csökkent. Fajlagos mutatóik és termikus hatásfokuk javultak annak ellenére, hogy az előző szerkezeti változtatások sokszor inkább negatív hatással voltak a termikus hatásfokra.



10. ábra A „turboshaftok” ma is alkalmazott kialakításának elvi vázlata

A 11. ábrán látható RTM 322 hajtómű-vázlaton jól szemléltethetőek ezek a szerkezeti jellegzetességek. A kompresszor 3-5 axiális fokozatát egy ugyanazon tengelyre szerelt centrifugál kompresszor fokozat követi. A centrifugál fokozat alkalmazásának oka, hogy kivált 4-5 axiális fokozatot.

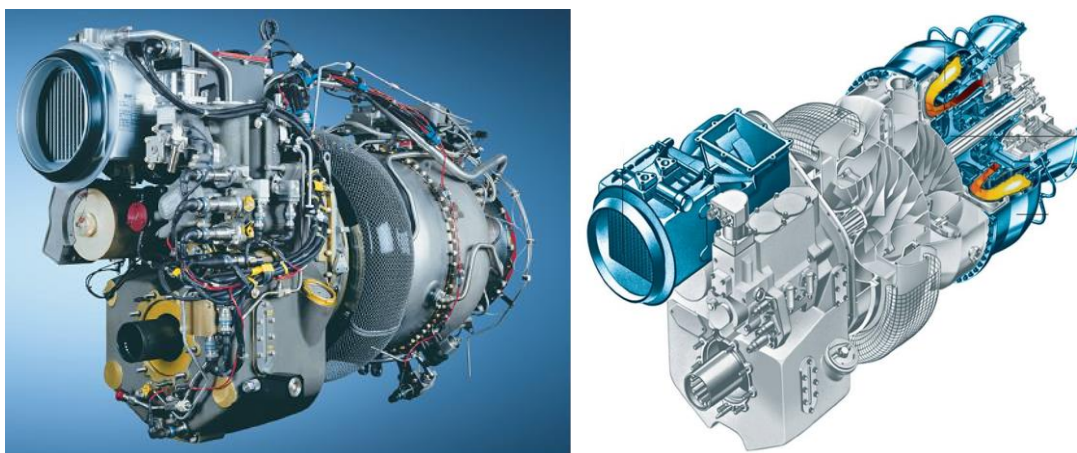


11. ábra Az RTM 322 hajtómű szerkezeti vázlata [11]

<sup>8</sup> Fordított áramú égőtér: az égőtérben az áramlás a hajtómű fő áramlási irányához képest fordított.

Ez egyrészt csökkenti a hajtómű hosszát, másrészt, a centrifugális kompresszoroknak ugyan általában rosszabb a politrópus határfoka, mint az axiális kompresszoroknak, de a kis levegőszállítás miatt az utolsó fokozatok alacsony lapátmagassága axiális kompresszor esetében még a centrifugál kompresszornál is rosszabb politrópus határfokot produkálna. A fordított áramú égőtér szintén csökkenti a hajtómű hosszát, habár ez némileg növeli az égőtérben bekövetkező nyomásvesztést. A turbinalapátok az első fokozatokban hűtöttek, bár a turbina előtti gázhőmérséklet alacsonyabb, mint általában a többi gázturbina kategória esetében. A szabad-turbina-lapátok általában nem, vagy csak minimálisan hűtöttek. A gázvezető rendszer csak a munkát végzett gáz szabadba vezetésére szolgál.

A 12. ábra is egy korszerű helikopter hajtóművet ábrázol, amely az MTR konzorcium terméke és párosan beépítve az Eurocopter Tiger erőforrását biztosítja.



12. ábra MTR 390 hajtómű az Eurocopter Tiger erőforrása [12]

Ami az előző elrendezéshez képest újdonság, hogy itt az első axiális fokozatokat is felcserélték egy centrifugális fokozatra. Ez rövidebb és kompaktabb elrendezést biztosít, csökkenti a pompázs<sup>9</sup> hajlamot és kis levegőfogyasztás mellett is elfogadható kompresszor és turbina határfokot eredményez. A 2. táblázat szemlélteti a hajtómű két változatának teljesítmény, tömeg és méret adatait.

MTR 390-es hajtómű változatok Beépítés előtt, NEL <sup>10</sup> H=0 m	MTR 390-2C	MTR 390E
Felszálló teljesítmény [kW]	958	1094
Vész teljesítmény (30s) [kW]	1160	1322
Maximális folyamatos teljesítmény [kW]	873	1000
Fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (felszálló) [kg/kWh]	0,284	<0,299
Fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (max. foly.) [kg/kWh]	0,280	<0,293
Levegőfogyasztás (felszálló) [kg/s]	3,2	3,6
Kompresszor nyomásviszony (felszálló)	13	14
Szabadturbina tengely fordulatszám 1/perc	8320	8320
Hossz [mm]	1078	1078
Szélesség [mm]	442	442
Magasság [mm]	682	682
Tömeg [kg]	169	<179

2. táblázat Az MTR 390 hajtómű két változatának adatai [12]

<sup>9</sup> Kompesszor pompázs: a kompresszor fokozatokban sebességi háromszögek torzulásából adódó leválási jelenségek.

<sup>10</sup> NEL: Nemzetközi Egyezményes Légkör

Ami az előző elrendezéshez képest újdonság, hogy itt az első axiális fokozatokat is felcserélték egy centrifugális fokozatra. Ez rövidebb és kompaktabb elrendezést biztosít, csökkenti a pompázs<sup>11</sup> hajtámot és kis levegőfogyasztás mellett is elfogadható kompresszor és turbina hatásfokot eredményez. A 2. táblázat szemlélteti a hajtómű két változatának teljesítmény, tömeg és méret adatait.

### HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK STATISZTIKAI ELEMZÉSE

A [7] szakirodalomban (1. mellékletként is csatolva) korántsem teljes, de nagyszámú (145) helikopter hajtómű felsorolását láthatjuk. A táblázatokban szerepelnek a legfontosabb gyártók, a gyártmány, helikopter típusok az adott hajtóművel, felszálló teljesítmény, maximális folyamatos teljesítmény fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás (termikus hatásfok) és hajtómű tömeg adatok.

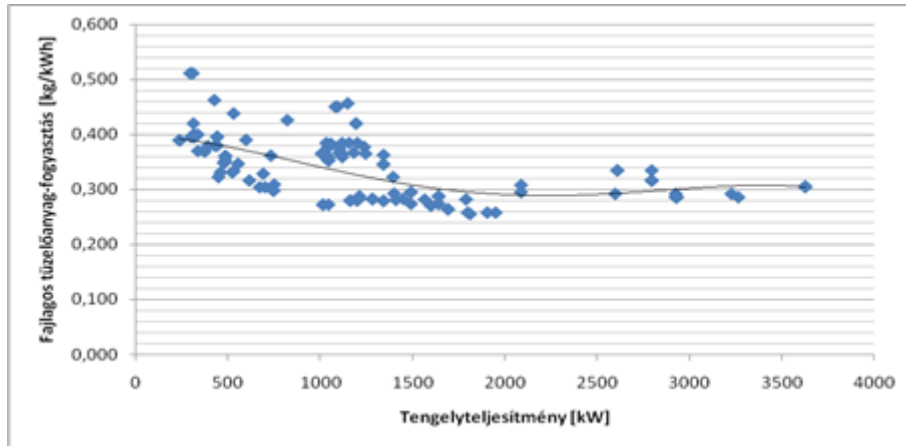
Amikor a kategória fejlődéséről esik szó, természetesen sok tényezőt kell figyelembe vennünk. Ilyenek a hatásfok és fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, a fajlagos hasznos munka (tengelyteljesítmény és hajtómű tömegáramának viszonyozása), fajlagos teljesítmény (tengelyteljesítmény és hajtómű tömegének viszonyozása), megbízhatóság, üzemeltethetőség, amelyek természetesen kihatással vannak a helikopterek harcászati-technikai jellemzőire.

A 13–16. ábrákon az 1. melléklet statisztikai feldolgozásából kapott diagramokat látjuk, ahol Excel függvénykezelővel a teljesítmény függvényében ábrázoltam a különböző hajtómű jellemzőket. Ami első látásra szembetűnő (13. ábra), hogy teljesítmény szempontjából a helikopter hajtóművek három jól elkülöníthető kategóriára oszthatók fel, amelyek között jól érzékelhető szakadás van. A legkisebb teljesítmény kategória 200–800 kW-os felszálló teljesítményt biztosít. A közepes teljesítmény kategóriába 1000–2200 kW-ot szolgáltató hajtóművek tartoznak, míg a nagy kategóriában 2500–3700 kW-os felszálló teljesítményekkel 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” szállító helikopter 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.

Természetesen, néhány esetben találhatunk a fenti intervallumból kilógó adatokat. A T64-GE-100-as 3228 kW-os teljesítménye 13,3 kg/s-os levegőfogyasztás mellett magasnak számít, de ez is eltöprel a Mi-26-os helikopter D-136-os hajtóművének 8501 kW-os teljesítményéhez képest. Ez utóbbi hajtóműnek a viszonylag magas levegőfogyasztása miatt a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása is jó (0,266 kg/kWh). Ugyanakkor a gyári adatok alapján manapság az RTM 322-04/08, az RTM 322-01/9 és az RTM 322-01/9A hajtóművek képviselik az élvonalat 0,258 kg/kWh fajlagos tüzelőanyag-fogyasztással, ami kevéssel 30% feletti termikus hatásfokot eredményez.

---

<sup>11</sup> Kompresszor pompázs: a kompresszor fokozatokban sebességi háromszögek torzulásából adódó leválási jelenségek.



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

Viszont a kis teljesítmény kategóriában találkozunk 0,5 kg/kWh körüli fajlagos fogyasztás értékekkel is. Pl. a nálunk jól ismert Mi-2 helikopter GTD 350 hajtóművének 0,489 kg/kWh fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása is kiugróan magas. Ez magyarázható a hajtómű korával és kis méretével. Az ismertetőkben legtöbb esetben a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás adják meg, de ez könnyen konvertálható termikus hatásfokká a következő módon:

$$\eta_t = \frac{P[W]}{Q_b \left[ \frac{J}{s} \right]} = \frac{P[W]}{m_{tüza} \left[ \frac{kg}{s} \right] \cdot F_{tüza} \left[ \frac{J}{kg} \right]} \quad \text{míg a} \quad \bar{c} = \frac{3600 \cdot m_{tüza} \left[ \frac{kg}{s} \right]}{P[kW]} \left[ \frac{kg}{kWh} \right] \quad (1)$$

$$\eta_t = \frac{1}{\frac{\bar{c} \left[ \frac{kg}{kWh} \right] \cdot F_{tüza} \left[ \frac{kJ}{kg} \right]}{3600[kW \cdot s]}} = \frac{3600}{\bar{c} \cdot 43217,08} [-] \quad (2)$$

ahol:

- $\eta_t [-]$  – a hajtómű termikus hatásfoka;
- $P [W]$  – a hajtómű tengely teljesítménye;
- $Q_b \left[ \frac{J}{s} \right]$  – a hajtómű munkafolyamata során másodpercenként bevitt hő;
- $m_{tüza} [kg/s]$  – a hajtómű tüzelőanyag fogyasztása;
- $F_{tüza} \left[ \frac{J}{kg} \right]$  – a tüzelőanyag fűtőértéke;
- $c [kg/kWh]$  – a hajtómű fajlagos tüzelőanyag fogyasztása.

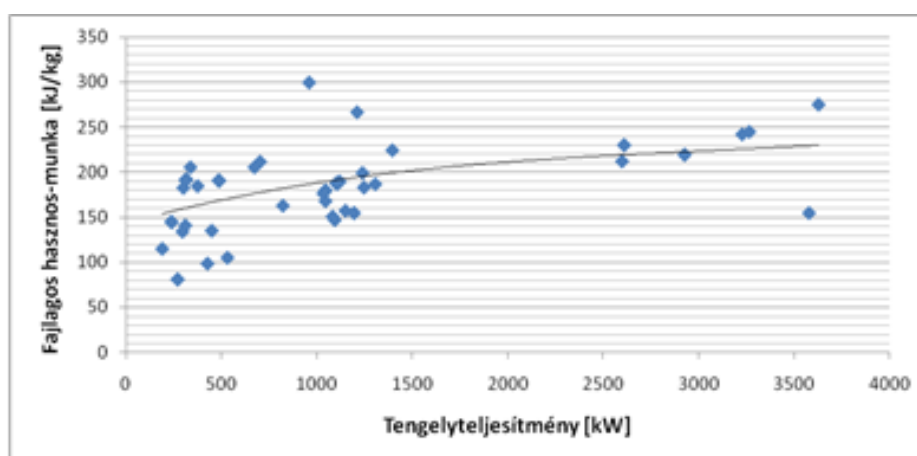
Természetesen a (2) képlet akkor ad helyes eredményt, ha a fajlagos tüzelőanyag fogyasztást,  $\bar{c}$  a levezetésnek megfelelően kg/kWh mértékegységgel helyettesítjük be. Az átszámításnál a tüzelőanyag fűtőértéke lehet még kérdéses. Itt a Boeing „Jet Fuel Characteristics” munkanyagában megadott átlagos 18 580 BTU/lb értéket fogadtam el irányadónak, ami átváltás után 43 217 080 J/kg-nak felel meg [8].

A gázturbinás hajtóművek hatásfokát vizsgálva azt tapasztaljuk, hogy ennek a kategóriának a termikus hatásfokai jelentősen alatta maradnak az egyéb gázturbináknál megszokott értékeknél, ami napjainkban maximális teljesítménynél (felszálló üzemmódon) 40% feletti lehet. Ugyanakkor a helikopter hajtóművek esetében a 30% körüli hatásfok már jónak számít. Ennek megfelelően a termikus hatásfok értéke átlagosan 20–32% között mozog.

Polinommal való közelítésnél a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás trendgörbe (13. ábra) a teljes teljesítmény vertikumban először egy jelentős csökkenést, majd többé, kevésbé állandó

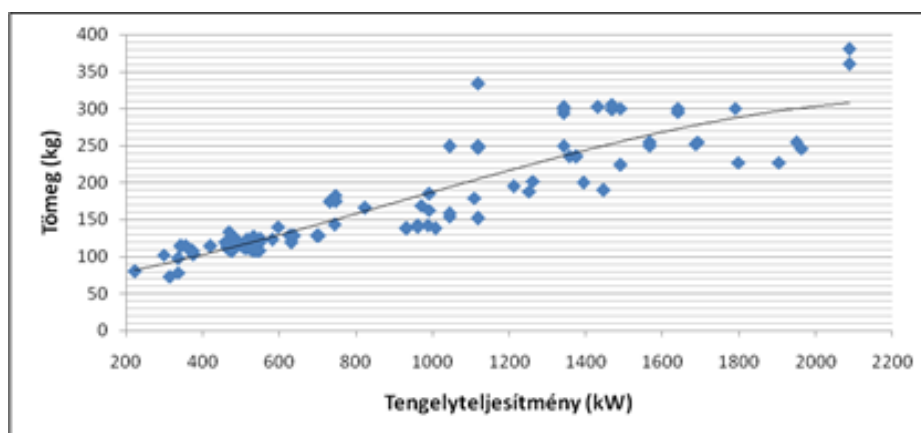
(0,3 kg/kWh, megfelel kb. 27–28%-os termikus hatásfoknak) értéket mutat. Az átlagot tekintve mindenképpen az látható, hogy a nagyobb teljesítmények felé csökken a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, illetve nő a termikus hatásfok.

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 gépegység hatásfokokat 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. Visszatérve a helikopter gázturbinákra, ennek megfelelően a rosszabb termikus hatásfokok (nagyobb fajlagos tüzelőanyag-fogyasztások) a kisebb, illetve a korábbi tervezésű hajtóműveknél várhatóak. Természetesen az egyes gyártók közötti technológiai fejlettségbeli különbségek szintén megjelenhetnek hatásfok különbségben, azonban ez a mai globalizálódó világunkban egyre kevésbé jellemző.



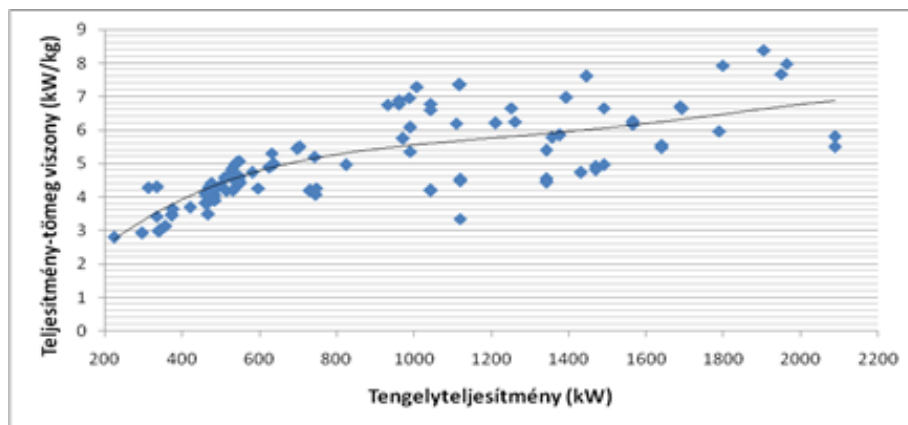
14. ábra A fajlagos hasznos munka és a teljesítmény statisztikai összefüggése

A következő fontos jósági mutató a hajtóművek fajlagos hasznos munkája (14. ábra) Ennek a mutatónak szoros kapcsolata van a hajtómű geometriai méreteivel, illetve tömegével. Minél nagyobb a hajtómű fajlagos hasznos munkája, annál kisebb tömegáram szükséges azonos tengelyteljesítmény létrehozásához, csökkentve ezzel a hajtómű méreteit, illetve esetlegesen tömegét.



15. ábra A hajtómű tömeg és a teljesítmény statisztikai összefüggése

A nagy teljesítmény kategóriában rendelkezésre álló kevesebb példányszám statisztika torzító hatása miatt a továbbiakban csak a kis és közepes kategóriákat vizsgálom. Sajnos még az alsó kategóriákban is csak a hajtóművek töredékénél állt rendelkezésemre a tömegáram is, így trendvonal felvétele meglehetősen kétséges, de jól láthatóan széles a szórás a fajlagos hasznos munka tekintetében. A hajtóművek tömegének és teljesítményének vizsgálatakor azt láthatjuk, hogy míg a tengelyteljesítmény növekedésével értelemszerűen nő a hajtóművek tömege (15. ábra), addig a hajtómű fajlagos teljesítménye (teljesítmény tömeg viszonya) javul a nagyobb teljesítmények irányában (16. ábra).



16. ábra A hajtómű teljesítmény tömeg viszony és teljesítmény statisztikai összefüggése

Érdekes módon a kisebb teljesítmény kategóriában kisebb szóródás (1–2 kW/kg) tapasztalható, mint a közepes kategóriában (3–4 kW/kg). Az is kitűnik, hogy a fajlagos teljesítmény tekintetében főleg a 200–600 kW közötti tartományban nagyon intenzív a javulás a teljesítmény növekedésével. Ez a fent említett szóródás azonos teljesítmények mellett leginkább az adott hajtóművek tervezési idejének eltéréséből adódik.

Összegezve a statisztikából levonható tapasztalatokat, általában a következő hajtómű adatokkal találkozhatunk:

- tengelyteljesítmény: 200–3700 kW
- kompresszor nyomásviszony: 7–16
- levegőfogyasztás: 2–15 kg/s
- turbina előtti gázhőmérséklet: 1100–1500 K
- fajlagos tüzelőanyag fogyasztás: 0,25–0,43 kg/kWh
- hajtómű tömeg: 80–400 kg

## ÖSSZEFOGLALÁS

A vezető katonai hatalmaknál a helikopterek alkalmazása az ötvenes években kezdődött. A helyi háborúk tapasztalatai (Korea, Algéria, Vietnam, Közel-kelet stb.) maguktól kínálták az egyre újabb és újabb felhasználási lehetőségeket, a forgószárnyas repülőeszközök specializációját, illetve számuk rohamos növekedését.

A tárgyalt „turboshaft” gázturbinás hajtómű kategória gyors fejlődése az 50-es években kezdődött döntő részben a helikopterek térhódításának következtében. Néhány év alatt az igényelt

egyre nagyobb maximális felszálló-tömeg és hasznos terhelés miatt ezek a repülőeszközök ki-nőtték a rendelkezésre álló dugattyús motorokat és a váltás egyetlen alternatívája egy könnyű, nagy tengelyteljesítményt szolgáltató erőforrás volt, amire ez a kategória tökéletesen alkalmas. Természetesen az elmúlt 60 év számtalan fejlesztést és újítást hozott jelentősen javítva ezeknek a hajtóműveknek a teljesítményét és hatásfokát, de ugyanúgy előrelépést jelentett az üzemel-tethetőségi, karbantartási és javíthatósági mutatókban, vagy magának a helikopternek a légi üzemeltetésében is.

### FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] The Messerschmitt Bf 109, e-doc, url: <http://www.chuckhawks.com/me-109.htm>
- [2] url: [http://it.wikipedia.org/wiki/File:Whittle\\_Jet\\_Engine\\_W2-700.JPG](http://it.wikipedia.org/wiki/File:Whittle_Jet_Engine_W2-700.JPG)
- [3] Jendrassik György, e-doc, url: <http://www.sztnh.gov.hu/feltalalok/jendrass.html>
- [4] GT 101, e-doc, url: [http://en.wikipedia.org/wiki/GT\\_101](http://en.wikipedia.org/wiki/GT_101), (2013.03.31.)
- [5] Turbomeca Artouste, e-doc, url: [http://en.wikipedia.org/wiki/Turbomeca\\_Artouste](http://en.wikipedia.org/wiki/Turbomeca_Artouste)
- [6] Tuboshaft Engine TV3-117: e-doc, url: [http://www.vkms.ru/production\\_en.shtml](http://www.vkms.ru/production_en.shtml)
- [7] Engine Manufacturers, Helicopter Annual, 2009, p. 57–63
- [8] LAWICKI Dave: Jet Fuel Characteristics, Boeing, 2002, e-doc, url: <http://www.docstoc.com/docs/7654823/JET-FUEL-FACTS>
- [9] GE Aviation, url: <http://www.geaviation.com/engines/military/t58/>
- [10] Klimov, url: <http://en.klimov.ru/production/helicopter/TV2-117/>
- [11] Rolls-Royce, url: [http://www.rolls-royce.com/Images/RTM\\_322\\_tcm92-6703.pdf](http://www.rolls-royce.com/Images/RTM_322_tcm92-6703.pdf)[http://www.rolls-royce.com/Images/RTM\\_322\\_tcm92-6703.pdf](http://www.rolls-royce.com/Images/RTM_322_tcm92-6703.pdf)
- [12] MTU Aero Engines, url: [http://www.mtu.de/en/products\\_services/military\\_business/programs/mtr390/index.html](http://www.mtu.de/en/products_services/military_business/programs/mtr390/index.html)

### ÁBRAJEGYZÉK

1. ábra Frank Whittle hajtóműve [2]
2. ábra Jendrassik tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinája [3]
3. ábra Gázturbinás hajtóművek evolúciója
4. ábra Légijárművek hajtóműveinek felosztása
5. ábra A GT 101 szabad-turbina nélküli gázturbina elvi vázlata
6. ábra A GT 102 gázturbina elvi vázlata
7. ábra Turbomeca Artouste, az első helikopterben alkalmazott tengelyes gázturbina [5]
8. ábra Az XT-58-as, mely kialakításában a mai hajtóműveket idézi [9]
9. ábra Izotov TV2-117A, az első szovjet, helikopterbe tervezett hajtómű
10. ábra A „turboshaftok” ma is alkalmazott kialakításának elvi vázlata
11. ábra Az RTM 322 hajtómű szerkezeti vázlata [11]
12. ábra MTR 390 hajtómű az Eurocopter Tiger erőforrása [12]
13. ábra A fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás és a teljesítmény statisztikai összefüggése
14. ábra A fajlagos hasznos munka és a teljesítmény statisztikai összefüggése
15. ábra A hajtómű tömeg és a teljesítmény statisztikai összefüggése
16. ábra A hajtómű teljesítmény tömeg viszony és teljesítmény statisztikai összefüggése

## 1. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [7] (N/A: nincs adat)

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
General Electric	T58-GE-1	CH-3B/C, SH-3A, S-61A	962	N/A	N/A	N/A	142
General Electric	T58-GE-2	AB204AS	988	N/A	N/A	N/A	142
General Electric	T58-GE-3	TH-1F, UH-1F/P	962	N/A	N/A	N/A	140
General Electric	T58-GE-5	CH-3E, HH-3E/F, SH-3E/F	1118	N/A	0,365	22,8	152
General Electric	T58-GE-6	CH-46A	932	N/A	N/A	N/A	138
General Electric	T58-GE-8B	SH-2F, SH-3G, UH-2A/B/C, CH-113A	932	N/A	N/A	N/A	138
General Electric	T58-GE-8F	SH-2F, SH-3G, UH-2C, CH-124A/B	1007	N/A	0,365	22,8	138
General Electric	T58-GE-10	CH-46D/F, UH-46D/F, HH-2D, HH-3F, SH-3D/G/H, ASH-3A/D/TS, AS-61R	1044	N/A	0,377	22,1	158
General Electric	T58-GE-16	CH-46E	1394	N/A	0,322	25,9	200
General Electric	T58-GE-100	ASH-3H, CH-124A/B Sea King	1118	N/A	N/A	N/A	152
General Electric	T58-GE-402	CH-46D/E, SH-3H, UH-3H	1118	N/A	N/A	N/A	152
General Electric	T64-GE-1	CH-53A	2297	N/A	N/A	N/A	N/A
General Electric	T64-GE-3	HH-53B	2297	N/A	N/A	N/A	N/A
General Electric	T64-GE-6	CH-53A, TH-53A	2125	N/A	N/A	N/A	N/A
General Electric	T64-GE-7	CH-53C, HH-53B/C/H	2926	N/A	N/A	N/A	N/A
Honeywell Defense and Space	HTS900	Bell ARH (1)	744	664	0,320	26,0	143
Honeywell Engines & Systems	AL5512	BV234 & BV234LR (2)	3039	2218	0,330	25,2	354
Honeywell Engines & Systems	LTS101-600A-3A	Eurocopter AS350B (1), Eurocopter AS350D (1), Eurocopter AS350A (1)	485	466	0,347	24,0	120
Honeywell Engines & Systems	LTS101-650B-1	Eurocopter BK-117A (2)	470	418	0,347	24,0	122
Honeywell Engines & Systems	LTS101-750C-1	Bell 222B, UT (2)	510	487	0,353	23,6	111
Honeywell Engines & Systems	LTS101-750B-2	Eurocopter/U.S. Coast Guard HH-65A (2)	515	491	0,347	24,0	123

## Varga Béla: Helikopter gázturbinás hajtóművek technikai elemzése

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
Honeywell Engines & Systems	LTS101-750B-1	Eurocopter BK-117B (2)	468	440	0,353	23,6	134
Honeywell Engines & System	LTS101-850B-2	Eurocopter HH-65A (2)	582	556	0,347	24,0	123
Honeywell Engines & Systems	LTS101-700D-2	Eurocopter AS350B2	546	485	0,347	24,0	120
Honeywell Engines & Systems	LTS101-650C-3	Bell 222 (2)	470	446	0,347	24,0	110
Honeywell Engines & Systems	LTS101-600A-2/-3	Eurocopter AS350D(1)	459	440	0,347	24,0	120
Honeywell Engines & Systems	T55-L-712	CH-47D (2)	2796	2237	0,322	25,9	354
Honeywell Engines & Systems	T55-L-712F	HCMK2/2A (2)	3218	2349	0,319	26,1	354
Honeywell Engines & Systems	T55-L-712 S/SB	CH-47D (2)	3262	2349	0,315	26,4	354
Honeywell Engines & Systems	T55-L-712E	CH-47 (2)	2796	2237	0,322	25,9	354
Honeywell Engines & Systems	T55-L-712 S/SC	CH-47D (2)	2796	2237	0,322	25,9	354
Honeywell Engines & Systems	T55-L-714A	CH-47S/D & HCMK3 (2)	3629	3108	0,316	26,4	399
Honeywell Engines & Systems	T55-L-714	MH-47E (2)	3562	3069	0,312	26,7	399
Honeywell Engines & Systems	T55-GA-714A	CH-47D/F (2)	3562	3069	0,312	26,7	399
Honeywell Engines & Systems	T5313B	Bell 205A1, Bell 205B	1044	932	0,365	22,8	249
Honeywell Engines & Systems	T5317B	Bell 205A1, Fuji Bell 205B	1119	1007	0,367	22,6	250
Honeywell Engines & Systems	T5317BCV	B210, Huey II, Bell 205	1342	1119	0,346	24,0	249
Honeywell Engines & Systems	T53-L-13B	Bell UH-1, Agusta AB205	1044	932	0,365	22,8	249
Honeywell Engines & Systems	T53-L-703	Bell AH-1, Bell UH II	1119	1007	0,395	21,0	247
LHTEC	CTS800-4N	AgustaWestland Super lynx (2) AgustaWestland/Turkey T129 (2)	991	920	0,28	29,7	185
LHTEC	CTS800-4K	Shimaywa US2 (1)	991	920	0,28	29,7	163
MTR	MTR 390-2C	Eurocopter Tiger (2)	972	885	0,276	30,1	169
MTRI	MTR 390-E	Eurocopter Tiger (2)	1110	1009	0,288	28,9	179
Pratt & Whitney Canada	PT6B-36A	Sikorsky S-76B (2)	732	661	0,353	23,5	174
Pratt & Whitney Canada	PT6B-36B	Sikorsky S-76B (2)	732	661	0,353	23,5	175
Pratt & Whitney Canada	PT6B-37A	Agusta A119 Koala (1)	747	650	0,361	23,0	175
Pratt & Whitney Canada	PT6C-67A	Bell Agusta BA609 (2)	1447	1249	N/A	N/A	190

## Varga Béla: Helikopter gázturbinás hajtóművek technikai elemzése

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
Pratt & Whitney Canada	PT6C-67C	Agusta AW139 (2)	1252	1142	0,308	27,0	188
Pratt & Whitney Canada	PT6C-67D	(UH-1H) DynCorp Global Eagle (1)	1262	1182	0,308	27,0	202
Pratt & Whitney Canada	PT6C-67E	EC175	1324	N/A	N/A	N/A	N/A
Pratt & Whitney Canada	PT6T-3 Twin Pac®	Bell UH-1N, Bell CUH-1N, Bell VH-1N, Bell AH-1J, Bell AH-1T, Bell/Agusta-Bell 212, Sikorsky S-58T	1342	1193	0,362	23,0	294
Pratt & Whitney Canada	PT6T-3B/BF Twin Pac®	Bell/Agusta-Bell 212 Bell/Agusta-Bell 412/412SP(1)	1342	1193	0,365	0,228	299
Pratt & Whitney Canada	PT6T-3BE/BG Twin Pac®	Bell 412 HP, Agusta-Bell 412 Agusta-Bell 412 HP (1)	1342	1193	0,365	22,8	302
Pratt & Whitney Canada	PT6T-3D/DE/ DF Twin Pac®	Bell/Agusta-Bell 412 EP (1)	1432	1268	0,365	22,8	302
Pratt & Whitney Canada	PT6T-6 Twin Pac®	Agusta-Bell 212/412 Sikorsky S-58T (1)	1469	1301	0,36	23,1	299
Pratt & Whitney Canada	PT6T-6B Twin Pac®	Agusta-Bell 412 HP (1)*	1469	1301	0,36	23,1	305
Pratt & Whitney Canada	PW206A	MD Explorer	477	423	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW206B	EC135P1	463	419	N/A	N/A	112
Pratt & Whitney Canada	PW206B2	EC135P2	518	457	N/A	N/A	112
Pratt & Whitney Canada	PW206C	Agusta A109 Power (2)	477	423	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW206E	MD Explorer	477	423	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW207C	Agusta A109 Grand (2)	548	466	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW207D	Bell M427 (2)	529	466	N/A	N/A	110
Pratt & Whitney Canada	PW207D1	Bell 429 (2)	536	474	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW207E	MD Explorer (2)	529	466	N/A	N/A	109
Pratt & Whitney Canada	PW207K	Kazan Ansat (2)	544	466	N/A	N/A	108
Pratt & Whitney Canada	PW210S	Sikorsky S-76D (2)	802	802	N/A	N/A	N/A
Rolls-Royce	RR 300	Robinson R66 (1)	224	179	0,408	20,4	80
Rolls-Royce	RR 500TP	Fejlesztés alatt	298	283	0,335	24,9	102
Rolls-Royce	Model 250-C20B	Agusta A109A (2), Bell 206B JetRanger (1), Bell 206L LongRanger (1), Eurocopter BO105 (2), Hiller FH1100 (1) MD Helicopters	313	313	0,395	21,1	73
Rolls-Royce	Model 250-C20F	Eurocopter AS355F (2)	313	313	0,395	21,1	73

## Varga Béla: Helikopter gázturbinás hajtóművek technikai elemzése

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
Rolls-Royce	Model 250-C20J	Bell 206B JetRanger III (1) Bell TH-57 (1) Bell TH-67 (1)	313	313	0,395	21,1	73
Rolls-Royce	Model 250-C20R	Agusta A109C (2) Bell 206B JetRanger III (1) HeliLynx 355FX (2) Starflex 355F2 (2) Kamov Ka-226 (2) MD Helicopters MD500E (1) MD Helicopters MD520N (1) PZL SW-4 (1) Tridair Gemini ST (2)	336	336	0,370	22,5	78
Rolls-Royce	Model 250-C20W	Enstrom 480B (1) Northrop Grumman Fire-Scout (1) Schweizer 330SP/333 (1)	313	313	0,395	21,1	73
Rolls-Royce	Model 250-C28	Eurocopter BO 105LS (2)	373	373	0,359	23,2	107
Rolls-Royce	Model 250-C28B	Bell 206L-1 LongRanger II (1)	373	373	0,359	23,2	108
Rolls-Royce	Model 250-C30	MD Helicopters MD530F (1)	485	415	0,360	23,1	114
Rolls-Royce	Model 250-C30G	Bell 230 (2)	485	415	0,360	23,1	115
Rolls-Royce	Model 250-C30M	Soloy AS350 AllStar(1)	485	415	0,360	23,1	114
Rolls-Royce	Model 250-C30P	Bell 206L-3 LongRanger III (1) Bell 206L-4 LongRanger IV (1)	485	415	0,360	23,1	114
Rolls-Royce	Model 250-C30R/3	Bell OH-58D (1) Boeing Little Bird ULB (1) MD Helicopters AH/MH-6 (1)	485	415	0,360	23,1	124
Rolls-Royce	Model 250-C30S	Sikorsky S-76A (2)	485	415	0,360	23,1	114
Rolls-Royce	Model 250-C40	Bell 430 (2)	533	457	0,349	23,9	127
Rolls-Royce	Model 250-C47B/M	Bell 407 (1) MD Helicopter MD 600N (1)	485	447	0,355	23,4	124
Rolls-Royce	Gem 42-1	Agusta Westland Lynx (2) Agusta Westland A129 Mangusta (2)	746	664	0,310	26,8	183
Rolls-Royce	Model 250-B17F	Groen Brothers Aviation Hawk 4 (1) O&N Silver Eagle (1) Soloy Cessna 206 'Mark II' (1)	336	336	0,373	22,3	98
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-01/8	AgustaWestland Merlin HC HM Mk1	1567	1374	0,276	30,2	254
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-01/12	AgustaWestland Apache AH Mk1 (WAH64)	1567	1374	0,276	30,2	250
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-02/8	AgustaWestland Merlin HC Mk3	1688	1406	0,276	30,2	252
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322 Mk250	AgustaWestland Merlin HC Mk3	1693	1491	0,276	30,2	255
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-04/08	AgustaWestland EH101	1950	1555	0,258	32,3	254
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-01/9	NHI NH90 (2)	1799	1664	0,258	32,3	227
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-01/9A	NHI NH90 (2)	1905	1805	0,258	32,3	227
Rolls-Royce	AE 1007	Bell-Boeing V22 Osprey (2)	4549	3253	0,259	32,1	440

## Varga Béla: Helikopter gázturbinás hajtóművek technikai elemzése

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
Turbomeca	Arrius 1A	Eurocopter AS 355 N (2)	340	296	0,338	24,7	114
Turbomeca	Arrius 1A1	Eurocopter AS 355 NP (2)	343	305	0,338	24,7	114
Turbomeca	Arrius 1M	Eurocopter AS 555 N (2)	357	303	0,338	24,7	114
Turbomeca	Arrius 2F	Eurocopter EC120 (1)	376	336	0,338	24,7	103
Turbomeca	Arrius 2B1	Eurocopter EC135 t1 (2)	421	348	0,320	26,0	114
Turbomeca	Arrius 2B1A-1	Eurocopter EC135 t1 (2)	463	414	0,320	26,0	114
Turbomeca	Arrius 2B2	Eurocopter EC135 t2i (2)	485	438	0,328	25,4	114
Turbomeca	Arrius 2K1	Agusta A109 Power (2)	500	425	0,320	26,0	115
Turbomeca	Arrius 2K2	Agusta A109 LUH (2)	534	454	0,321	26,0	115
Turbomeca	Arrius 2G1	Ka 226t (2)	537	427	N/A	N/A	115
Turbomeca	Arriel 1B	Eurocopter AS 350 BA (1)	478	441	0,362	23,0	114
Turbomeca	Arriel 1D	Eurocopter AS 350 B1 (1)	510	450	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	Arriel 1D1	Eurocopter AS 350 B2 (1)	546	466	0,352	23,6	122
Turbomeca	Arriel 1C2	Eurocopter AS 365 2 (2)	550	471	0,349	23,9	119
Turbomeca	Arriel 1M1	Eurocopter AS 565 Panther (2)	558	487	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	Arriel 1E2	Eurocopter EC 145	550	516	0,349	23,9	125
Turbomeca	Arriel 1K2	Agusta A 109 K	550	471	0,349	23,9	123
Turbomeca	Arriel 1S1	Sikorsky S76 A++	539	466	0,345	24,1	121
Turbomeca	Arriel 2B1	Eurocopter AS350 B3(1)/EC 130B4	632	544	0,333	25,0	119
Turbomeca	Arriel 2C	Eurocopter AS 365 N3	635	597	0,333	25,0	128
Turbomeca	Arriel 2C2CG	Eurocopter HH65C (2)	697	474	N/A	N/A	128
Turbomeca	Arriel 2C1	Eurocopter EC155 B	626	596	0,334	24,9	128
Turbomeca	Arriel 2S1	Sikorsky S76 C+	638	587	0,329	25,4	128
Turbomeca	Arriel 2S2	Sikorsky S76 C++	688	621	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	TM 333 2M2	Cheetan(1)/Cheetal (1)	824	735	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	TM 333 2B2	DHRUV (2)	824	735	0,315	26,5	166

## Varga Béla: Helikopter gázturbinás hajtóművek technikai elemzése

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesítmény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
Turbomeca	Ardiden 1H1	DHRUV (2)	1024	858	0,280	29,8	N/A
Turbomeca	Makila 1A	Eurocopter AS 332	1240	1130	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	Makila 1A1	Eurocopter AS 332L1/AS 532	1357	884	0,294	28,3	235
Turbomeca	Makila 1A2	Eurocopter AS 332MK2 (2)/AS532MK2	1376	1236	0,290	28,8	235
Turbomeca	Makila 2A	Eurocopter EC 725/ EC 225 (2)	1564	1411	0,285	29,2	N/A
Turbomeca	Makila 2A1	Eurocopter EC 725/ EC 225 (2)	1567	1418	N/A	N/A	N/A
Turbomeca	Makila 1K2	Denel Roivalk (2)	1376	1236	0,290	28,8	235
Klimov	GTD 350	Mi-2	298	N/A	0,489	17,0	135
Klimov	TV2-117	Mi-8	1119	N/A	0,369	22,6	334
Klimov	TV3-117	Mi-24A	1659	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117M	Mi-14	1659	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117MT	Mi-8MT/Mi-17	1659	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117KM	Ka-27	1659	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117V	Mi-24	1566	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117VK	Ka-27, Ka-29, Ka-32	1641	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117VM	Mi-8MT/Mi-17	1491	N/A	N/A	N/A	N/A
Klimov	TV3-117VMA	Ka-27, Ka-29, Ka-31, Mi-24, Mi-28A/N, Ka-32	1641	N/A	0,288	28,9	295
Klimov	VK-2500 I	8MT/Mi-17, Mi-24, Mi-14, Ka32, Ka-50, Mi-28	1491	N/A	0,295	28,2	300
Klimov	VK-2500 II	8MT/Mi-17, Mi-24, Mi-14, Ka32, Ka-50, Mi-28	1641	N/A	0,287	29,0	300
Klimov	VK-2500 II	8MT/Mi-17, Mi-24, Mi-14, Ka32, Ka-50, Mi-28	1790	N/A	0,282	29,6	300
Klimov	TV7-117V/VM	Mi-38	2088	N/A	0,295	28,2	360
Klimov	TV7-117VK	Mi-28, Ka50, Ka52	2088	N/A	0,308	27,0	380
Klimov	VK-800V	Ansar, Mi-54, Ka-126, Ka-226	597	447	0,390	21,3	140
Ivchenko-Progress	D-136	Mi-26, Mi-26T	8501	N/A	0,266	31,4	1077

### ANALYSIS OF HELICOPTER TURBOSHAFT ENGINES

*Significant improvement of helicopter engines, which has embodied mainly in power–weight ratio, thermal cycle efficiency, specific fuel consumption, together with reliability and maintainability, of course, has influenced the technical-tactical parameters of helicopters. This fact makes it well worth examining this field. In this paper I introduce the evolution of helicopter turboshaft engines, review the specialities of their operation, the most important producers and types. Through statistical analyses I display, what kind of performance parameters the helicopter turboshaft engines had in the past and have present days.*

**Keywords:** *helicopter gas turbine engines, turboshaft, shaft power, specific fuel consumption, thermal efficiency, specific output net work.*

---

Varga Béla (PhD)  
Egyetemi docens  
Nemzeti Közszolgálati Egyetem  
Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar  
Katonai Repülő Intézet  
Sárkány-hajtómű Tanszék  
varga.bela@uni-nke.hu  
orcid.org/0000-0003-3454-0825

Varga Béla (PhD)  
Associate professor  
National University of Public Service  
Faculty of Military Science and Officer Training  
Institute of Military Aviation  
Department of Aircraft and Engine  
varga.bela@uni-nke.hu  
orcid.org/0000-0003-3454-0825

---



[http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018\\_1/2018-1-01-0442\\_Varga\\_Bela.pdf](http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018_1/2018-1-01-0442_Varga_Bela.pdf)