



Dr. Varga Béla*

A gázturbinás repülőgép-hajtóművek fejlesztési irányai **II. rész**

A szerző cikksorozatában bemutatja a propulziós rendszerek működését, a tolóerő keletkezésének összefüggéseit, ezen belül részletesen foglalkozik a gázturbinás propulziós rendszerek típusaival, és szerkezeti kialakításukkal. Tárgyalja a hajtóműfejlesztés és a klímaváltozás miatt is fontos széndioxid-kibocsátás összefüggéseit. Vizsgálja az alternatív tüzelőanyagok alkalmazásának lehetőségét, és azoknak a hajtómű termikus hatásfokára és fajlagos hasznos munkájára kifejtett hatását. Foglalkozik a gázturbinás hajtóművek égőtereinek kialakításával, kémiai, termodinamikai és gázdinamikai kérdéseivel, a keletkező égéstermék összetételével. A tanulmány második részében a szerző folytatja a hajtóműtípusok bemutatását.

TURBÓLÉGCSAVAROS HAJTÓMŰVEK (TURBOPROP)

A hőerőgépet képező gázgenerátor-egység minden gázturbinában létfontosságú elem. Ebben az esetben azonban a gáz kinyerhető energiájának nagy része további turbinafokozatokban munkává alakul, meghajtva a légcsavart. Ezek a fokozatok a legtöbb esetben mechanikusan függetlenek a kompresszorturbina-fokozatoktól, közöttük csak gázdinamikai kapcsolat van, tehát csak a munkaközeg azonos. Mivel a légcsavar megengedett fordulatszáma jóval alacsonyabb, mint a meghajtó turbina fordulatszáma, így fordulatszám-csökkentő közlőmű (reduktor) beépítése szükséges a turbina és a légcsavartengely közé. Általában a vonóerő 85–90%-át a légcsavar által felgyorsított környezeti levegő, míg a fennmaradó 10–15%-ot a fűvócsövön kiáramló forró gáz hozza létre. Létezik azonban számos

turbólégcsavaros hajtóműtípus – főleg a kis kategóriában –, amelyeknél a gáz teljes kinyerhető energiája a turbina-ban hasznosulva tengelyteljesítményt szolgáltat. Ez azt jelenti, hogy a turbina utolsó fokozatának kilépő keresztmetszetében a gáz már közel a környezeti nyomásra expandált. Ebben az esetben a munkát végzett, már tolóerőképzésre alkalmatlan égéstermék a gázvezető rendszeren (nem fűvócső) keresztül áramlik ki a környezetbe.

Ezeknek a hajtóműveknek a jellegzetes üzemi tartománya a 400–650 km/h közötti sebesség- és az 5500–9000 méter közötti repülési magasságtartomány. A turboprop hajtóművek, a légcsavarok jó propulziós hatásfoka miatt üzemanyag-felhasználás szempontjából a legtakarékosabb gázturbinás repülőgéphajtóművek, de mint látható, a nagy kétáramúsági fokú hajtóművekhez képest ez kb. $M = 0,2-0,3$ értékkel kisebb Mach-számot¹⁰ és 3 km-rel alacsonyabb repülési magasságot jelent. Az ilyen hajtómű legjobb fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása általában kb. 7000–8000 méteres magasságtartományban érhető el. A turbólégcsavaros hajtóművek modern légcsavarjai manapság kompozitból készülnek, többnyire soklapátos kivitelben. A speciális „szablya alakú” kialakítás (16. ábra) lehetővé teszi a magasabb fordulatszámot anélkül, hogy létrejönnének a hangsebesség körüli áramláshoz köthető negatív jelenségek. Bár a legkorszerűbbek esetén elérhető maximális $M = 0,7$ körüli Mach-számot jobb hatásfokkal érik el, mint a nagy kétáramúsági fokú hajtóművek, de a kibocsátott zaj sokkal magasabb. A lapátok szükség esetén az áramlással párhuzamosra (vitorlába) állíthatók, amely helyzet – a hajtómű meghibásodása esetén – csökkenti az ellenállást. A lapátok reverz állásba is állíthatók,

* Alezredes (PhD), egyetemi docens, NKE HHK Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék ORCID: 0000-0003-3454-0825



17. ábra. Az NFTC-képzésben alkalmazott CT-156 Harvard II kiképző repülőgép, Pratt & Whitney Canada PT6A-68 (820 kW) hajtóművel [17]

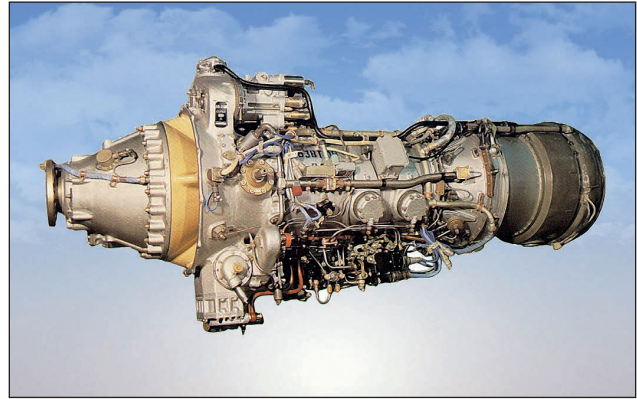
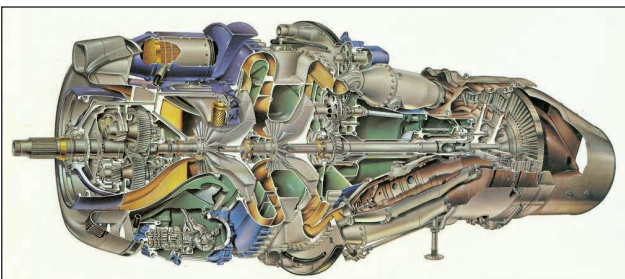
amely negatív tolóerőt eredményez, lassítva ezzel a repülőgépet a földet érés után.

A Turboprop hajtóművek manapság a katonai szállítógépek (pl.: az Airbus A400M Europrop International TP400–D6 hajtóművei), a regionális utasszállító repülőgépek és kisebb üzleti repülőgépek jellemző erőforrásai. Használhatók még az egyhajtóműves, kétüléses katonai kiképző repülőgépek, mint például a Pilatus PC-9, vagy az NFTC-programban (NATO Flying Training in Canada) is alkalmazott Royal Canadian Air Force CT-156 Harvard II (17. ábra), vagy a brazil Embraer Tucano erőforrásaiként.

A turbólégcsavaros hajtóművek története szempontjából vissza kell kanyarodnunk a tanulmányosorozat első részében már említett Jendrassik György gépészmérnökhöz, akinek 1938-ban elkészült, közel 75 kW-os teljesítményű gázturbinája volt a legelső ilyen kis méretben megvalósított légsavaras gázturбина. Repülőgépre történő felszerelése csak terv maradt, amely a II. világháború miatt nem valósult meg.

Az első brit turbólégcsavaros hajtómű a Rolls-Royce RB.50 Trent volt, amely egy átalakított Rolls-Royce RB.37 Derwent II turbojet hajtómű volt reduktorral, és 2,41 m átmérőjű, ötlapátos légsavarral. A Gloster Trent-Meteor egyedülálló helyet foglal el a repülés történetében, mint a turbólégcsavaros hajtás úttörő repülőgépe. 1945-ben két Trent-hajtóművet építettek a kísérleti Gloster Meteor EE227 típusú vadászrepülőgép szárnyába, amely így a világ első turbólégcsavaros meghajtású repülőgépe lett. Az először 1945. szeptember 20-án repülő kísérleti gépet ugyan nem kezdték el sorozatban gyártani, de az így szerzett tapasztalatokat felhasználva, a Rolls-Royce kifejlesztette az RB.39 Clyde típust, amely civil és katonai típusalkalmassági engedéllyel is rendelkezett. A következő fejlesztési lépcsőt az RB.53 Dart jelentette, amely a valaha gyártott egyik legmegbízhatóbb turbólégcsavaros hajtómű lett, gyártása több mint ötven évig folytatódott. (18. ábra)

18. ábra. Rolls Royce RB.53 Dart hajtómű metszeti rajza [18]



19. ábra. Szovjet gyártmányú Ivcsenko AI-24 hajtómű [20]

A Rolls Royce Dart hajtóművel szerelt Vickers Viscount volt az első, négy turbólégcsavaros hajtóművel ellátott, nagy sorozatban rendszeresített repülőgép. A Vickers-Armstrongs 1948–1963 között többféle változatban, összesen 445 darabot gyártott belőle. A világ első egyhajtóműves, turbólégcsavaros repülőgépe az Armstrong Siddeley Mamba hajtóművel szerelt Boulton Paul Aircraft által gyártott Balliol volt, amely először 1948. március 24-én repült [19].

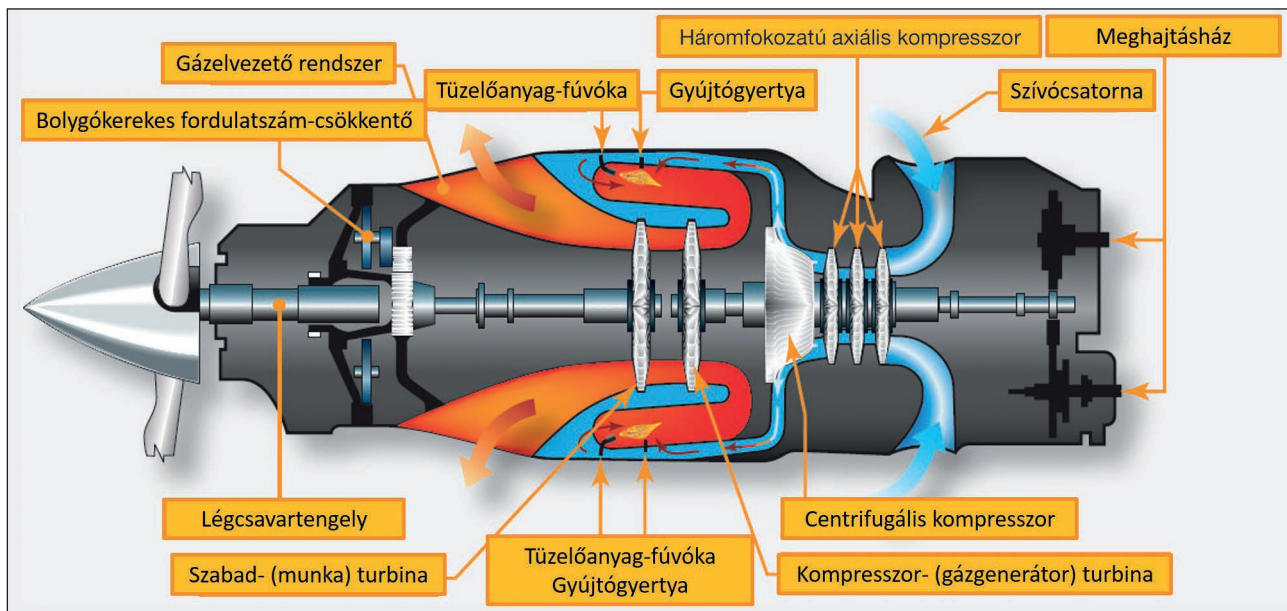
A szovjet szakemberek kezdetben erősen támaszkodtak a II. világháborús német fejlesztésekre, pl. a Junkers Motorenwerke előzetes tervezési koncepcióira. A későbbiekben természetesen számos turbólégcsavaros hajtóművet fejlesztettek ki a Szovjetunióban is, többek között az általunk is jól ismert Antonov An-26 repülőgépekbe épített Ivcsenko AI-24 típusú hajtóművet (19. ábra). A leghíresebb a Tupoljev Tu-95 típusú repülőgépekbe épített (négy darab), a Kujbisevi Motorgyár (jelenleg: Motorsztrouitel) által kifejlesztett, 11 030 kW teljesítményű Kuznyecov NK-12 légsavaras gázturбина, amely még ma is a világ legerősebb turbólégcsavaros hajtóműve. [21]

SZABADTURBINÁS HAJTÓMŰ-ELRENDEZÉS

A szabadturbinás hajtómű-kialakításnál – például a Pratt & Whitney PT-6 hajtóműnél –, a légsavart külön turbina (szabad-, vagy más kifejezéssel munkaturbina) hajtja a reduktoron keresztül. A szabadturbina függetlenül forog a gázgenerátor-egység turbinájától (20. ábra). Ennek megfelelően a légsavár beállítási szöge repülés közben és a földön is állítható, tehát ez a kialakítás – a gázgenerátor-egység fordulatszámától függetlenül – lehetővé teszi a pilóta számára a kívánt légsavár-fordulatszám kiválasztását. Ez a hajtómű-elrendezés valójában megegyezik a következő fejezetben tárgyalt turboshaft hajtóművek elrendezésével és alapműködésével. A szabadturbina általában ellentétes forgású a gázgenerátor-egységhez képest. A kompresszor – a kis méretű hajtóművekre jellemzően – csak néhány (ebben az esetben három) axiális fokozatot tartalmaz, amelyet ugyanazon a tengelyen egy centrifugál fokozat zár. A centrifugál fokozat alkalmazása itt azért előnyös, mert axiális fokozatok esetében – a kis kompresszorméret miatt – az utolsó fokozatok (még további három-négy fokozat) kis lapátmagassága nagyon gyenge kompresszorhatásfokot eredményezne.

A gázgenerátor-egység fordulatszámának módosítása a hajtómű-vezérlőkkel (gázkar) történik, míg a légsavár (szabadturbina) fordulatszámát a légsavár beállítási szög-vezérlőkkel lehet szabályozni a kívánt üzemmód függvé-





20. ábra. A szabadturbinával rendelkező turbólégcsavaros hajtómű elvi felépítése (Forrás: a szerző szerkesztése a [22; 14–6] alapján)

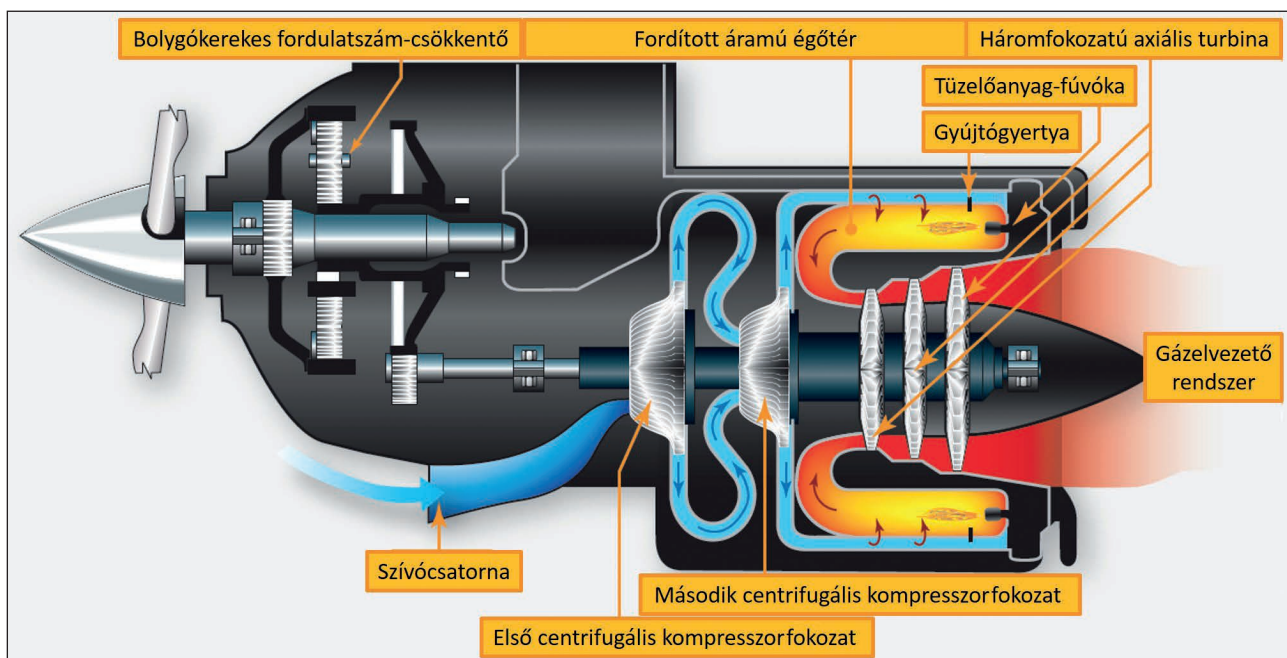
nyében (felszálló, emelkedő, utazó). A beállított fordulatszámot a fordulatszám szabályozó-egység tartja a megadott értéken. [22]

EGYTENGELYES TURBÓLÉGCSAVAROS HAJTÓMŰVEK

Az egytengelyes turbólégcsavaros hajtóműveknél – például a Garrett TPE331 esetében is (21. ábra) –, nincs szétválasztva a forgórész. A gázgenerátor-egység turbinája nemcsak a kompresszort (jelen esetben kétfokozatú centrifugális), hanem a légcsavart is meghajtja.

Egytengelyes elrendezés esetén a hajtómű fordulatszáma szűk tartományban, 96–100% között változtatható. Földi üzem közben a fordulatszám 70%-ra csökkenhet. Repülés közben a hajtómű gyakorlatilag állandó fordulatszámon dolgozik, amelyet a légcsavar fordulatszám-szabályozója tart fenn. A teljesítmény növelését a tüzelőanyag-mennyiség növelésével idézik elő a gázkar segítségével, miközben a légcsavar beállítási szögét a fordulatszám szabályozó-egység olyan ütemben növeli, hogy a fordulatszám állandó maradjon. A hajtóművet úgy tervezték, hogy teljes élettartama alatt 100%-os tartomány közelében működjön. Minden alkatrésze (pl.: a kompresszorok, a turbinák) itt működnek a leghatékonyabban. [22; 14–3]

21. ábra. Az egytengelyes elrendezésű, turbólégcsavaros hajtóművek elvi felépítése (Forrás: a szerző szerkesztése a [22; 14–4] alapján)



4. táblázat. A turbólégcsavaros hajtóművek jellemző adatai (A szerző szerkesztése [22] [23] alapján.)

Jellemző paraméterek	Általában	Kuznyecov NK-12	TP400-D6
Tengelyteljesítmény [kW]	200–4000	11000	8200
Tömegáram [kg/s]	2–15	65	26,3
Kompresszor-nyomásviszony [-]	7–16	13	25
Turbina előtti gázhőmérséklet [K]	1200–1500	1250	1470
Fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás [kg/kWh]	0,25–0,5	0,219*	0,228
Hajtóműtömeg [kg]	100–1000	2900	1900
Termikus hatásfok [%]	20–35	38*	36,5

* A jellemző a hajtómű technikai paramétereinek alapján kétségsbe vonható.

Az egytengelyes elrendezésű turbólégcsavaros hajtóművek két kiemelt típusának jellemző teljesítményadatait a 4. táblázat tartalmazza.

TURBOSHAFTHAJTÓMŰVEK

Az 1940-es, '50-es évek fordulóján a „turboshaft” hajtóművek is megjelentek a repülésben. Először kis teljesítményű, ún. segédhajtóművek készültek ebben a kategóriában (Auxiliary Power Unit – APU), amelyeknek a feladata a repülőgépek főhajtóműveinek indítása, a fedélzeti elektromos energiaellátó rendszer táplálása, és a légkondicionáló rendszer levegővel történő ellátása.

Az 1950-es évek második felére, amikor a helikopterek esetében is szorítóvá vált a viszonylag kis teljesítményű és nagy tömegű dugattyús motorok leváltása, a helikopterek és a „turboshaft” hajtóművek gyorsan „egymásra találtak”. Ez alól csak a könnyű helikopterek egyes típusai (pl. a Robinson R-22-es és R-44-es) kivételek, ahol a tervezők megmaradtak a dugattyús motornál. A helikoptereken alkalmazott gázturbinák első típusa 1950-ben a francia Turbomeca Artouste hajtómű volt, amely eredetileg segédhajtóműnek készült (22. ábra).

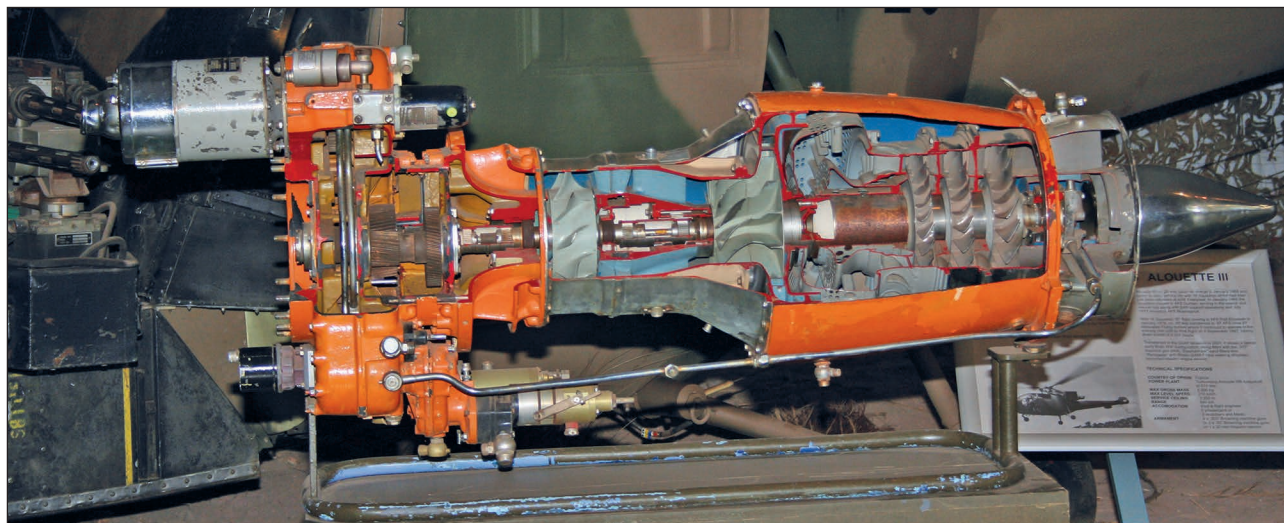
A hajtómű 210 kW tengelyteljesítményre volt képes, és számos helikopterbe – Aérospatiale Alouette II, Aérospatiale Alouette III, Aérospatiale Lama, Aerotécnica AC-14, Atlas

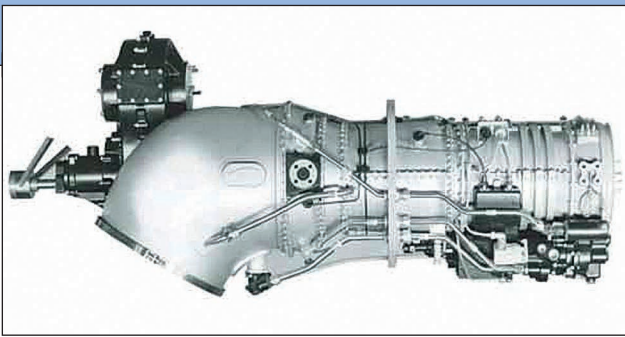
XH-1 Alpha, IAR 317 –, valamint merevszárnyas repülőgépekbe – Handley Page Victor, Hawker Siddeley Trident, Vickers VC10 – segédhajtóműként beépítették. [19; 178. o.]

Az Amerikai Egyesült Államokban Anselm Franz, a Jumo 004 hajtómű megalkotója vezetésével a Lycoming kezdett a légierő megrendelésére (373–522 kW közötti teljesítményű) légcsavaros gázturbinás hajtóművek megépítésébe. Ebből a projektből származott később a Lycoming T53-as és a T55-ös turboshaft gázturbinás hajtóműcsalád. A T53 típusú hajtóműveket olyan helikopterekbe, illetve repülőgépekbe építették be, mint a Bell UH-1 Iroquois és AH-1 Huey Cobra, illetve a Grumman OV-1 Mohawk repülőgép. [25]

Megjegyzendő, hogy a turbólégcsavaros (turboprop) és a gázturbinás helikopter-hajtóművek (turboshaft) között jelentős a szerkezeti hasonlóság. Több gyártónál egy adott típusnak létezik „turboprop” és „turboshaft” változata is. Két alapvető különbség mégis van a két kategória között. Az egyik az, hogy a légcsavaros gázturbinák esetében a gáz energiájának egy kis része általában a fűvécsofen hasznosul, biztosítva ezzel a toló(vonó)erő 10–15%-át. A fűvécso helyett egy további turbinafokozat beépítésével, vagy a turbina modifikációjával elérhető, hogy a munkaközeg energiájának ez a fennmaradó része is tengelyteljesítményként hasznosuljon. A másik különbség, hogy a légcsavaros gázturbinák esetében a légcsavar és a közlőmű szerkezeti-leg a hajtómű részét képezi, és a légcsavaron keletkező

22. ábra. Turbomeca Artouste, az első forgószárnyas légi járművön alkalmazott gázturbinák metszete [24]





23. ábra. Az XT58-as hajtómű, kialakításában már a mai hajtóműveket idézi [27]

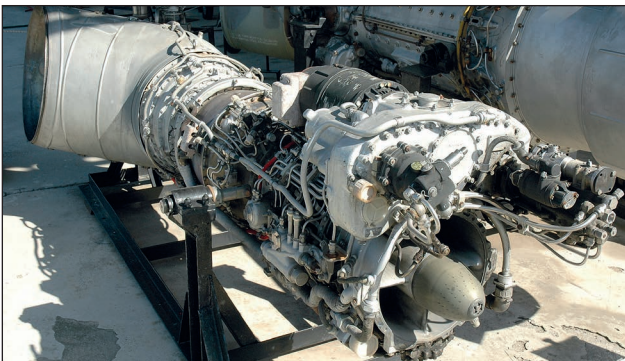
vonóerő a hajtóművön, illetve annak bekötésein adódik át a sárkányszerkezetre. Gázturbinás helikopter-hajtóművek esetében a közlómű szerkezetileg a sárkányhoz kapcsolódik, és a vonóerő azon keresztül nem a hajtóműre, hanem közvetlenül a sárkányra adódik át.

Az 1950-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 XT58 elnevezéssel indult, és végeredményként egy 596 kW tengelyteljesítményű gázturbinát hoztak létre, amelynek tömege mindössze 181 kg volt. (23. ábra)

Továbbfejlesztve ezt a hajtóművet, 1957-re a teljesítménye 783 kW-ra növekedett, tömege pedig 114 kg-ra csökkent. Ugyanabban az évben két T58-as hajtóművel helyettesítették egy Sikorsky HSS-1F típusú helikopter dugattyús erőforrását, és ezzel először emelkedett levegőbe az USA-ban gázturbinás helikopter. Felismerve az új fejlesztés gyakorlati jelentőségét, egy sor helikoptergyártó (Sikorsky, Kaman) kezdte el alkalmazni a helikoptereiben az újonnan kifejlesztett T58-as gázturbinát. [26]

A szovjet második generációs helikopterek első példánya, a Mil Mi-6 típusú nehéz teher- és csapatszállító helikopter, 1957-ben jelent meg. Az 1950-es évek második felében Mihail Leontyevics Mil, a Mil tervezőiroda vezetője egy forradalmian új forgószárnyas repülőgép tervezését határozta el a közepes szállító kategóriában, az akkora már elavuló Mi-4-es helikopterek leváltására. 1958. február 20-án a Szovjetunió Minisztertanácsa elfogadta javaslatát, és elrendelte egy 1,5–2 tonna hasznos teher szállítására alkalmas helikopter kifejlesztését V-8 típusjelzéssel, amelynek erőforrását 1 darab Ivcsenko AI-24V helikopteren történő alkalmazáshoz igazított turbólégcsavaros hajtómű biztosította. Az egyhajtóműves V-8 típusjelű forgószárnyas légi jármű először 1961. június 24-én emelkedett a 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 helikop-

24. ábra. Az Izotov TV2-117A, az első, szovjet szakemberek által helikopterbe tervezett hajtómű (A szerző saját felvétele)



terek esetében alkalmaztak –, eredetileg merevszárnyú repülőgépek számára tervezték. Az Izotov Iroda által tervezett új TV2-117A hajtóművet (24. ábra) és a VR-8 típusú reduktort 1962 nyarán szállítottak le. A hajtómű felszálló üzemmódban 1118 kW teljesítményt adott le, viszonylag jó fajlagos fogyasztási mutatók mellett. [28]

(Folytatjuk)

HIVATKOZOTT IRODALOM

- [16] Forrás: <https://www.radarmiliter.com/2019/11/tni-au-jajaki-pembelian-pesawat-angkut.html> (Letöltve: 2022.11.16.);
- [17] Forrás: Szerző: Balon Greyjoy - Власна работа, CC0, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=77821136> (Letöltve: 2022.12.8.);
- [18] Forrás: <https://www.avplan.co.nz/Downloads/DART-Engine.pdf> (Letöltve: 2021.2.16.);
- [19] Wilkinson, Paul H. (1957). Aircraft engines of the World 1957 (15th ed.). London: Sir Isaac Pitman & Sons Ltd. pp. 122–123.;
- [20] Forrás: <http://ivchenko-progress.com/?portfolio=ai-24&lang=en#prettyPhoto/0/> (Letöltve: 2021.2.16.);
- [21] Karnozov, Vladimir. More Power for the Mighty 'Bear' (2018.10.31.) <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2018-10-31/more-power-mighty-bear> (Letöltve: 2022.11.16.);
- [22] Airplane Flying Handbook 2021. U.S. Department of Transportation FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION Flight Standards Service FAA-H-8083-3C Chapter 14. Transition to Turbopropeller Powered Airplanes. https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/media/16_afh_ch14.pdf (Letöltve: 2021.2.6.);
- [23] Europrop: TP400-D6 ENGINE <http://www.europrop-int.com/the-tp400-d6/> (Letöltve: 2021.1.12.);
- [24] Forrás: <http://occurs.lineum.org.uk/public//Alouette:-Artouste-versus-Astazou> (Letöltve: 2022.11.26.);
- [25] Smithsonian National Air and Space Lycoming T53-L-1 (LTC1B-1) Turboshaft Engine https://airandspace.si.edu/collection-objects/lycoming-t53-l-1-ltc1b-1-turboshaft-engine/nasm_A19620117000 (Letöltve: 2022.11.26.);
- [26] GEA: 50 Years and Counting for the GE T58 Engine (2007. 4. 4.); <https://www.geaerospace.com/press-release/military-engines/50-years-and-counting-ge-t58-engine> (Letöltve: 2022.11.26.);
- [27] Forrás: https://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2018_1/2018-1-01-0442_Varga_Bela.pdf (Letöltve: 2022.11.26.);
- [28] UEC Klimov <https://www.klimov.ru/en/production/helicopter/TV2-117/> (Letöltve: 2022.11.26.).

JEGYZETEK

- 10 A Mach-szám két sebesség hányadosaként definiált, dimenzió nélküli mennyiség, tehát egy objektum haladási vagy áramló közegáramlási sebességének, és az áramló közeg helyi hangsebességének hányadosa. Elnevezése Ernst Waldfried Josef Wenzel Mach (1838. február 18., Brno, Csehország – 1916. február 19., München, Németország) morvaországi osztrák fizikus, filozófus nevéből származik.