Varga Béla

HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK A KEZDETEKTŐL NAPJAINKIG

KORAI IDŐSZAK

Jól ismert tény, hogy a repülés területén a legkisebb súlynak is jelentősége van. Ennek megfelelően a leadott teljesítményen felül a repülőszerkezetek erőforrásainak súlya is alapvető fontosságú. Ezt teljesítmény-súly viszonnyal szoktuk jellemezni. A XIX. század második felében már elemi erővel jelentkezett a motoros repülés igénye, beleértve ebbe a forgószárnyas repülést is. Az aerodinamikailag már többé, kevésbé megfelelő szerkezetekhez megfelelő erőforrást kellett találni. Kezdetben ehhez a gőzgépek álltak rendelkezésre, amelyek földi változatai szóba sem jöhettek súlyuk és bonyolultságuk miatt. A XIX. század közepén több tervező próbálkozott repülőszerkezetekbe beépíthető gőzgépek kifejlesztésével is. A britek közül Stringfellow és Hensen, valamint az amerikai Charles Manly. Hensen gőzgépe 7,26 kg volt és 0,75kW teljesítményt adott le. Ez 0,06 kW/kg értékű teljesítmény-tömeg arányt biztosított. Ezt a gőzgépet használta Enrico Forlani is koaxiális elrendezésű helikopter modelljéhez. Charles Manly egy korában nagyon korszerű gőzgépet épített, amelynél a hengereket radiálisan helyezte el hasonlóan a ma használatos csillag motorokhoz. Manly gőzgépe 36,76 kW teljesítményt biztosított 0,56 kW/kg teljesítmény-tömeg arány mellett. A gőzgépek szerkezeti modernizációja ellenére is hamar kiderült, hogy mint repülőgép erőforrás, zsákutcát jelentenek.

A múlt század elején a motoros repülés is annak következtében jöhetett létre, hogy olyan, viszonylag könnyű és többé-kevésbé megbízható belsőégésű motorokat sikerült kifejleszteni, amelyeknek a fent említett mutatója már lehetővé tette a gyakorlati repülés megvalósítását. Helikopterek esetében, sajátságos üzemi viszonyaik miatt, még nagyobb jelentőséggel bírt, hogy a beépítendő erőforrás minél jobb teljesítmény-súly mutatóval rendelkezzen. Az 1900-as évek elején gyártott motorok repülőgép motorok léghűtéses forgó hengeres kialakításúak voltak. A népszerű francia Gnome és Le Rhone típusok is ezt a megoldást képviselték. Ezeknek a teljesítmény tömegaránya 0,576 kW/kg volt. A korai helikopter tervezők, többek között Igor Sikorsky is ezeket a motorokat használta első kísérleteik során.

Tehát a belsőégésű motor, bár számos gyermekbetegséggel, de már rendelkezésre állt, mint potenciális helikopter erőforrás. Az első világháborúban, illetve utána ezek a motorok robbanásszerű fejlődésnek indultak. A két világháború között már nem az erőforrás hiánya okozta, hogy a helikopterek nehezen jutottak el a gyakorlati alkalmazhatóság stádiumába. A sikertelenség alapvető oka az volt, hogy a tervezők még mindig nem rendelkezetek elegendő információval a helikoptereket jellemző aszimmetrikus áramlási viszonyokról. A második világháború idejére aerodinamikailag és

szerkezetileg is beértek a helikopterek, a korabeli erőforrások pedig elérték, sőt meghaladták 800-1000 kW teljesítményt.

Az első gyakorlatban alkalmazott helikopter, a Sikorsky R-4-es 200 Le-s R-550-3 dugattyús motorral volt szerelve. De hamarosan megjelentek a Sikorsky S-58 helikopterek 1,525 Le-s Wright R-1820-84 motorokkal, illetve a H-21 helikopterek 1250 Le-s Wright R-1820-102 motorokkal. Ezzel azonban főleg a közepes és nehéz kategóriában be is fejeződött a dugattyús motorok szerepe és átadta helyét a merevszárnyú repülőgépekben már elterjedt gázturbináknak. Először a már rendelkezésre álló légcsavaros gázturbinás hajtóműveket próbálták átalakítani helikopterekbe történő beépítésre, azonban hamar rájöttek, hogy a helikopterek egy új kategóriájú tengely-teljesítményt szolgáltató gázturbinákat igényelnek.

1. ábra. Sikorsky R-4 helikopter.

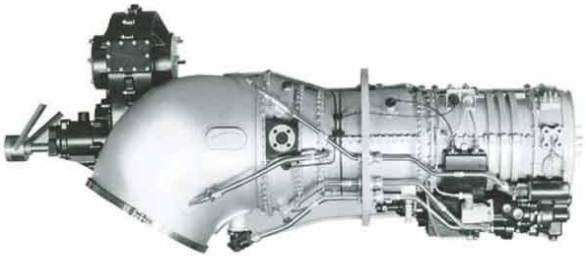
GÁZTURBINÁK MEGJELENÉSE A HELIKOPTEREKBEN

Az 50-es évek elején a General Electric egy 3 millió dolláros szerződést kapott az Egyesült Államok kormányától egy új, könnyű és megbízható helikoptereken alkalmazható tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinára kifejlesztésére. A titkos program XT-58 elnevezéssel indult és a végeredmény egy 800 Le (596 kW) tengelyteljesítményű gázturbina lett, amely mindössze 181 kg-ot nyomott.

Továbbfejlesztve ezt a hajtóművet 1957-re a teljesítménye 1050 Le-re (783 kW) növekedett, súlya 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 helikoptereikben.

Az első szovjet második generációs helikopter 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 is leváltandó az akkorra már elavuló MI-4-es helikoptereket.

1958. február 20-án a Szovjetunió Minisztertanácsa magáévá tette ezt a gondolatot és elrendelte egy 1,5-2 tonna hasznos teher szállítására alkalmas helikopter kifejlesztését V-8 típusjelzéssel, amelynek az erőforrását egy darab Ivchenko AI-24V helikopteres alkalmazáshoz igazított turbólégcsavaros hajtómű biztosította. Az egy-hajtóműves V-8 helikopter először 1961. június 24-én emelkedett levegőbe.



2. ábra. Az XT-58-as, mely kialakításában a mai hajtóműveket idézi.

3. ábra. Az Izotov TV2-117A hajtómű volt az első orosz helikopterbe tervezett hajtómű

Felismerve a hátrányait az AI-24V hajtóműnek, az Izotov Hajtómű-tervező Iroda utasítást kapott, egy, valóban helikopteres alkalmazásra optimalizált hajtómű kifejlesztésére (a TV-2VM és a D-25V hajtóművek, amelyeket a MI-6-os esetében alkalmaztak, eredetileg merevszárnyú repülőgépek számára tervezték). Az Izotov Iroda által tervezett új TV2-117 hajtómű és a VR-8 reduktor 1962 nyarán került leszállításra. A hajtómű felszálló üzemmódon 1500 Le (1118 kW) teljesítményt produkált, viszonylag jó fajlagos mutatók mellett.

4. ábra. Az RTM-322 hajtómű, amely a helikopter hajtóművek új generációjának képviselője

A helikopter hajtóművek azóta jelentős fejlődésen mentek keresztül. Kompaktabbá váltak, súlyuk csökkent, teljesítmény és hatásfok mutatóik pedig javultak. Az új generációs helikopter hajtóművek képviselője az RTM-322 hajtóműcsalád is, amely a Turbomeca Ltd., a Rolls-Royce és a Turbomeca

közös vállalkozásának terméke. A hajtóműcsalád tagjai széles körben kerültek beépítésre különböző katonai és polgári helikopterekbe, így az EH101, NH90, Apache, H-92/S-92, H-60, S-70-es helikopterekbe.

Mivel a 60-as évektől ezek a hajtóművek egyeduralkodóvá váltak és alapvető szerkezeti struktúrájukban nem is változtak meg jelentősen, elemzésük tanulságos lehet. Figyelembe véve, hogy a két korai helikopter hajtómű az amerikai és a szovjet oldalról nagyjából egy időből származik, teljesítménymutatóik is hasonlóak, ami érdekessé teheti a két hajtómű összehasonlítását. Ugyanakkor a harmadik már egy gyökeresen új technológiai színvonalat testesít meg. Összehasonlítva az első kettővel az elemzés rávilágíthat az utóbbi 30-40 év eredményeire.

A TERMIKUS VIZSGÁLATHOZ SZÜKSÉGES ADATOK

Ha termikusan elemezni szeretnénk egy gázturbinát, legelőször minden fellelhető adatot össze kell gyűjtenünk róla. A gyártók általában egy, két üzemmódra viszonylag sok adatot megadnak. Azt az üzemmódot érdemes választanunk, amelyre a legtöbb adat áll rendelkezésre. Ez legtöbbször a felszálló üzemmód. Ilyen adatok lehetnek a kompresszor nyomásviszony, a hajtómű levegőfogyasztása, levegő elvételek, az égőtér utáni hőmérséklet, az üzemanyag-fogyasztás, vagy a fajlagos üzemanyag-fogyasztás, a hasznos tengelyteljesítmény. Természetesen minél több adatunk áll rendelkezésre, annál pontosabb lehet az elemzésünk.

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

	Vizsgált hajtóművek		
Adatok	**TV2-117A**	**T58-GE-100**	**RTM-322-01/9**
Kompresszor nyomásviszony	6,6	8,4	15
Kompresszor tömegáram [kg/s]	6,8	6,35	5,3
Égőtér utáni hőmérséklet [K]	1123	1145	1460
Fajl. üza. fogyasztás [kg/(kWh)]	0,374	0,368	0,2702
Tüzelőanyag fűtőértéke [MJ/kg]	42,8	42,8	42,8
Tengely teljesítmény [kW]	1118	1118	1799
Hajtómű súly [kg]	334	152	228

1. táblázat Összegyűjtött hajtómű adatok:

EGYÉB ADATOK (VESZTESÉGEK, HATÁSFOKOK, GÁZJELLEMZŐK)

Természetesen nem csak ezek az adatok szükségesek a termikus elemzéshez, hanem a hajtómű különböző részeihez, gépegységeihez tartozó veszteségek és hatásfokok is. Az előző adatokkal ellentétben ezeket a gyártók sohasem közlik. Így nem is tudhatjuk a korrekt veszteség adatokat, de

különböző szakirodalmakból tudhatjuk, hogy az adott korból származó hajtómű körülbelül milyen hatásfokokat produkálhat, ami kiinduló értékeknek megfelel.

A számítási folyamathoz ismernünk kell még a gázjellemzőket, nevezetesen c_p, κ, és R értékeit, amelyek hőmérséklet függőek. Meghatározásukhoz táblázatokat használhatunk, de egy egyszerű programot szerkesztve még egyszerűbbé válik a meghatározásuk.

	TV2-117A	**T58-GE-100**	**RTM-322-01/9**
Szívócsatorna nyomásveszteség	0,99	0,99	0,99
Kompresszor hatásfok	0,83	0,83	0,837
Égőtér nyomásveszteség	0,97	0,97	0,98
Égőtér hatásfok	0,97	0,97	0,98
Kompresszorturbina hatásfok	0,87	0,87	0,88
Szabadturbina hatásfok	0,87	0,87	0,88
Gázelvezető nyomásveszteség	0,97	0,97	0,98
Teljesítmény elvétel [kW]	30	30	30
Gáz gen. mechanikai hatásfok	0,99	0,99	0,99
Szabad turbina mech. hatásfok	0,99	0,99	0,99

2. táblázat Hatásfokok és veszteségek:

AZ ELEMZÉS MENETE

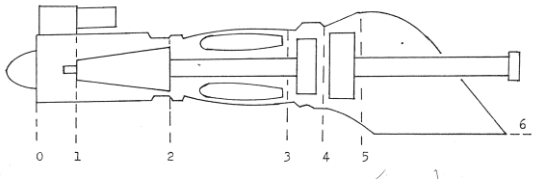
A számítási folyamatnál feltételezzük, hogy a hajtómű H = 0 m-en és V = 0 km/h repülési sebességen üzemel. A bemenő adatok tehát megfelelnek a Nemzetközi Egyezményes Légkör H = 0 m szerinti adatoknak. A számításokat az alapvető termodinamikai összefüggéseket felhasználva végezzük el.

A folyamat leírása:

- A hajtóműbe belépő közeg jellemzői megfelelnek a NEL H = 0 m szerinti adatoknak: (p = 101325 Pa, T = 288 K).
- A szívócsatornában lejátszódó folyamat izotermikus, mérsékelt nyomásveszteséggel (kb. 0,99).
- A kompresszor kilépő keresztmetszetében a nyomást a kompresszor nyomásviszonnyal számíthatjuk. A hőmérséklet a Poisson egyenlettel (valós adiabatikus folyamat) számítható, figyelembe véve a kompresszor izentrópikus hatásfokát.
- Az égőtér kilépési keresztmetszetére a hőmérséklet általában adott. Az égőtérben a folyamat izobár némi nyomásveszteséggel (0,97-0,98).
- A kompresszorturbina utáni paramétereket a kompresszor és a kompresszorturbina munkájának egyenlőségéből határozhatjuk meg, figyelembe véve a segédberendezések meghajtására levett teljesítményeket és a gázgenerátor egység mechanikai hatásfokát.
- A szabadturbina utáni nyomás jó közelítéssel meghatározható abból a feltételből, hogy a gázáram nyomása a kilépő keresztmetszetben a környezeti nyomással lesz egyenlő. Figyelembe véve a gázelvezető nyomásveszteségi tényezőjét (0,97-0,98) ebből

meghatározhatjuk a szabadturbina utáni nyomást. Hőmérsékletet itt is a Poisson egyenlettel, a szabadturbina izentrópikus hatásfokát, figyelembe véve határozhatjuk meg.

- Ahogy a fenti pontban megállapítottuk a kilépő keresztmetszetben a nyomás jó közelítéssel a környezeti nyomásnak felel meg és az állapotváltozás a gázelvezetőben izotermikus lesz.



5. ábra. A hajtómű vizsgált keresztmetszetei

		TV2-117A	T58-GE-100	RTM-322-01/9
0	Szívócsatorna előtti hőmérséklet (T_0) [K]	288	288	288
	Szívócsatorna előtti nyomás (p_0) [Pa]	101325	101325	101325
1	Kompresszor előtti hőmérséklet (T_1) [K]	288	288	288
	Kompresszor előtti nyomás (p_1) [Pa]	100312	100312	100312
2	Égőtér előtti hőmérséklet (T_2) [K]	532	573	678
	Égőtér előtti nyomás (p_2) [Pa]	662058	842619	1504676
3	Kompresszorturbina előtti hőm. (T_3) [K]	1123	1145	1460
	kompresszorturbina előtti nyom. (p_3) [Pa]	642196	817340	1474583
4	Szabadturbina előtti hőmérséklet (T_4) [K]	909	895	1136
	Szabadturbina előtti nyomás (p_4) [Pa]	235029	252241	424957
5	Gázelvezető előtti hőmérséklet (T_5) [K]	762	738	844
	Gázelvezető előtti nyomás (p_5) [Pa]	104365	104365	103351
6	Kilépő keresztmetszet hőm. (T_6) [K]	762	738	844
	Kilépő keresztmetszet nyomása (p_6) [Pa]	101325	101325	101325

3. táblázat Hőmérsékletek és nyomások a különböző keresztmetszetekben.

Az előző táblázatban összegyűjtöttem a különböző keresztmetszetek számított hőmérsékleti és nyomás adatait. A táblázat előtti vázlatos hajtómű rajz (4. ábra.) segítséget nyújt abban, hogy a hőmérsékleti és nyomásadatokat hozzá lehessen kötni a hajtómű megadott pontjaihoz.

Ezeken az adatokon túl, ami még talán fontosabb, általános képet kaphatunk a hajtóműről, részegységeinek hatásfokairól, veszteségeiről, vagyis, hogy mennyire jó az a hajtómű. Hogyan történik ez? Ahogyan a hatásfokok és veszteségek fejezetben említettem, első közelítésben a hatásfokokat, veszteségeket műszaki tapasztalatainkra, esetleg valamilyen szakirodalomra hagyatkozva vehetjük fel. Az első fordulóban a legritkább eset, hogy a számítási eredményeink tökéletesen simuljanak az ellenőrzésre félretett adatokkal. Ennek megfelelően a hatásfok és veszteségi adatokat addig kell igazítani, ameddig a számításunk az elvárt hibahatáron belülre nem kerül (3-5%). Ebben az esetben már elfogadhatjuk számításaink eredményeit és az ekkor alkalmazott hatásfok és veszteség adatok már jól tükrözik a hajtómű általános képét. A 2. táblázatba már ezek a végleges hatásfok és veszteségi adatok kerültek be.

ÖSSZEFOGLALÁS

Ahogy a fentiekben említettem az első két hajtómű a 60-as évek első feléből származik. A leadott tengelyteljesítményük is megegyezik. Elvégzett termikus számítás azt bizonyítja, hogy a gépegységek hatásfokai veszteségei is gyakorlatilag megegyeznek. Az amerikai hajtómű fajlagos fogyasztása (T58-GE-100) egy kicsivel jobb, amit azonban a magasabb kompresszor nyomásviszony miatti magasabb termikus hatásfok okoz.

Az RTM-322 hajtóművet vizsgálva látjuk, hogy szinte valamennyi gépegység jobb hatásfokot, illetve kevesebb veszteséget produkál. Egy-egy gépegységben nem tűnik számottevőnek ez a javulás, de összegezve ezeket a javulásokat, valamint figyelembe véve a kompresszor nyomásviszony jelentős növekedéséből adódó magasabb termikus hatásfokot az RTM-322 összhatásfoka és fajlagos fogyasztása a vártnak megfelelően szignifikánsan jobb.

FELHASZNÁLT IRODALOM

[1] VARGA Béla: A TV2-117A hajtómű termikus matematikai modellje, Diploma munka, Budapesti Műszaki Egyetem, 1990.
[2] http://www.mi-helicopter.ru/eng/getarticle.php?id=275
[3] http://www.aircraftenginedesign.com/TableB1.html
[4] http://www.rolls-royce.com/defence_aerospace/downloads/helicopters/rtm322.pdf
[5] http://www.turbomeca.com/public/turbomeca_v2/html/en/produits/sous_famille_home.php?sfid=509&mid=615