10.17625/NKE.2013.027

NEMZETI KÖZSZOLGÁLATI EGYETEM
KATONAI MŰSZAKI DOKTORI ISKOLA

Varga Béla okl. mk. alezredes

GÁZTURBINÁS HAJTÓMŰVEK TELJESÍTMÉNY ÉS HATÁSFOK NÖVELÉSÉNEK MŰSZAKI TECHNOLÓGIAI HÁTTERE, ÉS EZEK HATÁSA A KATONAI HELIKOPTEREK KORSZERŰSÍTÉSÉRE

Doktori (PhD) értekezés

Dr. habil. Óvári Gyula egyetemi tanár (CSc)
témavezető

2013. BUDAPEST

TARTALOMJEGYZÉK

Tartalomjegyzék **2**

Bevezetés **5**

Alkalmazott jelölések **10**

1. Katonai helikopterek, és hajtóműveik fejlődésének áttekintése **13**

1.1. Korai helikopterek *13*

1.2. A helikopterek nagykorúvá válása *15*

1.2.1. Egyesült Államok 15

1.2.2. Oroszország (Szovjetunió) 17

1.2.3. Magyarország 19

1.3. A helikopterek jövője *22*

1.4. Korai helikopter hajtóművek *23*

1.5. A gázturbinás korszak kezdete *24*

1.6. A gázturbinák specializálódása *26*

1.7. Tengelyteljesítményt adó gázturbinák megjelenése *28*

1.8. Tengelyteljesítményt adó gázturbinák megjelenése a repülésben *30*

1.9. Helikopter hajtóművek statisztikai elemzése *36*

1.10. Következtetések *40*

2. A kompresszor nyomásviszony, fajlagos hasznos munka és termikus hatásfok összefüggései **41**

2.1. Bevezetés *41*

2.1.1. Fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok fizikai tartalma 41

2.1.2. A fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok meghatározása 42

2.2. Fajlagos hasznos munka maximumának meghatározása ideális körfolyamat esetén *44*

2.3. Valós gázturbina körfolyamatok optimális munkapontjai *46*

2.3.1. Maximális fajlagos hasznos munka és a hozzátartozó nyomásviszony meghatározása 47

2.3.2. Maximális termikus hatásfok és a hozzátartozó nyomásviszony meghatározása 47

2.3.3. Kisebb méret és tömeg, vagy alacsonyabb tüzelőanyag-fogyasztás? 48

2.3.4. Közös optimális munkapont meghatározásának lehetősége 49

2.3.5. A munkapontok meghatározásának nehézségei 50

2.3.6. Gázjellemzők meghatározása az adott hőmérséklet tartományra és gázösszetételre 52

2.4. A hajtómű kiemelt munkapontjai meghatározásának gyakorlati kivitelezése *53*

2.4.1. A program kezelői felülete, bemenő adatok és tartományaik 53

2.4.2. A program felépítésének folyamatábrája 55

2.5. Fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok karakterisztikák ábrázolása ... 56
2.5.1. A karakterisztikák felépítésnek módszere ... 56
2.5.2. Gázturbinás hajtóművek termikus hatásfok és fajlagos hasznos munka görbéi ... 57
2.5.3. Gondolatok a munkapont lehetséges illesztéséről ... 58

2.6. Érzékenység vizsgálat a gépegység hatásfokok és veszteségek szempontjából ... 60
2.6.1. Paraméterérzékenység vizsgálatának módszere ... 60
2.6.2. Változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és kompresszor nyomásviszony (***A***) ... 62
2.6.3. A kompresszor nyomásviszony növelése (***B***) ... 63
2.6.4. A kompresszor nyomásviszony csökkentése az új gépegység hatásfok szerint (***C***) ... 64
2.6.5. A termikus hatásfok csökkenésének kompenzálása az optimum görbe mentén (***D***) ... 65

2.7. Tüzelőanyag-áram, turbina-Hűtés, egyéb levegő elvétel módosító hatása ... 65
2.7.1. Levegő-elvétel a kompresszorból ... 66
2.7.2. Tüzelőanyag-áram az égőtérben ... 68
2.7.3. Hűtőlevegő hatása az expanziós folyamatra ... 68
2.7.4. Használati levegő elvétel hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra ... 71
2.7.5. Hűtőlevegő hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra ... 71
2.7.6. Turbina előtti gázhőmérséklet növelése turbina hűtés növelésével ... 72
2.7.7. Összefoglalás ... 73

2.8. A kompresszor politrópikus hatásfok, fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok összefüggései ... 73
2.8.1. A politrópikus hatásfok kiemelt szerepének indoklása ... 73
2.8.2. Termikus hatásfok, fajlagos hasznos munka, kompresszor politrópikus hatásfok és a kompresszor nyomásviszony összefüggései ... 74
2.8.3. Kompresszor lapáthossz és a politrópikus hatásfok összefüggése ... 76
2.8.4. A kompresszor politrópikus hatásfokának a meghatározása ... 77
2.8.5. A hajtómű (kompresszor) méret hatásának vizsgálata a hajtómű jósági jellemzőire ... 78

2.9. A modell alakalmazása valós „turboshaft" hajtóművek vizsgálatára ... 82
2.9.1. A modell működésének folyamatábrája ... 82
2.9.2. Létező turboshaft hajtóművek vizsgálata ... 83
2.9.3. TV2-117A hajtómű ... 85
2.9.4. TV3-117VM hajtómű ... 86
2.9.5. T58-GE-100 hajtómű ... 87
2.9.6. T64-GE-100 hajtómű ... 88
2.9.7. T53-L-13 hajtómű ... 88
2.9.8. MTR 390-E hajtómű ... 89
2.9.9. T800-LHT-801 hajtómű ... 90
2.9.10. RTM 322-09/1 hajtómű ... 91
2.9.11. LM2500 hajtómű ... 92
2.9.12. Összefoglalás ... 93

2.10. Következtetések ... 95

3. Katonai helikopter hajtóművek szerkezeti elemzése ... 96

3.1. A helikoptert, illetve hajtóművét érintő legfontosabb veszélyforrások ... 96

3.2. A beszívott por hatása a helikopter hajtóművekre ... 97

3.2.1. Porkiválasztók alkalmazása ... 99

3.2.2. A porkiválasztók hatásfokának objektív értékelése ... 101

3.2.3. Inerciális porkiválasztó rendszerek (Inertial Particle Separator [IPS]) ... 102

3.2.4. Örvénykeltős porkiválasztó rendszerek (Vortex Tube Separators [VTS]) ... 104

3.2.5. Porkiválasztó szűrők (Inlet Barrier Filters [IBF]) ... 106

3.2.6. Összefoglalás ... 108

3.3. Helikopter hajtóművek infra tartományú sugárzása és a hatás csökkentése ... 110

3.3.1. A helikopter hajtóművek infra sugárzásának jellegzetességei ... 110

3.4. Következtetések ... 113

4. A hajtómű, mint a létező katonai helikopterek modernizációjának eszköze ... 114

4.1. Modernizáció, vagy új beszerzés ... 114

4.2. Hajtómű, mint a helikopterek képességnövelésének alapvető eszköze ... 115

4.3. Példák a hajtómű cserével végrehajtott modernizációra ... 119

4.3.1. UH-1 Huey ... 119

4.3.2. CH-47 Chinook ... 120

4.3.3. OH-58 Kiowa ... 120

4.3.4. UH-60 Blackhawk ... 120

4.3.5. AH-60 Apache ... 120

4.3.6. Westland Lynx ... 121

4.3.7. Agusta AW129 ... 121

4.3.8. Mi-8/17/171/171M/171A2 ... 121

4.4. Következtetések ... 122

Összegezett következtetések ... 123

Új tudományos eredmények ... 124

Felhasznált irodalom ... 125

Ábrajegyzék ... 128

Táblázatjegyzék ... 130

Mellékletjegyzék ... 131

Publikációs jegyzék ... 132

Mellékletek ... 135

BEVEZETÉS

A II. világháború végén jelentek meg az első, katonai és polgári célra is már ténylegesen alkalmazható helikopterek. Bár a hadseregek vezetői azonnal felfigyeltek erre az új találmányra, rendkívül korlátozott hatótávolsága, sebessége, repülési magassága, terhelhetősége és vélt sebezhetősége miatt az első években nagy volt a bizalmatlanság is iránta. Jól kifejezi ezt egy magas rangú amerikai katonai szakértő 40-es évek végéről származó kijelentése, miszerint a helyből felszállás képessége nem elegendő ahhoz, hogy a helikoptert, mint harci eszközt tömegesen rendszeresítsék a hadseregben. Ehhez képest 1957-ben már több mint 7000 helikopter szolgált az Egyesült Államok hadseregében [4]. További 10 év múlva alkalmazásuk tömegessé vált a vietnámi háború idején. Ma pedig egy korszerű hadsereg légiereje elképzelhetetlen, a kor kívánalmainak megfelelő harci és szállító helikopterek nélkül. Ez a fejlődés számos új műszaki megoldást hozott magával, amely a helikopterek teljesítményének gyökeres javuláshoz vezetett. A repülési sebesség az egyetlen terület, ahol nem sikerült áttörést elérni. Ezt azonban számtalan más pozitív tulajdonsága kompenzálja. A mai teherszállító helikopterek hasznos terhelhetősége megközelíti a hasonló kategóriájú merevszárnyú repülőgépekét. Ezek egy része légi utántöltési lehetőséggel is rendelkezik. A harci helikopterek építésében megjelent a stealth technológia, amely egy új fejezete a harci túlélőképesség javításának. A tervezés és építés során jelentős szerepet kaptak azok a műszaki megoldások, amelyek baleset, vagy harci sérülés esetén a személyzet túlélési esélyeit hivatottak javítani.

A sárkány szerkezeti elemek és a forgószárny rendszer fejlődősén túl azonban az alkalmazott erőforrásoknak is gyökeres szerepük volt abban, hogy a helikopterek eljutottak a mai fejlettségi szintjükre. Az első gyakorlatban alkalmazott helikoptert, a Sikorsky R-4-est, 149 kW-s R-550-3 dugattyús motorral szerelték fel. De hamarosan megjelentek a Sikorsky S-58 helikopterek 1137 kW-s Wright R-1820-84 motorokkal, illetve a H-21 helikopterek 932 kW-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, - akkoriban főleg egyforgórészes - légcsavaros gázturbinás hajtóműveket próbálták átalakítani helikopterekbe történő beépítésre, azonban hamar rájöttek, hogy a helikopterek speciális gázturbinákat igényelnek, amelyek legfontosabb része a forgószárny és a kapcsolt berendezések meghajtását biztosító szabadturbina[1]. Megjegyzendő, hogy ez az elrendezés később általánossá vált a légcsavaros gázturbinás

[1] Szabadturbina: tengelyteljesítményt adó, a kompresszorturbinával csak gázdinamikai kapcsolatban lévő turbina

(turboprop) hajtóműveknél is.

Az 50-es évek elején a General Electric 3 millió dolláros szerződést kapott az Egyesült Államok kormányától egy új, könnyű és megbízható helikoptereken alkalmazható tengelyteljesítményt[2] szolgáltató gázturbina kifejlesztésére. A titkos program XT-58 elnevezéssel indult és a végeredmény egy 596 kW-s tengelyteljesítményű gázturbina lett, melynek szerkezeti tömege mindössze 181 kg volt.

A Szovjetunióban az Izotov Iroda által tervezett új TV2-117A hajtómű és a VR-8 reduktor 1962 nyarán készült el és építették be az akkor újonnan fejlesztett Mi-8 helikopterekbe. A hajtómű felszálló üzemmódon 1118 kW teljesítményt produkált, jó fajlagos mutatók mellett. Kedvező tulajdonságai miatt ez a hajtómű lett az alapja a későbbi szovjet helikopter hajtómű fejlesztéseknek.

A fejlesztések folyamatosak, így manapság ebben a gázturbinás hajtómű kategóriában 200 kW-tól 3000 kW-os tengelyteljesítményig típusok százait kínálják a gyártó cégek.

A TUDOMÁNYOS PROBLÉMA MEGFOGALMAZÁSA

A bevezetőben leírt fejlődés a helikopterek erőforrásai tekintetében, ami főképpen a hajtómű teljesítmény tömeg viszony[3], a hatásfok és fajlagos tüzelőanyag fogyasztás[4], valamint megbízhatóság, üzemeltethetőségben jelenik meg, természetesen kihatással volt a helikopterek harcászat-technikai jellemzőire. Ezek a tények kutatásra érdemessé teszi ezt a területet. Értekezésemben az időbeni fejlődési folyamatot, a volt és jelenlegi keleti és nyugati típusok összehasonlító elemzésén keresztül kívánom elvégezni, amelynek szerves részét fogja képezni a hajtóművek és azok részegységeinek termikus és szerkezeti vizsgálata.

KUTATÁSI CÉLKITŰZÉSEK

A tervezett értekezésemben négy kutatási célt tűztem ki magam elé:

1. Bemutatni a helikopterek fejlesztésének korai időszakát, a közben felmerülő technikai problémákat, a hadseregekben történő rendszeresítésük nehézségeit, specializálódásuk folyamatát és harctéri elterjedésük különböző lépcsőfokait, a múltban kialakuló konfliktusokban betöltött szerepük alapján. Történeti áttekintést nyújtani a helikopter hajtóművek fejlődéséről a kezdeti dugattyús motoros

[2] Tengelyteljesítmény: a szabadturbina tengelyen leadott teljesítmény [kW].
[3] Teljesítmény tömeg viszony: egységnyi hajtómű tömegre eső tengelyteljesítmény (fajlagos teljesítmény) [kW/kg].
[4] Fajlagos tüzelőanyag fogyasztás: tolóerő, vagy teljesítmény és időegységre vonatkoztatott tüzelőanyag fogyasztás, mértékegység általában [kg/Nh] és [kg/kWh].

korszaktól a jelenlegi korszerű, nagy tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinás helikopter hajtóművekig.

2. Termikus matematikai modell alkalmazásával elvégezni a hajtóművek és azok részegységeinek vizsgálatát különös tekintettel fajlagos mutatóikra, illetve ezek szerinti optimalizálásának lehetőségeire.
3. Elemezni azokat a hajtómű fejlesztéseket, amelyek hozzájárulnak a hajtómű, illetve magának a helikopternek a védelméhez, részletesen bemutatva hatásukat a katonai helikopterek hajtóműveinek működésére.
4. Gyakorlati példákon keresztül bemutatni, hogy a hajtóművek, illetve ezek cseréje új, korszerű változatokra milyen fontos szerepet töltenek be a katonai helikopterek modernizációs programjaiban.

KUTATÁSI HIPOTÉZISEK MEGFOGALMAZÁSA

A helikopter hajtóművek, mint minden egyéb gázturbina, adott hőmérséklet határok között és gépegység hatásfokok (veszteségek) mellett a fajlagos hasznos munka[5] és a termikus hatásfok[6] szempontjából is rendelkeznek optimummal, ami mindkét esetben a kompresszor nyomásviszonyával[7] jellemezhető. Ennek meghatározásával feltárhatóak a kompresszor nyomásviszony, a turbina előtti maximális gázhőmérséklet és a gépegység hatásfokok[8] összefüggései, valamint ezek hatása a hajtómű fajlagos jellemzőire[9].

A helikopter hajtóművek a helikopterek alkalmazásának jellegzetességeiből adódóan rendelkeznek néhány szerkezeti sajátossággal, amelyek elősegítik a hajtómű védelmét (porkiválasztó rendszerek), valamint magának a helikopternek a védelmét (infrafejes rakéták elleni eszközök), de ugyanakkor hatással vannak a hajtómű üzemére. Ezek vizsgálata hozzájárul a hajtóművek teljesítmény és hatásfok csökkenésének minimalizálásához.

Ismert tény, hogy manapság a repülőeszközöket 30–40 év, vagy ennél hosszabb szolgálai időre tervezik. Ez nem jelenti azt, hogy a repülőeszköz ennyi ideig minden változtatás, képesség-növelés nélkül hatékonyan felhasználható az adott kor követelményeinek megfelelően. Számos program létezik, amelyben foglalkoznak a meglévő helikopter flották egy, vagy több alrendszerének korszerűsítésével. Ebben nagyon fontos szerepe van a meglévő helikopterek elavuló hajtóműveinek új, korszerű, és gazdaságos erőforrásra történő cseréjének.

---

[5] Fajlagos hasznos munka: a hőerőgép munkaközegének egységnyi tömegáramára vonatkoztatott munka [J/kg].
[6] Termikus hatásfok: a hasznos munka és a folyamatba bevitt hő viszonya [%]
[7] Kompresszor nyomásviszony: a kompresszor kilépő és belépő keresztmetszeteiben mért nyomások viszonyszáma [–].
[8] Gépegység hatásfokok: a hajtómű egyes részegységeinek (pl. kompresszor, turbina) hatásfokai [%].
[9] Hajtómű fajlagos jellemzői: egységnyi fizikai mennyiségre (pl. tömegegységre) vonatkoztatott jellemzők.

KUTATÁSI MÓDSZEREK

Értekezésemben a következő kutatási módszereket kívánom alkalmazni:

- *Történeti módszer* segítségével átfogó képet nyújtok a helikopterek megjelenéséről, hadseregekben történő rendszeresítésükről, a II. világháborútól napjainkig a háborúkban, konfliktusokban betöltött szerepükről, fejlődésük során bekövetkező specializálódásukról.
- Az *analízis módszerét* alkalmazva megvizsgálom a korszerű helikopter hajtóműveket, feltárva az alkalmazott technikai újdonságokat, egyes típusok közötti hasonlóságokat és különbségeket.
- Az *összehasonlítás módszerét* alkalmazva megvizsgálom a jelenleg rendszerben álló, vagy rendszeresítés alatt álló katonai helikopter hajtóművek harci-technikai, üzemeltetési, kiszolgálási, hatékonysági, gazdaságossági mutatóit.
- *Matematikai módszereket* alkalmazok a hajtóművek és azok részegységeinek termikus vizsgálatához, valamint hatásfok, fajlagos fogyasztási és fajlagos hasznos munka adatainak meghatározásához.

VÁRHATÓ EREDMÉNYEK, AZOK FELHASZNÁLHATÓSÁGA

A értekezés egésze és egyes fejezetei külön-külön is felhasználhatóak a helikoptereket üzembentartó mérnökök, hajtóműves szakemberek képzésében és továbbképzésében, valamint a Nemzeti Közszolgálati Egyetem Katonai Repülő Tanszék szakirányú BSc és MSc képzéseinél.

Az értekezésben kidolgozott termikus matematikai modell lehetőséget teremt a hajtóművek részletes elemzésére, gépegységei hatásfokának, illetve veszteségeinek pontos megállapítására.

Az értekezésem porkiválasztó rendszerekkel foglalkozó része lehetőséget teremt a szakembereknek a rendszerek pontosabb megismerésére, hatásmechanizmusuk megértésére, a helikopterek teljesítménymutatóira gyakorolt hatásuk összehasonlítására.

AZ ÉRTEKEZÉS FELÉPÍTÉSE

Az értekezés a Bevezetőből, amely tartalmazza a Tudományos probléma megfogalmazását, a Hipotéziseket, a Kutatási célkitűzéseket és a Kutatási módszereket, valamint a kutatómunka 4 szakmai fejezetéből, az Összegzett következtetésekből, valamint az Új tudományos eredmények bemutatásából áll.

Az **I fejezetben** bemutatom azt az utat, ahogyan a helikopterek eljutottak a látszólag teljesen haszontalan, repülésre alig vagy egyáltalán nem képes állapotból odáig, hogy meghatározó részeivé váltak a katonai és természetesen a polgári repülésnek is. A fejezet második részében végigkövetem a helikopter hajtóművek evolúcióját. 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 erőforrások.

A **II fejezetben** ismertetem az általam kifejlesztett termikus matematikai modell elméleti alapjait, valamint példákat a szolgáltatott eredményekből. A modellel elvégzem több különböző korból származó nyugati és orosz hajtómű elemzését és összehasonlítását. Kimutatom, hogy a hajtóművek méretadatai hogyan befolyásolják teljesítmény és hatásfok jellemzőiket.

A **III fejezetben** bemutatom a helikopter hajtóművek porkiválasztó rendszereit. A modell segítségével elemzem a hajtómű teljesítmény paramétereire gyakorolt hatásukat. Ismertetem azokat az eszközöket és módszereket, amelyek a helikopterek védelme érdekében a hajtómű infravörös sugárzásának intenzitását csökkenti, egyben a felderíthetőséget a háttérsugárzáshoz viszonyított kontraszt elmosásával a minimumra csökkenti. Foglalkozom a FADEC rendszereknek a hajtóművek üzemére és a helikopter légi üzemeltetésére gyakorolt pozitív hatásával.

A **IV fejezetben** bemutatom, hogy meglévő és elavulófélben lévő helikopterek esetében a hajtóművek korszerűsítése, illetve új nagyobb teljesítményű és jobb fajlagos jellemzőkkel rendelkező erőforrások beépítése hogyan biztosíthatja az adott típusok továbbélését és az üzemeltető számára a kor színvonalának megfelelő gazdaságos tovább-működtetését.

Az értekezés kutatási eredményeinek összegzésében a célkitűzésemmel összhangban a végkövetkeztetések és a várható tudományos eredmények felsorolásával egyidejűleg tézisekbe foglalom az új tudományos eredményeimet. Ezt követően ajánlásokat teszek az értekezés felhasználhatóságára.

ALKALMAZOTT JELÖLÉSEK

Az alkalmazott jelölések mértékegységei az SI rendszer szerint értendők.

η_t: a hajtómű valós termikus hatásfoka [%];
P: a hajtómű tengelyteljesítménye [W, (kW)];
$F_{tü}$: a tüzelőanyag fűtőértéke (kerozin: 43217080 J/kg);
$\dot{Q}_b$: hőáram, a hajtóműbe másodpercenként bekerülő hőmennyiség [J/s;]
$\dot{m}_{tüza}$: a hajtómű tüzelőanyag fogyasztása [kg/s];
$\bar{c}$: a hajtómű fajlagos tüzelőanyag fogyasztása [kg/Nh, kg/kWh];
$\oint du$: a körfolyamat közben a rendszer fajlagos belső energiájának változása [J/kg];
$\oint dw$: a körfolyamat közben a fajlagos munkából származó energia csere [J/kg];
$\oint dq$: a körfolyamat közben a fajlagos hőből származó energia csere [J/kg];
w_h: a körfolyamat fajlagos hasznos munkája [J/kg];
w_e: a körfolyamat fajlagos expanziós munkája [J/kg];
w_k: a körfolyamat fajlagos kompressziós munkája [J/kg];
q_b: a körfolyamatba bevitt fajlagos hő [J/kg];
q_k: a körfolyamat közben a fajlagos hőnek munkává át nem alakítható része (elvont hő) [J/kg];
F: a gázturbinás hajtómű tolóereje [N];
P_s: tolóerőt adó gázturbinás hajtóművek sugárteljesítménye, a munkaközeg kinetikai energiájának változása a belépő és kilépő keresztmetszetek között [W];
c_{ki}: a munkaközeg sebessége a gázturbinás hajtómű kilépő keresztmetszetben [m/s];
$\dot{m}$: a hajtómű leírásokban megadott névleges tömegáram [kg/s];
$\dot{m}_{mag}$: a gázgenerátor egység (mag) tömegárama [kg/s];
π: kompresszor nyomásviszony [–];
$w_h(\pi)$: fajlagos hasznos munka, mint a kompresszor nyomásviszony függvénye [J/kg];
T_1: kompresszor előtti hőmérséklet [K];
T_2: kompresszor kilépő keresztmetszetének hőmérséklete [K];
T_3: turbina előtti gázhőmérséklet [K];
T_4: hajtómű kilépő keresztmetszetének gázhőmérséklete [K];
c_p: állandó izobár fajhő (hőmérséklet és gázösszetétel függés elhanyagolva) [J/kgK];
κ: adiabatikus kitevő (hőmérséklet és gázösszetétel függés elhanyagolva) [–];
η_{ti}: ideális körfolyamat termikus hatásfoka [%];
$\eta_t(\pi)$: a körfolyamat valós termikus hatásfoka a kompresszor nyomásviszony függvényében [%];
$q_b(\pi)$: a körfolyamat során a folyamatba bevitt fajlagos hő a kompresszor nyomásviszony függvényében [J/kg];

κ_l, κ_g: adiabatikus kitevő a kompresszióra és expanzióra [–];

c_{pl}, $c_{pé}$, c_{pg}: izobár fajhő a kompressziós az égési és az expanziós folyamatokra [J/kgK];

σ: a hajtómű nyomásveszteségi tényezője (szívócsatorna, égőtér, gázelvezető rendszer, egyebek) [–];

η_{polk}, η_{pole}: a kompresszió és az expanzió politrópikus hatásfoka [%];

η_m: mechanikai hatásfok, figyelembe véve a segédberendezések teljesítmény felvételét [%];

$\eta_é$: égési hatásfok [%];

$\pi_{w_{h\max}}$: max. fajlagos hasznos munkához tartozó kompresszor nyomásviszony [–];

$\pi_{\eta_t\max}$: a maximális termikus hatásfokhoz tartozó kompresszor nyomásviszony [–];

π_{opt}: a keresett közös optimumhoz tartozó kompresszor nyomásviszony [–];

$c_p(T, q_t)$: az adott termodinamikai folyamat állandó nyomáson vett fajhője [J/kgK];

$R(q_t)$: a termodinamikai folyamat specifikus gázállandója [J/kgK];

$\kappa(T, q_t)$: a termodinamikai folyamat adiabatikus kitevője [–];

$q_t = \dot{m}_{tüza} / \dot{m}$: az égőtérben a tüzelőanyag és a levegőáram viszonyszáma, ami utal az égéstermék összetételére [–];

T: a termodinamikai folyamat középhőmérséklete [K];

x_i; y_i: az állandó nyomáson vett fajhő meghatározásához alkalmazott polinom együtthatói [–];

$\Delta w_h(\%)$: a fajlagos hasznos munka százalékos megváltozása [%];

$w_{h/akt}$: a fajlagos hasznos munka értéke az adott gépegység hatásfok (veszteség) 1%-os romlásakor [J/kg];

$w_{h/bázis}$: a fajlagos hasznos munka kiinduló értéke [J/kg];

$\Delta\eta_t(\%)$: a termikus hatásfok százalékos megváltozása [%];

$\eta_{t/akt}$: a termikus hatásfok értéke az adott gépegység hatásfok (veszteség) 1%-os romlásakor [%];

$\eta_{t/bázis}$: a termikus hatásfok kiinduló értéke [%];

$P_k(\pi)$: a kompresszor szükséges teljesítménye figyelembe véve a levegőelvételeket és a mechanikai hatásfokot (ez utóbbiban a segédberendezések teljesítmény-felvételét is) [W];

$\dot{m}_{\%elv,i}$: az i-edik levegőelvétel %-os értéke a hajtómű névleges tömegáramához képest [%];

$\dot{m}_{\%elv,1}$: használati levegőelvétel %-os értéke a hajtómű névleges tömegáramához képest [%];

$\dot{m}_{\%elv,2}$: hűtőlevegő elvétel %-os értéke a hajtómű névleges tömegáramához képest [%];

$l_{\%i}$: az i-edik levegőelvétel helye [%];

$l_{\%}$: a használati levegőelvétel helye [%];

$w_k(\pi)$: a szükséges fajlagos kompresszormunka [J/kg];

$Q_b(\pi)$: az égőtérben az üzemanyag elégetésével bevitt hőmennyiség, figyelembe

véve a levegőelvételeket [W];

$q_b(\pi)$: az égőtérben az üzemanyag elégetésével bevitt fajlagos hőmennyiség, figyelembe véve a levegőelvételeket [J/kg];

$P_e(\pi)$: az expanzió (kompresszor és szabadturbina összegzett) tengely-teljesítménye [W];

c_{pgi}: az i-edik hűtőlevegő-áramhoz tartozó izobár fajhő [J/kgK];

κ_{gi}: az i-edik hűtőlevegő-áramhoz tartozó adiabatikus kitevő [–];

T_i: az i-edik hűtőlevegő-áram hőmérséklete [K];

σ_i: az i-edik hűtőlevegő-áram nyomásveszteségi tényezője [–];

π_i: az i-edik hűtőlevegő-áram nyomásviszonya [–];

$w_e(\pi)$: az expanzió fajlagos munkája a hajtómű névleges tömegáramára vetítve [J/kg];

$\eta_{polk(i)}$: az i-edik fokozat politrópikus hatásfoka [%];

$\eta_{polk(0)}$: a kompresszor belépő keresztmetszet politrópikus hatásfoka zérus lapátrés értéket feltételezve [%];

K_k: a tapasztalati képlet kísérletek által meghatározott kompresszorra jellemző konstansa (1) [–];

m_k: a tapasztalati képlet kísérletek által meghatározott kompresszorra jellemző konstansa (2) [–];

l_r: az abszolút lapátrés értéke (egy adott kompresszor esetében vehetjük állandó értékűnek az összes fokozatra) [m];

$l_{(i)}$: az i-edik fokozat lapátmagassága [m];

p_0: környezeti nyomás, Nemzetközi Egyezményes Légkör (H = 0 m, 101325 Pa);

$p_{2(i)}$: a kompresszió végnyomása az i-edik lépésnél [Pa];

$T_{2(i)}$: a kompresszió véghőmérséklete az i-edik lépésnél [K];

$\rho_{2(i)}$: a közeg sűrűsége az i-edik lépésnél [kg/m^3];

c_a: a munkaközeg axiális sebessége a kompresszorban [m/s];

d_k: a kompresszor középátmérője [m];

ξ: szűkítési tényező, kifejezi a lapátozás keresztmetszet csökkentő hatását [–];

$d\pi_{(i)}$: elemi nyomásviszony változás az adott lépésnél [–];

$\pi_{(i)}$: nyomásviszony az i-edik lépés után [–];

P_m: az ellenséges cél megsemmisítésének valószínűsége [%];

$P_{m.elk.}$: saját megsemmisülés elkerülésének valószínűsége, az ellenséges eszköz hatásakor [%];

$P_{mü.\ megb.}$: a műszaki megbízhatóság valószínűsége [%].

1. KATONAI HELIKOPTEREK, ÉS HAJTÓMŰVEIK FEJLŐDÉSÉNEK ÁTTEKINTÉSE

1.1. KORAI HELIKOPTEREK

Márpedig levegőnél nehezebb repülőszerkezettel lehetetlen repülni [1].

— Lord Kelvin, a Brit Királyi Társaság Elnöke, 1895.

Hamarosan beláttuk, hogy a helikopternek nincs jövője és elvetettük az ötletet. A helikopter hatalmas energia befektetéssel végzi el azt a munkát, amit a léghajók energia befektetés nélkül és semmivel nem alkalmasabbak vízszintes repülésre. Ellenben, ha hajtóművük leáll szörnyű véget érnek, mivel sem siklani nem tudnak, mint a repülőgépek, sem lebegni, mint a léghajók. A helikoptereket sokkal egyszerűbb megtervezni, mint a repülőgépeket, de teljesen felesleges [1].

— Wilbur Wright, 1909.

Ha egy idősebb köztiszteletben álló tudós azt mondja, hogy valami lehetséges és megvalósítható, az minden bizonnyal úgy is van, ellenben ha azt mondja, hogy az lehetetlen, attól még lehetséges, hogy nincs igaza [1].

— Arthur C. Clarke, a 'New Yorker' magazinban, 1969.

Ha valahol bajba kerültél a világban, egy repülőgép föléd repülhet és dobhat virágot, de leszállni és kimenteni egy helikopter fog [1].

— Igor Sikorsky, 1947

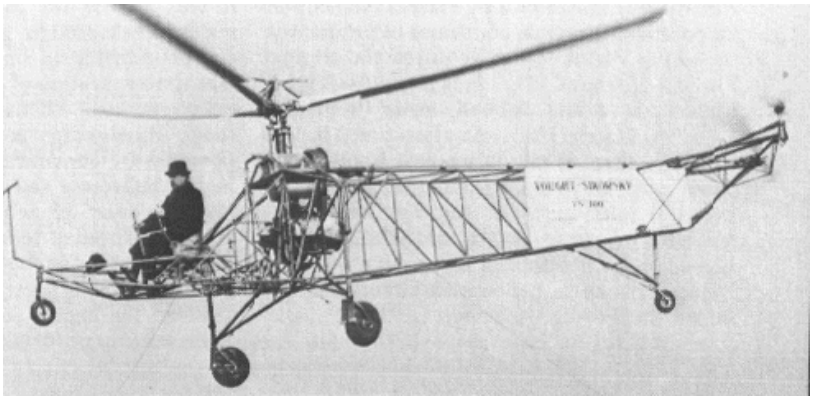
Néhány tanulságos a repülést, és ezen belül a helikopterek repülését érintő idézettel kezdem a disszertációmat. Az első három szorosan összefügg, hiszen az első kettő idézet tévedésére mintegy válasz a harmadik idézet. Szerencsére minden korban voltak olyan fiatal, ambiciózus és tettre kész tudósok, akik nem hittek a nagy öregek jóslataiban és mertek újat álmodni. Ilyen volt Igor Sikorsky is, akinek neve leginkább összekapcsolódott a helikopterek nagykorúvá válásával. Az ő idézete talán legrövidebben és legtisztábban írja le nekünk, hogy ez a sok bajjal megvert, de bonyolultságában is szép repülőszerkezet miért nem tűnt el a repüléstörténet süllyesztőjében.

Természetesen nem Igor Sikorsky nevével kezdődött a helikopter-repülés története. A helikopterek az 1940-es évek elején jutottak el a gyakorlati használhatóság stádiumába. Amerikai részről Igor Sikorsky kísérletei voltak a legígéretesebbek, aki 1940-ben megépítette VS-300-as helikopterét (1. ábra), amely sikeres forgószárnyas generációk előfutára volt. Ezen a típuson jelent meg először a később oly sikeressé és elterjedtté vált egyforgószárnyas farokrotorcsavaros elrendezés. Ezután egymás után jelentek meg helikoptereikkel a később világhírűvé vált amerikai tervezőintézetek alapítói, úgymint Bell, Kaman, Hiller, Piasecki.

A helyből fel és leszállás képességének jelentőségét hamar felismerték a katonák is. Bár azt is el kell mondani, hogy jócskán akadtak tamáskodók is a helikopterek harci alkalmazhatóságával kapcsolatban. Ezek a kételyek nem is voltak teljesen alaptalanok, mivel a korai helikopterek meglehetősen szerény teljesítményadatokkal rendelkeztek. Maximális sebességük kb. 120-140 km/h, hasznos teherbírásuk pedig maximum 250 kg körül mozgott. A kételyek ellenére, ha korlátozottan is, de már a második világháború csatateren megjelentek a helikopterek.

Ebben az időszakban a tüzérségi megfigyelés, futárfeladatok és a légimentés tartozott a fő feladataik közé. Ebből is kiemelkedett a légimentés, hiszen a helyből fel és leszállás képessége akár egy dzsungel tisztásán is lehetővé tette a landolást és a sebesültek evakuálását.

1943 tavaszán (a források nem pontosak erre vonatkozóan) megtörtént az első légi mentés. Az indiai Hailakandiban állomásozó 1. Légi Parancsnokság[10] kötelékébe tartozó Sikorsky R-4-es helikopter repült át a japánok által megszállt területre és 3 sérülttel tért vissza [3].



1. ábra Sikorsky VS-300 (1939) [2]

A II. Világháború után az Egyesült Államokban a helikoptereket mind a négy fegyvernem, a Szárazföldi Hadsereg[11], a Légierő[12], a Haditengerészet[13] és a Tengerészgyalogság[14], valamint rajtuk kívül a Partiőrség[15] is rendszeresítette. Az 50-es években számtalan új típus jelent meg, amelyek már erősebb hajtóművekkel, nagyobb megbízhatósággal és jobb teljesítmény adatokkal rendelkeztek, mint elődeik.

Természetesen a Szovjetunióban is megkezdődött a helikopterek fejlesztése, habár némi

[10] 1st Air Command
[11] US Army
[12] US Air Force
[13] US Navy
[14] US Marine Corps (USMC)
[15] US Coast Guard (USCG)

késéssel a többi jelentős repülőiparral rendelkező országhoz képest. Ezt a hátrányt viszonylag gyorsan ledolgozták a szovjet tervezők, és a II. világháború után az USA mellett a Szovjetunió lett a legnagyobb helikopter felhasználó mind polgári, mind katonai területen, ugyanakkor egyben a legnagyobb helikopter exportőr is. Ugyanúgy, ahogy a többi helikopteres repüléssel foglalkozó országban, az autogirók és ezek repülésével szerzett tapasztalatok jelentősen hozzájárultak a sikeres helikopter kísérletekhez. Ezek közül az 1929-ben megépített KaSkr-1 típusjellel épült forgószárnyas szerkezet éppen annak a Nyikolaj I. Kamovnak a nevéhez fűződik, aki egyik meghatározó alakja lett a későbbi szovjet helikopter-fejlesztéseknek.

1.2. A HELIKOPTEREK NAGYKORÚVÁ VÁLÁSA

1.2.1. EGYESÜLT ÁLLAMOK

1945 után a Hadsereg és a Tengerészgyalogság is azonnal hozzálátott a helikopterek újszerű alkalmazási lehetőségeinek kipróbálásához, bár ezek pillanatnyilag csak igen korlátozottan feleltek meg az igényeknek csekély hasznos terhelhetőségük miatt. Ennek ellenére a Tengerészgyalogság kitartott a helikopterek mellett folyamatosan gyűjtve a tapasztalatokat a helikopterek harctéri alkalmazhatóságával kapcsolatban. Így a koreai háborúban először egy ideiglenes tengerészgyalogos helikopteres egység jelent meg 1950 augusztusában. Ugyancsak ebben az évben érkezett meg az első század erejű szállító helikopter egység is, amely 15 darab Sikorsky H-19-es (S-55) helikopterrel volt felszerelve. Az egység az 1. Tengerészgyalogos Hadosztályon belül kezdte meg tevékenységét. Ezekkel a helikopterekkel már lehetővé vált az addig szokásos mentési és légi szállítási feladatokon túl kialakítani egy gyökeresen új harceljárást. Ennek a lényege az volt, hogy felhasználva a helikopterek által nyújtott nagy mozgékonyságot és a leszállóhely iránti igénytelenségét, nagyszámú katonát tudtak eljuttatni viszonylag rövid idő alatt szinte bárhová. Ez az eljárás jelentősen megnövelte a gyalogság mobilitását, lehetővé téve az erők gyors és meglepetésszerű átcsoportosítását. A kezdeti sikerek inspirálták a Hadsereg vezetését is helikopteres egységek létrehozására. Ennek megfelelően 1952-ben megalakították a 6. Szállító (helikopter) Századot, amelyet aztán az év végén telepítettek Koreába. Ez az egység már jelentős szerepet játszott a harcoló alakulatok légi mozgatásában. A háború végéig a Hadsereg két, a Tengerészgyalogság tíz helikopter századot rendszeresített a hadszíntéren. A fegyverszünet után nem állt meg a helikoptereknek az amerikai hadseregbe történő beintegrálásának folyamata.

A vietnami háború idejére, elmondható, hogy a helikopterek nagykorúvá váltak. Ez olyannyira igaz, hogy a vietnami háborúra jellemző légi-szállítású (air cavalry) hadviselés is alapvetően ezen eszközök tömeges alkalmazására épült. A helikopteres szállítás lehetővé tette, hogy a csapatokat gyorsan és váratlanul lehetett a támadás helyszínén kirakni, akár nagyobb távolságra is a saját területektől, az ellenség mélységében. Az utánpótlást és a légi támogatást, valamint a sérültek evakuálását, és az alakulatok harcból történő kivonását is képesek voltak forgószárnyas eszközökkel megoldani. A tapasztalatok azt mutatták, hogy ez a helikopterekkel támogatott hadviselés eredményes volt a vietnami hadsereget jellemző gerilla hadviselés ellen. A vereség okait nem szeretném elemezni, de ez bizonyosan nem a helikopterek alkalmazásából származott.

2. ábra UH-1-esek bevetésen Vietnamban [4]

A háború folyamán az Egyesült Államok 19 különböző helikopter típust alkalmazott, amely összesen közel 12000 forgószárnyast jelentett. Csak a Hadsereg UH-1-esei (2. ábra) 7,5 millió órát repültek a háború alatt. A háború csúcspontján 1970 márciusában 3900 helikopter állt egyidőben szolgálatban Vietnamban [4].

Az 50-es, 60-as években feladatkörük is jelentősen kiszélesedett. Egyre gyakrabban alkalmazták őket légi szállítási feladatokra, tüzérségi megfigyelésre, csapatok légi úton történő bevetésére és kivonására, sebesültek mentésére, kutató mentő és fegyveres kísérési feladatokra, parancsnoki harcálláspontként, bevetésről érkező sérült gépek oltására, vizuális és fotófelderítő és még sok egyéb kisebb jelentőségű feladatra. Az új felhasználási területekkel megindult specializálódásuk is. Éppen a vietnami háború harci tapasztalatai mutatták meg, hogy a "mindenes" UH-1-es helikopterek rendkívül hasznosak, de hatékony kíséret nélkül sebezhetőek, valamint a már harcokban részt vevő csapatoknak égető szüksége van olyan harceszközre, amely megoldja közeli légi-tűztámogatásukat.

Ezeknek a problémáknak a megoldása inspirálta a tervezőket a harci helikopterek megalko-

tására. Ezek első példánya a Bell AH-1 Huey Cobra lett (3. ábra), amely 1965-ben emelkedett először levegőbe, és 1967-ben első példányai megjelentek Vietnamban [7]. Nagy tűzerejük megváltásként jött a nehéz körülmények között harcoló katonáknak, mivel képesek voltak az ellenséget tűz alá venni még közvetlenül az amerikai állások közelében is.

3. ábra Bell AH-1G Huey Cobra [5]

A Cobrák feladata Vietnamban a gerilla háború jellegéből adódóan jobbára az ellenség élőerejének, illetve nem, vagy gyengén páncélozott eszközeinek a megsemmisítése volt. Ekkor azonban a hidegháború közepén egy esetleges európai háborúban a páncélos erők tömeges bevetése volt várható. Az Egyesült Államokat különösen aggasztotta a szovjet páncélos fölény, ezért a 70-es évek elején kísérleteket kezdtek, hogy a Cobrák milyen hatékonysággal lennének alkalmasak páncélozott célok megsemmisítésére. A kísérletek eredménye biztató volt, ami a harci helikopterek új generációinak kifejlesztéséhez vezetett.

Az AH-1 Cobrát AH-64 Apache helikopter változatai követték (első repülése 1975-ben, rendszerbe állítása 1984-ben) [7]. Hosszú ideig úgy tűnt, hogy az USA új generációs harci helikopter típusát a RAH-66 Comanche rendszerbe állítása fogja képezni. A folyamatosan érkező költségvetési megszorítások azonban elsöpörték a programot. Ennek ellenére természetesen a programban elért fejlesztések nem vesztek teljesen kárba, mert eredményeiket a már rendszeresített típusok modernizálásánál felhasználhatóak. Egyik ilyen eredmény a helikopterhez kifejlesztett új hajtómű (LHTEC T800), amely számos, már létező, sokszor pont hajtóműve miatt elavuló típus (UH-1C) felélesztésében segített [8].

1.2.2. Oroszország (Szovjetunió)

Habár a kezdeti időszakban Alekszandr Szergejevics Jakovlev, számos sikeres merevszárnyú repülőgép tervezője, is elkezdett helikoptereket tervezni (Jak-24 tandem elrendezésű helikopter), a II. világháború után két szovjet helikopter-tervező iroda munkássága emelkedett ki.

Az egyik az előbb említett Nyikolaj Iljics Kamov (1902–1973). Legismertebb konstruk-

ciói a főként hajófedélzeten alkalmazott Ka-25 Hormone, Ka-32 Helix, illetve a 1990-es években az orosz harci helikopter tendert megnyerő Ka-50/52 Hokum A/B (4. ábra). Magyarországon a Kamov tervező iroda a Ka-26 Hoodlum helikoptere vált legismertebbé, mivel jelentős számban rendszeresítették a volt Magyar Néphadseregben futár feladatokra, valamint a polgári életben alapvetően mezőgazdasági-növényvédelmi feladatokra.

4. ábra Ka-52 Hokum B [6]

A Kamov helikopterek jellemző névjegye lett a két-forgószárnyas koaxiális elrendezés, amely alól csak a Ka-60/62 tér el [9].

Elvitathatatlan, hogy a Kamov tervező iroda számtalan sikeres konstrukcióval állt elő, de talán úgyszintén vitán felüli, hogy a legsikeresebb szovjet helikopter tervezővé Mihail Leontyevics Mil vált. Első sikeres típusa a GM-1, amely később kapta a Mi-1 Hare elnevezést, 1948-ban repült először. Ez volt az első szovjet forgószárnyas, amely sorozatgyártásra került. Ezt követte a Mi-4 Hound még csillagmotorral, Majd a Mi-2 Hoplite és a Mi-8 Hip már gázturbinás erőforrással [9]. Ez utóbbi hatalmas népszerűségre tett szert nemcsak a Szovjetunióban, hanem az egész keleti blokkban és a fejlődő világban, de még nyugati országokba is eljutott. Sikerét viszonylagos egyszerűsége, alacsony karbantartási igénye okozta. Habár csak a második (kb. 10000 db.) legnagyobb számban épített helikopter az UH-1 különböző verziói mögött (kb. 15000 db.), az összehasonlítás nehéz, mert az UH-1-esek mind méretben mind szállítási kapacitásban jelentősen elmaradnak a Mi-8 mellett. A típus alkalmas 24 felfegyverzett katona szállítására, valamint korlátozottan földi célok elleni támadásra, parancsnoki harcálláspontként, elektronikai ellentevékenységre és sok más feladatra. Elegendő csak a Magyar Néphadseregen, később a Magyar Honvédségen belüli felhasználási területekre gondolni kezdve toronyelemek beemelésétől, tűzoltási feladatokig, illetve sikeres árvízi védekezésekig.

A Szovjetunióban is felismerték a harci helikopterek fontosságát és ennek eredményeképpen született a Mil tervezőirodában Mi-24 Hind (5. ábra), amelynek első repülésére

1970-ben került sor, majd rövidesen éles próbájára is 1979 és 89 között a Szovjetunió afganisztáni szerepvállalása alatt. A típus afganisztáni szereplése megosztja a szakembereket, de tény, hogy mind a körülmények (3–4000 méteres hegyek), mind pedig az afgán harcosok (mudzsahedinek) által kidolgozott és a terepviszonyok által is támogatott harcmodor eleve hátrányos helyzetbe hozta a harci, de különösképpen a kisebb mozgékonysággal és védelemmel ellátott szállító helikoptereket.

5. ábra Mi-24 harci helikopter [10]

Az 1980-as évek végére részben az afganisztáni tapasztalatok részben a nemzetközi trendek alapján szakítottak a Mi-24 esetén alkalmazott öszvér (korlátozott tehertér) megoldással és megkezdődött a Mi-28 Havoc kifejlesztése [9]. A helikopter egyben versenyben volt az orosz harci helikopter tender elnyeréséért az előbb már említett Ka-50 harci helikopterrel, amely némi meglepetésre ez utóbbi sikerével zárult. Ennek ellenére később döntés született a Mi-28-as helikopterek gyártásáról is. Az orosz fegyvergyártó cégek erőteljes marketinget folytatnak termékeik értékesítésére, így az előbb említett harci helikopterek is részt vesznek különböző tendereken, eddig mérsékelt sikerrel.

1.2.3. MAGYARORSZÁG

Magyarországot tekintve, ha nem is volt kiemelkedő szerepünk a helikopter repülés elindításában, azért néhány bekezdés nekünk is jutott. 1916-ban Petróczi István, Kármán Tódor és Zurovecz Vilmos a sérülékeny tüzérségi kötött megfigyelő ballonok kiváltására kötött megfigyelő helikoptert szerkesztett. A helikopterrel sikeres repüléseket végeztek. A 6. ábrán a továbbfejlesztett PKZ-2 tüzérségi megfigyelő helikopter látható-változat látható.

Nem feledkezhetünk meg egy másik hazánkfiáról, Asbóth Oszkárról sem, aki 1929-31 között négy helikoptert épített. Az utolsó modell 30 méterre emelkedett, 3,2 kilométert tett meg 19 km/h-ás sebességgel. Kormányzása a forgószárny áramlásába eső kormány-

lapokkal volt megoldott, de kormányozhatósági tulajdonságai gyengék voltak [12]. Itt meg kell említenünk azt a szakmai körökben eléggé elterjedt nézetet, miszerint Asbóth feltehetően némileg „kozmetikázta” az általa elért eredményeket. Egyik „érdekes tény” a szerkezetek repüléseiről készült fotókon az alant állók furcsa kéztartása, amivel a körülállók a gépre mutatnak. (Lehet, hogy a biztosító köteleket tartják?) Az viszont egyértelműnek tekinthető, hogy az Asbóth által választott út nem vezethetett eredményre. Sajnos csak azt sikerült bizonyítania, hogy az általa javasolt elrendezés nem életképes [13].

6. ábra Petróczi István, Kármán Tódor és Zurovecz Vilmos tüzérségi megfigyelő helikoptere [11]

Az első magyar tervezésű helikopter megalkotását jelentette Samu Béla, Orosz Jenő és Hatházi Dániel 1954-ben elkezdett munkája. Samu Béla egyetemi docens már húszéves korában az MSrE-ben dolgozva tanulta a repülőgép tervezést. 1951-ben meghívták a budapesti Műegyetemre. Orosz Jenő (1922–1987) repülőgép tervező munkáját szintén az MSrE-ben kezdte. A SOH–1 fejlesztésén kívül jelentős mértékben részt vett a Fergeteg és az Ifjúság (ez utóbbi tiszta fémépítésű) vitorlázó repülőgépek tervezésében. Hatházi Dániel (1920–1978) 1951-től haláláig a Budapesti Műszaki Egyetem Gépészmérnöki Kar Repülőgépek Tanszék-én, illetve annak jogutódján tanított. (Fia jelenleg a jogutód Repülőgépek és Hajók Tanszék oktatója.) A SOH-1 típusnévre keresztelt helikopter hatlapátos forgószárnya, illetve annak agykialakítása és forgószárny-vezérlése műszaki szempontból igen érdekes volt, pörgettyűs stabilizátort tartalmazott ami a kitérítéssel arányos kormányerőt szolgáltatott, ami Hatházi Dániel szabadalma. Hatásos stabilizáló rendszerével és a kormányerő érzékelhetőségével olyan jelentős lépést jelentett a helikopterek konstrukciójának fejlesztésében, hogy irántuk nagyon komoly nemzetközi érdeklődés is megnyilvánult. A helikopter prototípusa alapos kutatások, távirányítású, szabadon repülő modellel végzett sikeres kísérletek után épült meg. A helikopterrel végül a hosszú tervezés és a sok probléma után egy – a repülőgép-vezetői hiba miatt bekövetkezett – szerencsétlen berepülési kísérlet végzett 1960-ban. A motorpróba

során a helikopter kissé megemelkedett, majd a talajra visszaérve az oldalára dőlt és a forgó forgószárny összetört, és a törzs szerkezete is súlyosan károsodott. A további kísérletek – pénzhiány miatt – nem folytatódhattak [13].

A helikopterek rendszerbe állítása a Magyar Néphadseregben viszonylag későn történt meg. 1955-ben ugyan megérkezett 2 db Mi-4-es. Ezek azonban szerencsétlen sorsúnak bizonyultak, mivel mindkét példány rövidesen balesetet szenvedett. Igazából az 1961-ben Szovjetunióból érkezett 8 db Mi-1-essel indult a helikopteres repülés.

Repülő-eszköz	**R E N D S Z E R B E Á L L Í T Á S I É V / D A R A B**																				
típusa	**55**	**61**	**62**	**63**	**64**	**68**	**69**	**71**	**72**	**73**	**75**	**78**	**80**	**82**	**83**	**84**	**85**	**87**	**89**	**94**	**12**
Mi-24D												4	16				10				
Mi-24V																	10				
Mi-8T						5	6		10	13	1										
Mi-8P							2				1										
Mi-8PSZ														2							
iraki Mi-8																				10	
finn Mi-8																					2
Mi-9															1						
Mi-17																		5			
Mi-17PP																			2		
Mi-2														10	5	8	8	4			
Mi-1		6		8	6																
Ka-26								22													
Mi-4	2																				

1. táblázat Magyarországra érkezett helikopterek típusváltozatai, száma és rendszerbe-állítási éve [16]

A következő években ezeket további példányok követték, melynek részletezése a többi típussal az 1. táblázatban található. Ezeket a forgószárnyasokat főként futárfeladatra alkalmazták a Kecskeméten települt 89. Vegyes Repülőosztály kötelékébe besorolva. 1968 októberében megalakult a 86. Önálló Helikopter ezred, ahová megérkeztek az első Mi-8-as helikopterek (7. ábra). 1969-ben ez az alakulat megkezdte az átköltözést Szentkirályszabadjára. 1971-ben rendszerbe álltak a Ka-26-osok is, amelyeket a Varsó Szerződésen belül egyedül a Magyar Néphadsereg rendszeresített. Ebben a szervezeti formában az alakulat nem sokáig működött. 1971-ben megalakult a 87. Szállító Helikopter Ezred a korábbi alakulat meglévő Mi-8 helikoptereivel, illetve a 88. Könnyű Helikopter Osztály a kivált Ka-26 és a Mi-1 típusokkal. Az utóbbi alakulat 1974-ben Börgöndre települt. 1978-ban Szentkirályszabadjára megérkezett az első 10 Mi-24D. 1984-ben újabb átszervezés következett, amikor a szállító helikopterek egy része áttelepült Szolnokra, megalakítva a 89. Vegyes Szállítórepülő Ezredet. A helyben maradó állomány alkotta a „Bakony” Harci Helikopter Ezred (egy időben dandár) állományát. 2004-ben ez az alakulatot is felszámol-

ták, a maradék technika átkerült Szolnokra és a két alakulatból létrejött a 86. Helikopter Ezred, amely 2007-ben kapta a ma is használt 86. Szolnok Helikopter Bázis elnevezést.

Láthatón a helikoptereknek a korábbi Magyar Néphadsereg, illetve a Magyar Honvédségen belül is kiemelt szerepük volt és van. Az ország védelmén felül elég csak az elmúlt évek árvízi védekezéseire gondolni. Azt is el kell azonban mondani, hogy manapság a helikopter csapatok súlyos helyzetben vannak.

7. ábra A Magyar Honvédség egyik Mi-8-as helikoptere [14]

Már hosszú ideje kritikusan alacsony az üzemképes repülőgépek száma. Ezen felül a NATO csatlakozással megváltozott a magyar légierővel, és ezzel együtt a helikopter csapatokkal szemben támasztott feladat és követelmény rendszer. Vajon meddig leszünk képesek, vagy képesek vagyunk-e még a jelenlegi repülőeszközökkel teljesíteni ezeket a követelményeket? A kérdés manapság már költőinek számít.

1.3. A HELIKOPTEREK JÖVŐJE

Természetesen a két fő riválison kívül más országokban is folyt és folyik harci helikopterek fejlesztése. Említést érdemel az olasz Agusta cég A 129 Mangusta helikoptere, a dél-afrikai CSH-2, és a francia, német közös fejlesztésben készülő Eurocopter Tiger.

8. ábra V-22 Osprey [15]

Ezek a helikopterek hatékony fegyverzetükkel átformálták a szárazföldi hadviselés elve-

it és várhatóan a jövő hadseregeiben is jelentős szerepet fognak játszani. Így napjainkban egy korszerű haderő légiereje elképzelhetetlen a kor kívánalmainak megfelelő harci és szállító helikopterek nélkül. A fejlődés töretlennek tűnik. Példa erre a közelmúltban fejlesztés alatt álló RAH 66 Comanche (bár ezt a programot financiális okokból néhány évvel ezelőtt törölték) és a V-22 Osprey (8. ábra), amelynél a tervezők szakítottak a konvencionális helikoptertervezési eljárásokkal.

1.4. KORAI HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK

Jól ismert tény, hogy a repülés területén a legkisebb tömegnek is jelentősége van. Ennek megfelelően a leadott teljesítményen felül a repülőszerkezetek erőforrásainak tömege is alapvető fontosságú. Ezt teljesítmény tömeg 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 kialakult szerkezetekhez megfelelő erőforrást kellett találni. Kezdetben ehhez a gőzgépek álltak rendelkezésre, amelyek földi változatai szóba sem jöhettek tömegük és bonyolultságuk miatt. A XIX. század közepén több tervező próbálkozott repülőszerkezetekbe beépíthető változatok kifejlesztésével is. A britek közül Stringfellow és Hensen, valamint az amerikai Charles Manly. Hensen gőzgépe 7,26 kg volt és 0,75 kW teljesítményt adott le. Ez 0,06 kW/kg értékű teljesítmény tömeg viszonyt biztosított. Ezt használta Enrico Forlani is koaxiális elrendezésű helikopter modelljéhez. Charles Manly egy nagyon korszerű gőzgépet épített, ami 36,76 kW teljesítményt biztosított 0,56 kW/kg teljesítmény tömeg viszony mellett. Manly a hengereket radiálisan helyezte el hasonlóan a ma használatos csillag motorokhoz. 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–tömegaránnyal rendelkezzen. Az 1900-as évek elején gyártott repülőgép motorok jelentős része léghűtéses forgó hengeres kialakításúak voltak. A népszerű francia Gnome és Le Rhone típusok is ezt a megoldást képviselték. Ezeknek a teljesítmény tömeg viszonya 0,576 kW/kg volt. A korai helikopter-tervezők, többek között Igor Sikorsky is ezeket az erőforrásokat

használta első kísérletei során [17].

Tehát a belsőégésű motor, bár számos gyermekbetegséggel, de már rendelkezésre állt, mint potenciális helikopter erőforrás. Az első világháborúban, illetve utána ezek az eszközök 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 forgószárnyas, a Sikorsky R-4-es 149 kW-s R-550-3 dugattyús motorral volt szerelve. De hamarosan megjelentek a Sikorsky S-58-asok 1137 kW-s Wright R-1820-84-es, illetve a H-21 helikopterek 932 kW-s Wright R-1820-102 motorokkal [18]. Ezzel azonban főleg a közepes és nehéz kategóriában be is fejeződött a belsőégésű hőerőgépek 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 kategóriába sorolható, tengely-teljesítményt szolgáltató gázturbinákat igényelnek.

1.5. A GÁZTURBINÁS KORSZAK KEZDETE

A II. világháború végére a dugattyús légcsavaros 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. A 2. 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.

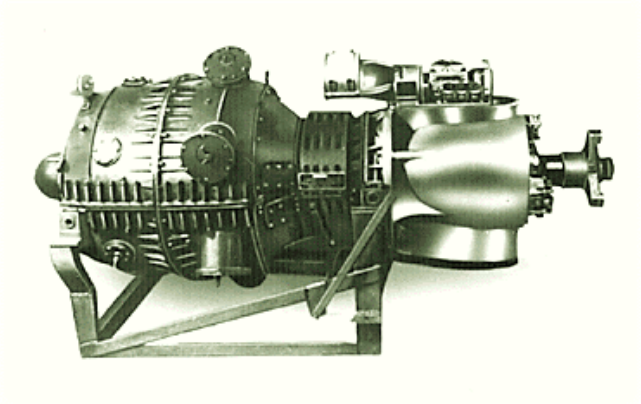
Típus változat	Év	Motor	Teljesítmény (Le)	Sebesség (km/h)
Bf 109B	1937	Jumo 210	720	466
Bf 109D	1938	DB 600	960	514
Bf 109E	1939	DB 601A	1175	569
Bf 109F	1941	DB 601N	1200	614
Bf 109G	1942	DB 605	1475	643
Bf 109K	1944	DB 605D	2000 (metanol befecsk.)	724

2. táblázat Bf 109 teljesítmény adatai [19]

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 színtéren az angol Whittle munkásága kiemelendő, akinek az 1930-as években elkészített gázturbinás hajtóműve (9. ábra) minden olyan gépegységgel rendelkezett, amivel egy mai modern gázturbina.

9. ábra Frank Whittle hajtóműve [20]

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.



10. ábra Jedrassik tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinája [21]

Ne feledkezzünk meg azonban a magyar Jedrassik Györgyről. Jendrassik már a Ganz-gyár jeles, nagy tekintélyű mérnöke volt, amikor elkezdett a gázturbina-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 gázturbina ilyen kis méretben (10 ábra). Eredményei méltán keltettek feltűnést. A gép 16400 f/min fordulatszámon 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[16] alkalmazása segítette elő. Újszerű volt mind az axiális kompresszor, mind a turbina: mindkettő enyhén ívelt lapátokkal, feles forgással (50% reakciófok)[17]. A kompresszor fokozati hatásfoka 85%, a turbináé 88% volt [21]. Ez a gázturbinás hajtómű tekinthető egyben az értekezésben szereplő tengelyteljesítmény adó gázturbinák ősének.

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.

1.6. A GÁZTURBINÁK SPECIALIZÁLÓDÁSA

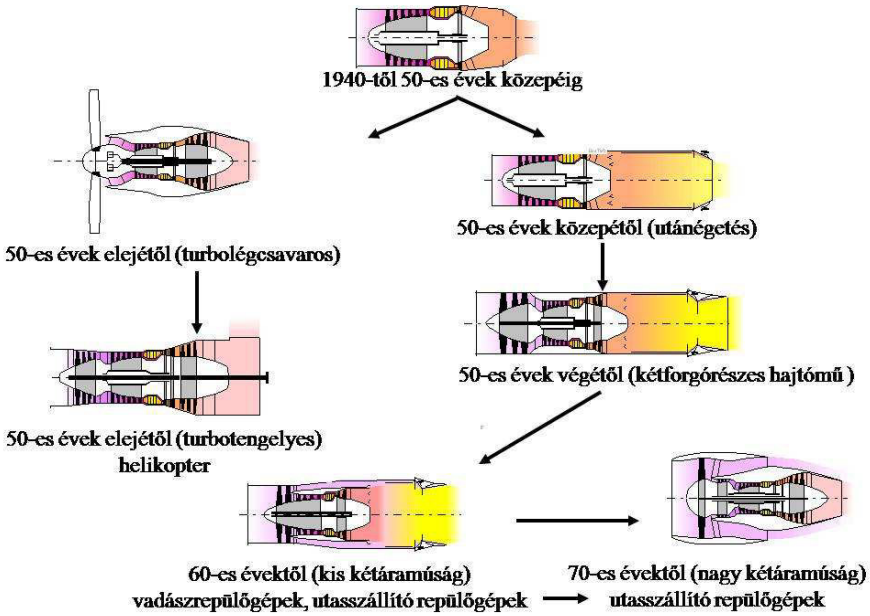
Az első gyakorlatban alkalmazott gázturbinás hajtóművek estében a tolóerő létrehozásának eszköze a hajtómű utolsó részegysége, az ún. fúvócső volt. Ezzel meg is született a gázturbinás hajtóművek első kategóriája, nevezetesen az egyáramú gázturbinás sugárhajtómű. Hamarosan azonban megindult a további 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 11. 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[18] jelenti. A baloldali kis kétáramásági fokú gázturbinás hajtóművek manapság a harcászati repülőgépek, illetve kiképző-könnyű harcászati repülőgépek jellemző hajtóművei. A jobboldali nagy

[16] Hőcserélős gázturbina: a munkát végzett magas hőmérsékletű munkaközeg veszteséghőjének egy része hőcserélőn keresztül a kompresszor és az égőtér között visszakerül a folyamatba.

[17] Feles forgás (50%-os reakciófok): a kompresszor fokozatban létrejövő entalpia növekedés 50-50%-ban oszlik meg a forgó és az állórész között.

[18] Kétáramúsági fok: kétáramú sugárhajtóművek esetében a külső és belső tömegáramok viszonya [-].

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 előrelépve ezzel fajlagos tüzelőanyag fogyasztásuk csökkentésében.

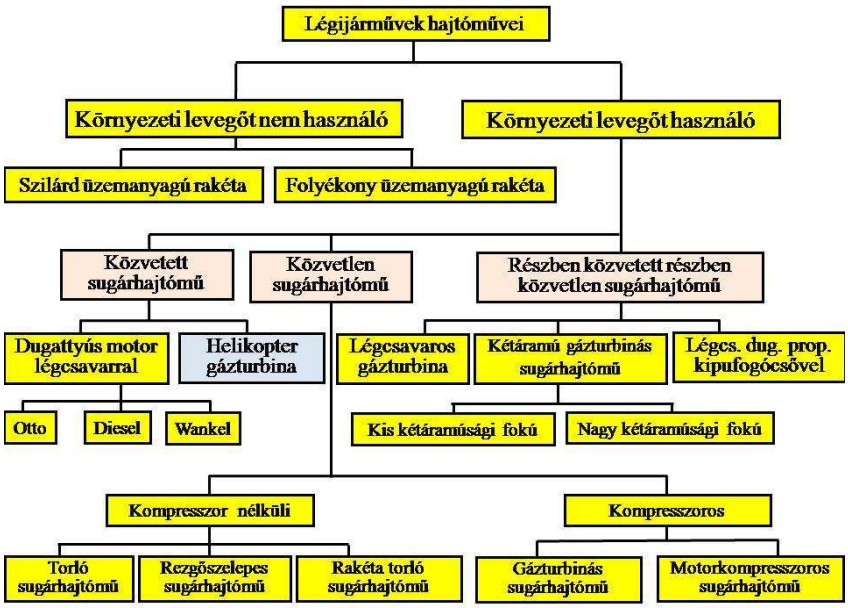


11. ábra Gázturbinás hajtóművek evolúciója

A baloldalon felső turbolégcsavaros gázturbinás hajtóművek (turboprop) a katonai szállítórepülőgépek és a kis hatótávolságú, jellemzően kisméretű és közepes 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 11. ábrán látható „(turbo)tengelyes gázturbina” elnevezés lehet vitatható, bár az előző „turbolégcsavaros hajtómű”, „turboprop engine” és „турбовинтовый двигатель” elnevezések analógiájára akár elfogadható is lehet.

A vonó(toló)erő képzés szempontjából is osztályozhatóak a légijárművek hajtóművei, amit a 12. 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 légijármű 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. Ez praktikusan 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.



12. ábra Légijárművek hajtóműveinek felosztása

Ilyen szempontból a légijárművek hajtóművei három kategóriába sorolhatók, lásd a 12. 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.

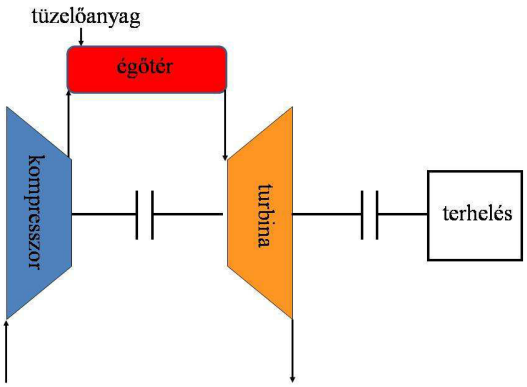
1.7. TENGELYTELJESÍTMÉNYT ADÓ GÁZTURBINÁK MEGJELENÉSE

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 tervnek. Ezek közül a legjelentő-

sebb a várható rossz hatásfok, amit az akkoriban jellemzően kb. 3-as nyomásviszonyú 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 szabadturbina 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 (13. 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[19] 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.

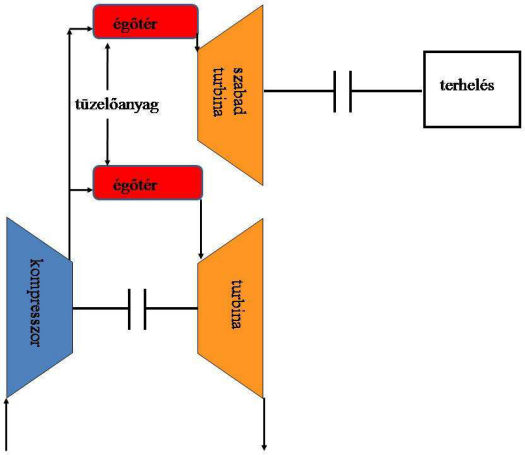


13. ábra A GT 101 szabadturbina nélküli gázturbina elvi vázlata

A GT 102-es hajtómű (14. ábra) esetében teljesen más koncepciót követtek. A kétfoko-

[19] Gázgenerátor egység: a gázturbinás hajtómű magja (kompresszor, égőtér, kompresszorturbina egysége).

zatú szabadturbina itt teljesen szeparált volt a gázgenerátor egységtől. Érdekes módon saját égőtérrel rendelkezett, amelynek a levegő ellátását a gázgenerátor egység kompresszorának (30%-a a teljes levegőszállításnak) megcsapolásával biztosították. A szabadturbina terheletlen állapotban való túlpörgését a levegőáram szabadba történő elengedésével oldották meg.



14. ábra A GT 102 gázturbina elvi vázlata

A GT 103-as típusjelzésű hajtómű tulajdonképpen a GT 102-es hajtómű hőcserélős[20] 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 [22].

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.

1.8. TENGELYTELJESÍTMÉNYT 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.

[20] Hőcserélős gázturbina: a turbina utáni forró gáz (veszteség)hője hőcserélőn keresztül visszavezetésre kerül a folyamatba a kompresszor és az égőtér között csökkentve a szükséges tüzelőanyag mennyiségét.

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 15. ábrán látható Turbomeca Artouste hajtómű volt, amely eredetileg segédhajtóműnek készült.

15. ábra Turbomeca Artouste, az első helikopterben alkalmazott tengelyes gázturbina [23]

A hajtómű 210 kW tengelyteljesítményre volt képes és számos helikopterbe került beépítésre, úgymint Aérospatiale Alouette II, Aérospatiale Alouette III, Aerospatiale Lama, Aerotécnica AC-14, Atlas XH-1 Alpha, IAR 317, valamint repülőgépekbe, mint Handley Page Victor, Hawker Siddeley Trident, Vickers VC10 segédhajtóműként [23].

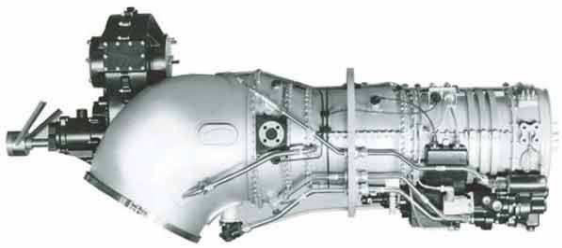
Természetesen a többi nagyhatalom sem várakozott tétlenül és megindultak a fejlesztések. Az Egyesült Államokban Anselm Franz, a Jumo 004 hajtómű megalkotója vezetésével a Lycoming kezdett a Légierő megrendelése alapján egy 373-522 kW közötti légcsavaros gázturbinás hajtómű megépítésébe. Ebből a projektből 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 [37].

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 légcsavaros gázturbinák esetében általában 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 tengelytelje-

sítményként hasznosuljon. A másik különbség, hogy a légcsavaros gázturbina esetében a légcsavar és a közlőmű szerkezetileg a hajtómű részét képezi, és a légcsavaron 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 (16. ábra) lett, amely mindössze 181 kg-ot nyomott.

Továbbfejlesztve 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 helikoptereikben [35].



16. ábra Az XT-58-as, mely kialakításában a mai hajtóműveket idézi [35]

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 hajtó-

mű hátrányait, az Izotov Hajtómű-tervező Iroda utasítást kapott, egy, valóban helikopteres alkalmazásra optimalizált hajtómű kifejlesztésére. A TV-2VM és a D-25V hajtóműveket, amelyeket a MI-6-os esetében alkalmaztak, eredetileg merevszárnyú repülőgépek számára tervezték. Az Izotov Iroda által tervezett új TV2-117A hajtómű (17. ábra) és a VR-8 reduktor 1962 nyarán került leszállításra. A hajtómű felszálló üzemmódon 1118 kW) teljesítményt produkált, viszonylag jó fajlagos mutatók mellett [33].

17. 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[21] 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 [24].

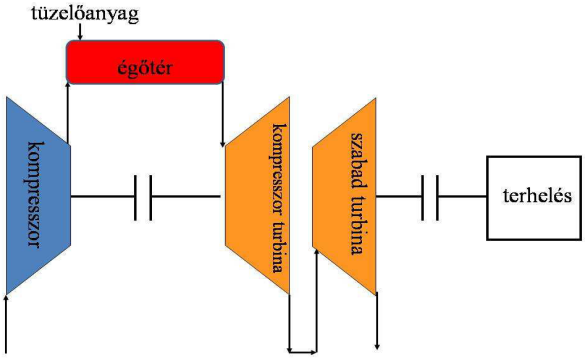
Természetesen ezt a területet rövidesen a legtöbb hajtóműgyártó megcélozta és manapság 10-12 gyártó uralja a piacnak ezt a szegmensét. Típusaiknak, illetve ezek modifikációinak száma szinte megszámlálhatatlan. Ezt szemlélteti az 1. melléklet, ahol a legfontosabb gyártókat, termékeiket és ezek legfontosabb paramétereit követhetjük nyomon.

Erre az időszakra kialakult ennek a gázturbina kategóriának a ma is alkalmazott klasszikus elrendezése (18. 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 sza-

[21] Gázturbinás hajtómű tömegárama: a hajtómű időegységre vonatkoztatott levegő fogyasztása [kg/s]

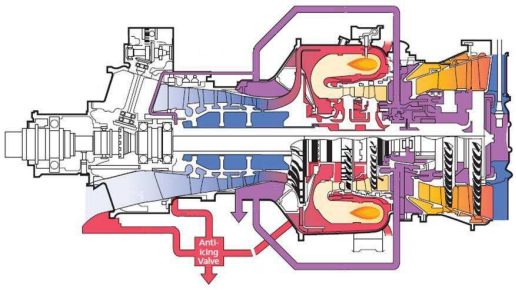
badturbinában hasznosul, biztosítva a szükséges tengelyteljesítményt.

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[22], 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.



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

A 19. 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.



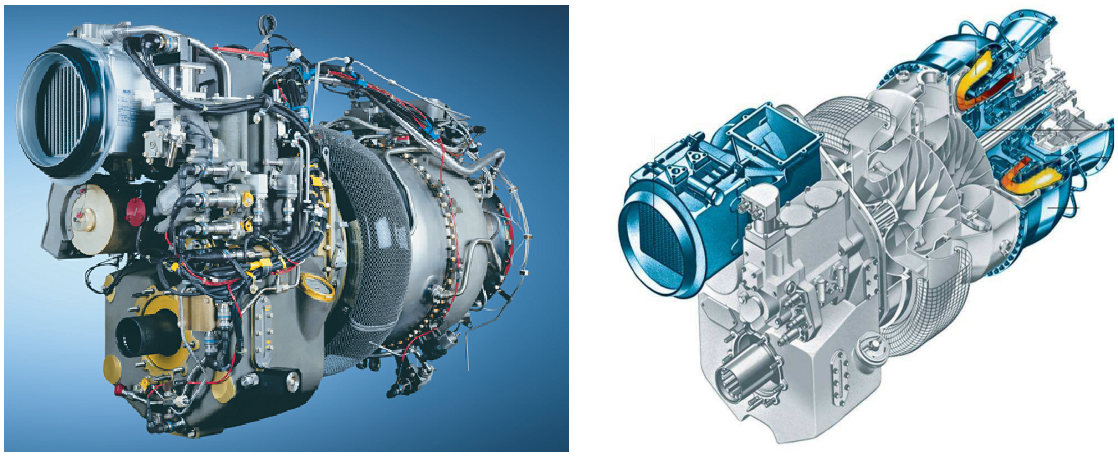
19. ábra Az RTM 322 hajtómű szerkezeti vázlata [40]

Ez egyrészt csökkenti a hajtómű hosszát, másrészt, a centrifugális kompresszoroknak

[22] Fordított áramú égőtér: az égőtérben az áramlás a hajtómű fő áramlási irányához képest fordított.

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

A 20. ábra is egy korszerű helikopter hajtóművet ábrázol, amely az MTR konzorcium terméke és párosan beépítve az Eurocopter Tiger erőforrását biztosítja.



20. ábra MTR 390 hajtómű az Eurocopter Tiger erőforrása [38]

MTR 390-es hajtómű változatok Beépítés előtt, NEL[23] 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

3. táblázat Az MTR 390-es hajtóműváltozatok legfontosabb adatai [38]

Ami az előző elrendezéshez képest újdonság, hogy itt az első axiális fokozatokat is felcse-

[23] NEL: Nemzetközi Egyezményes Légkör

rélték egy centrifugális fokozatra. Ez rövidebb és kompaktabb elrendezést biztosít, csökkenti a pompázs[24] hajlamot és kis levegőfogyasztás mellett is elfogadható kompresszor és turbina hatásfokot eredményez. A 3. táblázat szemlélteti a hajtómű két változatának teljesítmény, tömeg és méret adatait.

1.9. HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK STATISZTIKAI ELEMZÉSE

Az 1. mellékletekben 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.

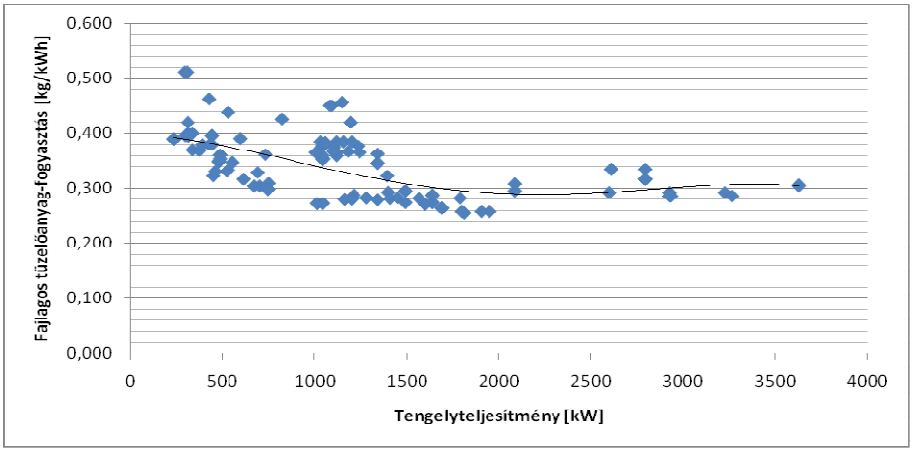
Amikor a kategória fejlődéséről esik szó, természetesen sok tényezőt kell figyelembe vennünk. Ilyenek a hatásfok és fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, a fajlagos hasznos munka (tengelyteljesítmény és hajtómű tömegáramának viszonyszáma), fajlagos teljesítmény (tengelyteljesítmény és hajtómű tömegének viszonyszáma),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

A 21–24. ábrákon az 1. melléklet statisztikai feldolgozásából kapott diagramokat látjuk, ahol Excel függvénykezelővel a teljesítmény függvényében ábrázoltam a különböző hajtómű jellemzőket. Ami első látásra szembetűnő (21. 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 eltörpül a Mi-26-os helikopter D-136-os hajtóművének

[24] Kompresszor pompázs: a kompresszor fokozatokban sebességi háromszögek torzulásából adódó leválási jelenségek.

8501 kW-os teljesítményéhez képest. Ez utóbbi hajtóműnek a viszonylag magas levegő-fogyasztása 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.



21. 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:

$$\eta_t = \frac{P[W]}{\dot{Q}_b\left[\frac{J}{s}\right]} = \frac{P[W]}{\dot{m}_{tüza}\left[\frac{kg}{s}\right]\cdot Fü\left[\frac{J}{kg}\right]} \quad \text{míg a} \quad \bar{c} = \frac{3600\cdot\dot{m}_{tüza}\left[\frac{kg}{s}\right]}{P[kW]}\left[\frac{kg}{kWh}\right] \tag{1.1}$$

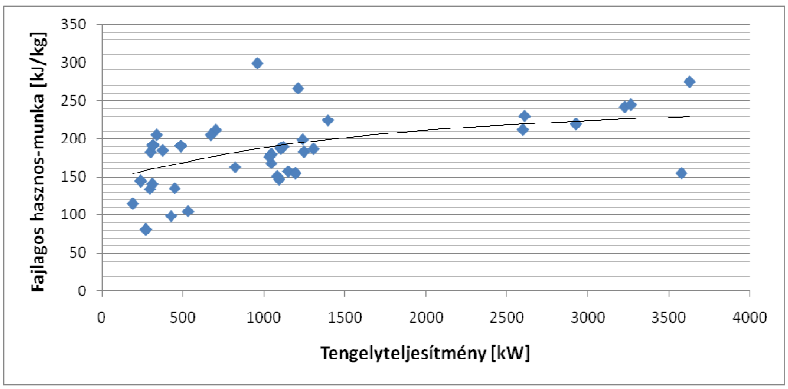
$$\eta_t = \frac{1}{\frac{\bar{c}}{3600}\left[\frac{kg}{kWs}\right]\cdot Fü\left[\frac{kJ}{kg}\right]} = \frac{3600}{\bar{c}\cdot 43217{,}08}[-] \tag{1.2}$$

Természetesen a (1.2) képlet akkor ad helyes eredményt, ha a fajlagos tüzelőanyag fogyasztást, $\bar{c}$ a levezetésnek megfelelően kg/kWh mértékegységgel helyettesítjük be. Az átszámításnál és egyáltalán későbbi termikus elemzéseknél a tüzelőanyag fűtőértéke lehet még kérdéses. Itt a Boeing „Jet Fuel Characteristics” munkaanyagában megadott átlagos 18580 BTU/lb értéket fogadtam el irányadónak, ami átváltás után 43217080 J/kg-nak felel meg [26].

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 (21. ábra) a teljes teljesítmény vertikumban először egy jelentős csökkenést, majd többé, kevésbé állandó (0,3 kg/kWh, megfelel kb. 27–28%-nak) értéket mutat. Az átlagot tekintve mindenképpen az látható, hogy a nagyobb teljesítmények felé csökken a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, illetve nő a termikus hatásfok.

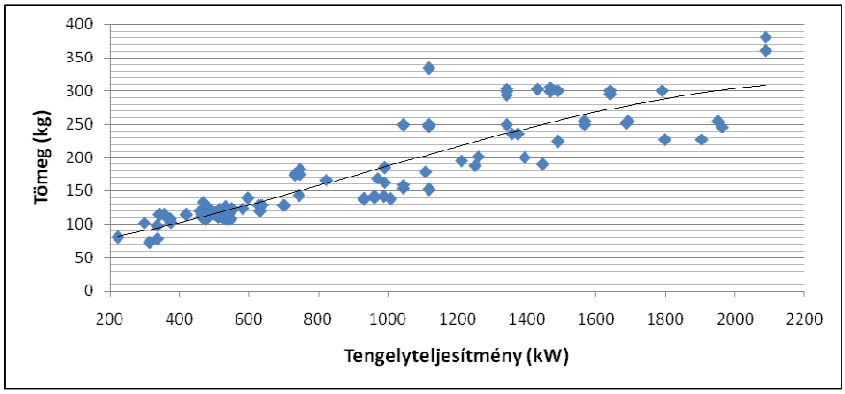
Ez persze csak áttételesen kapcsolódik a teljesítményhez. A valós ok az, hogy a nagyobb teljesítményhez nagyobb levegőszállítás tartozik, ami a nagyobb geometriai méretek (kisebb relatív lapátrések) miatt jobb gépegység hatásfokokat eredményez. Ez még inkább igaz, ha a levegőfogyasztás maximuma nem 10 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. A fenti termikus hatásfok adatoknak az elemzésére a későbbiekben visszatérek.



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

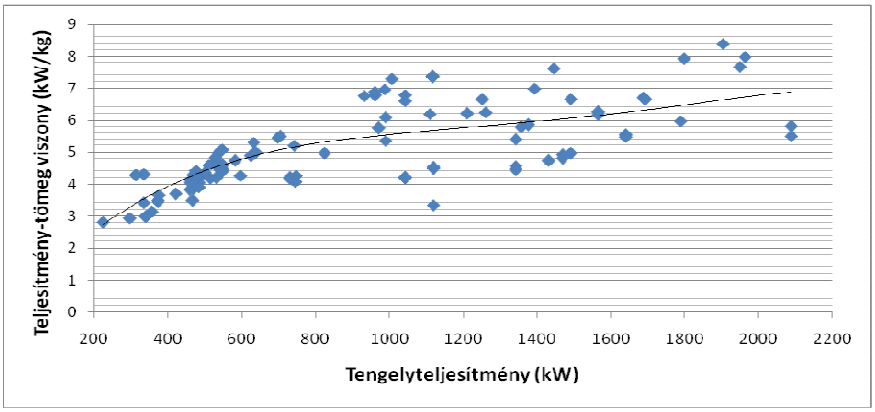
A következő fontos jósági mutató a hajtóművek fajlagos hasznos munkája (22. ábra) Ennek a mutatónak szoros kapcsolata van a hajtómű geometriai méreteivel, illetve tömegével. Minél nagyobb a hajtómű fajlagos hasznos munkája, annál kisebb tömegáram szükséges azonos tengelyteljesítmény létrehozásához, csökkentve ezzel a hajtómű méreteit, illetve esetlegesen tömegét. A nagy teljesítmény kategóriában rendelkezésre álló keve-

sebb 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.



23. ábra A hajtómű tömeg és a teljesítmény statisztikai összefüggése

A hajtóművek tömegének és teljesítményének vizsgálatakor azt láthatjuk, hogy míg a tengelyteljesítmény növekedésével értelemszerűen nő a hajtóművek tömege (23. ábra), addig a hajtómű fajlagos teljesítménye (teljesítmény tömeg viszonya) javul a nagyobb teljesítmények irányában (24. ábra).



24. 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

1.10. KÖVETKEZTETÉSEK

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 két legsúlyosabb konfliktust (az USA vietnami és a Szovjetunió afganisztáni háborúját) figyelembe véve, mindkét résztvevő nagyhatalom vesztesen távozott egy olyan háborúból, ahol döntő szerepet játszottak a helikopterek. Ezt mégsem tekinthetjük a fegyvernem kudarcának. A háborúk tapasztalatai inkább megerősítették a fejlesztések szükségességét, aminek eredményeként 1968 tavaszán megszületett (mindössze 6 hónapos fejlesztés eredményeként!) az első, mai értelemben vett harci helikopter, az AH-1. A vele nyert kedvező tapasztalatok nyomán vált lehetővé e csapásmérő harceszköz napjainkig is tartó töretlen fejlődése.

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 kinőtték 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 üzemeltethetőségi, karbantartási és javíthatósági mutatókban, vagy magának a helikopternek a légi üzemeltetésében is.

2. A KOMPRESSZOR NYOMÁSVISZONY, FAJLAGOS HASZNOS MUNKA ÉS TERMIKUS HATÁSFOK ÖSSZEFÜGGÉSEI

2.1. BEVEZETÉS

A valós gázturbinás körfolyamatok, adott hőmérséklet határok között és gépegység veszteségek mellett, mind fajlagos hasznos munka, mind pedig termikus hatásfok szempontjából rendelkeznek optimumokkal, amelyeket a kompresszor nyomásviszonyával lehet jellemezni. A fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok maximumaihoz tartozó nyomásviszony értékek jelentősen eltérnek egymástól. Ennek megfelelően egyszerre nem produkálható mindkét optimum. Ebben a fejezetben egy általam elkészített termikus matematikai modell segítségével meghatározom a maximális fajlagos hasznos munkához, a maximális termikus hatásfokhoz és a kompromisszumos optimumkeresés jegyében a szorzatuk maximumához tartozó nyomásviszonyt, illetve a hozzájuk tartozó fajlagos hasznos munka és termikus hatásfok értékeket. A modell segítségével elvégezhetőek a gázturbinás hajtóművek paraméter-érzékenységi vizsgálatai, miközben a program lehetővé teszi, a levegőelvételek figyelembevételét, valamint a hajtómű geometriai méreteinek fajlagos jellemzőire gyakorolt hatását.

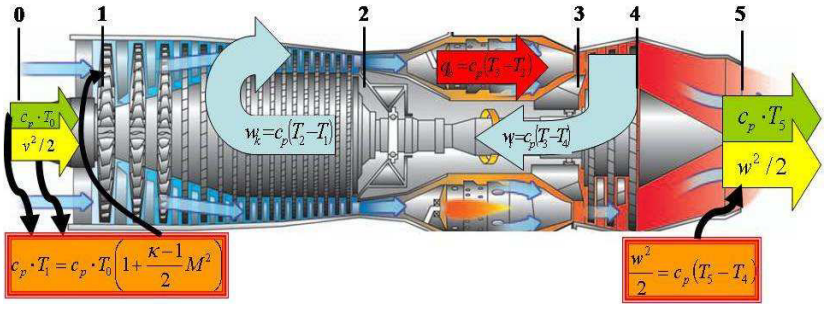
2.1.1. FAJLAGOS HASZNOS MUNKA ÉS A TERMIKUS HATÁSFOK FIZIKAI TARTALMA

Gázturbinás hajtóművek tengelyteljesítménye, fajlagos hasznos munkája és termikus hatásfoka olyan jellemzők, amelyek alapvetően meghatározzák a hajtóművek jósági fokát. A fajlagos munka, illetve hő a rendszerben megjelenő munka és hő tömegegységre vonatkoztatott értékét jelenti [J/kg]. A körfolyamatok termodinamika összefüggései alapján a (fajlagos) hasznos-munka a körfolyamat (fajlagos) expanziós és kompressziós munkájának különbsége, illetve más megfontolással a folyamat során bevitt és elvont (fajlagos) hő különbsége (2.1).

$$\oint du = \oint dw + \oint dq = 0 \;\rightarrow\; \oint dw = -\oint dq \;\rightarrow\; w_h = w_e - w_k = q_b - q_k \qquad (2.1)$$

A termikus hatásfok a (fajlagos) hasznos-munka és folyamat során bevitt (fajlagos) hő hányadosa (2.2). Jelen esetben, a fajlagos hasznos munkát a bevitt és elvont fajlagos hő különbségeként határoztam meg. Ez az összefüggés (2.2) minden munkát adó körfolyamatra (hőerőgépre) érvényes. A fent leírt folyamatok értelmezését segíti a 25. ábra.

$$\eta_t = \frac{w_h}{q_b} = \frac{q_b - q_k}{q_b} = 1 - \frac{q_k}{q_b} \tag{2.2}$$



25. ábra Gázturbinás hajtóművek energia mérlege

Természetesen, egy gázturbinás hajtóműtől, mint minden hőerőgéptől, azt várjuk, hogy a létrehozott hasznos-munka, illetve fajlagos hasznos munka és termikus hatásfok minél nagyobb legyen. Különösen igaz ez a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra, mivel ezek a hajtóművek méretétől független jellemzők, ami egyben lehetővé teszi összehasonlításukat.

2.1.2. A FAJLAGOS HASZNOS MUNKA ÉS A TERMIKUS HATÁSFOK MEGHATÁROZÁSA

Ezeket a jellemzőket meglehetősen egyszerűen és gyorsan meghatározhatjuk a hajtómű gyártók által megadott adatok alapján, amelyek egy adott üzemmódra, általában felszálló üzemmódra[25] (az elnevezés változhat) vonatkoznak a NEL szerint H=0 m magasságon a repülőszerkezet álló helyzetében. Két példával illusztrálom ezt. Egyik a Mi-8 helikopter TV2-117A hajtóműve, illetve a Gripen RM 12 hajtóműve. Bár a dolgozatomban helikopter hajtóművekkel foglalkozom, tanulságos lehet két korban és kategóriában eltérő hajtóművet összevetni ilyen szempontból.

Néhány egyszerűsítő, de az eredményt lényegesen nem befolyásoló feltételt alkalmaztam, nevezetesen úgy vettem, hogy a kompresszortól történő levegőelvételeket az elégetett tüzelőanyag kompenzálja a hajtómű tömegáramának szempontjából. Az RM-12-es esetében a tolóerőből az ún. sugárteljesítmény[26], majd abból a fajlagos hasznos munka számolható a (2.3) egyenlettel. A fajlagos hasznos munka meghatározásánál csak a gázgenerátor egységen átáramló tömegáramot kell figyelembe venni, amelyet a hajtómű kétáramúsági foka alapján lehet meghatározni. Tengelyteljesítményt adó hajtóművek esetében a megadott tel-

[25] Felszálló üzemmód: a hajtómű normál körülmények közötti maximális tolóerőt, vagy tengelyteljesítményt biztosító üzemmódja.

[26] Sugárteljesítmény: propulziós rendszereknél a közegáram mozgási energiájának megváltozásából származtatott teljesítmény [W].

jesítményből közvetlenül számolhatjuk a (2.5) egyenlettel a fajlagos hasznos munkát. A hatásfok a (sugár) teljesítmény és a hő(áram) hányadosaként definiálható.

Típus	TV2-117A	RM-12
Tolóerő (F) [kN]	–	54
Tengelyteljesítmény (P) [kW]	1118	–
Levegőfogyasztás teljes/gázgenerátor egység $(\dot{m}/\dot{m}_{mag})$ [kg/s]	6,8/6,8	68/51
Tüzelőanyag-fogyasztás $(\dot{m}_{tüza})$ [kg/s]	0,1146	1,27
Tüzelőanyag fűtőértéke (Fü) [MJ/kg)	43,217080	43,217080

4. táblázat A fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok számításához szükséges hajtómű adatok [28]

$$F = \dot{m} \cdot c_{ki} \quad \rightarrow \quad P_s = \dot{m} \cdot \frac{c_{ki}^2}{2} \quad \rightarrow \quad w_h = \frac{P_s}{\dot{m}_{mag}} = 420{,}4 \ \frac{kJ}{kg} \tag{2.3}$$

$$\eta_t = \frac{P_s}{F_{tü} \cdot \dot{m}_{tüza}} = 0{,}3906 \tag{2.4}$$

Ugyanez a TV2-117A hajtómű esetében:

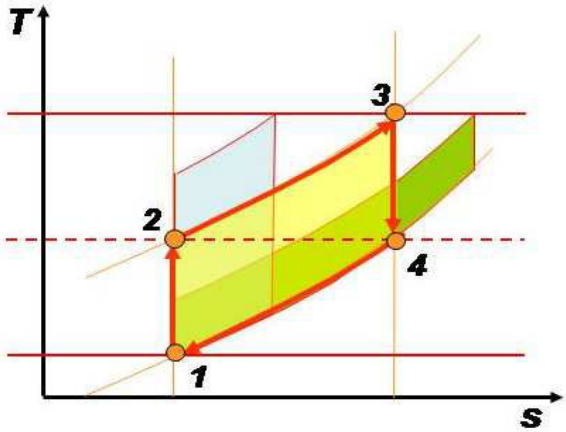
$$w_h = \frac{P}{\dot{m}} = 164{,}4 \frac{kJ}{\mathrm{kg}} \tag{2.5}$$

$$\eta_t = \frac{P}{F_{tü} \cdot \dot{m}_{tüza}} = 0{,}2257 \tag{2.6}$$

Láthatóan szignifikáns a különbség a két hajtómű között a fenti mutatók tekintetében. Az RM 12-es hajtómű mindkét szempontból jelentős előnyben van. A fajlagos hasznos munka közel 2,5-szerese, a hatásfok közel 2-szerese a TV2-117A hajtómű által produkált értéknek. Ennek több oka is van. Egyik, hogy a két hajtómű között jelentős származási időbeni különbség van (kb. 20-25 év) az RM 12 javára. Ez a korbeli különbség mind hajtómű nyomásviszonyában (6,6 és 27,5), mind a hajtómű gépegység hatásfokok tekintetében jelentős eltérést okoz. A TV2-117A hajtómű ezen felül is eredendően hátrányos helyzetben van sokkal kisebb méretei miatt. A jelentősen kisebb méretek még azonos korból származó hajtóművek esetében is rosszabb fajlagos mutatókat eredményeznek az elérhető alacsonyabb gépegység hatásfokok miatt. Ennek tárgyalására később még visszatérek.

Feltételezhető ugyanakkor, hogy mindkét hajtómű tervezésénél törekedtek ezeknek a teljesítmény-mutatóknak a maximalizálására. A fenti egyszerű számítások esetében a hajtómű input (tüzelőanyag-fogyasztás, munkaközeg tömegárama) és output (tolóerő, tengelyteljesítmény) adatait használtuk fel mintegy „fekete dobozként” tekintve a hajtóműre. Így ezekről a törekvésekről semmilyen következtetést nem tudunk levonni. To-

vábbi érdemi információkhoz a gázturbinás hajtóművek körfolyamatának vizsgálatával juthatunk el. Első lépésként már az ideális körfolyamat (26. ábra) is eligazítást ad a fajlagos hasznos munka tekintetében. Tudjuk, hogy ideális körfolyamat esetében a fajlagos hasznos munka a körfolyamat által bezárt területtel lesz arányos.



26. ábra Ideális Brayton körfolyamatok rögzített hőmérséklet határok között

Rögzített hőmérséklet határok között elméletileg végtelen sok körfolyamatot produkálhatunk, aminek határait a kompresszor nyomásviszony egyes értéke $(\pi = 1)$, illetve az a nyomásviszony képezi, amikor a kompresszió véghőmérséklete elérte a hajtóműre meghatározott maximális turbina előtti gázhőmérsékletet (nem lehet további hőt közölni a folyamat során). A fajlagos hasznos munka csak egyetlen egy esetben lesz maximális, ahogy ez az 26. ábrából is érezhető. Hogy milyen nyomásviszonynál lesz maximális a fajlagos hasznos munka, az a termikus összefüggések további vizsgálatával határozható meg.

2.2. FAJLAGOS HASZNOS MUNKA MAXIMUMÁNAK MEGHATÁROZÁSA IDEÁLIS KÖRFOLYAMAT ESETÉN

Első lépésként felírjuk az ideális termikus gázturbina körfolyamat fajlagos hasznos munkáját kifejező összefüggést (2.7), ami nem más, mint az expanziós és kompressziós munka különbsége. Ez egy olyan függvény lesz, ahol a hőmérséklethatárok rögzítése mellett a fajlagos hasznos munka a kompresszor nyomásviszony függvénye.

$$w_h(\pi) = c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) - c_p T_1 \left(\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \tag{2.7}$$

Hogy meghatározzuk a maximális fajlagos hasznos munka értékét a kompresszor nyomásviszony függvényében, függvényvizsgálatot kell végeznünk. Általános esetben a

függvények szélsőérték vizsgálatához a függvény első deriváltjának zérus helyeit kell meghatározni, amelyek egyaránt adhatnak lokális minimumokat, vagy maximumokat is. A függvény további deriválásával dönthető el, hogy a kettő közül melyikről van szó. Ebben az esetben a vizsgált tartományban a feladat fizikai tartalma miatt csak egy szélsőérték (maximum) lehetséges. Megjegyzendő, hogy a fenti állítás érvényes a mind a négy szélsőérték vizsgálatra (2.8; 2.15; 2.19; 2.24). Ennek megfelelően a függvény nyomásviszony szerinti első deriváltját egyenlővé téve zérussal további vizsgálat nélkül megkapjuk a maximális fajlagos hasznos munkához tartozó kompresszor nyomásviszonyt (2.8–2.10). Ebben az esetben nem csak a veszteségektől tekintünk el, hanem elhanyagoljuk a gázjellemzők hőmérséklet függését is.

$$w_h(\pi)\,\text{maximuma, ahol}: \frac{dw_h(\pi)}{d\pi} = 0 \tag{2.8}$$

Elvégezve a deriválást a következő összefüggést kapjuk:

$$0 = c_p T_3 \cdot \frac{\kappa - 1}{\kappa} \cdot \pi^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}-1} - c_p T_1 \cdot \frac{\kappa - 1}{\kappa} \cdot \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}-1} \tag{2.9}$$

A szükséges átalakítások után:

$$T_3 \cdot \pi^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} = T_1 \cdot \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \tag{2.10}$$

A (2.10) egyenletből kifejezett nyomásviszony ideális körfolyamatra megadja számunkra azt a nyomásviszonyt, ahol körfolyamat fajlagos hasznos munkája maximális ($\pi_{w_{h\max}}$).

$$\pi_{w_{h\max}} = \left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}} \tag{2.11}$$

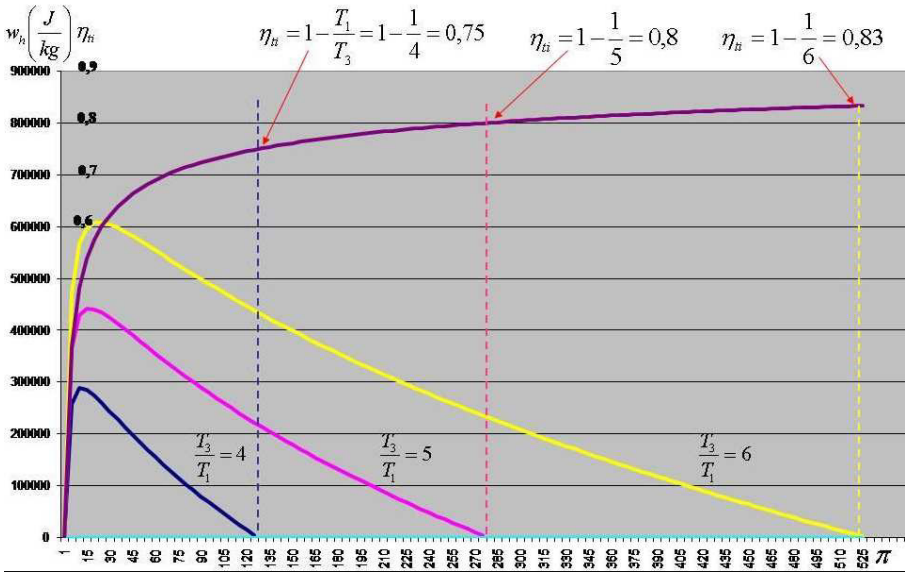
Mind grafikusan (amikor a körfolyamat által bezárt terület zérussal lesz egyenlő), mind pedig a (2.7) egyenlet levezetésével belátható, hogy a fajlagos hasznos munka ideális körfolyamatoknál a következő kompresszor nyomásviszonyok ($\pi_{w_h=0}$) esetében lesz zérus:

$$\pi_{w_h=0} = 1 \qquad \text{és} \qquad \pi_{w_h=0} = \left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\kappa}{(\kappa-1)}} \tag{2.12}$$

A termikus hatásfoknak ideális körfolyamatok esetében nincs helyi maximuma, és nem csökken zérusra, mikor a fajlagos hasznos munka zérusra csökken, sőt ebben az esetben éri el a maximumát adott rögzített hőmérséklet határok között. Ennek az oka, hogy ideá-

lis termikus hatásfok értéke (levezetés mellőzésével) a (2.13) egyenlettel számítható. Láthatóan, ha a nyomásviszony értéke tart a végtelenbe, az ideális termikus hatásfok tart egyhez (100%).

$$\eta_{ti} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \tag{2.13}$$



27. ábra Ideális gázturbina körfolyamat fajlagos hasznos munkája és termikus hatásfoka rögzített hőmérséklet határok között

Az 27. ábrán látható diagram tényleges értékeket mutat ideális körfolyamatra úgy, hogy az alsó hőmérséklet (T_1) 288 K, a felső hőmérséklet pedig ennek 4, 5, illetve 6-szorosa. Nevezetesen 1152 K, 1440 K és 1728 K Az ábráról leolvashatóak a maximális fajlagos hasznos munka és ideális termikus hatásfok értékek.

2.3. VALÓS GÁZTURBINA KÖRFOLYAMATOK OPTIMÁLIS MUNKAPONTJAI[27]

Valós gázturbina körfolyamatoknál, adott hőmérséklethatárok között és gépegység hatásfokok (veszteségek) mellett a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok is rendelkezik optimummal, amit ez esetben is a kompresszor nyomásviszonyával lehet jellemezni. Bonyolítja a helyzetet, hogy a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok maximumaihoz tartozó nyomásviszony értékek jelentősen eltérnek egymástól. Ebben az alfejezetben e nyomásviszonyok meghatározásának elméleti hátterét mutatom be.

[27] Munkapont: a turbina előtti maximális gázhőmérséklet és kompresszor nyomásviszony által meghatározott aktuális üzemállapot.

2.3.1. MAXIMÁLIS FAJLAGOS HASZNOS MUNKA ÉS A HOZZÁTARTOZÓ NYOMÁSVISZONY MEGHATÁROZÁSA

Első lépésként most is felírjuk a gázturbinára a termikus körfolyamat fajlagos hasznos munkáját kifejező (2.14) összefüggést az expanzió és kompresszió munka különbségeként, figyelembe véve a gépegység veszteségeket és a gázjellemzők hőmérséklet függését [27][28]. A (2.7) egyenlethez hasonlóan ez is egy olyan függvény, ahol adott hőmérséklet határok és a folyamat veszteségeinek rögzítése mellett a fajlagos hasznos munka a kompresszor nyomásviszony függvénye. A veszteség értékeket a levezetés elvégezése után tapasztalataimra hagyatkozva adom meg [28].

$$w_h(\pi) = c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}}}\right)-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right) \tag{2.14}$$

Hogy meghatározzuk a maximális fajlagos hasznos munka értékét itt is az előző módszert kell alkalmaznunk, nevezetesen a függvény első deriváltját kell egyenlővé tenni zérussal (2.15).

$$w_h(\pi)\text{ maximuma, ahol: }\frac{dw_h(\pi)}{d\pi}=0 \tag{2.15}$$

A deriválást elvégezve az alábbi egyenletet kapjuk:

$$w_h'(\pi) = \frac{c_{pg}T_3}{\sigma^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g-1}\cdot\eta_{pole}}}\cdot\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}\cdot\pi^{-\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}-1}-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\cdot\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}-1} \tag{2.16}$$

Az egyenletet zérussal egyenlővé téve és mindkét oldalának π^{-1} való osztása után a (2.17) egyenletet kapjuk a maximális fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszony értékére ($\pi_{w_h\max}$).

$$\pi_{w_h\max} = \left(\frac{\eta_m\cdot\eta_{pole}\cdot\eta_{polk}}{\sigma^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g-1}\cdot\eta_{pole}}}\cdot\frac{c_{pg}(\kappa_g-1)\cdot\kappa_l}{c_{pl}(\kappa_l-1)\cdot\kappa_g}\cdot\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{1}{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}+\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}} \tag{2.17}$$

2.3.2. MAXIMÁLIS TERMIKUS HATÁSFOK ÉS A HOZZÁTARTOZÓ NYOMÁSVISZONY MEGHATÁROZÁSA

A folyamat termikus hatásfokát a fajlagos hasznos munka és a bevitt fajlagos hő hányadosaként definiálhatjuk. A fajlagos hasznos munka összefüggését már az előző fejezet-

ben használtam (2.14). Az ott leírtak szerint a folyamat veszteségei és a hőmérséklethatárok rögzítése mellett ez a kompresszor nyomásviszony függvénye. Igyekeznünk kell, hogy a bevitt hő értékét is a kompresszor nyomásviszonyának függvényében fejezzük ki az adott hőmérséklet határok között, illetve veszteségek mellett. Ezt szerencsésen meg is tehetjük, mivel a hőközlés kezdetének (T_2) hőmérséklete kifejezhető a nyomásviszony függvényében a Poisson egyenlettel, lásd a (2.18) egyenlet nevezője.

$$\eta_t(\pi)=\frac{w_h(\pi)}{q_b(\pi)}=\frac{c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}}}\right)-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right)}{\frac{c_{pé}}{\eta_é}\left(T_3-T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}\right)} \tag{2.18}$$

Követve a fajlagos hasznos munka maximumának meghatározásánál alkalmazott függvényvizsgálati módszert, keressük a fenti (2.18) függvény maximumát.

$$\eta_t(\pi)\,\text{maximuma ott lesz, ahol}:\frac{d\eta_t(\pi)}{d(\pi)}=0 \tag{2.19}$$

A deriválás általános szabályait alkalmazva a (2.20) egyenletet kapjuk, majd az egyenletet zérussal egyenlővé téve a (2.21) egyenletet.

$$\eta_t'(\pi)=\frac{w_h'(\pi)\cdot q_b(\pi)-w_h(\pi)\cdot q_b'(\pi)}{[q_b(\pi)]^2} \tag{2.20}$$

$$0=w_h'(\pi)\cdot q_b(\pi)-w_h(\pi)\cdot q_b'(\pi) \tag{2.21}$$

A tagok deriválásával kapjuk a (2.22)–(2.23) egyenleteket.

$$w_h'(\pi)=\frac{c_{pg}T_3}{\sigma^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g-1}\cdot\eta_{pole}}}\cdot\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}\cdot\pi^{-\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}-1}-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\cdot\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}-1} \tag{2.22}$$

$$q_b'(\pi)=-\frac{c_{pé}}{\eta_é}\cdot\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\frac{1}{\eta_{polk}}\cdot T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}-1} \tag{2.23}$$

2.3.3. Kisebb méret és tömeg, vagy alacsonyabb tüzelőanyag-fogyasztás?

A megelőző levezetésekből azt a következtetést vonhatjuk le, hogy két optimumot különböztethetünk meg a hozzájuk tartozó nyomásviszonyokkal. Nevezetesen ahol $w_h'(\pi)=0$ (maximális a fajlagos hasznos munka), illetve ahol $\eta_t'(\pi)=0$ (maximális a

termikus hatásfok), adott hőmérséklet határok között, valamint gépegység hatásfokok és veszteségek mellett.

Mindkettőre természetesen nem lehet optimalizálni a hajtóműveket, de abban biztosak lehetünk, hogy a munkapontot nagy valószínűséggel a két nyomásviszony ($\pi_{w_h \max}$ és $\pi_{\eta_t \max}$) közé illesztik. A korai hajtóműveknél, ahol a kompresszorok nyomásviszonya alacsonyabb volt, már csak kényszerből is a munkapont a maximális fajlagos hasznos munkát adó nyomásviszonyhoz volt közelebb, ami relatíve magasabb fajlagos hasznos munkát és ezzel helikopter hajtóművek esetében nagyobb tengely-t eljesítményt biztosított alacsonyabb termikus hatásfok mellett. A rosszabb termikus hatásfok természetesen együtt járt a magasabb (fajlagos) tüzelőanyag-fogyasztással is. Megjegyzendő, hogy a 60-as években a magasabb tüzelőanyag fogyasztás és a vele járó nagyobb költség és környezeti terhelés nem is okozott senkinek különösebb fejfájást. Ez manapság alapvetően megváltozott még a katonai repülés területén is.

Továbbra is kérdés azonban, hogy hová kerüljön a munkapont? Bármit választunk – kicsit pongyolább kifejezést használva – fájni fog, vagy a fajlagos hasznos munka, vagy a termikus hatásfok (fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás) szempontjából. Természetesen valamilyen szempontrendszer szerinti megpróbálhatunk kompromisszumot találni.

2.3.4. Közös optimális munkapont meghatározásának lehetősége

A közös optimális munkapont meghatározásához a korábban leírtak szerint valamilyen feltételt kell felállítanunk. Természetesen a tervezők fejében sok minden járhat, de kompromisszumos megoldásként jó közelítésnek tűnik, hogy arra a nyomásviszonyra, (adott hőmérséklet határok között és veszteségek mellett) vegyük fel a végleges munkapontot, ahol a termikus hatásfok és a fajlagos hasznos munka szorzata maximális. Ezzel a feltétellel, alkalmazva az előző függvényvizsgálati módszereket, ismét meghatározhatunk egy nyomásviszonyt, amely értelemszerűen az előző két nyomásviszony közé esik. Habár ennél mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok alacsonyabb lesz a lehetséges maximális értéknél, de a fajlagos hasznos munka csökkenése még elfogadható a termikus hatásfok növekedéséért cserébe.

Jelen pillanatban még semmit sem tudunk a létező hajtóművek fent tárgyalt nyomásviszony tartományba történő illesztéséről. Ez csupán egy gondolatkísérlet és csak a későbbiekben derülhet ki, hogy a gyártók milyen szempontokat vesznek figyelembe a munkapont illesztésénél. Számomra további praktikus hasznot jelent, hogy az elkövetkező para-

méterérzékenységi vizsgálatok során ez a közös optimumot jelentő munkapont fogja adni az elfogadott nyomásviszonyt az adott turbina előtti maximális gázhőmérséklethez.

$$\pi_{opt} \Rightarrow \eta_t(\pi)\cdot w_h(\pi) = \max \Rightarrow \frac{d[\eta_t(\pi)\cdot w_h(\pi)]}{d(\pi)} = 0 \tag{2.24}$$

$$0 = [\eta_t(\pi)\cdot w_h(\pi)]' = \left(\frac{[w_h(\pi)]^2}{q_b(\pi)}\right)' = \frac{2\cdot w_h(\pi)\cdot w_h'(\pi)\cdot q_b(\pi) - [w_h(\pi)]^2\cdot q_b'(\pi)}{[q_b(\pi)]^2} =$$

$$= \frac{w_h(\pi)}{[q_b(\pi)]^2}\cdot[2\cdot w_h'(\pi)\cdot q_b(\pi) - w_h(\pi)\cdot q_b'(\pi)] = 2\cdot w_h'(\pi)\cdot q_b(\pi) - w_h(\pi)\cdot q_b'(\pi) \tag{2.25}$$

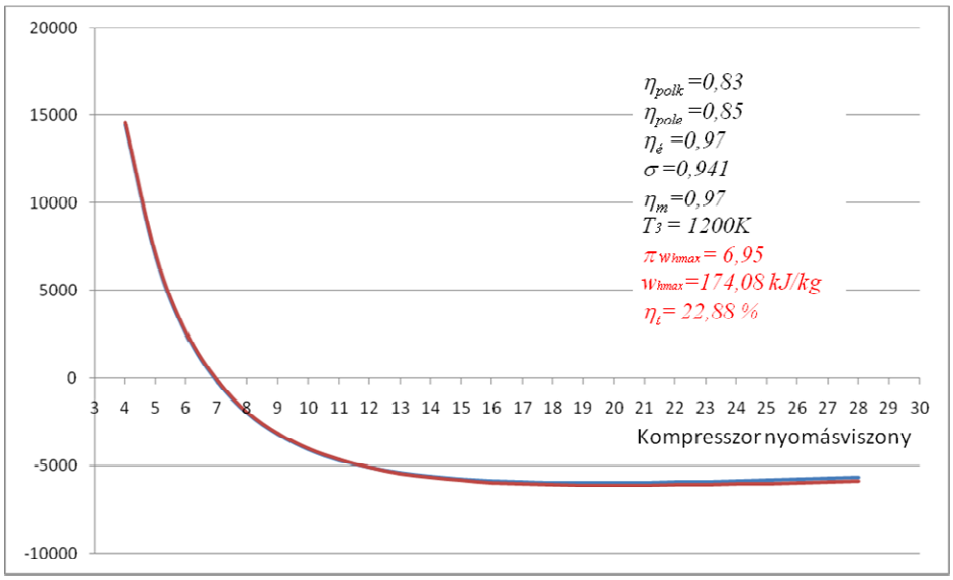
Megjegyzendő, hogy a szorzat első tagja (2.25) a vizsgált tartományban nem lehet zérus, ennek következtében a szorzat második tagjának kell egyenlőnek lenni zérussal, lehetővé téve az egyenlet egyszerűsítését.

2.3.5. A MUNKAPONTOK MEGHATÁROZÁSÁNAK NEHÉZSÉGEI

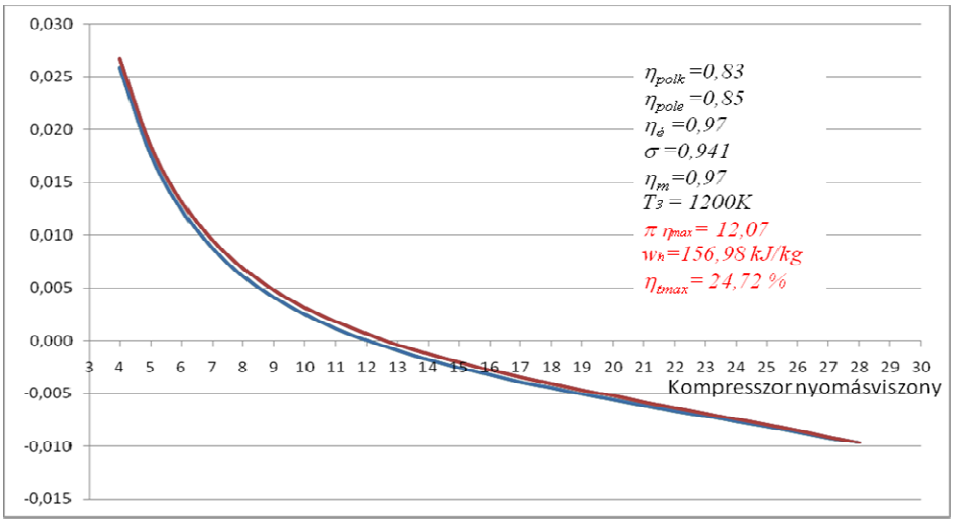
Viszonylag egyszerűen kifejeztem a maximális fajlagos hasznos munkához tartozó kompresszor nyomásviszonyt (2.17), de a $\eta_t'(\pi) = 0$ (2.21) és a $[\eta_t(\pi)\cdot w_h(\pi)]' = 0$ (2.25) egyenletek esetében nem fejezhető ki az aktuális kompresszor nyomásviszony. Ezért az $\eta_t'(\pi) = 0$ és az $[\eta_t(\pi)\cdot w_h(\pi)]' = 0$ függvények zérus helyeihez tartozó kompresszor nyomásviszonyok meghatározásához más módszert kell találni. Ugyanakkor figyelembe kell venni, hogy a kompresszor nyomásviszony változásával folyamatosan változnak a kompresszió, az égés és az expanzió hőmérséklet határai, ami hatással lesz a gázjellemzőkre. Nehézséget okoz, hogy a későbbi alkalmazás során a gázjellemzőket (κ_l; κ_g; c_{pl}; c_{pg}; $c_{pé}$) a korrekt hőmérséklet határoknak és égéstermék összetételének megfelelően vegyük fel. A második probléma is ott rejlik az előző mondatban, miszerint, ha a gázjellemzők értékei a hőmérséklet tartományon keresztül függenek a nyomásviszonytól, akkor ezekben is ott rejtőzik a kompresszor nyomásviszony, mint változó, amit a függvény deriválásakor is figyelembe kellene venni. Így a fenti függvények kompresszor nyomásviszony szerinti derivált függvényének meghatározása a függvény deriválásával nagyon nehézkes. Ennek megfelelően új megoldás felé kell fordulni, nevezetesen meg kell oldani a függvények számítógéppel támogatott deriválását. Ehhez a feladathoz Microsoft Excel programot használtam Visual Basic programozással kiegészítve. Ezen belül az Excel program csak az input output adatok platformját biztosítja, a

Visual Basic programnyelven írt program pedig adja a következő fejezetekben ismertetésre kerülő termikus modell bázisát.

A program elkészítése után sort kerítettem arra is, hogy összehasonlítsam, hogy a gázjellemzők nyomásviszony függésének elhanyagolása milyen mértékben lesz hatással a keresett nyomásviszonyok értékeire. A turbina előtti gázhőmérséklet tetszőlegesen felvehető 1100–1800 K tartományban, amit a jelen példában 1200 K-re vettem fel.



28. ábra A *wh(π)* függvény derivált függvénye a gázjellemzők nyomásviszony függésével és anélkül



29. ábra Az $\eta_t(\pi)$ függvény derivált függvénye a gázjellemzők nyomásviszony függésével és anélkül

Láthatóan a fajlagos hasznos munka derivált függvényének képe (28. ábra) alig változik a gázjellemzők nyomásviszony függésének elhanyagolásával (a piros és kék görbe fedi egymást). Ez igaz a teljes hőmérséklet tartományra. A termikus hatásfok derivált függvényének képe (29. ábra) jelentősebb eltérést mutat, ahol a baloldali (kék) görbe jelzi a

pontos (szoftveres) deriválás képét. Ennél a turbina előtti gázhőmérsékletnél a zérus helyek közötti eltérés (a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszony helye) kb. 0,5. A gázhőmérséklet növekedésével ez az eltérés eléri a 4-5-ös nyomásviszony különbséget is. Ennek megfelelően a későbbiekben a nyomásviszonyok meghatározásánál a függvények szoftveres deriválását fogadtam el.

Ugyanakkor itt találkozunk a dolgozatban először azzal, hogy mekkora eltérés adódik a maximális fajlagos hasznos munka és a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszonyok között. A 28. és 29. ábrákon a derivált függvények zérus helyei jelzik ezeket a nyomásviszony értékeket. Ez a két nyomásviszony természetesen csak az ábrákon megjelenített bemenő feltételek mellett igaz. Ugyanakkor az ábrákon olvashatóak a keresett nyomásviszonyokhoz tartozó fajlagos hasznos munka és termikus hatásfok értékek jelezve a lehetséges nyomásviszony tartomány két végpontja közötti jelentős eltérést mindkét jellemző tekintetében (174,08 kJ/kg⇒156,98 kJ/kg és 22,88%⇒24,72%).

2.3.6. GÁZJELLEMZŐK MEGHATÁROZÁSA AZ ADOTT HŐMÉRSÉKLET TARTOMÁNYRA ÉS GÁZÖSSZETÉTELRE

Mivel a gázjellemzők függenek mind a hőmérséklettől, mind pedig a folyamatban résztvevő gáz összetételétől, így figyelmet kell fordítani, hogy a gázjellemzőket (κ_l; κ_g; c_{pl}; c_{pg}; $c_{pé}$) a korrekt hőmérséklet határoknak és égéstermék összetételének megfelelően vegyük fel. Erre az általam már korábban a BME-s tanulmányaim során megismert polinom függvényes közelítést alkalmaztam, ahol az állandó nyomáson vett fajhő, $c_p(T,q_t)$ a következő összefüggéssel fejezhető ki [28]:

$$c_p(T,q_t) = \sum_{i=0}^{7} \frac{q_t \cdot y_i + x_i}{q_t + 1} \cdot \left(\frac{T}{1000}\right)^i \tag{2.26}$$

i	x_i	y_i
0	1043,7970	614,786
1	-330,6087	6787,993
2	666,7593	-10128,910
3	233,4525	9375,566
4	-1055,3950	-4010,937
5	819,7499	257,610
6	-270,5400	310,530
7	33,6067	-67,426

5. táblázat Az állandó nyomáson vett fajhő meghatározásához szükséges polinom együtthatói [28]

A specifikus gázállandót, $R(q_t)$ kifejező összefüggés:

$$R(q_t) = 287{,}04 \cdot \frac{1 + 1{,}0775667 q_t}{1 + q_t} \tag{2.27}$$

Az adiabatikus kitevő értéke, $\kappa(T, q_t)$:

$$\kappa(T, q_t) = \frac{c_p(T, q_t)}{c_p(T, q_t) - R(q_t)} \tag{2.28}$$

2.4. A HAJTÓMŰ KIEMELT MUNKAPONTJAI MEGHATÁROZÁSÁNAK GYAKORLATI KIVITELEZÉSE

2.4.1. A PROGRAM KEZELŐI FELÜLETE, BEMENŐ ADATOK ÉS TARTOMÁNYAIK

A programba bemenő adatokként a 6. táblázatban felsorolt változókat vihetjük be.

Változók	Tartomány	Aktuális érték
Turbina előtti gázhőmérséklet	1100 – 1800 K	1200 K
Szívócsatorna nyomásveszteségi tényező	0,9 – 1	0,99
Kompresszió politrópikus hatásfoka	0,7 – 1	0,83
Égőtér nyomásveszteségi tényező	0,9 – 1	0,97
Égőtér hatásfok	0,9 – 1	0,97
Az expanzió politrópikus hatásfoka	0,7 – 1	0,85
Gázelvezető nyomásveszteségi tényező	0,9 – 1	0,99
Egyéb nyomásveszteségek tényezője[28]	0,9 – 1	0,99
Gázgenerátor egység mechanikai hatásfoka	0,9 – 1	0,97
A nyomásviszony kiinduló értéke	4	

6. táblázat A programban felvehető változók tartománya

A könnyebb kezelhetőség miatt az előbb említett input adatokat a kezelői felületen a csúszkák segítségével a táblázat középső oszlopának megfelelő határok között állíthatjuk (30. ábra), amelyeknek kezdeti, általam tetszőlegesen felvett értékei a jobboldali oszlopban láthatóak. Megjegyzendő, hogy a gázgenerátor egység mechanikai hatásfoka itt tartalmazza a segédberendezések meghajtásának teljesítmény szükségletét is. Ezek a tartományok, illetve a kiinduló nyomásviszony értéke elegendő az általam vizsgált hajtómű kategória elemzésére, mivel fizikailag nem várható, hogy értékeik ezeken a tartományokon kívül essenek [27][28].

A kezelői felületen a 6. táblázatban megadott bemenő adatok sorrendben a következőek. Turbina előtti gázhőmérséklet [K] (T3), kompresszor politrópikus hatásfok (éta-pol-k), az expanzió politrópikus hatásfoka (éta-pol-e), égőtér hatásfok (éta-égő), diffúzor nyo-

[28] Nyomásveszteségi tényező (p_v/p_i): adott gépegység kilépő keresztmetszetében a valós (súrlódásos) és az ideális (súrlódásmentes) áramlás nyomásának viszonyszáma.

másveszteségi tényező (szigma-dif), égőtér nyomásveszteségi tényező (szigma-égő), a gázelvezető nyomásveszteségi tényezője (szigma-gázelv), a hajtómű egyéb összegzett nyomásveszteségi tényezője (szigma-egyéb), kompresszor mechanikai hatásfok (éte-mech-k). A turbina előtti gázhőmérséklet esetében a lépésköz 1 K, a hatásfokok és veszteségek értékei pedig 0,001 lépésközzel változtathatóak.

Indítás	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	aktuális
pi=	6,95	8,91	12,07	8,00
T3=	1200			
éta-pol-k=	0,83			
éta-pol-e=	0,85			
éta-égő=	0,97			
szigma-dif=	0,99			
szigma-égő=	0,97			
szigma-gázelv=	0,99			
szigma-egyéb=	0,99			
éta-mech-k=	0,97			
T2=	556,98	604,33	666,81	583,40
T5=	812,47	769,73	719,82	788,04
fajlagos-munka=	174,088	170,547	156,983	172,907
termikus hatásfok=	22,88	24,12	24,72	23,66

30. ábra Az Excel program kezelői felülete

Az eredményként kék színnel jelzett sorban, az adott bemenő adatok mellett a fent megtárgyalt nyomásviszonyokat (pi) $\pi_{w_{h\max}}$ (max-fajl-munka), π_{opt} (optimum), $\pi_{\eta_t \max}$ (maximális hatásfok) kapjuk. A negyedik oszlopban tetszőleges nyomásviszonyt is megadhatunk. A kapott (és megadott) nyomásviszonyokkal a program számolja sorrendben a kompresszor utáni gázhőmérsékletet [K] (T2), a kilépő keresztmetszet gázhőmérsékletét [K] (T5), fajlagos-munkát [J/kg] és termikus hatásfokot [%].

Az első oszlopban a fajlagos hasznos munka maximumához tartozó nyomásviszony meghatározása történik, amelynek értéke jelen példában: 6,95. A hozzátartozó fajlagos munka és termikus hatásfok 174,088 kJ/kg, illetve 22,88%. A kompresszorból való kilépés hőmérséklete 556,98 K, illetve a gázelvezető rendszerből való kilépés hőmérséklete 812,47 K. A második oszlop nyomásviszonya (8,91) megfelel a leírt kompromisszumos optimumnak, ahol a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok szorzatának maximumát kerestük. A harmadik oszlopban a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszonyt (12,07) határoztam meg. A negyedik oszlopban jelen esetben 8-as nyomásviszonyt adtam meg (ez tetszőleges 4 és 27-es nyomásviszonyok között). További adatok kiolvasása minden oszlop esetében az első oszlop értelmezésének megfelelően történik.

Ezeket a nyomásviszonyokat az előbbiekben rögzített hatásfok és veszteség értékek mellett, 100 K-enkénti bontásban a 7. táblázatban foglaltam össze.

T3 [K]	max. fajl. munk.	optimum	max. hatásfok
1100	5,86	7,25	9,34
1200	6,95	8,91	12,07
1300	8,17	10,83	15,43
1400	9,50	13,04	19,55
1500	10,98	15,57	24,58
1600	12,60	18,47	30,66
1700	14,37	21,75	37,96
1800	16,30	25,46	46,68

7. táblázat Turbina előtti gázhőmérsékletek (T3) és a hozzájuk tartozó kitüntetett nyomásviszonyok

2.4.2. A PROGRAM FELÉPÍTÉSÉNEK FOLYAMATÁBRÁJA

A program működésének lényegét a 31. ábra szemlélteti. Abban az esetben, ha a program adott részében több jellemző megjelenik, azokat vektorként, mintegy a vektor elemeiként jelöltem. Ennek megfelelően a program a következő részekre bontható:

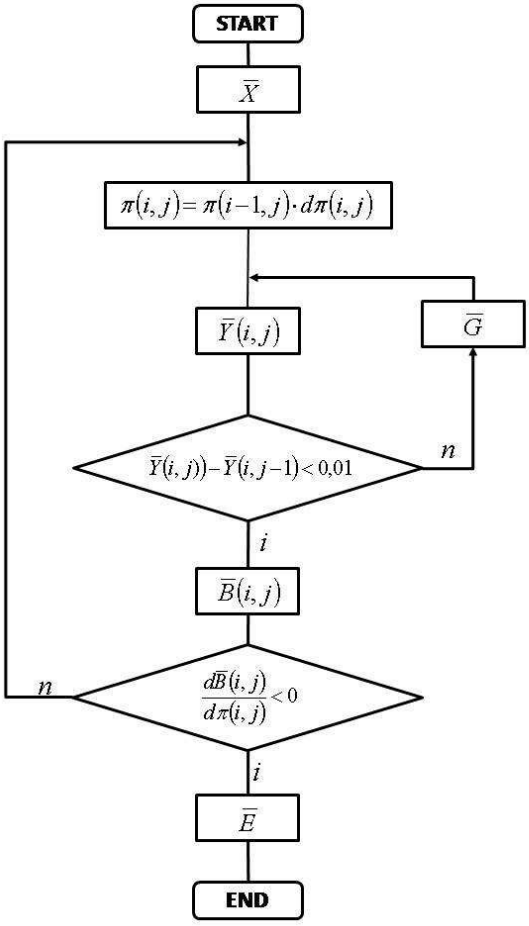
$\overline{X}$ vektor tartalmazza a program input adatait, úgymint:

- a Nemzetközi Egyezményes Légkör adatait H = 0 m és V = 0 m/s esetére;
- a beviteli mezőben megadható adatokat (turbina előtti gázhőmérséklet, gépegység veszteség és hatásfok adatok);
- gázjellemzők kezdeti értékei (állandó nyomáson vett fajhő, adiabatikus kitevő, specifikus gázállandó), valamint a tüzelőanyag fűtőértéke.

A programban feltételeztem, hogy a kompresszor nyomásviszonyát elemi nyomásviszonyú fokozatokkal növelem. Ennek megfelelően a program számolja a fajlagos hasznos munka és a bevitt hő meghatározásához szükséges termikus paramétereket ($\overline{Y}$ vektor).

Ehhez a $\overline{G}$ vektorból kapja meg az aktuális gázjellemző értékeket és csak akkor léphet ki a ciklusból, ha minden szükséges paraméter változása az előző körhöz képest kisebb, mint 0,01, biztosítva ezzel, hogy a számítás során korrekt gázjellemzővel történt az adott paraméter meghatározása. A $\overline{B}$ vektor elemei maga a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok, valamint egy mesterséges mutató, amit a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok szorzataként definiáltam (2.3.4 fejezet). A következő lépésben képzem a fenti jellemzők derivált függvényének értékét. Ez könnyen megtehető, mert az előző körhöz képest csak elemi a változás a fenti jellemzők tekintetében, ami szintén elemi nyomásviszony növekedés hatására jött létre. Így képezve a differenciál hányadosukat, valamint vizsgálva az előjelváltást megkaphatjuk a fajlagos hasznos munka

$w_h(\pi)$, a termikus hatásfok $\eta_t(\pi)$, valamint közös optimumuk maximumához tartozó nyomásviszony értékeket. Ezután az eredmények kiíratása marad, amelyeket az $\overline{E}$ vektor tartalmaz.



31. ábra A program folyamatábrája

2.5. FAJLAGOS HASZNOS MUNKA ÉS A TERMIKUS HATÁSFOK KARAKTERISZTIKÁK ÁBRÁZOLÁSA

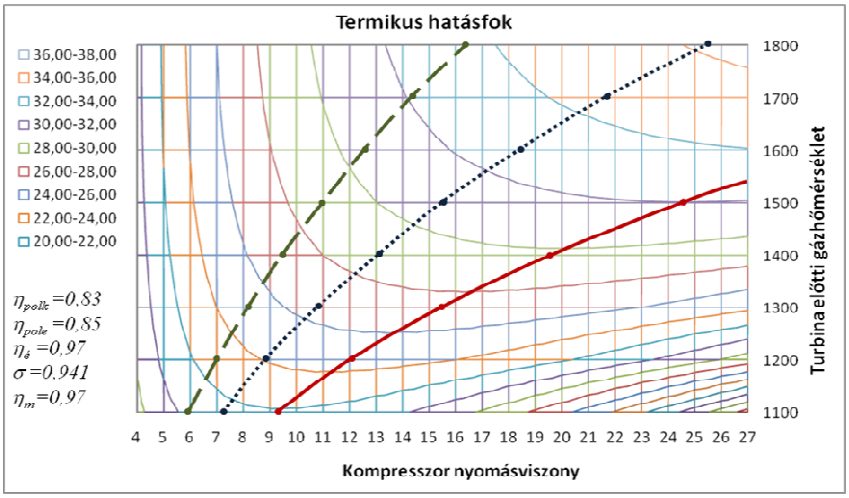
Ebben a fejezetben nem csak az optimumokat, hanem a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok turbina előtti gázhőmérséklet (T_3), illetve kompresszor nyomásviszony (π) függvényében történő vizsgálatát is elvégeztem, amihez továbbra is Microsoft Excel és a Visual Basic programot használtam. Ennek segítségével ábrázolni tudtam a hajtómű termikus hatásfok, illetve a fajlagos hasznos munka karakterisztikákat.

2.5.1. A KARAKTERISZTIKÁK FELÉPÍTÉSNEK MÓDSZERE

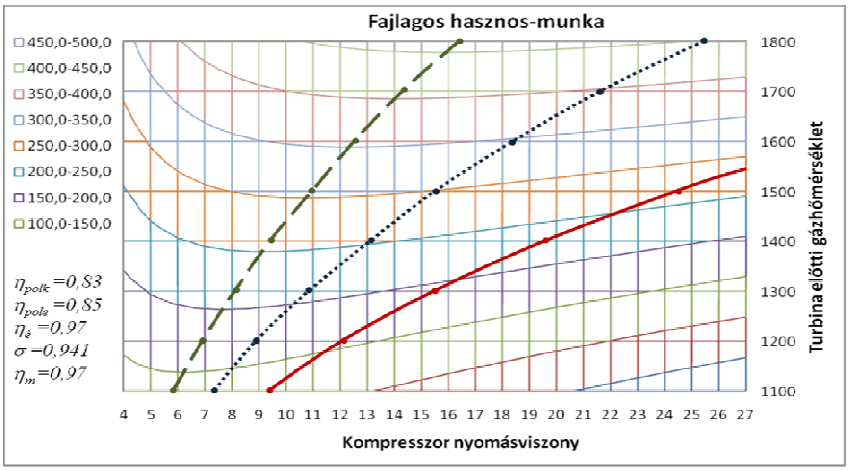
A program futtatásakor automatikusan lépteti a kompresszor nyomásviszony értékét 4 és 27 között 1-es lépésközzel, a turbina előtti gázhőmérsékletet 1100 K és 1800 K között

100 K-es lépésközzel. Ez a nyomásviszony és hőmérséklet tartomány bőven lefedi az általam vizsgálat tárgyává tett helikopter hajtóműveket. A gépegység hatásfokok és veszteségek értékeit változatlanul hagytam, de ezeket természetesen szabadon változtathatjuk a fizikailag elfogadható határok között. A létrehozott termikus matematikai modell ezeket az adatokat felhasználva felrajzolja a karakterisztikákat, megjelenítve, hogy adott gépegység veszteségek mellett a fent leírt tartományban milyen fajlagos hasznos munka, illetve termikus hatásfok értékek érhetőek el. Természetesen a program ezeket a karakterisztikákat bármilyen gépegység veszteség kombináció esetére képes létrehozni.

2.5.2. GÁZTURBINÁS HAJTÓMŰVEK TERMIKUS HATÁSFOK ÉS FAJLAGOS HASZNOS MUNKA GÖRBÉI



32. ábra Termikus hatásfok görbék a T3-π diagramban



33. ábra Fajlagos hasznos munka görbék a T3-π diagramban

A 32. ábrán látható T_3-π diagramban ábrázolt termikus hatásfok karakterisztikában jól szemléltethető, hogy adott nyomásviszony és turbina előtti maximális gázhőmérséklet a

fenti gépegység veszteségek mellett milyen termikus hatásfokot (%) eredményez.

A 33. ábrán a T_3-π diagramban a fajlagos hasznos munkát ábrázoltam az előzőhöz hasonló szemlélettel. A fajlagos hasznos munkák értékei kJ/kg mértékegység szerint kerültek megadásra. A két ábrán jól összehasonlítható a két görbesereg alakulása.

Mindkét diagramon látható a korábban meghatározott kiemelt kompresszor nyomásviszony értékek is. A zöld (szaggatott) görbe a maximális fajlagos hasznos munkához, a piros (folytonos) görbe a maximális termikus hatásfokhoz, a köztes kék (pontvonal) görbe pedig a kompromisszum keresés jegyében meghatározott kompresszor nyomásviszonyokat tartalmazza.

Belátható, hogy adott turbina előtti gázhőmérséklet esetében a maximimális fajlagos hasznos munkához, illetve a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszony ott adódik, ahol az adott görbének minimuma van, vagyis az adott hőmérsékleti egyenes éppen érinti a görbét, kijelölve ezzel a hozzá tartozó optimális nyomásviszonyt is.

2.5.3. Gondolatok a munkapont lehetséges illesztéséről

Feltételezve hogy a tervezők már adott hajtómű elemekkel számolhatnak (kompresszor, égőtér, turbina), ezzel tulajdonképpen már rögzítve a megengedhető turbina előtti gázhőmérsékletet és a gépegység veszteségeket, egyetlen lehetőség marad, nevezetesen a kompresszor nyomásviszony. Ennek megválasztása komoly fejtöréssel járhat. Látszólag, gondolva az ideális termikus hatásfok képletére a termodinamika II. főtétele alapján, jelentős előnnyel járhat a kompresszor nyomásviszony növelése a termikus hatásfok növelése szempontjából. Még abban az esetben, ha a nyomásviszony növelés nem jár együtt a politrópikus hatásfok csökkenésével (sajnos legtöbbször együtt jár, az esetleges plusz fokozat(ok) kisebb lapátmagassága miatt) a 32–33. ábrákat tanulmányozva láthatjuk, hogy ez koránt sem általánosan elfogadható. Vizsgálva a fenti ábrákat, a T_3-π diagramok négy tartományra oszthatóak fel.

Az első tartomány $\pi = 4$-es nyomásviszonytól tart az első zöld (szaggatott) vonalig (maximális fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszonyok összessége). 4-es nyomásviszonynál alacsonyabb nyomásviszonyt nem indokolt vizsgálni részben a felszálló üzemmód miatt, részben pedig mivel alacsony nyomásviszonyok esetében mindkét (állandó fajlagos hasznos munka és termikus hatásfok) $T_3(\pi)$ függvénynek szakadása lesz. Nevezetesen ezeknél a nyomásviszonyoknál a függvény mindkét esetben végtelenbe tart. Ezek a szakadási helyek mindkét függvény esetében meghatározhatóak.

Adott fajlagos hasznos munkát feltételezve a $T_3(\pi)$ fügvénynek szakadása van az alábbi nyomásviszonynál:

$$w_h = c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\right)-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right)$$

$$w_h+\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right)=c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\right) \tag{2.29}$$

$$\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\right)\neq 0 \quad\rightarrow\quad \pi=\frac{1}{\sigma}$$

Ugyanez termikus hatásfok estében a következő nyomásviszonynál lesz:

$$\eta_t\frac{c_{pé}}{\eta_é}\left(T_3-T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}\right)=c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\right)-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right)$$

$$T_3\left(\eta_t\frac{c_{pé}}{\eta_é}-c_{pg}+\frac{c_{pg}}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\right)=\eta_t\frac{c_{pé}}{\eta_é}T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right) \tag{2.30}$$

$$\eta_t\frac{c_{pgé}}{\eta_é}-c_{pg}+\frac{c_{pg}}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{polt}}}\neq 0 \quad / c_{pg} \quad\rightarrow\quad \pi=\frac{1}{\sigma\left(1-\eta_t\frac{c_{pé}}{c_{pg}\eta_é}\right)^{\frac{\kappa_g}{(\kappa_g-1)\eta_{polt}}}}$$

A fenti levezetésekből következik, hogy a fajlagos hasznos munka maximumaihoz tartozó nyomásviszonyoktól balra zöld (szaggatott) görbe adott maximális turbina előtti gázhőmérsékletet feltételezve mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok drasztikusan csökkenő értéket mutat. A fentiekkel összhangban kijelenthető, hogy mindenképpen indkolt elérni a munkapont kiválasztásánál a maximális fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszonyok vonalát, mert addig mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok növekszik. Ez utóbbi kölönösen, hiszen az 32. ábrát tanulmányozva látható, hogy ebben a tartományban a termikus hatásfok görbék már szinte függőlegesen futnak, így a nyomásviszony változás nagyon intenzív termikus hatásfok változással párosul. Gyakorlatilag a fenti feltételek mellett a 20%-os termikus hatásfok görbének (32. ábra szerint) 4-es nyomásviszony körül már aszimptotája lesz.

A első zöld (szaggatott) és a második (az általam önkényesen definiált a két jellemző szorzatának maximumához tartozó optimum nyomásviszonyok görbéje) kék (pont) vonalak közötti tartományban a nyomásviszony növelése indokolt, ha nem jár nagy kompresszor hatásfok csökkenéssel, mert a fajlagos hasznos munka csökkenése még nem intenzív, de a termikus hatásfok jelentősen emelkedhet.

A második kék (pont) és a harmadik piros (folytonos) (a maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszonyok görbéje) vonalak között már egységnyi nyomásviszony növekedésre egyre kisebb termikus hatásfok növekedést kapunk, míg a fajlagos hasznos munka tovább csökken. Ronthatja a helyzetet a kompresszor hatásfok esetleges csökkenése. Ha ez nem következik be és nem veszik el a remélt előny a termikus hatásfok növekedése szempontjából, akkor a fajlagos hasznos munka csökkenéséből adódó teljesítmény csökkenés kompenzálható nagyobb tömegáramú hajtóművel. Mint mindennek, ennek is ára van, nevezetesen a hajtómű tömeg és geometriai méreteinek növekedése. Ennek megfelelően adott turbina előtti gázhőmérsékletet feltételezve a nyomásviszony további növelése már alapos mérlegelést igényel a tervezőktől. A későbbi fejezetekben néhány régebbi és újabb hajtóművet elemezve ebben a „turboshaft" kategóriában választ kaphatunk, hogy milyen prioritásokat tarthattak a tervezők szem előtt.

A harmadik piros (folytonos) vonaltól jobbra eső terület teljesen érdektelen, mert itt már mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok csökkenő értéket mutat.

2.6. ÉRZÉKENYSÉG VIZSGÁLAT A GÉPEGYSÉG HATÁSFOKOK ÉS VESZTESÉGEK SZEMPONTJÁBÓL

A gépegység hatásfokoknak és veszteségeknek természetesen jelentős, de nem azonos mértékű hatásuk van a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok, illetve a megelőző fejezetekben tárgyalt, hozzájuk tartozó optimális kompresszor nyomásviszony értékekre.

2.6.1. PARAMÉTERÉRZÉKENYSÉG VIZSGÁLATÁNAK MÓDSZERE

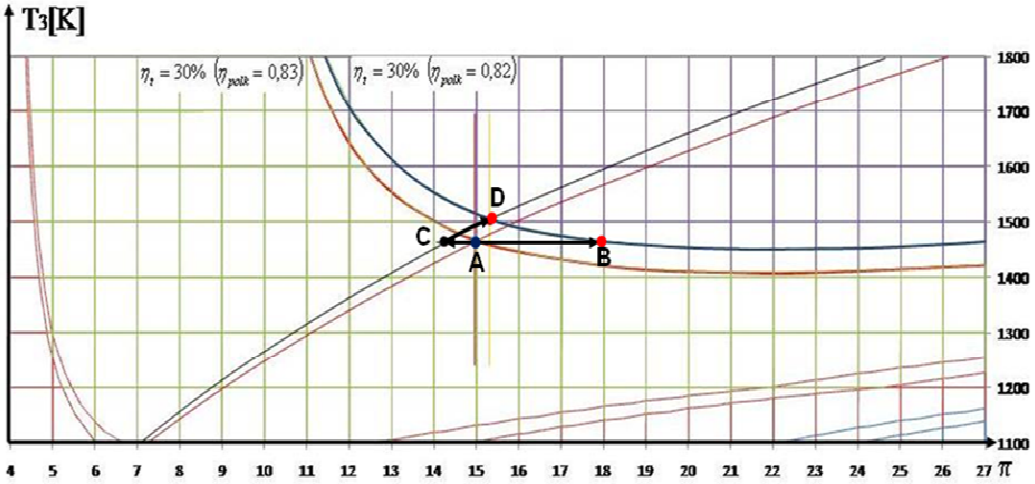
Ebben a fejezetben megvizsgálom, hogy az egyes veszteségek milyen hatással lesznek a hajtómű termikus hatásfokára, illetve a fajlagos hasznos munkájára, valamint a hozzájuk tartozó optimális nyomásviszonyokra. Ezt három turbina előtti gázhőmérsékletre (1100 K, 1450 K, 1800 K) végzem el. A megelőző levezetésből következtetésként levonhatjuk, hogy két kiemelt nyomásviszonyt különböztethetünk meg. Nevezetesen ahol $w'_h(\pi)=0$ (maximális fajlagos-hasznos munka), illetve ahol $\eta'_t(\pi)=0$ (maximális a ter-

mikus hatásfok) adott turbina előtti hőmérséklet és gépegység hatásfokok és veszteségek mellett, illetve harmadikként az általam képzett kompromisszumos optimum a fenti két nyomásviszony között.

A munkapontot minden esetben az adott turbina előtti gázhőmérséklethez a két mutató közös optimumát meghatározó nyomásviszonyra veszem fel. Természetesen a hajtóművet hangolhatják a két optimum között más munkapontra is attól függően, hogy a fajlagos hasznos munka, vagy a hatásfok növelését preferálják a tervezők. Ilyen szempontból a munkapont felvétele önkényes, de valószínűleg nincs távol a valóságtól. Ennek részletesebb vizsgálatával még később foglalkozom. A kiinduló hatásfok és veszteség adatok továbbra is a 6. táblázatban megjelölt értékek lesznek. Az első lépésben az egyes hatásfokokat és veszteségeket 1%-al rontom a bázisértékhez képest és a változásokat százalékosan adom meg a kiinduló értékekhez képest a következő összefüggéssel:

$$\Delta w_h(\%) = -\left(1 - \frac{w_{h/akt}}{w_{h/bázis}}\right) \cdot 100 \qquad \Delta \eta_t(\%) = -\left(1 - \frac{\eta_{t/akt}}{\eta_{t/bázis}}\right) \cdot 100 \tag{2.31}$$

A termikus hatásfok vizsgálatánál a hatásfok relatív változásán kívül az abszolút változást is ábrázoltam, vagyis, hogy nominálisan mennyivel romlik a hatásfok az adott gépegység hatásfokának 1%-os csökkenése mellett.



34. ábra A kompresszor politrópikus hatásfokának csökkenése esetén a termikus hatásfok fenntartásának lehetőségei

A modell többféle lehetőséget is kínál a gépegység veszteségek hatásának vizsgálatára. Ennek értelmezéséhez kíván segítséget nyújtani a 34. ábra, ahol a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenésén keresztül lehet górcső alá venni a különböző lehetőségeket. Az „A” pont a kiinduló helyzet 0,83-as politrópikus hatásfokkal és kb. 30%-os

termikus hatásfokkal (az „A” ponton átmenő piros görbe).

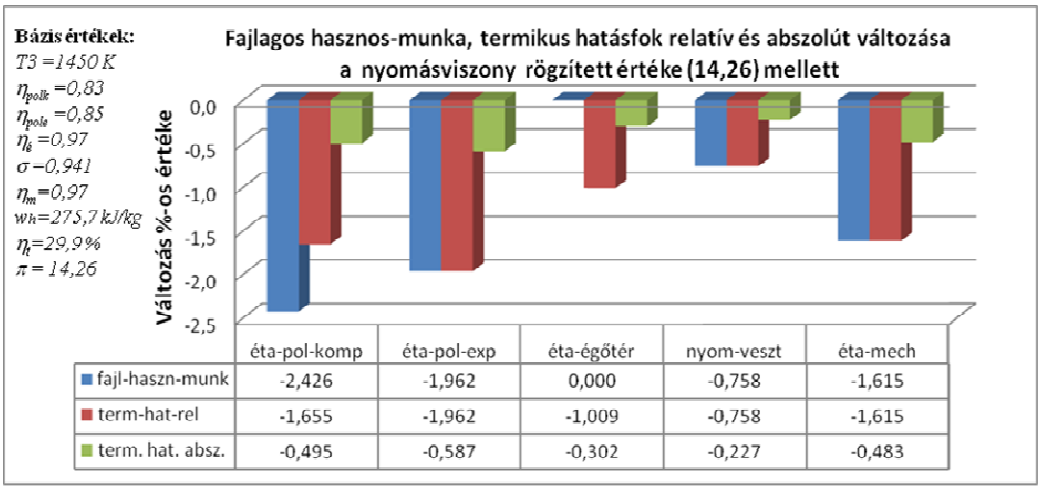
A politrópikus hatásfokot 0,82-re csökkentve a 30%-os termikus hatásfok-görbe felfelé csúszik (a ***D – B*** pontokra fekvő görbe). Az optimális nyomásviszonyok görbéje balra csúszik (az ***A*** ponton keresztülmenő görbe helyett a ***C – D*** pontokra fekvő görbe lesz).

A vizsgálat során mind a négy lehetőséget számba veszem a többi gépegység veszteség szempontjából is. Nevezetesen:

- változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és nyomásviszony (***A*** pont);
- változatlan turbina előtti gázhőmérséklet mellett, a nyomásviszony növelésével a 30%-os termikus hatásfok fenntartása (***B*** pont);
- változatlan turbina előtti gázhőmérséklet, míg a nyomásviszony az új gépegység hatásfoknak megfelelően kerül optimalizálásra (***C*** pont);
- az új optimális nyomásviszony mellett, a 30%-os termikus hatásfok fenntartása (***D*** pont).

2.6.2. Változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és kompresszor nyomásviszony (*A*)

A 3. számú mellékletben mind a három hőmérsékletre megtalálható a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok változásai a gépegység hatásfokok és veszteségek 1%-os csökkenése esetére.



	éta-pol-komp	éta-pol-exp	éta-égőtér	nyom-veszt	éta-mech
fajl-haszn-munk	-2,426	-1,962	0,000	-0,758	-1,615
term-hat-rel	-1,655	-1,962	-1,009	-0,758	-1,615
term. hat. absz.	-0,495	-0,587	-0,302	-0,227	-0,483

35. ábra A gépegység veszteségek hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és nyomásviszony mellett

A szövegtörzsben csak az 1450 K-hez (14,26-os nyomásviszony) tartozó értékeket ábrázoltam. A 35. ábra alapján megállapíthatjuk, hogy a fajlagos hasznos munkára legnagyobb hatással a kompresszor politrópikus hatásfoka (éta-pol-komp) van. A termikus

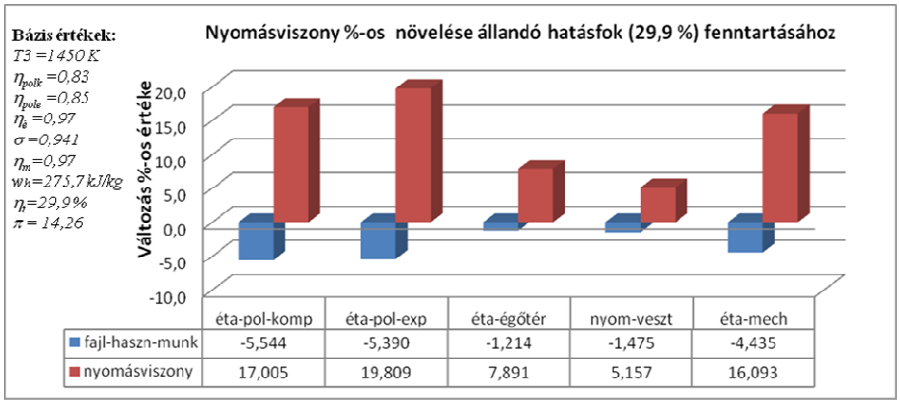
hatásfokot viszont az expanzió politrópikus hatásfokának (éta-pol-exp) csökkenése érinti a legnagyobb mértékben, de a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenése is közelítően hasonló termikus hatásfok csökkenéssel jár. Megállapítható, hogy ennek a két hatásfoknak a csökkenése (romlása) lesz döntő, mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok csökkenésére. A turbina előtti hőmérséklet növekedésével a kompresszor politrópikus hatásfokának ugyanolyan mértékű csökkenése esetében a negatív hatás némileg csökken mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok tekintetében. Ugyanez az expanzió politrópikus hatásfokának csökkenése esetén is igaz, habár ebben az esetben az abszolút hatásfok csökkenése nagyobb lesz a turbina előtti hőmérséklet növekedésével (3. számú melléklet). Az égési hatásfok (éta-égőtér) romlása nincs hatással a fajlagos hasznos munkára. Ez logikusan igazolható, mivel a fajlagos hasznos munka csak a folyamatban megjelenő hőtől függ, függetlenül attól, hogy ez a hő milyen hatásfokkal jutott be a folyamatba. Ugyanakkor az égési hatásfok csökkenésekor a termikus hatásfok jelentősen csökken (ugyanannyi hőmennyiséghez több tüzelőanyag elégetése szükséges). A turbina előtti gázhőmérséklet növekedésével ez a hatás még egy kicsit erősödik is. A gépegység nyomásveszteségek (nyom-veszt) növekedésének hatására mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok viszonylag mérsékelten csökken, de a turbina előtti hőmérséklet növekedésével a romlás csökkenő jelleget mutat. Jelentős hatással lesz még a gázgenerátor egység mechanikai hatásfoka, amelybe itt bevontam a segédberendezések teljesítményfelvételét is. A negatív hatás ebben az esetben is csökken a turbina előtti gázhőmérséklet növekedésével.

Konklúzióként levonható, hogy a hajtómű legérzékenyebben a kompresszor politrópikus hatásfokára reagál, ezt követi az expanzió politrópikus hatásfoka, a mechanikai veszteségek, az összegzett nyomásveszteségek és végül az égőtér hatásfok.

2.6.3. A KOMPRESSZOR NYOMÁSVISZONY NÖVELÉSE (***B***)

Jól ismert, hogy az ideális termikus hatásfok a kompresszor nyomásviszony függvénye. Ennek megfelelően a kompresszor nyomásviszony növelése feltételezhetően jótékony hatással lesz a (valós) termikus hatásfokra is. A 36. ábra azt szemlélteti, hogy az adott gépegység hatásfokának 1%-os csökkenése milyen kompresszor nyomásviszony növeléssel kompenzálható, ha fenn akarjuk tartani az eredeti termikus hatásfokot. Láthatóan a kompresszor nyomásviszony növelése nem feltétlenül hozza meg a kívánt hatást. Mind a kompresszió, mind az expanzió politrópikus hatásfokának 1%-os csökkenését közel 20%-os kompresszor nyomásviszony növeléssel lehetne kompenzálni. Ez tulajdonképpen egy

gyengébb kompresszor fokozat nyomásviszonynak felel meg. Ezt feltételezve meg is fordíthatjuk a feltételezést, miszerint, különösen egy kisméretű axiális kompresszor esetében érdemes-e egy plusz fokozattal próbálkozni a teljesítmény-mutatók javítása érdekében.

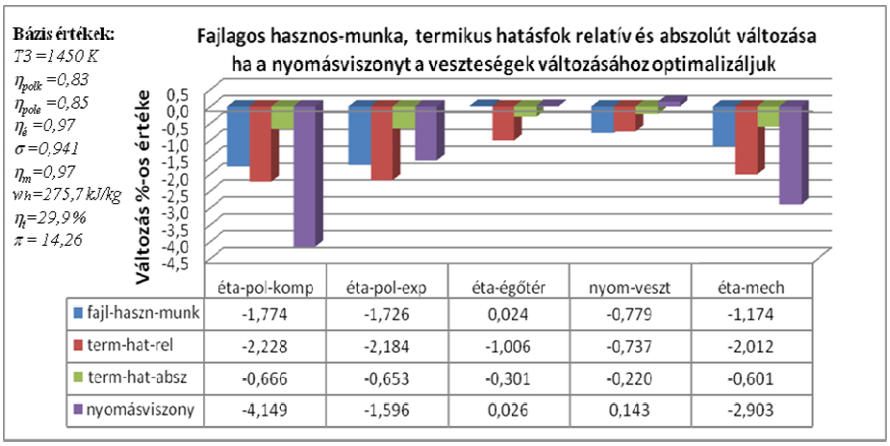


36. ábra A kiinduló (29,9%-os) termikus hatásfok fenntartásához szükséges nyomásviszony növelés

Jól látható, ha ez a plusz fokozat a politrópikus kompresszor hatásfok 1%-os csökkenésével jár, a feltételezés szerint a termikus hatásfokban nem nyertünk, ellenben több min 5%-os fajlagos hasznos munkát vesztünk.

2.6.4. A KOMPRESSZOR NYOMÁSVISZONY CSÖKKENTÉSE AZ ÚJ GÉPEGYSÉG HATÁSFOK SZERINT (*C*)

A következő lépésben azt vizsgáltam, hogy a hatásfokok és veszteségek fenti mértékű változása esetében az optimális nyomásviszony hogyan változik és ez milyen hatással lesz a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok változásaira.



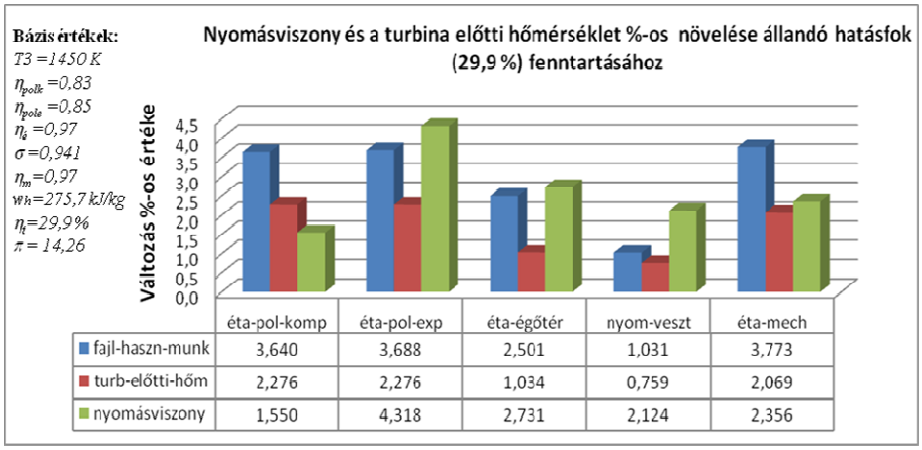
37. ábra A gépegység veszteségek hatása a fajlagos hasznos munkára, a termikus hatásfokra a nyomásviszony optimális értéke mellett

Ennek az eredményét a 37. ábra szemlélteti. A nyomásviszony kiinduló értéke 14,26. Ehhez képest láthatjuk a nyomásviszony százalékos változásának mértékét az új opti-

mális nyomásviszony létrehozásához. Mivelhogy ez minden esetben az új helyzetnek megfelelő optimumot jelenti, így a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok romlása kiegyensúlyozottabb lesz. Ezt az égőtér hatásfok és a nyomásveszteségek csökkenését kivéve a kompresszor nyomásviszony csökkentésével tudjuk elérni. Legjelentősebb mértékben a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenésekor indokolt a kompresszor nyomásviszony csökkentése. Itt a kompresszor politrópikus hatásfokának 1%-os csökkenése átlagosan kb. 4%-os nyomásviszony csökkentést indokolna.

2.6.5. A termikus hatásfok csökkenésének kompenzálása az optimum görbe mentén (*D*)

Erre csak akkor van lehetőség, ha a turbina előtti gázhőmérséklet még növelhető (turbina lapátok anyaga, hővédő bevonat, hűtés hatékonyságának növelése).



	éta-pol-komp	éta-pol-exp	éta-égőtér	nyom-veszt	éta-mech
fajl-haszn-munk	3,640	3,688	2,501	1,031	3,773
turb-előtti-hőm	2,276	2,276	1,034	0,759	2,069
nyomásviszony	1,550	4,318	2,731	2,124	2,356

38. ábra A kiinduló termikus hatásfok fenntartása a turbina előtti hőmérséklet növelésével az optimális nyomásviszony mentén

Ebben a megoldásban több lehetőség van. A 38. ábrán látható módon már viszonylag kis kompresszor nyomásviszony és turbina előtti gázhőmérséklet növelés hatására a gépegység veszteségek 1%-os csökkenése mellett is nem csak a termikus hatásfok értéke maradt változatlan, de a fajlagos hasznos munka értéke is nőtt minden esetben néhány százalékkal.

2.7. TÜZELŐANYAG-ÁRAM, TURBINA-HŰTÉS, EGYÉB LEVEGŐ ELVÉTEL MÓDOSÍTÓ HATÁSA

Az előző fejezetekben felépített modellben nem vettem figyelembe a tüzelőanyag-áram, illetve a levegőelvételek fajlagos hasznos munkára és termikus hatásfokra gyakorolt hatását. Ezek számításba vételével természetesen a modell pontosítható, valamint lehetővé válik a kompresszortól elvezetett levegőáramok és a turbina-hűtés hatásának vizsgálatára. Három tényezőt kell figyelembe vennünk a vizsgálatnál:

- a levegőelvételek (hűtőlevegő és egyéb használati levegőáramok) tömegáramot, ezen keresztül a kompresszormunkát befolyásoló hatása;
- tüzelőanyag-áram tömegáramot növelő hatása;
- a hűtőlevegő tömegáramot és a turbina fajlagos munkáját befolyásoló hatása.

2.7.1. LEVEGŐ-ELVÉTEL A KOMPRESSZORBÓL

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

A modellbe két levegőelvételt építettem be. Ezek közül az egyik helye és az elvétel mértéke megadható a programban. Ez a levegőelvétel ún. használati levegőnek minősül, vagyis nem kerül visszavezetésre a hajtómű gázáramába. Az elvétel helyének megadhatósága lehetővé teszi, hogy ha az adott hajtóműnél több használati levegőelvétel van a hajtómű különböző helyeiről, hatásuk a hajtómű fajlagos paramétereire egyenként vizsgálhatóvá válik.

A másik levegő elvétel a turbina hűtésére fordítódik. Ennek mértéke megadható, de helyét rögzítettem a kompresszor kilépő keresztmetszetére. Ez azzal indokolható, hogy a turbinahűtésnél a turbina első fokozatok hűtése döntő többségében a kompresszor kilépő keresztmetszetéből elvont levegővel történik. Ennek egyrészt az az oka, hogy a turbinában itt a legmagasabb a hőmérséklet és a kompresszió viszonylag magas véghőmérsékletű levegője is megfelelő hűtést biztosít. Másrészt megfelelő nyomás szükséges a hűtő levegőnek a hűtési helyekre juttatásához, amit csak a kompresszor utolsó fokozata(i) képesek biztosítani. A középső és hátsó turbina fokozatok esetében a hűtőlevegő elvétele már általában valahonnan a kompresszor középső fokozataitól történik, mivel itt a turbinában már mind a hőmérséklet, mind a nyomás az expanzió miatt jelentősen kisebb lesz.

A vizsgált hajtómű kategória azonban olyan szempontból egyedi, hogy nem igényel nagyon intenzív hűtést, mivel a gázhőmérséklet nem túlságosan magas (általában kisebb, mint 1500 K). Felvethető a kérdés, hogyha hűtéssel tovább növelhető lenne a tur-

bina előtti gázhőmérséklet a mai technológiai körülmények között, miért nem teszik ezt a tervezők. Ennek az oka, hogy a „határolás” már a kompresszor nyomásviszonyban be van építve. A helikopter hajtóművek általános bemutatásánál leírtam, hogy ezeknek a hajtóműveknek a levegő-fogyasztása 2-15 kg/s között van, ami kis kompresszor méreteket eredményez. Már az előző fejezetben is kiderült, hogy minden turbina előtti gázhőmérséklethez adott gépegység hatásfokok mellett tartozik egy optimális nyomásviszony. Ilyen kisméretű kompresszorok esetében azonban a nyomásviszonyt növelni a politrópikus hatásfok csökkenése nélkül nagyon nehéz. Sajnos ennek csökkenése el is viszi a remélt előnyt. Így napjainkban egy élvonalbeli, korszerű helikopter hajtómű esetében a maximális nyomásviszony 14-16 körül várható, ami definiálja az 1400-1500 K-es turbina előtti gázhőmérsékletet is. Ennek igazolását a következő fejezetben részletezem. A szakirodalomban sem találkoztam 1500 K-nél magasabb turbina előtti gázhőmérséklettel helikopter hajtóművek esetén [32][33][35][38][39]. Az újabb hajtóműveknél a szabadturbina fokozato(ka)t már nem is hűtik. Ennek az egyik oka, hogy a hűtéssel természetesen magasabb turbina előtti gázhőmérséklet tartható fent, mint hűtés nélkül, de maga a turbinahűtés csökkenti a fajlagos hasznos munkát és a termikus hatásfokot is. Másik ok, hogy a mai korszerű ötvözeteknek, egykristály lapátoknak és bevonó anyagoknak köszönhetően jelentősen megnőtt a turbina lapátok hőállósága hűtés nélkül is.

A kompresszor és segédberendezései által felvett tengelyteljesítmény, figyelembe véve a levegőelvételeket és a mechanikai veszteségeket a következő összefüggéssel fejezhető ki:

$$P_k(\pi) = \dot{m}\left[1 - \sum_{i=1}^{n} \frac{\dot{m}_{\%elv,i}}{100}\left(1 - \frac{l_{\%,i}}{100}\right)\right] \cdot \frac{c_{pl} T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l - 1}{\kappa_l} \cdot \frac{1}{\eta_{polk}}} - 1\right) \tag{2.32}$$

A fajlagosítás (tömegárammal való osztás) után a fajlagos kompresszormunkát kapjuk. Továbbá aktualizálva a fenti (2.32) egyenletet, csak egyetlen levegőelvételt kell figyelembe venni, mivel a hűtésre elvett levegő komprimálását teljesen el kell végezni, vagyis ezzel nem csökken a kompresszormunka. A használati levegő elvétele ($\dot{m}_{\%elv,1}$) csökkenti a kompresszormunkát, mégpedig annak függvényében, honnan történik a levegőelvétel. Az elvétel helye ($l_{\%}$) ebben az értelmezésben nem kifejezetten fizikai helyet jelent, hanem addig a pontig az elvont levegőmennyiségre vonatkozó kompresszor munka %-os mértékét ugyanennek a levegőmennyiségnek a teljes kompressziós munkájához képest. Ezt csak megbecsülni tudjuk, mert az üzemeltetőknek a hajtómű leírások alapján legtöbbször az áll rendelkezésünkre, hogy melyik fokozattól történik az elvonás.

Ebből és a kompresszor teljes nyomásviszonyából azért jó becslést végezhetünk bonyolultabb számítások nélkül is. Ha axiális kompresszorokról van szó és még a fokozatok középátmérője is állandó, akkor leszögezhetjük, hogy a kompresszor fokozatmunka állandónak tekinthető az egymást követő fokozatokban.

$$w_k(\pi)=\left[1-\frac{\dot{m}_{\%elv,1}}{100}\left(1-\frac{l_{\%}}{100}\right)\right]\cdot\frac{c_{pl}T_1}{\eta_m}\left(\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}-1\right) \tag{2.33}$$

2.7.2. TÜZELŐANYAG-ÁRAM AZ ÉGŐTÉRBEN

A hajtóműbe bevitt hő kifejezhető a tüzelőanyag-fogyasztás és a tüzelőanyag fűtőértéke segítségével, valamint termikusan a T_2–T_3 hőmérsékletek közötti izobár állapotváltozással.

$$Q_b(\pi)=\dot{m}_{tüza}\cdot Fü=\dot{m}\left(1-\sum_{i=1}^{n}\frac{\dot{m}_{\%elv,i}}{100}\right)\frac{c_{pé}}{\eta_é}\left(T_3-T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}\right) \tag{2.34}$$

A fenti (2.34) egyenletből egyrészt kifejezhetjük a fajlagos hő-bevitelt, másrészt a tüzelőanyag-áram és a levegő-áram viszonyszámát, amelyek közül az utóbbit már eddig is használtam a gázjellemzők meghatározásánál az égéstermék összetételének jellemzésére. Ez egyben a hajtómű egységnyi levegőfogyasztására eső tüzelőanyag-áram, vagy fajlagos tüzelőanyag-áram (nem tévesztendő össze a fajlagos fogyasztással).

$$q_b(\pi)=\left(1-\frac{\dot{m}_{\%elv,1}}{100}-\frac{\dot{m}_{\%elv,2}}{100}\right)\frac{c_{pé}}{\eta_é}\left(T_3-T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}\right) \tag{2.35}$$

$$q_t(\pi)=\frac{c_{pé}}{Fü\cdot\eta_é}\left(T_3-T_1\cdot\pi^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\frac{1}{\eta_{polk}}}\right) \tag{2.36}$$

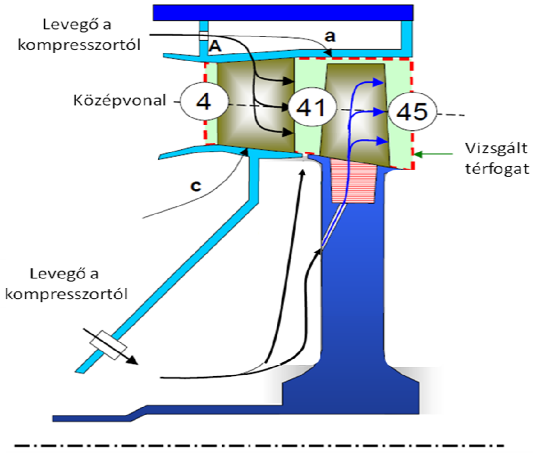
2.7.3. HŰTŐLEVEGŐ HATÁSA AZ EXPANZIÓS FOLYAMATRA

A hűtőlevegő turbina fajlagos hasznos munkára gyakorolt hatását két módszerrel vehetjük figyelembe.

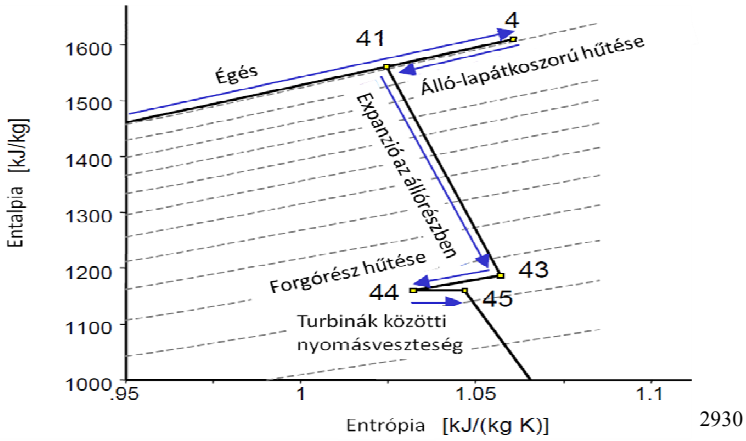
Az egyik módszer szerint megpróbáljuk megvizsgálni az egyes hűtőlevegő áramok hűtő hatását a turbina gázáramra a 39. és a 40. ábráknak megfelelően. Az állórészben bevezetett hűtőlevegő, míg növeli a tömegáramot, egy izobár hőcserét feltételezve, csökkenti a turbina előtti gázhőmérsékletet.

Ugyanez történik a forgórészben, ahol tovább növekszik a tömegáram, illetve csökken a hőcsere hatására a gázhőmérséklet. Mindezzel együtt természetesen a hűtésből eredő hőmérséklet csökkenéssel is a turbina előtti gázhőmérséklet jóval magasabb marad,

mint amit hűtés nélkül elviselne az adott turbina fokozat. Nehézséget okoz, hogy viszonylag bonyolult meghatározni a keveredés utáni hőmérsékletet, illetve az egyes hűtőlevegő-áramok mértékét.



39. ábra Hűtőlevegő áramok a turbina fokozatban [30]



2930

40. ábra Turbina hűtőlevegő hatása a turbinában lejátszódó expanzióra

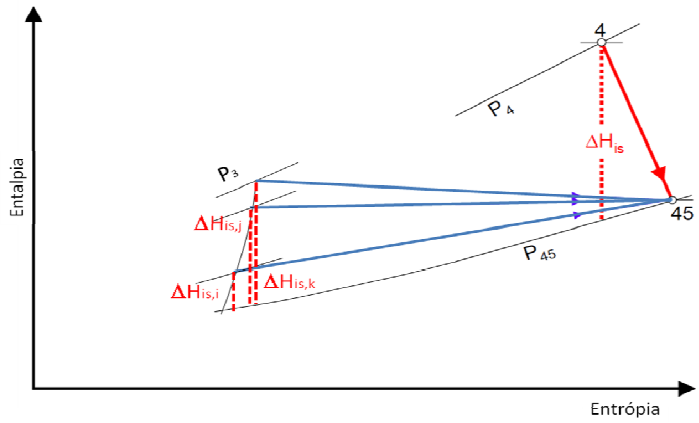
Másik módszer jelentősen egyszerűbb. Ebben az esetben nem foglalkozunk a turbinával magával részleteiben, csak azt vesszük figyelembe, hogy a turbina egy olyan gép, ami a termikus energiát mechanikai munkává konvertálja. Így az egyes, a turbinába áramló gázáramok között nem teszünk különbséget, legyen az az égőtértől érkező forró gáz, vagy a kompresszor megcsapolásából származó individuális hűtőlevegő-áramok.

Ezek a hűtőlevegő-áramok különböző kompresszor fokozatoktól származhatnak, ennek megfelelően nyomásuk és hőmérsékletük különböző. Munkavégző képességüket az

[29] Entrópia: megváltozása a rendszer két állapota között reverzibilis folyamat során felvett redukált hőmennyiségek előjelhelyes összegével egyenlő [J/kgK].

[30] Entalpia: a termodinamikai folyamat során a belső energia és az áttolási munka előjelhelyes összege [J/kg].

elvétel helyén uralkodó nyomás és a 41. ábra szerinti p_{45} (utolsó turbina fokozat utáni nyomás) nyomások közötti izentrópikus expanzió mértéke határozza meg az adott hőmérséklet határok között. Tehát a teljes járulékos turbina munka az egyes áramok által létrehozott turbina munkák összessége lesz.



41. ábra A hűtőlevegő áram expanziós munkája

Természetesen ebben az esetben is figyelembe kell venni, hogy a kompresszortól elvezetett levegő amikorra eléri a turbinát és keresztüláramolva a lapátokon a gázáramba jut, jelentős nyomásveszteséget szenved el.

Ennek megfelelően (egyenlőre több hűtőlevegő-áramot figyelembe véve) az expanzióból származó tengelyteljesítményt (kompresszor és szabadturbina összegzett tengelyteljesítményét) a következő összefüggéssel fejezhetjük ki:

$$P_e(\pi)=\dot{m}\left(1-\sum_{i=1}^{n}\frac{\dot{m}_{\%elv,i}}{100}\right)(1+q_t)c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}}}\right)+\dot{m}\sum_{i=1}^{n}\frac{\dot{m}_{\%elv,i}}{100}c_{pgi}T_i\left(1-\frac{1}{(\sigma_i\pi_i)^{\frac{\kappa_{gi}-1}{\kappa_{gi}}\cdot\eta_{pole}}}\right) \quad (2.37)$$

A fajlagosítás, illetve az általam két, már a kompresszor tárgyalásánál definiált levegőelvétel után az expanzió fajlagos munkáját az (2.38) egyenlet írja le. Mivel feltételezésem szerint a turbina hűtőlevegő elvezetése a kompresszor utolsó fokozatától történik, így a járulékos turbinamunka (a hűtőlevegő expanziójából) a kompresszor utáni (T_2) hőmérsékletről indul. Feltételezem továbbá, hogy a nyomásveszteség *($\sigma_{hű}$)* a bonyolult geometria és a szűk csatornák miatt nagy lesz, ennek megfelelően értékét 0,9-re veszem fel.

$$w_e(\pi)=\left(1-\frac{\dot{m}_{\%elv,1}}{100}-\frac{\dot{m}_{\%elv,2}}{100}\right)(1+q_t)c_{pg}T_3\left(1-\frac{1}{(\sigma\pi)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}\cdot\eta_{pole}}}\right)+\frac{\dot{m}_{\%elv,2}}{100}c_lT_2\left(1-\frac{1}{(\sigma_{hű}\pi)^{\frac{\kappa_l-1}{\kappa_l}\cdot\eta_{pole}}}\right) \quad (2.38)$$

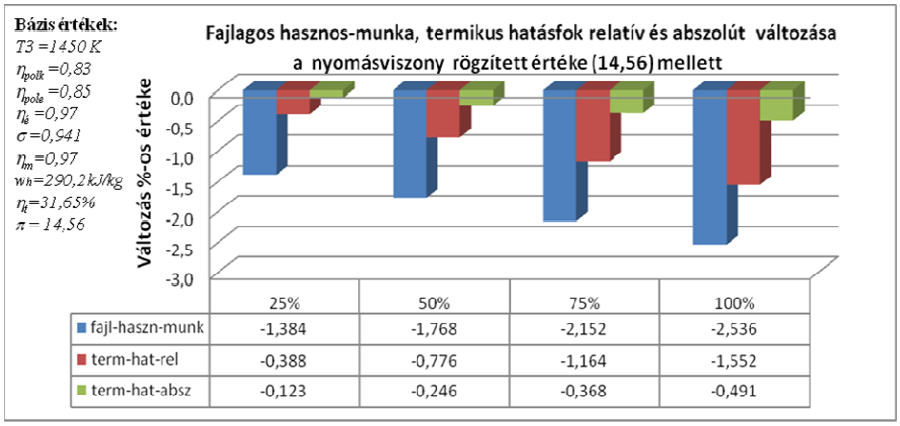
Természetesen ez a járulékos turbinamunka minimális lesz a kis közegmennyiség és a

sokkal alacsonyabb hőmérsékletről induló expanzió miatt, de semmiképpen sem hagyható figyelmen kívül a hajtómű vizsgálatánál.

Az egyenlet jelentősen bonyolódott, de a fajlagos hasznos munkát ebben az esetben is az expanziós és kompressziós munka különbségeként definiálhatjuk, nevezetesen a (2.38) és a (2.33) egyenletek különbségeként. Az új termikus hatásfok meghatározásához ezt a különbséget kell osztani a (2.35) egyenlettel.

2.7.4. Használati levegő elvétel hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra

A 42. ábra szerint 1%-os levegőelvétellel számolunk a kompresszor 25–50–75–100%-os kompresszormunkának megfelelő helyein. Láthatón a levegőelvételnek minden elvételi helyen a fajlagos kompresszormunkára lesz domináns hatása. A 4. számú mellékletben összehasonlítva a három turbina előtti gázhőmérsékletet, látható, hogy a turbina előtti gázhőmérséklet növekedésével a negatív hatás csökken.



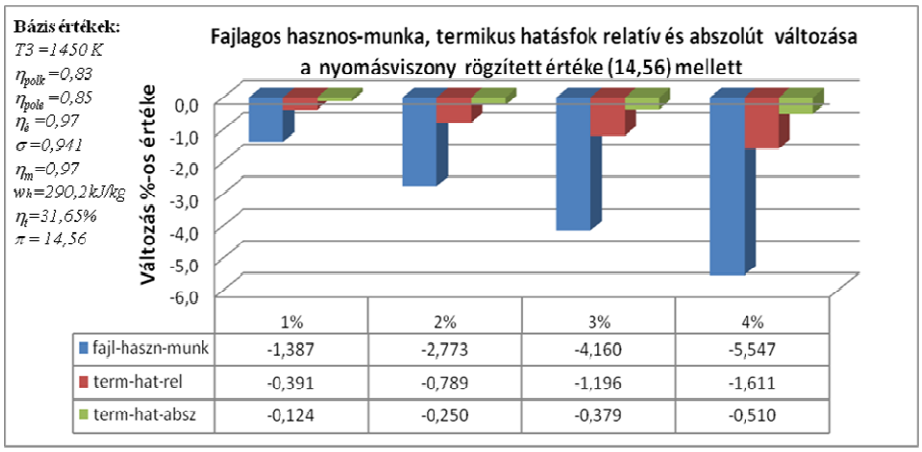
42. ábra 1%-os használati-levegő elvétel hatása a hajtómű fajlagos hasznos munkájára és termikus hatásfokára

Összehasonlítva a gépegység veszteségek által okozott fajlagos hasznos munka és termikus hatásfokváltozással, nem meglepő módon, a levegőelvétel hatása a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenésének megfelelő hatást vált ki. A fenti 1%-os levegőelvétel a kompresszor kilépő keresztmetszetében (100%) kb. megfelel 1%-os kompresszor politrópikus hatásfok csökkenésnek.

2.7.5. Hűtőlevegő hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra

A levegőelvétel az előzőekben megtárgyalt módon a kompresszor végkeresztmetszetben történik, vagyis a 43. ábra első oszlopa levegőelvétel mennyisége és helye szerint megfelel a 42. ábra utolsó oszlopának. Ebben az esetben kisebb veszteséget okoz ugyanaz a

levegőelvétel mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok szempontjából, mert a hűtőlevegő is részt vesz a munkát adó expanziós folyamatban.



43. ábra 1–2–3–4%-os turbina hűtő-levegő elvétel hatása a fajlagos hasznos munkára és termikus hatásfokra

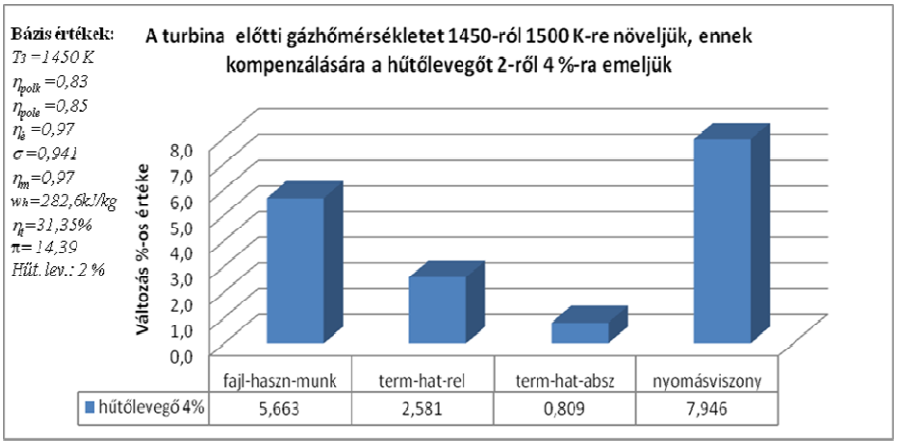
A 5. számú mellékletet megvizsgálva látható, hogy ebben az esetben is a turbina előtti gázhőmérséklet növelésével a negatív hatás csökken ugyanolyan mértékű hűtőlevegő felhasználása mellett.

2.7.6. Turbina előtti gázhőmérséklet növelése turbina hűtés növelésével

Amint az korábban említettem, a turbinahűtés önmagában csökkenti a fajlagos hasznos munkát és a termikus hatásfokot. Figyelembe véve azt, hogy a hűtés viszont lehetővé teszi a turbina előtti gázhőmérséklet növelését, az eredmény egy bizonyos hőmérséklet-növekedés után pozitív lesz mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok szempontjából.

Erre látunk példát a 44. ábrán, ahol a gázhőmérsékletet 1450-ről 1500 K-re növeltem. Feltételezve, hogy a turbina hőterhelését a meglévő 2%-os hűtőlevegő 4%-ra növelésével lehet kompenzálni. Ez különösen a fajlagos hasznos munka, de a termikus hatásfok szempontjából is javulást eredményezett. Figyelembe kell venni azonban, hogy ehhez a kompresszor nyomásviszonyt a kezdeti 14,39-es értékről 15,53-ra kellene emelni. A modell ugyanis figyelembe veszi a hűtőlevegő növelésének negatív és a turbina előtti gázhőmérséklet növelésének pozitív hatását. A hatás megfelel a 34. ábra A–D pontjai közti folyamatnak, csak ebben az esetben a kompresszor politrópikus hatásfokának csökkenése helyett a hűtő-levegő elvétel negatív hatása jelenik meg. Ahogy ezt korábban leírtam a nyomásviszony emelésének súlyos hatása lehet a kompresszor politrópikus hatásfokára ennek a hajtómű kategóriának a kis kompresszor méretei miatt. Megjegyzendő még, hogy tekintve a számítógépes feldolgozást, nagyon pontos értékek jelennek meg. A gyakorlati

életben nagyon ritka az, hogy pl. a kompresszor nyomásviszonyra ne egész számú kerekítést adjanak meg a mérések bizonytalansága miatt. Ennek megfelelően itt is, bár az eredmények látszólag nagyon pontosak, de ezt kellő nagyvonalúsággal kell kezelni, különösen akkor, amikor egy valós hajtóműre próbáljuk illeszteni a modellt.



44. ábra Turbina előtti gázhőmérséklet növelés a turbinahűtés növelése mellett

Tehát szó sincs arról, hogy tizedes, netán százados pontosságig próbáljuk finomítani az illesztést, sőt a hajtómű valós adatainak bizonyos mértékű pontatlansága miatt 3–4%-os eltérések még teljesen normálisnak tekinthetők.

2.7.7. Összefoglalás

A vizsgált hajtómű kategória nem igényel túlzottan intenzív hűtést, mivel a gázhőmérséklet nem túlságosan magas a mai korszerű gázturbinás hajtóművekkel összehasonlítva (1700–1800 K). 1500 K-nél magasabb turbina előtti gázhőmérséklettel nem találkoztam a szakirodalomban helikopter hajtóművek esetében. Ennek legfontosabb oka a következő fejezetben fog nyilvánvalóvá válni.

2.8. A kompresszor politrópikus hatásfok, fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok összefüggései

2.8.1. A politrópikus hatásfok kiemelt szerepének indoklása

Ahogy az előző elemzésekből kiderült, a kompresszor politrópikus hatásfokának van az egyik legjelentősebb hatása a hajtómű termikus jósági jellemzőire. Csökkenése az összes többi gépegység veszteségnél intenzívebben rontja a fajlagos hasznos munkát. A termikus hatásfokra gyakorolt hatás szempontjából csak a turbina politrópikus hatásfok csökkenésének van némileg nagyobb hatása. Figyelembe véve mindkét jellemzőt, kijelenthetjük, hogy a kompresszor politrópikus hatásfokának kiemelt szerepet kell tulajdonítani.

Ugyanakkor figyelembe kell venni, hogy ennél a gázturbinás hajtómű kategóriánál a kompresszor maga és ezen keresztül a kompresszor politrópikus hatásfok érzékeny terület. Ez megjelenik már a tervezési folyamat során. Mint többször leírtam, ezeknek a hajtóműveknek a viszonylag kis méretei (kisebb levegőszállítás) kis kompresszor méreteket is eredményez. Törekedve a magas termikus hatásfokra és ennek megfelelően növelve a kompresszor nyomásviszonyt, rendkívül alacsony hátsó fokozat lapátmagasságok adódnak. A kis lapátmagasságok egyébként sem kedvezőek, de figyelembe véve, hogy még kis lapátrés esetén is a relatív lapátrés (a lapátvég és ház közötti rés, valamint a lapáthossz viszonyszáma) túlságosan nagyra adódik drasztikusan lerontva a hátsó fokozatok politrópikus hatásfokát, ami természetesen érezteti a hatását az egész kompresszor politrópikus hatásfokán is. Ennek az az eredménye, hogy lehetetlen ugyanazokat a jósági mutatókat produkálni ezekkel a hajtóművekkel, mint egy nagyobb gázturbinás hajtóművel, amelynek a levegőfogyasztása meghaladja a 30–40 kg/s-ot.

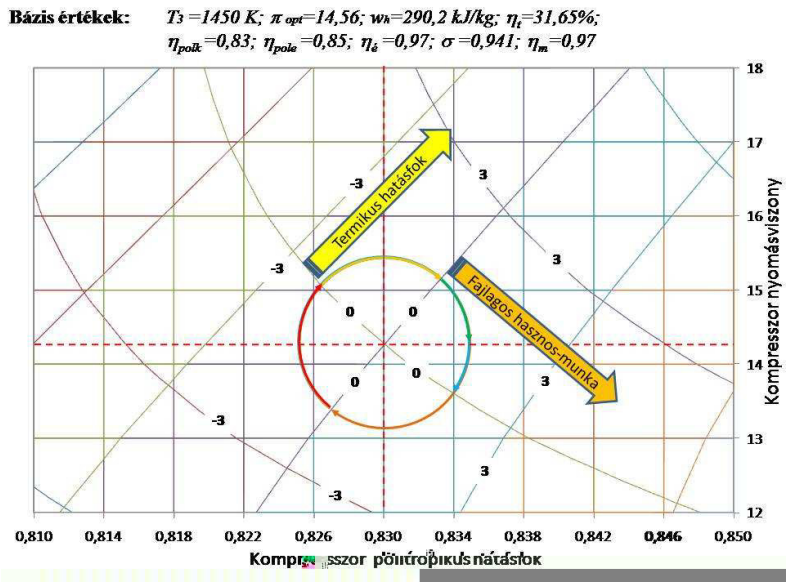
Másik jellemző probléma, hogy a helikopterek jellegükből adódóan (különösen a katonai helikopterek) gyakran használnak kiépítetlen le és felszállóhelyeket akár sivatagos területen is. Sokszor maga a repülési magasság is igen alacsony, ezzel nagymennyiségű szennyeződés, por, homok hajtóműbe való beszívását okozva. Ez a külső hatás szintén elsősorban a kompresszort, annak is az első fokozatát érinti jellemzően radikálisan csökkentve a politrópikus hatásfokát, a létrehozható maximális nyomásviszonyt és a stabilitási tartalékát.

Ebben a fejezetben először az első problémára szeretnék rávilágítani, nevezetesen, hogy ennél a hajtómű kategóriánál milyen szempontokat vehetnek figyelembe a tervezés folyamatánál és ezek milyen hatással lesznek a hajtóművek termikus jósági jellemzőire (termikus hatásfok, fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás, fajlagos hasznos munka).

2.8.2. Termikus hatásfok, fajlagos hasznos munka, kompresszor politrópikus hatásfok és a kompresszor nyomásviszony összefüggései

A modell segítségével ábrázoltam a termikus hatásfok, fajlagos hasznos munka görbesereget a kompresszor politrópikus hatásfok és a nyomásviszony függvényében. Bázis input adatokként továbbra is a korábban felvett veszteségekkel számoltam. Turbina előtti gázhőmérsékletként 1450 K-t választottam. Ez az un. optimális nyomásviszonyra (termikus hatásfok és a fajlagos hasznos munka maximumai közötti optimum) 290,2 kJ/kg fajlagos hasznos munkát és 31,65%-os termikus hatásfokot adott meg (a „0”-al jelzett görbék metszéspontja a 45. ábrán). Megjegyzendő, hogy ezek az értékek körülbelül megfelelnek egy

mai korszerű helikopter hajtómű vonatkozó adatainak. Jelen esetben nem is az alapadatok a lényegesek, hanem a változások mértéke és iránya a kompresszor politrópikus hatásfokának változásakor rögzített turbina előtti gázhőmérséklet esetében. A 0-val jelzett görbékhez képest a ±3-al jelölt görbék mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok 3%-os eltérését mutatják a bázis értékhez képest az előjeleknek megfelelően.



45. ábra Termikus hatásfok és fajlagos hasznos munka a kompresszor politrópikus hatásfok és nyomásviszony függvényében

45. ábrából látható, hogy a kompresszor nyomásviszony növelésekor „vékony jégen” egyensúlyoznak a tervezők. Egyértelműen pozitív hatást csak a gyűrű zöld szektorában várhatunk. Ebben az esetben a nyomásviszony növekedése együtt járna a politrópikus hatásfok növekedésével. Itt mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok növekszik. Ennek a nehézsége abban rejlik, hogy a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenés fokozottan sújtja ezt a hajtómű kategóriát, különösen abban az esetben, ha a hajtómű kívánt nyomásviszonyát a kompresszor fokozatok számának növelésével próbálják elérni. Ehhez maguknak a fokozat politrópikus hatásfokoknak kell jelentősen javulniuk, hogy a kompresszor teljes politrópikus hatásfoka ne csökkenjen, sőt emelkedjen. Ez manapság nagyon nehéz, mert az alkalmazott 3D-s tervező rendszerekkel többé kevésbe elérték a lehetséges legjobb értékeket.

Adott esetben, kék szektor, a nyomásviszony csökkenése, ha ez együtt jár a kompresszor politrópikus hatásfokának növekedésével, pozitív hatással lehet, mind a fajlagos hasznos munkára, mind pedig a termikus hatásfokra. A sárga szektorok esetében legalább az egyik jellemző növekszik. A piros szektor mindkét jellemző szempontjából negatív hatást hoz.

Látható, hogy még a vízszintes szaggatott vonal feletti része, ahol a nyomásviszony növekedésétől termikus hatásfok növekedést várnánk el, sem hoz pozitív eredményt.

Az általam elkészített program a fent elemzett hálót bármely turbina előtti gázhőmérsékletnél, illetve gépegység veszteségek esetében képes a kiválasztott nyomásviszony és politrópikus hatásfok tartományra felrajzolni és ezzel szemléletesen bemutatni, hogy adott nyomásviszony és politrópikus hatásfok változások hatására hogyan változnak a hajtómű jósági jellemzői.

2.8.3. Kompresszor lapáthossz és a politrópikus hatásfok összefüggése

A kompresszor fő méretei, ezen belül a lapáthossz jelentősen befolyásolja a kompresszor politrópikus hatásfokát. Ez természetesen összefügg a vizsgált hajtómű teljesítményével (tolóerejével). Kis teljesítményű hajtómű esetében értelemszerűen kisebb kompresszor méretekre van szükség kisebb lapátméretekkel. A sűrítés miatt, figyelembe véve a folytonosság tételét az egymást követő fokozatok lapáthosszai folyamatosan csökkennek. A lapátrés méret (lapátvég és a kompresszorház közötti rés nagysága) nem csökkenhet zérusra. Természetesen a gyártók törekszenek ennek a résnek a minimalizálására (aktív résvezérlés), de ezt teljesen megszüntetni nem lehet. Értéke erősen függ az adott kor technológiai színvonalától és bizonyos mértékben az adott gyártó számára rendelkezésre álló technológiai lehetőségektől. Azt azonban leszögezhetjük, hogy az abszolút rés nagysága nem függ a hajtómű mérettől, vagyis elfogadható, hogy maga a lapáthossz nem befolyásolja a rést. Ez azt jelenti, hogy különböző méretű hajtóművekre felvehetünk azonos lapátrést, másrészt egy adott hajtómű esetén az összes fokozatra feltételezhetjük az azonos lapátrés értéket. Annál inkább befolyással lesz a lapáthossz a fajlagos lapátrés értékére, mivel az a lapátrés és a lapáthossz viszonyszámaként definiálható. A fajlagos lapátrés ($l_r/l_{(i)}$) értéke a hátsó fokozatok felé egyre nagyobb lesz, mivel ahogy említettem, azonos lapátrés társul az egyre kisebb lapátmagasságokhoz. Ennek a hatását figyelembe kell venni a kompresszorok politrópikus hatásfokának meghatározásánál. Ehhez Prof. Dr. Pásztor Endre több kutató (Andenburg, Brown-Boveri, Kirillov, Stepanov) kutatásain és mérésein alapuló (2.39) tapasztalati képletét használtam fel a kompresszor nyomásviszonya és a politrópikus hatásfoka összefüggéseinek vizsgálatára [29]. Az egyenletben megjelenő K_k és m_k állandók a fentebb említett kutatók mérésein alapulnak, jól szimulálva a lapát magasság csökkenéséből adódó fokozatonkénti politrópikus hatásfok csökkenést.

$$\eta_{polk(i)} = \eta_{polk(0)} \left(1 - K_k \left(\frac{l_r}{l_{(i)}} \right)^{m_k} \right) \tag{2.39}$$

2.8.4. A KOMPRESSZOR POLITRÓPIKUS HATÁSFOKÁNAK A MEGHATÁROZÁSA

A kompresszor politrópikus hatásfokának meghatározásához a nyomásviszonyt folyamatosan növelem, és minden lépésben meghatározom az adott lépéshez tartozó munkaközeg jellemzőket (nyomás, hőmérséklet, sűrűség). Ebben az esetben a nyomásviszony növekedését nem fokozatonként vizsgálom, hanem elemi változásokkal dolgozom, hogy lehetőségem legyen továbbra is a $\frac{dw_h(\pi)}{d\pi}$ és a $\frac{d\eta_t(\pi)}{d\pi}$ derivált függvények meghatározására. Ez a kiemelt (maximális fajlagos hasznos munkához, maximális termikus hatásfokhoz, valamint a köztük lévő közös optimumhoz tartozó) nyomásviszonyok és a hozzájuk tartozó jellemzők meghatározása miatt szükséges.

Első lépésként meghatározom az aktuális lapátmagasságot ($l_{(i)}$), felhasználva a folytonosság tételét, illetve ebből az ahhoz tartozó politrópikus hatásfokot.

$$l_{(i)} = \frac{\dot{m}}{\rho_{(i)} \cdot c_a \cdot d_k \cdot \Pi \cdot \xi} \quad \Rightarrow \quad \eta_{polk(i)} = \eta_{polk(0)} \left(1 - K_k \left(\frac{l_r}{l_{(i)}} \right)^{mk} \right) \tag{2.40}$$

Az elemi nyomásviszony növekedés definiálásához a felírom a Poisson egyenletet, a kompresszió véghőmérsékletét $(\Delta T = T_{2(i)} - T_{2(i-1)} = 2\ K)$ fokonként növelve.

$$d\pi_i = \left(\frac{T_{2(i)}}{T_{2(i-1)}} \right)^{\frac{\kappa_{l(i)} \cdot \eta_{polk(i)}}{\kappa_{l(i)} - 1}} \tag{2.41}$$

Ennek megfelelően a nyomásviszony:

$$\pi_{(i)} = \pi_{(i-1)} \cdot d\pi_{(i)} \rightarrow p_{2(i)} = p_0 \cdot \pi_{(i)} \rightarrow \rho_{2(i)} = \frac{p_{2(i)}}{R(q_t) \cdot T_{2(i)}} \tag{2.42}$$

Ahol az első lépésnél $\pi_{(i-1)} = 1$, a továbbiakban pedig az előző lépésig létrejött teljes nyomásviszony. Ebből az általános gáztörvénnyel meghatározható az adott keresztmetszetben a sűrűség. Ezzel végezve a ciklus visszatér az (2.40) egyenletekhez addig, amíg a keresett nyomásviszonyt el nem érjük:

- tetszőleges turbina előtti hőmérsékletnél azt a három nyomásviszonyt, ahol $\frac{dw_h}{d\pi} = 0$; $\frac{d(w_h \cdot \eta_t)}{d\pi} = 0$; $\frac{d\eta_t}{d\pi} = 0$, illetve bármely egyéb tetszőlegesen definiált

nyomásviszonyt;

- 100 K fokonként növekvő turbina előtti gázhőmérsékleteknél azt a három nyomásviszonyt ahol $\frac{dw_h}{d\pi}=0$; $\frac{d(w_h \cdot \eta_t)}{d\pi}=0$; $\frac{d\eta_t}{d\pi}=0$.

A ciklusból kilépve meghatározhatjuk az adott nyomásviszonyú kompresszorra a politrópikus kompresszor hatásfokot az (2.43) egyenlettel.

$$\eta_{polk}=\frac{\kappa_l}{\kappa_l-1}\cdot\frac{\ln\pi}{\ln\frac{T_2}{T_1}} \tag{2.43}$$

2.8.5. A HAJTÓMŰ (KOMPRESSZOR) MÉRET HATÁSÁNAK VIZSGÁLATA A HAJTÓMŰ JÓSÁGI JELLEMZŐIRE

A modell segítségével két méretében (levegőfogyasztásában) jelentősen eltérő hajtómű koncepciót vizsgálok meg. Ez azt jelenti, hogy mindkét méret (levegőfogyasztás) esetében a ma elfogadható turbina előtti gázhőmérséklet tartományt veszem figyelembe, illetve az adott kiinduló feltételek melletti lehetséges kompresszor nyomásviszony illesztést az optimum keresés jegyében. A kiinduló feltételeket ennek megfelelően azonosra állítom be. A gépegység veszteségek *(η_{pole}=0,87; $\eta_é$=0,97; σ=0,941; η_m=0,97)*. A levegőelvétel 2% használati levegő a kompresszor utolsó fokozatától és 2% hűtőlevegő szintén a kompresszor utolsó fokozatától.

Természetesen, mivel a hajtómű tömegárama, a kompresszor nyomásviszonya és politrópikus hatásfoka közötti összefüggéseket vizsgálom, így ez utóbbi értékét előre nem definiálom, de megadom az első kompresszor fokozat (rés nélküli) politrópikus hatásfokát *(η_{polk0}=0,86)*. A további fokozat politrópikus hatásfokokat és ebből az adott nyomásviszonyú kompresszorra vett politrópikus hatásfokot a program számolja az (2.40) és a (2.43) egyenletek alapján. További adatok a 8. táblázat felső sorában jelennek meg. A szállított levegő értéke 5 kg/s, megfelel egy korszerű helikopter hajtómű esetében ($T_3\approx$1500 K) kb. 1500 kW tengelyteljesítménynek, ami ezeknél a hajtóművek-nél a közepes teljesítmény-kategóriát képviseli.

A középátmérőt és az axiális sebességet (0,22 m, 120 m/s) hozzávetőlegesen adtam meg figyelembe véve hasonló hajtóművek vonatkozó adatait. Ezek értéke egy valós hajtómű esetén pontosítható. A lapátrésre fokozattól függetlenül 0,3 mm-t vettem fel. A szűkítési

tényező[31] (0,98) a kompresszor lapátozás keresztmetszet csökkentő hatását fejezi ki. Az első fokozat lapáthossz (0,0502 m) már számított érték az előzőekben felsorolt adatok alapján. A turbina előtti gázhőmérséklet 1100 K-től 1800 K-ig terjed. Az 1100 K manapság már nem jellemző, míg az 1800 K a felső határt képezi a turbina előtti gázhőmérsékletek tekintetében. Lehet ennél magasabb hőmérséklet értéket olvasni egyes szakirodalmakban, de ezek inkább találgatás szintjén vannak. Ezek a turbina előtti gázhőmérsékletek nem specifikusan helikopter gázturbinákra, hanem általánosan gázturbinákra vonatkoznak.

szállított levegő [kg/s]	középátmérő [m]	lapátrés [m]	fedettségi tényező [-]	axiális sebesség [m/s]	első fok lap. hossz [m]	
5	0,22	0,0003	0,98	120	0,0502	
A maximális fajlagos hasznos munkához tartozó értékek						
T_3 [K]	π [-]	utolsó fok lap. hossz [m]	η_{polk} [-]	wh(max) [kJ/kg]	η_t [%]	P [kW]
1100	5,58	0,0161	0,831	137,38	21,13	687
1200	6,53	0,0146	0,829	175,46	23,63	877
1300	7,54	0,0132	0,827	216,75	25,85	1084
1400	8,63	0,0121	0,825	261,03	27,85	1305
1500	9,79	0,0111	0,823	308,13	29,65	1541
1600	11,01	0,0103	0,821	357,89	31,28	1789
1700	12,29	0,0096	0,819	410,20	32,77	2051
1800	13,63	0,0089	0,817	464,94	34,14	2325
A maximális fajlagos hasznos munka és a maximális termikus hatásfok közötti optimum						
1100	6,75	0,0142	0,828	135,14	22,05	676
1200	8,10	0,0126	0,826	172,41	24,74	862
1300	9,58	0,0113	0,823	212,77	27,14	1064
1400	11,20	0,0102	0,821	256,04	29,30	1280
1500	12,95	0,0092	0,818	302,02	31,25	1510
1600	14,83	0,0085	0,816	350,58	33,03	1753
1700	16,84	0,0078	0,813	401,60	34,65	2008
1800	18,95	0,0072	0,810	455,00	36,14	2275
A maximális fajlagos termikus hatásfokhoz tartozó értékek						
1100	8,41	0,0123	0,825	127,11	22,46	636
1200	10,44	0,0107	0,822	161,08	25,24	805
1300	12,75	0,0093	0,819	197,60	27,74	988
1400	15,34	0,0083	0,815	236,50	30,00	1183
1500	18,21	0,0074	0,811	277,66	32,04	1388
1600	21,36	0,0067	0,807	320,94	33,90	1605
1700	24,76	0,0061	0,803	366,31	35,61	1832
1800	28,42	0,0055	0,799	413,71	37,17	2069

8. táblázat 5 kg/s levegőszállítású hajtómű várható adatai a turbina előtti gázhőmérséklet függvényében

A 8. táblázatot elemezve, a második oszlop nyomásviszony értékei azt jelzik, hogy az adott turbina előtti hőmérséklet mellett a fajlagos hasznos munka (a táblázat első része),

[31] Szűkítési tényező: becsült érték, a kompresszor áramlás szempontjából szabad belépési keresztmetszetének (a lapátozás figyelembe vételével) és a névleges belépési keresztmetszetének viszonya.

a termikus hatásfok (a táblázat utolsó része), illetve a kettő közötti optimum (a táblázat középső része) milyen nyomásviszonynál éri el a lehetséges maximumát a fenti feltételek mellett. A fajlagos hasznos munka 127 kJ/kg-tól (1100 K, maximális termikus hatásfokra optimalizálva) 465 kJ/kg-ig (1800 K, maximális fajlagos hasznos munkára optimalizálva) terjedő értékeket vehet fel. A termikus hatásfok alsó értéke 21,13% (1100 K, fajlagos hasznos munkára optimalizálva), míg felső értéke (1800 K, maximális termikus hatásfokra optimalizálva) 37,17%. A kompresszor nyomásviszony 5,58-tól 28,42-ig terjed. Ami szembetűnő, hogy magasabb turbina előtti gázhőmérséklet tartomány (hozzátartozó magas kompresszor nyomásviszonyokkal) milyen rövid hátsó fokozat lapáthosszakat eredményez (1400–1500 K-nél 0,01 m körüli értékek).

szállított levegő [kg/s]	középátmérő [m]	lapátrés [m]	fedettségi tényező [-]	axiális sebesség [m/s]	első fok lap. hossz [m]	
50	0,6	0,0003	0,98	120	0,1879	
A maximális fajlagos hasznos munkához tartozó értékek						
T_3 [K]	π [-]	utolsó fok lap. hossz [m]	η_{polk} [-]	$wh_{(max)}$ [kJ/kg]	η_t [%]	P [kW]
1100	6,12	0,0556	0,851	145,41	22,69	7270
1200	7,24	0,0500	0,850	185,29	25,32	9264
1300	8,46	0,0449	0,849	228,60	27,68	11430
1400	9,79	0,0408	0,848	275,06	29,79	13753
1500	11,23	0,0371	0,848	324,52	31,72	16226
1600	12,77	0,0339	0,847	376,85	33,47	18842
1700	14,43	0,0313	0,846	431,85	35,08	21593
1800	16,19	0,0290	0,845	489,50	36,56	24475
A maximális fajlagos hasznos munka és a maximális termikus hatásfok közötti optimum						
1100	7,63	0,0482	0,850	142,66	23,84	7133
1200	9,31	0,0422	0,849	181,57	26,70	9079
1300	11,20	0,0371	0,848	223,74	29,28	11187
1400	13,31	0,0331	0,846	268,90	31,62	13445
1500	15,66	0,0297	0,845	316,94	33,74	15847
1600	18,24	0,0267	0,844	367,72	35,68	18386
1700	21,07	0,0242	0,842	421,13	37,47	21056
1800	24,12	0,0220	0,840	477,04	39,12	23852
A maximális fajlagos termikus hatásfokhoz tartozó értékek						
1100	9,91	0,0405	0,848	132,53	24,36	6626
1200	12,61	0,0344	0,847	167,20	27,36	8360
1300	15,80	0,0295	0,845	204,33	30,07	10217
1400	19,53	0,0255	0,843	243,77	32,54	12188
1500	23,82	0,0223	0,841	285,38	34,80	14269
1600	28,71	0,0196	0,838	329,06	36,87	16453
1700	34,20	0,0174	0,835	374,70	38,77	18735
1800	40,30	0,0155	0,833	422,42	40,53	21121

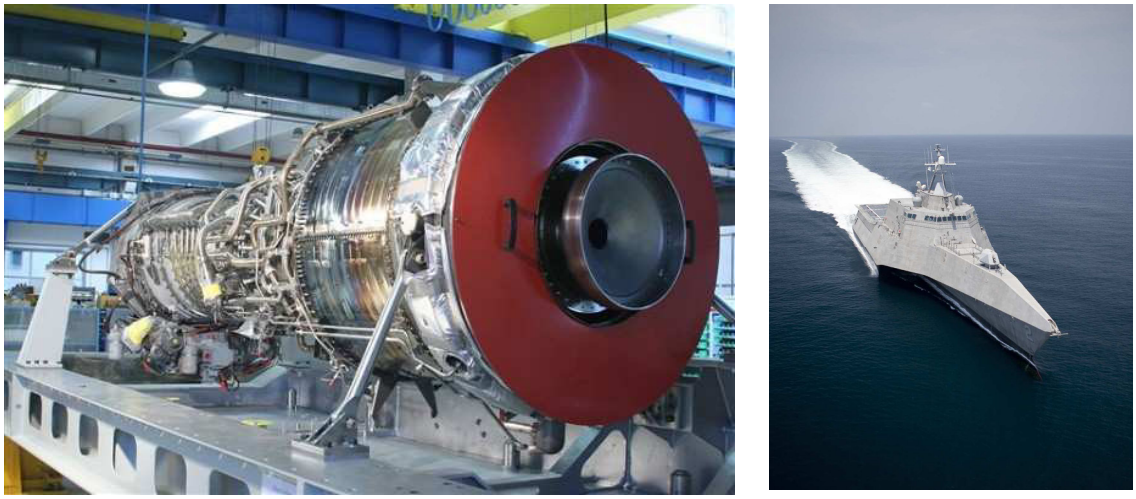
9. táblázat 50 kg/s levegőszállítású hajtómű várható adatai a turbina előtti gázhőmérséklet függvényében

Már ez is határértéknek számít a lapáthossz szempontjából. Ez indokolja, hogy manapság általános elrendezésnek tekinthető, hogy a fenti feltételeknek megfelelő vagy ennél

kisebb, 12–16-os kompresszor nyomásviszonyú hajtóművek utolsó centrifugális fokozattal készülnek. A hajtómű hosszméretének csökkentésén felül ennek az oka, hogy az utolsó centrifugális fokozat politrópikus hatásfoka szintén viszonylag gyenge, de még mindig jobb, mint a 0,01 m-es lapáthossz alatti axiális fokozatoké.

A 9. táblázat tartalmazza az 50 kg/s-os levegőfogyasztás esetében az aktuális értékeket. A fajlagos hasznos munka 132,5 kJ/kg-tól (1100 K, maximális termikus hatásfokra optimalizálva) 489,5 kJ/kg-ig (1800 K, maximális fajlagos hasznos munkára optimalizálva) terjedő értékeket vehet fel. A termikus hatásfok alsó értéke 22,69% (1100 K, fajlagos hasznos munkára optimalizálva), míg felső értéke (1800 K, maximális termikus hatásfokra optimalizálva) 40,53%. A kompresszor nyomásviszony 6,12-tól 40,30-ig terjed. Természetesen a lapátmagasságok is jóval nagyobbak lesznek, még a 40,3-as kompresszor nyomásviszony esetében is az utolsó lapát magassága 0,0155 m.

Ilyen tengelyteljesítményekre (13–18 MW 1300–1500 K-es átlagosnak tekinthető turbina előtti gázhőmérséklet mellett) nincs szükség helikopterek esetében, de ez nem azt jelenti, hogy ilyen kategóriájú vagy ennél is erősebb „turboshaft” hajtóműveket nem építenek ipari gázturbinaként, vagy kisebb hajók erőforrásaként. Példa erre a GE LM 2500-s hajtóműve (46. ábra), amelynek tengelyteljesítménye ~24 MW.



46. ábra Két GE LM 2500-as gázturbina képezi a fenti 127 m hosszú US Partiőrség hajójának erőforrását [31]

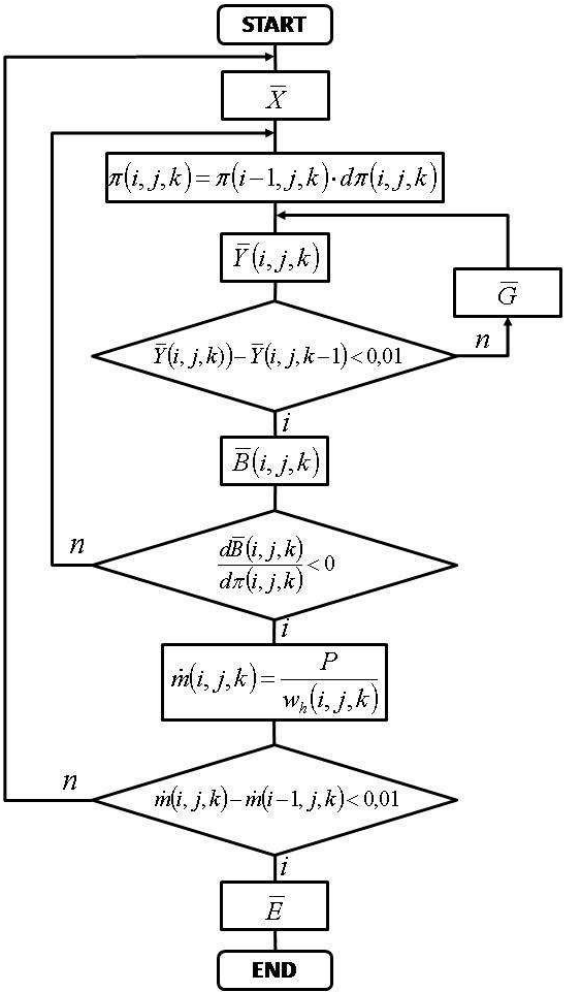
Az 8. és 9. táblázatokat összehasonlítva láthatjuk, hogy a kisebb méretű hajtóművek méretük révén hátrányban vannak nagyobb méretű társaikkal szemben fajlagos mutatóik tekintetében. 30 kg/s feletti levegőfogyasztás esetén a különbség nem jelentős. Ez alatt azonban minél kisebb lesz a hajtómű levegőfogyasztása, annál jelentősebben befolyásolja (rontja) a hajtómű fajlagos jellemzőit.

2.9. A MODELL ALAKALMAZÁSA VALÓS „TURBOSHAFT” HAJTÓMŰVEK VIZSGÁLATÁRA

A termikus modellnek ebben a változatában lehetőség van a hajtómű tengelyteljesítményének bevitelére és ezzel konkrét „turboshaft” hajtóművek elemzésére és összehasonlítására. Megjegyzendő, hogy a program „turboshaft” hajtóművek vizsgálatára készült, de bármilyen gázturbinás hajtómű kategória elemzésére, vizsgálatára alkalmas.

2.9.1. A MODELL MŰKÖDÉSÉNEK FOLYAMATÁBRÁJA

A termikus modell végső változata, amelynek folyamatábrája 47. ábrán látható, jelentős új lehetőségeket teremtett, amelyek egy részét már az előző fejezetekben bemutattam.



47. ábra A továbbfejlesztett termikus modell folyamatábrája

Általa lehetővé vált többek között:

- a használati és hűtő levegőáramok figyelembevételére;
- a kompresszor politrópikus hatásfok meghatározásánál a kompresszor la-

páthossz hatásának figyelembevételére;

- bármely tengelyteljesítmény (vagy azzal ekvivalens sugárteljesítményt) adó gázturbinás hajtómű kiemelt nyomásviszonyainak meghatározása, termikus paramétereinek elemzésére.

Ennek megfelelően a program input adatait tartalmazó $\overline{X}$ vektor is kibővült a következőkkel:

- hűtőlevegő százalékos aránya és az elvétel helye;
- kompresszor belépés geometriai méretei;
- egy kezdeti tömegáram, amelyből a program konvergensen tart a helyes tömegáram értékre.

2.9.2. LÉTEZŐ TURBOSHAFT HAJTÓMŰVEK VIZSGÁLATA

Ebben az alfejezetben elvégeztem néhány, tengelyteljesítményt adó (nem csak helikopter) hajtómű vizsgálatát és illesztését az általam elkészített modell segítségével. Az illesztés ebben az esetben azt jelenti, hogy a rendelkezésre álló adatokat a legteljesebben közelítve meghatároztam a hiányzó jellemzőket, többek között a gépegység hatásfokokat és veszteségeket. A legtöbb típusnál az adatok nem túlságosan bőségesen álltak rendelkezésre és jó néhány esetben bizonytalanságot éreztem ezek hitelességét illetően is. Ez alól kivételt képeztek a Magyar Honvédségnél rendszeresített helikopterek hajtóművei, ahol a hajtómű leírásokban pontos értékek voltak fellelhetőek.

Az elemzés során öt adattal dolgoztam minden hajtómű esetében, amelyek sorrendben:

- tengelyteljesítmény felszálló üzemmódon (P);
- turbina előtti gázhőmérséklet (T_3) (vagy ha rendelkezésre állt, valamely ezt követő keresztmetszet hőmérséklet adatával);
- kompresszor nyomásviszony (π);
- hajtómű tömegáram ($\dot{m}$);
- hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás ($\overline{c}$) (vagy termikus hatásfok, η_t).

Az adatok legjelentősebb részét a [25] és a [32] számú forrásokból gyűjtöttem. A vizsgált hajtóművek tengelyteljesítménye, nyomásviszonya és fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása szinte minden esetben adott volt. A legnagyobb bizonytalanságot a turbina előtti gázhőmérsékletek esetében tapasztaltam. Vagy nem lehetett megtalálni, vagy az elemzés során kiderült, hogy jelentős pontatlanságot mutat az értéke. Az adatok rendelkezésre állása esetén a hajtómű tengelyteljesítményét, kompresszor nyomásviszonyt, a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztást (termikus hatásfokot) és a hajtómű tömegáramát elfogadtam.

Az illesztést a hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása (a gépegység hatásfokok alakításával) és tömegárama (turbina előtti gázhőmérséklet változtatásával) alapján végeztem. A legjobb esetet feltételezve az előbbi két jellemző illeszkedése esetén a turbina előtti gázhőmérséklet közelítően megegyezett a megadott értékkel. Ez nem minden esetben valósult meg. Ezekben az esetekben egy kérdőjelet tettem a jobboldali oszlopban megadott turbina előtti gázhőmérséklet elé. Feltételezem, hogy kis eltérések esetében ezek az elcsúszások természetesek (esetleg a gyártó szépítette meg kismértékben a teljesítmény adatot). Nagyobb eltérések esetében valószínűleg az adat már deformálódott az esetleges többszörös átvétel miatt. Ebben az esetben az általam meghatározott turbina előtti gázhőmérsékletet fogadom el. Mivel nem egy hajtómű precíz vizsgálatára törekszem, hanem a hajtóművek illesztésének vizsgálatára, ezért a hatásfokok és veszteségek egy részét rögzítettem [égőtér hatásfok (0,97), összegzett nyomásveszteségi tényező (0,941), mechanikai hatásfok (0,97)]. A zárójeles veszteség és hatásfok értékeket ennek megfelelően állandónak tekintettem nyomásviszonytól és hajtómű típustól függetlenül. Ennek az az oka, hogy természetesen kisebb nagyobb eltérések lehetnek ezek értékében az egyes hajtóművek esetében, de nem túlságosan nagyok, másrészt hatásuk a hajtómű jósági jellemzőire nem olyan domináns, mint a kompresszió és az expanzió politrópikus hatásfoka. További egyszerűsítést jelent, hogy az expanzió politrópikus hatásfokát állandónak tekintettem a nyomásviszony függvényében. Ez, akárcsak a kompresszió politrópikus hatásfoka, romolhat a nyomásviszony növekedésével. A romlás azonban sokkal kisebb mértékű (sokkal kevesebb fokozat és hosszabb lapátok), mint a kompresszorok esetében. Továbbá úgy tekintettem, hogy a kompresszor belépő keresztmetszetének politrópikus hatásfoka (η_{polk0}) megegyezik az expanzió politrópikus hatásfokával. Tudjuk, hogy az expanzió politrópikus hatásfoka a konfúzorosság miatt mindig jobb, mint a kompresszióé, de ebben az esetben a fenti egyenlőség nem jelent ellentmondást, mivel a nyomásviszony növekedésével az egész kompresszorra vonatkoztatott politrópikus hatásfok csökkenő értéket mutat. Az eltérés annál nagyobb lesz, minél nagyobb a kompresszor nyomásviszonya.

Természetesen sok adatot meglehetősen nagyvonalúan kell kezelni. Többek között a levegőelvételek helye és mértéke is meglehetősen bizonytalan kérdés. Ezek már inkább üzemeltetői szinten hozzáférhetőek. A vizsgált hajtóművek kompresszor méretei is csak hozzávetőlegesek. Egy-egy hajtómű részletesebb vizsgálatával ezeket a bizonytalanságokat jelentősen csökkenteni lehet. Ennek ellenére meggyőződésem, hogy a táblázatokban összefoglalt adatok jelentős mértékben megegyeznek az adott hajtómű paraméterei-

vel. Járulékos információként még választ kaphatunk arra is, hogy a gyártók a fent vizsgált nyomásviszony optimumok szempontjából hová illesztették az adott hajtómű munkapontját felszálló üzemmódon.

2.9.3. TV2-117A HAJTÓMŰ

A hajtóművet a Mi-8-as helikopterbe építették be. Ez egy kifejezetten helikopterbe szánt, speciálisan erre a feladatra tervezett szovjet típus. A Klimov hajtóműgyár adatai szerint 100 millió repült óra gyűlt össze rendszerbeállításuk óta és több mint 23000 példányt építettek [33]. Nagyon megbízható, üzembiztos hajtómű. Mindezen pozitív tulajdonságaival is a korai hatvanas évek technológiai színvonalát testesíti meg. Ez jól szemléltethető teljesítmény jellemzőivel, amelynek összefoglalását a 10. táblázat tartalmazza. Az 1103^{+15} kW-os teljesítménye nem számít kevésnek, bár a helikopter, mint a Mi-17 példája bizonyítja, elbírna nagyobb hajtómű teljesítményt. A hajtómű fajlagos hasznos munkája (160–164 kJ/kg) és termikus hatásfoka (~22,5%) napjainkban kifejezetten kevésnek számít. A hajtómű 334 kg-os tömege szintén messze alulmúlja a manapság elvárható értéket. Hűtésre a szállított 6,8 kg/s levegőből kb. 1% kerül felhasználásra.

Típus: TV2-117A P= 1103 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	TV2-117A	megadott adatok
π [-]	6,24	7,74	9,97	6,60	6,6
T_3 [K]	1168	1168	1168	1168	1148?
éta-pol-k(0) [-]	0,848	0,848	0,848	0,848	
éta-pol-e [-]	0,848	0,848	0,848	0,848	
T_2 [K]	539,67	580,67	631,98	550,01	
T_5 [K]	808,16	771,13	729,34	798,46	
fajlagos-munka[kJ/kg]	162,532	159,794	150,016	162,331	
termikus hatásfok [%]	22,26	23,35	23,94	22,58	
éta-pol-k [-]	0,8244	0,8226	0,8213	0,8239	
szállított levegő [kg/s]	6,786	6,903	7,353	6,795	6,8
középátmérő [m]	0,2269	0,2269	0,2269	0,2269	
első lapát hossza [m]	0,0661	0,0673	0,0716	0,0662	
utolsó lap. hossza [m]	0,0198	0,0174	0,0157	0,0190	
hűtő levegő [%]	1,20	1,20	1,20	1,20	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,374	0,357	0,348	0,369	0,369

10. táblázat A TV2-117A hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

Egyéb levegőelvétel csak jégtelenítés esetén történik. Ezt nem veszem figyelembe, mert ez ugyan természetesen csökkenti a teljesítményt és a hatásfokot, de a megadott gyári teljesítmény és fajlagos tüzelőanyag-fogyasztási adatok minden bizonnyal a levegőelvétel nélküli esetre vonatkoznak. A hajtóművet elhelyezve a lehetséges nyomásviszony tartományban (6,24–9,97) a 6,6-os nyomásviszony a tartomány alsó részét képviseli. Ez nem meglepő, hiszen ahogy említettem ez volt az első szovjet, kifejezetten „turboshaft” hajtómű. A heli-

kopter tömege miatt relatív nagy tengely-teljesítményt igényelt. Ugyanakkor a fajlagos hasznos munka eleve alacsony értéke miatt indokolt volt, hogy lehetőleg ennek a maximumát sajtolják ki a hajtóműből, háttérbe szorítva a termikus hatásfok (fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás) javítását célzó megfontolásokat. A másik ok valószínűsíthetően a már sokat említett kompresszor nyomásviszony emeléséből származó kompresszor politrópikus hatásfok csökkenés, ami további fajlagos hasznos munka csökkenést eredményezett volna. Ez ugyan kompenzálható a turbina előtti gázhőmérséklet növelésével, amibe belefért volna az is, hogy csökken a kompresszor politrópikus hatásfoka (ez utóbbi meglehetősen jó még a mai értékekhez viszonyítva is). A turbina előtti gázhőmérséklet növelésnek minden bizonnyal technológiai akadályai voltak.

Összefoglalva leszögezhetjük, hogy tűrhető gépegység hatásfokok mellett mai szemmel gyenge, de a kornak megfelelő mutatókkal rendelkező hajtómű született az Izotov tervező iroda első „turboshaft" hajtóműveként.

2.9.4. TV3-117VM HAJTÓMŰ

A TV3-117 hajtómű fejlesztése 1974-re fejeződött be a Mi-14 és a Mi-24-es helikopterekbe való beépítéshez. Később számos szovjet (orosz) helikopterbe is beépítették.

Típus: TV3-117VM P= 1699 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	TV3-117 VM	megadott adatok
π [-]	7,18	9,12	12,20	9,45	9,45
T_3 [K]	1250	1250	1250	1250	1248
éta-pol-k(0) [-]	0,846	0,846	0,846	0,846	
éta-pol-e [-]	0,846	0,846	0,846	0,846	
T_2 [K]	564,66	612,15	673,97	619,43	
T_5 [K]	845,37	802,86	753,63	796,76	
fajlagos-munka[kJ/kg]	195,464	191,957	178,719	190,852	
termikus hatásfok [%]	24,26	25,53	26,23	25,66	
éta-pol-k [-]	0,8260	0,8242	0,8226	0,8240	
szállított levegő [kg/s]	8,539	8,695	9,339	8,745	8,75
középátmérő [m]	0,2231	0,2231	0,2231	0,2231	
első lapát hossza [m]	0,0846	0,0862	0,0925	0,0867	
utolsó lap. hossza [m]	0,0230	0,0199	0,0176	0,0197	
hűtő levegő [%]	1,45	1,45	1,45	1,45	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,343	0,326	0,318	0,325	0,325

11. táblázat A TV3-117VM hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

A Mil és Kamov helikoptergyárak termékeinek 95%-ába a TV3-117 hajtóművek különböző változatait építették be. A hajtómű rendszerbe állítása óta több mint 16 millió repült óra gyűlt össze a típussal, amelyből kb. 25000 példányt építettek [34]. Az elemzéshez a TV3-117VM változatot választottam. A hajtómű általános elrendezésében nem sokat vál-

tozott a TV2-117A hajtóműhöz képest. Két további fokozattal tizenkét fokozatú axiális kompresszort kapott. A turbina előtti gázhőmérséklet kb. 100 K-el növekedett. A magasabb turbina előtti gázhőmérséklet (bár a gépegység hatásfokok csak elhanyagolható mértékben változtak) a lehetséges nyomásviszony tartományt megemelte és kiszélesítette. Ennek megfelelően nyomásviszony nagyobb (9,45) és közelebb is került a maximális termikus hatásfokot biztosító felső határhoz. Ez a hajtómű fajlagos hasznos munkáját közel 30 kJ/kg-al, termikus hatásfokát 3%-al növelte meg (11. táblázat).

2.9.5. T58-GE-100 HAJTÓMŰ

A T58-as hajtómű-család fejlesztése az 1953-ban kezdődött meg az US Navy megrendelése alapján. A szerződés előírásai szerint építették meg az XT-58 596 kW tengelyteljesítményű helikopterekbe szánt kísérleti gázturbina. A hajtómű 1957-re vált kiforrott konstrukcióvá. A típus hosszú eredményes történetet vallhat magáénak, többek között ez az erőforrása a Marine One helikoptereknek Kennedy elnöksége óta [35]. Az elemzéshez a T58-GE-100 változatot választottam, aminek érdekessége, hogy egyrészt a TV2-117A kortársának tekinthető, másrészt szerkezetében és teljesítmény adataiban is nagy a hasonlóság. Mindkét hajtómű tengelyteljesítménye egy kevéssel 1100 kW felett van. A fajlagos fogyasztásuk a fellelhető adatok alapján azonos.

Típus: T58-GE-100 P= 1118 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	T58-GE-100	megadott adatok
π [-]	6,52	8,03	10,22	8,40	8,4
T_3 [K]	1269	1269	1269	1269	1018???
éta-pol-k(0) [-]	0,824	0,824	0,824	0,824	
éta-pol-e [-]	0,824	0,824	0,824	0,824	
T_2 [K]	558,04	600,00	651,98	609,47	
T_5 [K]	885,65	848,27	806,31	840,30	
fajlagos-munka[kJ/kg]	179,977	177,262	167,667	175,996	
termikus hatásfok [%]	21,49	22,44	22,95	22,59	
éta-pol-k [-]	0,8004	0,7986	0,7972	0,7983	
szállított levegő [kg/s]	6,212	6,307	6,668	6,352	6,35
középátmérő [m]	0,2126	0,2126	0,2126	0,2126	
első lapát hossza [m]	0,0646	0,0656	0,0693	0,0661	
utolsó lap. hossza [m]	0,0191	0,0169	0,0153	0,0166	
hűtő levegő [%]	1,51	1,51	1,51	151	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,388	0,371	0,363	0,369	0,369

12. táblázat A T58-GE-100 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

Az elemzés eredménye azt mutatja (12. táblázat), hogy ugyanazt a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztást a GE hajtómű rosszabb politrópikus hatásfokai miatt csak magasabb nyomásviszony és turbina előtti gázhőmérséklettel érhette el. A GE hajtómű fajlagos hasznos munkája egy kicsit jobb, annak ellenére, hogy a munkapont a termikus hatásfok

optimalizálása felé tolódik el.

2.9.6. T64-GE-100 HAJTÓMŰ

A hajtómű rendszeresítése 1964-ben kezdődött. A típus már nincs gyártás alatt de tervezésekor számos újdonságot alkalmaztak, úgymint a korrózió- és hőálló turbina lapát bevonat, a turbina lapátok fátyolhűtése és a szabadturbina front kihajtása. A T64 helikopter hajtómű család legfontosabb felhasználója a H-53 helikopter különböző változatai voltak [36]. Ebből a T64-GE-100 hajtóművet választottam elemzésre.

Típus: T64-GE-100 P= 3228 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	T64-GE-100	megadott adatok
π [-]	8,62	11,16	15,51	14,00	14
T_3 [K]	1429	1429	1429	1429	1100??
éta-pol-k(0) [-]	0,834	0,834	0,834	0,834	
éta-pol-e [-]	0,834	0,834	0,834	0,834	
T_2 [K]	608,36	664,49	741,97	717,11	
T_5 [K]	947,78	898,46	838,46	856,84	
fajlagos-munka[kJ/kg]	257,826	253,328	235,032	242,236	
termikus hatásfok [%]	26,12	27,48	28,29	28,17	
éta-pol-k [-]	0,8102	0,8076	0,8050	0,8058	
szállított levegő [kg/s]	12,520	12,742	13,734	13,326	13,3
középátmérő [m]	0,3737	0,3737	0,3737	0,3737	
első lapát hossza [m]	0,0741	0,0754	0,0813	0,0788	
utolsó lap. hossza [m]	0,0180	0,0155	0,0134	0,0140	
hűtő levegő [%]	1,99	1,99	1,99	1,99	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,319	0,303	0,294	0,296	0,296

13. táblázat A T64-GE-100 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

A hajtómű a vizsgált helikopter hajtóművek közül a legnagyobb tengelyteljesítményt biztosítja. Ennek megfelelően legnagyobb a levegőfogyasztása is. Összehasonlítva a többi elemzett hajtóművel, nagyobb geometriai mérete miatt a kompresszor és a turbina politrópikus hatásfoka elfogadható. A turbina előtti hőmérséklet is meglehetősen magas köszönhetően a lapátok fentebb említett fátyolhűtésének. A fellelt 1100 K-es turbina előtti hőmérséklet nem valószínű a modell eredményei alapján. Összességében mind a 28%-os termikus hatásfok, mind pedig a fajlagos hasznos munka 242 kJ/kg-os értéke a kor követelményeinek megfelelő, illetve annál egy kicsit magasabb is (13. táblázat).

2.9.7. T53-L-13 HAJTÓMŰ

A Lycoming T53 hajtóműcsalád fejlesztése az 1950-es években kezdődött, aminek egyaránt készültek merev és forgószárnyas szerkezetekbe beépített változatai is. Tervezésében részt vett Anselm Franz is, aki a II. világháború alatt a német Jumo 004 hajtómű főtervezője volt. Ezek a hajtóműveket alapvetően az UH-1-es helikopterekbe építették be.

Manapság a továbbfejlesztett T53-asokat a Honeywell Aerospace gyártja. Az elemzéshez a T53-L-13-ast választottam, amit az UH-1E változatba építettek be. A hajtómű kompakt kialakítású, mellső kihajtással és integrált fordulatszám csökkentő fokozattal [37].

Típus: T53-L-13 P= 1043 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	T53-L-13	megadott adatok
π [-]	6,81	8,53	11,16	7,20	7,2
T_3 [K]	1250	1250	1250	1250	1210?
éta-pol-k(0) [-]	0,843	0,843	0,843	0,843	
éta-pol-e [-]	0,843	0,843	0,843	0,843	
T_2 [K]	559,53	604,39	661,99	570,36	
T_5 [K]	856,02	815,89	769,67	845,95	
fajlagos-munka[kJ/kg]	188,746	185,620	174,061	188,532	
termikus hatásfok [%]	23,26	24,40	25,04	23,59	
éta-pol-k [-]	0,8154	0,8132	0,8114	0,8148	
szállított levegő [kg/s]	5,526	5,619	5,992	5,532	5,53
középátmérő [m]	0,2134	0,2134	0,2134	0,2134	
első lapát hossza [m]	0,0572	0,0582	0,0621	0,0573	
utolsó lap. hossza [m]	0,0163	0,0143	0,0127	0,0157	
hűtő levegő [%]	1,45	1,45	1,45	1,45	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,358	0,341	0,333	0,353	0,353

14. táblázat A T53-L-13 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

A kompresszor és a turbina politrópikus hatásfoka megfelelő. A mérsékelt nyomásviszony és gázhőmérséklet meglehetősen gyenge termikus hatásfokot és fajlagos hasznos munkát eredményezett. Teljesítmény mutatói szerint a TV2-117A és a T58-GE-100-as hajtóművek színvonalát képviseli. Gyakorlatilag ezt a hajtóművet is, a TV2-117A-hoz hasonlóan, közel a maximális fajlagos hasznos munkára pozicionálták. Az általam meghatározott turbina előtti gázhőmérséklet 40 K-el magasabb a megadott értéknél, ami nem tekinthető jelentős eltérésnek (14. táblázat).

2.9.8. MTR 390-E HAJTÓMŰ

A hajtómű a Turbomeca, Rolls-Royce és az MTU hajtóműgyártók közös munkájaként jött létre és a francia-német Tiger helikopterek erőforrásait képezik. Az MTR 390-2C alaptípust 2002 és 2010 között szállították le, amelyekből 242 db-ot francia–német Tiger, 51 db-ot pedig az ausztrál ARH (Armed Reconnaissance Helicopter) programban használtak fel. A spanyol ITP (Industria de Turbo Propulsores) céggel együttműködésben készült el a 14%-al magasabb tengely-teljesítményt nyújtó MTR 390-E változat [38]. Az elemzéshez ez utóbbi változatot választottam. Az elemzésre kiválasztott hajtóművek közül ezt jellemzik a legszélsőségesebb adatok. Érdekessége, hogy a kis geometriai méret érdekében magas a hajtómű által szolgáltatott fajlagos hasznos munka. Az 1000 kW-ot meghaladó tengely-teljesítményhez így nagyon alacsony levegőfogyasztás

(3,6 kg/s) társul. Ennek következtében a tervezők még a szokásos első axiális kompresszor fokozatokat is centrifugál fokozatokkal helyettesítették.

Típus: MTR 390-E P= 1043 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	MTR 390-E	megadott adatok
π [-]	9,45	12,24	16,73	14,00	14
T_3 [K]	1627	1627	1627	1627	
éta-pol-k(0) [-]	0,815	0,815	0,815	0,815	
éta-pol-e [-]	0,815	0,815	0,815	0,815	
T_2 [K]	645,95	708,40	789,99	742,70	
T_5 [K]	1 083,57	1029,77	967,49	1002,69	
fajlagos-munka[kJ/kg]	315,233	310,116	290,783	303,466	
termikus hatásfok [%]	26,13	27,40	28,15	27,83	
éta-pol-k [-]	0,7795	0,7759	0,7721	0,7740	
szállított levegő [kg/s]	3,470	3,528	3,762	3,605	3,6
középátmérő [m]	0,1610	0,1610	0,1610	0,1610	
első lapát hossza [m]	0,0476	0,0484	0,0517	0,0495	
utolsó lap. hossza [m]	0,0113	0,0097	0,0084	0,0091	
hűtő levegő [%]	2,58	2,58	2,58	2,58	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,319	0,304	0,296	0,299	0,299

15. táblázat Az MTR 390-E hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

A centrifugális fokozatok gyenge politrópikus hatásfokát még tetézi a levegőáram centrifugális fokozatoknál elkerülhetetlen irányváltásai. Ennek eredményeképpen tűrhető termikus hatásfokot csak ennél a hajtómű kategóriánál szokatlan magas turbina előtti gázhőmérséklettel lehetett elérni (15. táblázat).

2.9.9. T800-LHT-801 HAJTÓMŰ

A hajtómű az LHTEC (Light Helicopter Turbine Engine Company) által került kifejlesztésre, amely a Rolls-Royce és a Honeywell 50-50%-os részvételével alakult. Az eredeti megrendelés alapján a US Army Sykorsky RAH-66 Comanche helikoptereibe építették volna be. Az hajtómű polgári és katonai minősítése 1993-ra fejeződött be. Az alap T800-hoz képest a T800-LHT-801 17%, a T800-LHT-802 további 7% többlet teljesítményt adott [39]. A RAH-66 Comanche program törlése után a fejlesztés nem veszett kárba. A hajtómű polgári változatát (CTS800-54) az UH-1H-ba építették be, lecserélve az előző T53-as változatokat. Ezzel a váltással a helikopter képességei gyakorlatilag ismét a kor követelményeinek megfelelővé váltak. A típus kiegyensúlyozott hatásfok és teljesítmény mutatókkal rendelkezik. A kompresszor politrópikus hatásfoka a viszonylag nagy nyomásviszony és kis levegőszállítás miatt csak közepesnek mondható.

Ezzel együtt mérsékelt turbina előtti gázhőmérséklettel (1444 K) közel 30%-os termikus hatásfoka ebben a kategóriában jónak tekinthető. Fajlagos hasznos munkája (257 kJ/kg)

átlagos. A kompresszor nyomásviszonyát a maximális termikus hatásfok nyomásviszonyának közelébe pozícionálták (16. táblázat).

Típus: T800-LHT-801 P= 1166 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	T800-LHT-801	megadott adatok
π [-]	8,92	11,67	16,41	15,00	15
T_3 [K]	1444	1444	1444	1444	
éta-pol-k(0) [-]	0,849	0,849	0,849	0,849	
éta-pol-e [-]	0,849	0,849	0,849	0,849	
T_2 [K]	613,13	672,39	754,00	731,90	
T_5 [K]	944,82	892,84	830,02	846,23	
fajlagos-munka[kJ/kg]	275,781	270,760	250,649	257,353	
termikus hatásfok [%]	27,54	29,05	29,99	29,85	
éta-pol-k [-]	0,8141	0,8105	0,8068	0,8076	
szállított levegő [kg/s]	4,228	4,306	4,652	4,531	4,53
középátmérő [m]	0,1862	0,1862	0,1862	0,1862	
első lapát hossza [m]	0,0502	0,0511	0,0552	0,0538	
utolsó lap. hossza [m]	0,0120	0,0102	0,0088	0,0091	
hűtő levegő [%]	2,03	2,03	2,03	2,03	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,302	0,287	0,278	0,279	0,279

16. táblázat A T800-LHT-801 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

2.9.10. RTM 322-09/1 HAJTÓMŰ

Az RTM 322 hajtómű család a Turbomeca és a Rolls-Royce közös terméke. A felkérés 1992-ben érkezett a Royal Navy Merlin HM Mk1 helikopterek erőforrásainak tervezésére.

Típus: RTM 322-09/1 P= 1799 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	RTM 322-09/1	megadott adatok
π [-]	10,36	14,01	20,81	14,70	14,7
T_3 [K]	1507	1507	1507	1507	
éta-pol-k(0) [-]	0,857	0,857	0,857	0,857	
éta-pol-e [-]	0,857	0,857	0,857	0,857	
T_2 [K]	636,58	704,54	801,98	715,79	
T_5 [K]	956,25	896,85	823,48	887,74	888
fajlagos-munka[kJ/kg]	319,362	312,923	285,706	310,768	
termikus hatásfok [%]	30,21	32,04	33,20	32,26	
éta-pol-k [-]	0,8268	0,8230	0,8187	0,8224	
szállított levegő [kg/s]	5,633	5,749	6,297	5,789	
középátmérő [m]	0,1929	0,1929	0,1929	0,1929	
első lapát hossza [m]	0,0646	0,0659	0,0722	0,0663	
utolsó lap. hossza [m]	0,0137	0,0115	0,0096	0,0112	
hűtő levegő [%]	2,22	2,22	2,22	2,22	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,276	0,260	0,251	0,258	0,258

17. táblázat Az RTM 322-09/1 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

A kész hajtómű 1998-ban állt szolgálatba. Később beépítették az angol Royal Air Force EH101 HC Mk3 és az AgustaWestland WAH-64 Apache harci helikoptereibe. RTM 322-es hajtóműveket építettek be a dán, portugál és a japán EH101-esekbe is, valamint az eu-

rópai NATO taktikai szállító helikopter projekt NH90-eseibe. Az elemzéshez az RTM 322-09/1 típusváltozatot választottam [40]. A modell eredményei alapján a vizsgált hajtóművek közül ez nyújtja a legkiegyensúlyozottabb mutatókat. A kategóriához képest jó politrópikus kompresszor és turbina hatásfokkal rendelkezik. A körülbelül 1500 K-es turbina előtti gázhőmérséklet és a közel 15-ös nyomásviszony mellett a legmagasabb termikus hatásfokot (32%) és a legmagasabb fajlagos hasznos munkát biztosítja (310 kJ/kg). Manapság az általam fellelt adatok alapján ebben a hajtómű kategóriában és ebben a teljesítmény vertikumban (1000-2500 kW), a fenti szempontok alapján a legjobb mutatókkal rendelkezik (17. táblázat).

2.9.11. LM2500 HAJTÓMŰ

Az utolsóként tárgyalt LM2500 GE is tengelyteljesítményt szolgáltató hajtómű, de természetesen nem helikopter erőforrás habár tervezésénél repülőgép hajtómű (CF6) szolgált, mint alap konstrukció. A típust ipari gázturbinaként, illetve hajók erőforrásaként alkalmazzák. Összesen 30 ország több mint 400 hajójába építették be. Teljesítménye több mint egy nagyságrenddel nagyobb (24000 kW), mint az előzőekben tárgyalt hajtóművek bármelyike [41]. Elemzése és összehasonlítása pont a nagyobb teljesítményből származó nagyobb méretek és az ebből adódó előnyök hangsúlyozása miatt érdekes.

Típus: LM2500 P= 24000 kW	max-fajl-munka	optimum	maximális hatásfok	LM2500	megadott adatok
π [-]	12,38	17,98	29,64	18,00	18
T_3 [K]	1504	1504	1504	1504	
éta-pol-k(0) [-]	0,872	0,872	0,872	0,872	
éta-pol-e [-]	0,872	0,872	0,872	0,872	
T_2 [K]	652,98	734,27	855,91	734,51	
T_5 [K]	911,22	840,06	751,60	839,87	839
fajlagos-munka[kJ/kg]	350,686	341,511	300,536	341,451	
termikus hatásfok [%]	33,92	36,43	37,96	36,43	36
éta-pol-k [-]	0,8610	0,8585	0,8547	0,8585	
szállított levegő [kg/s]	68,437	70,276	79,857	70,288	70,3
középátmérő [m]	0,6434	0,6434	0,6434	0,6434	
első lapát hossza [m]	0,2351	0,2414	0,2744	0,2415	
utolsó lap. hossza [m]	0,0429	0,0340	0,0274	0,0341	
hűtő levegő [%]	2,21	2,21	2,21	2,21	
fajl. fogyasztás [kg/kW*h]	0,246	0,229	0,219	0,229	

18. táblázat Az LM2500 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

Az alaptípus a 70-es évekből származik. Habár a vizsgált hajtómű ahhoz képest már több fejlesztésen ment keresztül, nem a legújabb változatról van szó. Ennek ellenére minden mutatójában jelentős előnyt mutat még a legjobbnak ítélt RTM 322 helikopter hajtóművel szemben is. A magasabb nyomásviszony ellenére is a kompresszor és a turbina politrópikus

hatásfoka nem romlott jelentősen. Ez még a helikopter hajtóműveknél is átlagosnak tekinthető ~1500 K-es turbina előtti gázhőmérséklet mellett is jelentős, 4%-os termikus hatásfok és 30 kJ/kg fajlagos hasznos munka növekedést eredményezett (18. táblázat).

2.9.12. Összefoglalás

A 19. táblázatban összegyűjtöttem a fenti elemzések során kapott legfontosabb adatokat, lehetővé téve összehasonlításukat. Láthatóan a tervezők nem követtek egységes koncepciót a munkapontok megválasztásánál, ami széles spektrumban mozog, de minden esetben beleesik a modell által meghatározott kompresszor nyomásviszony tartományba.

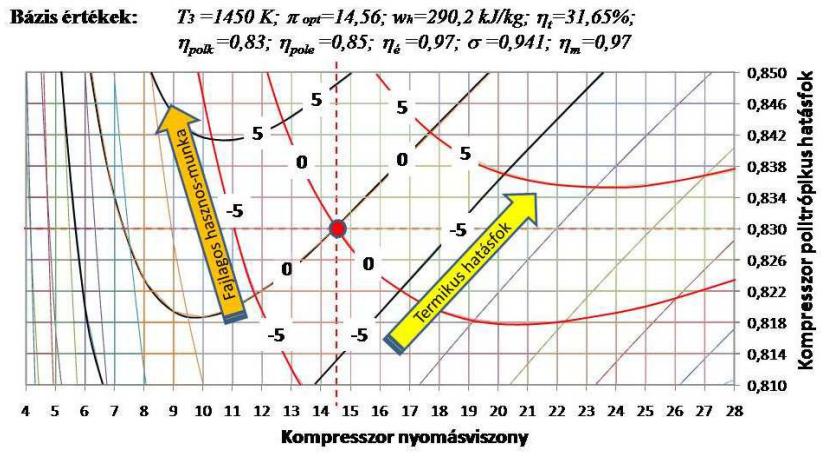
	TV2-117A	**TV3-117 VM**	**T58-GE-100**	**T-53-L13**	**T64-GE-100**	**MTR 390E**	**T800-LHT-801**	**RTM 322-01/9**	**LM2500**
P [kW]	1103	1699	1118	1043	3228	1043	1166	1799	24000
T_3 [K]	1168	1250	1269	1250	1429	1627	1444	1507	1504
$\dot{m}$ *[kg/s]*	6,8	8,75	6,35	5,53	13,3	3,6	4,53	5,79	70,3
π_{wh}-$\pi_{\eta t}$ π *[-]*	6,24-9,97 6,6	7,18-12,2 9,45	6,52-10,22 8,4	6,81-11,16 7,2	8,62-15,51 14	9,45-16,73 14	8,92-16,41 15	10,36-20,81 14,7	12,38-29,64 18
Poz. [%]	9,58	45,28	50,73	8,95	78,04	62,48	81,19	41,56	32,58
η_{pole} *[-]*	0,848	0,846	0,824	0,843	0,834	0,815	0,849	0,857	0,872
η_{polk} *[-]*	0,824	0,824	0,798	0,815	0,805	0,774	0,808	0,822	0,858
η_t *[%]*	22,58	25,66	22,59	23,59	28,17	27,83	29,85	32,26	36
c_{fajl} *[kg/kWh]*	0,369	0,325	0,369	0,353	0,296	0,299	0,279	0,258	0,229
w_h *[kJ/kg]*	162,3	190,8	176	188,5	242,2	303,47	257,3	310,8	341,451

19. táblázat Összefoglaló a hajtóműelemzések eredményeiről

Megvizsgálva az eredményeket jól látható, hogy a helikopter gázturbinák, mint a repülés egyéb területei is nagy fejlődésen mentek keresztül. A magasabb kompresszor nyomásviszonnyal és turbina előtti gázhőmérséklettel, a FADEC[32] rendszerrel, ami szerves részévé vált minden mai modern hajtóműnek, jelentősen javultak ezeknek a hajtóműveknek a fajlagos és hatásfok mutatóik. Mindezzel együtt is ezek a pozitív változások sokkal kissebek, mint az egyéb kategóriákban elért eredmények. Ennek a legfontosabb oka, hogy ezek a hajtóművek viszonylag kisméretűek. Egy helikopter gázturbina 250-3500 kW tengelyteljesítményt szolgáltat 2-15 kg/s levegőszállítás mellett. Az alkalmazott kompresszor kicsi, rövid lapátmagasságokat eredményezve, különösen a hátsó fokozatokban (esetleg utolsó centrifugál fokozattal). Ez a tény jelentősen csökkenti a kompresszor politrópikus hatásfokát. Ezt tovább erősíti, hogy a tervezők a fajlagos hasznos munka növelésével igyekeztek (igyekeznek) csökkenteni a hajtómű tömegét és geometriai méreteit. Ebből adódik, hogy sok esetben, korban fiatalabb hajtóművek kompresszor politrópikus hatásfoka rosszabb, mint idősebb társaié. Ez a kettősség erő-

[32] FADEC rendszer: Full Authority Digital Engine Control (teljes hatáskörű digitális hajtómű szabályzó rendszer).

sen bünteti a helikopter hajtóműveket, különösen az alsó teljesítmény kategóriában, ahol egyébként is kicsik a geometriai méretek. Mivel a nyomásviszony növelése tovább csökkentené a politrópikus hatásfokot, ezeknél a hajtóműveknél a kompresszor nyomásviszony általában nem haladja meg a ~15-ös értéket. A viszonylag alacsony nyomásviszony és kompresszor politrópikus hatásfok miatt az elérhető termikus hatásfok általában nem több mint 35%, míg a nagyobb méretű gázturbinák (a tömegáram 30 kg/s felett) a termikus hatásfok általában magasabb, mint 40%. Jó példa erre az LM2500-as „turboshaft" hajtómű, amelynek hatásfoka ugyan nem éri el a 40%-ot, de 36%-os termikus hatásfoka jelentősen magasabb, mint a legjobb hatásfokkal rendelkező helikopter gázturbináké.



48. Egy jó fajlagos mutatókkal rendelkező helikopter hajtómű fajlagos hasznos munka és relatív termikus hatásfok változásai a nyomásviszony és a kompresszor politrópikus hatásfok függvényében

Az előzőekben vizsgált hajtóművek közül az új generációs RTM 322-01/9 hajtómű mutatói, a legjobbak. A viszonylag magas kompresszor nyomásviszony és turbina előtti gázhőmérséklet itt párosul egy (ebben a kategóriában) jónak mondható kompresszor és turbina politrópikus hatásfokkal. Látható, hogy a turbina előtti gázhőmérséklet kiélezésével még gyengébb gépegység hatásfokok mellett is lehet bizonyos eredményt elérni (MTR 390-E). Kiegyensúlyozottan jó teljesítmény mutatók azonban, alacsonyabb turbina előtti gázhőmérséklet mellett, csak jó gépegység hatásfokokkal produkálható. Bizonyítja ezt az előbb említett RTM 322-01/9 hajtómű, amely alacsonyabb turbina előtti gázhőmérséklet mellett is minden mutatójában jobb. Körülbelül az RTM 322-01/9 hajtómű mutatóival rendelkező 48. ábrán ábrázolt (az általam készített modell által generált) hajtómű jellemzők példáján szemléltethető, hogy pl. a kompresszor politrópikus hatásfokának csökkenése milyen jelentős hatással van mind a fajlagos hasznos munkára, mind pedig a termikus hatásfokra.

2.10. KÖVETKEZTETÉSEK

A valós gázturbinás körfolyamatok, adott hőmérséklet határok között és gépegység veszteségek mellett, mind a fajlagos hasznos munka, mind pedig a termikus hatásfok szempontjából rendelkeznek optimumokkal, amelyeket a kompresszor nyomásviszonyával lehet jellemezni. Bonyolítja a helyzetet, hogy a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok maximumaihoz tartozó nyomásviszony értékek eltérnek egymástól. Ennek megfelelően egyszerre nem produkálható mindkét optimum. Ebben a fejezetben bemutatott termikus matematikai modell lehetővé teszi a maximális fajlagos hasznos munka és a maximális termikus hatásfok és a hozzájuk tartozó kompresszor nyomásviszony, valamint a kompromisszumos optimumkeresés jegyében a szorzatuk maximumához tartozó nyomásviszony meghatározását is. Továbblépve a modell alkalmazásával elvégezhető a gázturbinák paraméter-érzékenységi vizsgálata, valamint átfogó termikus elemzése. Mindezt úgy, hogy figyelembe vehetőek a kompresszor levegőelvételei, valamint a kompresszor méretének a kompresszor politrópikus hatásfokára gyakorolt hatása.

3. KATONAI HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK SZERKEZETI ELEMZÉSE

3.1. A HELIKOPTERT, ILLETVE HAJTÓMŰVÉT ÉRINTŐ LEGFONTOSABB VESZÉLYFORRÁSOK

Legtöbb esetben akár új csapásmérő eszköz eladásáról van szó, akár korszerűsítésről, az elsődlegesen (sokszor kizárólagosan) hangsúlyozott tulajdonság a harceszköz csapásmérő képessége. Holott ennek hatékony felhasználást tekintve társulnia kell a megbízhatósággal és kellő önvédelmi képességgel, hiszen a harci-hatékonyság szintje (az eredményesség valószínűsége) (P_h) az alábbi összefüggéssel határozható meg [42]:

$$P_h = P_m \cdot P_{m.elk.} \cdot P_{mű.megb.} \tag{3.1}$$

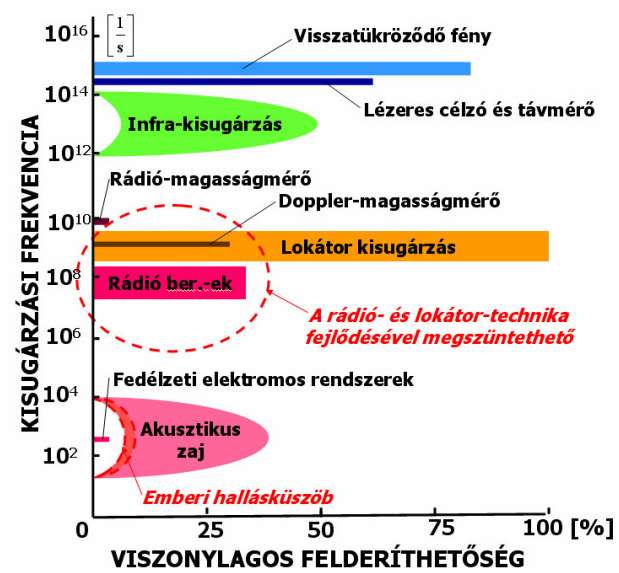
A csapásmérő képességgel dolgozatomban nem kívánok foglalkozni, mivel a hajtómű, illetve ennek megválasztása csak minimális mértékben van hatással a csapásmérő képességre. Azt természetesen nem jelenthetjük ki, hogy abszolút figyelmen kívül hagyható, de az már az 1. mellékletből (amely korántsem teljes spektrumát mutatja az elérhető helikopter hajtóműveknek) látható, hogy minden teljesítmény kategóriában meglehetősen nagy a választék, miközben hatásfok mutatóikban azonos korból származó hajtóműveknél nincs jelentős különbség.

Van azonban két jellegzetessége a katonai helikopterekkel történő repülésnek, amelyek különösen erősen kapcsolódnak maguknak a hajtóműveknek az üzeméhez, ezáltal befolyásolva szerkezeti kialakításukat összehasonlítva más gázturbinás hajtómű kategóriákkal.

Az egyik tulajdonképpen a helikopterek legjelentősebb előnyéből származik, nevezetesen, hogy nem igényelnek előkészített le- és felszállóhelyet. Az ilyen nem előkészített felszállóhelyekről történő üzemeltetés még európai talajviszonyokat feltételezve is azt jelenti, hogy a forgószárny által keltett áramlás jelentős mennyiségű port, szennyeződést emelhet a levegőbe a helikopter környezetében, ami a hajtóműbe kerülve rövid időn belüli jelentős károsodást okozhat.

A második probléma, hogy a helikopter, mint minden más repülő eszköz, számtalan, az ember, vagy általa készített eszközök számára érzékelhető jeleket bocsát ki. A 49. ábra alapján jól látható, hogy az elektromágneses hullámtartomány szinte teljes spektrumában detektálhatóak ilyenek. A helikopterek elleni, valamint a saját fedélzeti fegyverek

alkalmazásához (észleléshez, célzáshoz) ugyan felhasználható a teljes spektrum, a jelenlegi nagypontosságú fegyverek rávezetése azonban a lokátor, infra, vagy/és lézer frekvencia-tartományában történik. Figyelembe véve, hogy dolgozatom tárgyát a helikopter hajtóművek vizsgálata képezi, így ezek infra tartományú (hő) kisugárzása fontos a helikopter önvédelmének (felderíthetőségének csökkentése) miatt.



49. ábra Helikopterek által kibocsátott sugárzások frekvencia tartományai [42]

3.2. A BESZÍVOTT POR HATÁSA A HELIKOPTER HAJTÓMŰVEKRE

A beszívott por, szennyeződések egyértelműen negatív hatással vannak a helikopter hajtóművek üzemére. Különösen igaz a sivatagi hadviselésre, ahol a por koncentrációja elérheti a $1{,}177 \cdot 10^{-3}$ kg/m^3 értéket is [45]. Ezt feltételezve könnyen kiszámolható, hogy egy kb. 12,5 kg/s-os levegőfogyasztású helikopter hajtómű (pl. CH-47C helikopter, T55-L-11C 2610 kW teljesítményt szolgáltató hajtóműve), védelem nélkül, 10 perc alatt 7 kg apró részecskét, főleg homokot szív be.

Ha a levegőbe emelt por koncentrációja olyan magas, hogy felszállás (leszállás) közben ez a látás elvesztésével jár a nyugati szakirodalom „brownout”-nak[33] (50. ábra) nevezi. A hajtóművekre gyakorolt hatása nagyon súlyos. Az első Öböl háborúban az előzőekben említett CH-47-esek védelem nélküli hajtóműve 25 repült óránként igényelt nagyjavítást. Elképzelhető, hogy ez milyen mértékben növelte az emberi és anyagi ráfordításokat, nem beszélve a drasztikusan csökkenő hadrafoghatóságról. Ez a jelenség elsősorban a hajtómű kompresszorát veszi igénybe a forgó lapátok gyors erózióját okozva (51. ábra). Sajnos

[33] Brown-out: az eredeti magyar jelentése részleges elsötétítés.

azonban nem ez az egyedüli probléma. A hajtóműbe kerülő homok erodálja az álló lapátkoszorút, a kompresszor csatorna falát, és bár kisebb mértékben, de a turbina lapátokat is.

50. ábra Felszállás sivatagi körülmények között, a „brownout” jelenség [43]

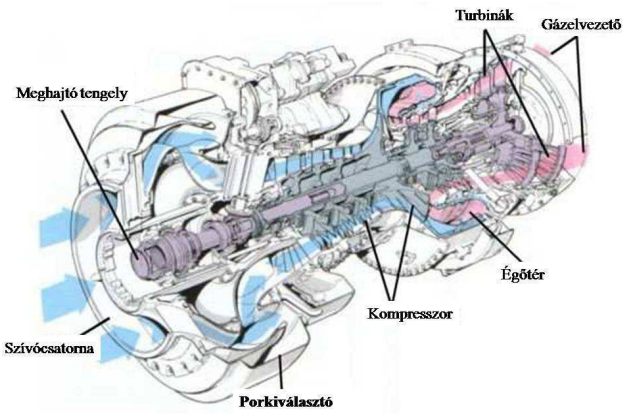
A kisméretű részecskék (<10 μm) eltömíthetik a turbina lapátok hűtőfuratait, a lapátok túlmelegedését és eróziót okozva. Továbbá szennyezheti az olajrendszert, ezzel az olajfuratok eltömődését, az olajtömítések erodálását, a szűrőelemek eltömődését és az olajszivattyú károsodását okozva. A helikopterek viszonylag kisméretű hajtóműveinél (harcjármű gázturbinák esetén is) fokozottan jelentkezik ez a probléma. A helikopter-üzemeltetők hamar felismerték, hogy valamit tenni kell ennek a hatásnak az elkerülésére, vagy legalábbis csökkentésére. A helyzetet nehezíti, hogy a részecskék nagysága viszonylag széles tartományban változik, ami azt jelenti hogy a védelemnek különböző feltételeknek kell megfelelnie. A másik probléma abban jelentkezik, hogy ezt nem lehet büntetlenül megoldani. Bármilyen porkiválasztót, vagy szűrőt alkalmaznak, ez olyan hatással van, mintha romlana a szívócsatorna nyomásveszteségi tényezője, ami része a hajtómű teljes nyomásveszteségének. Ez természetesen kihatással lesz a hajtómű termikus hatásfokára (fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás) és a fajlagos hasznos munkájára is. A paraméterérzékenységi vizsgálat 3. számú mellékletben található összefoglalásában azt láthatjuk, hogy a nyomásveszteségi tényező (szigmával jelölve) okozza a legkisebb veszteséget mind a termikus hatásfok, mind pedig a fajlagos hasznos munka tekintetében. A kompresszor politrópikus hatásfok csökkenésére viszont nagyon érzékeny a hajtómű mindkét fenti jellemző tekintetében. A kompresszorlapátok alakváltozása miatt pedig csökken a bevihető munka, ami a kompresszor nyomásviszony csökkenésével is jár. További állapotromlás pedig rövid időn belül kompresszor pompázshoz vezet. A nagyjavítások közti üzemidő drasztikusan lecsökken, ami anyagilag is érzékenyen érinti az üzemeltetőket, nem beszélve a javítások, hajtó-

műcserék miatti üzemidő kiesésekről. Ezt felismerve a hajtóműtervezők már a gázturbinás korszak kezdete után egy évtizeddel megpróbálták megtalálni a megfelelő ellenszert.

51. ábra A kompresszor első fokozat nagyfokú eróziója [44]

3.2.1. PORKIVÁLASZTÓK ALKALMAZÁSA

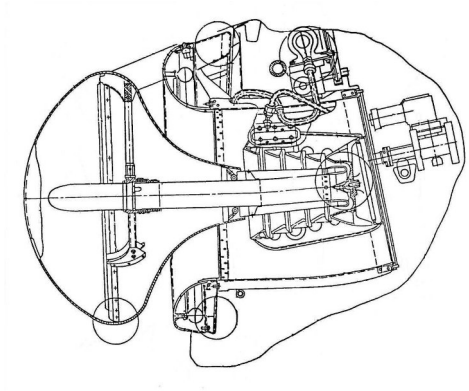
Már 1969-70-ben készült egy olyan tanulmány, amelyben a porkiválasztó rendszerek beépítésének hatását vizsgálták helikopter gázturbináknál, amely egyértelműen pozitív tapasztalatokkal zárult [45].



52. ábra A hajtóművel egybeépített porkiválasztó [47]

Az UH-60 és az AH-64 helikopterekbe beépített General Electric T700-as hajtómű volt az első, amelynek beépített tartozéka lett a porkiválasztó (52. ábra). Ez a hajtóművel egy egységet képezett, amit szennyeződésmentes környezetben sem lehetett eltávolítani. Mérések alapján ennek a porkiválasztónak a hatékonysága durva homok esetén 91,7%-os, finom homok esetében 64%-os volt [46]. A szovjet hajtómű specialisták is felismer-

ték a porkiválasztás jelentőségét és a Mi-24-es TV3-117-es hajtóművét és a TV2-117A hajtóművek egy részét úgynevezett PZU-val (ПЗУ-Пылезащитное Устройство) szerelték fel (53. ábra). Ennek a berendezésnek a porkiválasztási hatékonysága 70–75%. Nem találtam részletezett adatot külön a durva illetve finomszemcsés homokra. Az okozott nyomásveszteség kb. 1500 Pa, felszálló üzemmódon zérus repülési magasság és sebesség esetén a Nemzetközi Egyezményes Légkör adatainak megfelelően. Ez, tekintve a 101325 Pa-os belépő nyomást, kb. 1,5%-os extra nyomásveszteséget jelent [48]. További hátránya, hogy a szennyezett levegő szabadba történő kijuttatásához az ejektor kb. 9 bar-os sűrített levegőjét a hajtómű kompresszorának megcsapolásával biztosítják, ami további hatásfok csökkenést és teljesítmény-veszteséget okoz.



53. ábra A TV-117 hajtóművön alkalmazott PZU porkiválasztó berendezés [48]

A fenti értékeknél manapság sokkal jobb szűrési hatékonysággal dolgoznak a porkiválasztók. Ezek gyártására és utólagos felszerelésére számos cég szakosodott megcélozva nemcsak a katonai, hanem a polgári helikopterek piacát is. Katonai felhasználás esetén ezeknek az alkalmazását különösen fontossá tette az iraki és a jelenleg is folyó afganisztáni konfliktus, illetve az ezt követő békefenntartó tevékenység. Polgári helikoptereknél is előfordulhat, hogy egész életciklusukat poros sivatagi környezetben kell eltöltenie, vagy időlegesen fokozottan szennyezett területen kell dolgozniuk. A porkiválasztó alkalmazása még ez utóbbi esetben is elengedhetetlen, mivel a hajtómű rendkívül rövid, akár 20 óra repült idő után is végzetesen károsodhat.

A 70-es évek eleje óta háromfajta porkiválasztó rendszer terjedt el. A legelső a fentebb már említett inerciális porkiválasztó rendszerek (Inertial Particle Separator [IPS]), amelyek a hajtómű integrált részét képezték, vagyis pormentes övezetben sem lehetett őket leszerelni. Ennek megfelelően negatív hatásuktól sem lehetett megszabadulni. A következő nagy csoport az örvénykeltős porkiválasztó rendszerek (Vortex Tube Separators

[VTS]). A harmadik csoportot a porkiválasztó szűrők képezik (Inlet Barrier Filters [IBF]).

Ezeknek a rendszereknek a legfontosabb jósági mutatóik a következők:

- szűrési hatásfok (általában jelentősen eltér finom és durva homokszemcséknél, ennek megfelelően sok esetben mind a két értéket megadják);
- nyomásveszteségi tényező (az okozott nyomásveszteség analóg a szívócsatorna nyomásveszteségi tényezőjével, ahhoz hozzáadódva csökkenti a fajlagos hasznos munkát (teljesítményt), illetve a termikus hatásfokot (növeli a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztást);
- a környezetbe vezetett szennyezett levegő tömegáramának és a teljes hajtómű tömegáramának viszonya (más szemlélettel, de ugyanazon mutató a szennyezett levegőáram és a tiszta hajtóműbe vezetett tömegáram viszonya);
- a szennyezett levegő környezetbe juttatásához (ejektálásához) a hajtóműtől elvezetett levegő mennyisége, illetve nyomása (másik megoldás esetében ugyanezt a levegőáramot mozgató ventilátor teljesítmény szükséglete);

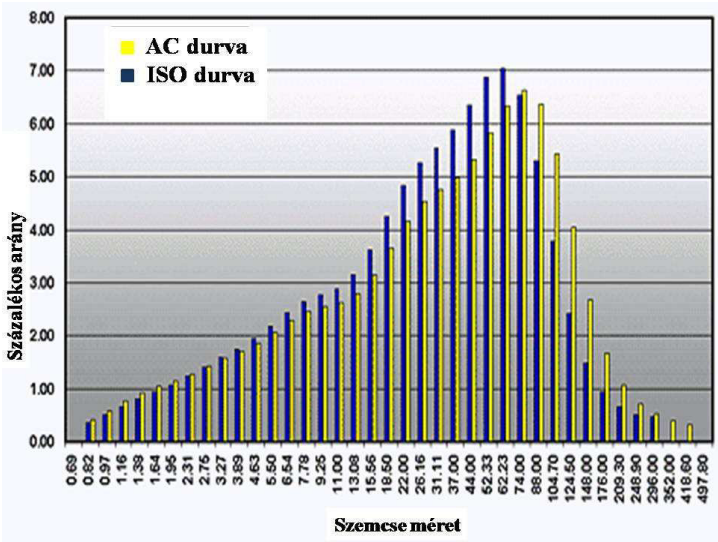
Néhány egyéb jellemző, úgymint tömeg, térfogat, felszereléshez szükséges idő, karbantartás igény, ár, szintén befolyásolhatja az üzemeltetőt az említett rendszerek kiválasztásában és felhasználásában.

Tehát a végső cél egyértelmű. Az első mutató lehetséges maximális értékének produkálása a további mutatatók lehetséges minimális értékei mellett. Az optimum keresés mellett természetesen az elsőrendű cél a szűrés hatékonyságának növelése, amit jól példáz az egyik forrásból származó kijelentés: „Ha a kiválasztás hatásfoka 94%-ról 95%-ra nő, ez megduplázza a hajtómű várható élettartamát. Ha ez a hatásfok 95-ről 97%-ra nő, a várható élettartam további duplázódásával lehet számítani” [46]. Mivel ezek a rendszerek minden esetben a teljesítmény és a hatásfok több-kevesebb csökkenéséhez (fajlagos fogyasztás növekedéséhez) vezetnek, mind a katonai, mind a polgári felhasználók előnyben részesítik a leszerelhető porkiválasztó (szűrő) rendszereket. Bár az elv mindhárom rendszer esetében több évtizedes, a fejlesztés ezen a területen nem állt meg és számos cég kínál főleg az utóbbi két típusból utólag felszerelhető berendezéseket.

3.2.2. A PORKIVÁLASZTÓK HATÁSFOKÁNAK OBJEKTÍV ÉRTÉKELÉSE

Már a porkiválasztással foglalkozó fejezet bevezető részében is kiderült, hogy ezeknek a berendezéseknek a legfontosabb tulajdonsága a porkiválasztás (szűrés) hatásfoka. Ahogy leírtam, ez nem ugyanaz durva és finomszemcsés porra. Az objektív mérés és

összehasonlíthatóság miatt szabvány porok alkalmazása vált indokolttá. Természetesen ez nem a helikopter hajtóművek porkiválasztóinak értékelésére vezették be, hiszen jármű levegőszűrők esetében ennek a módszertanát jóval korábban, már az 1940-es évek elején kidolgozták. Ez abból a felismerésből adódott, hogy a levegőszűrők hatékonysága leginkább a szűrőn átáramló por finomságától függ. Több (jobbára a járműiparban érdekelt) cég létrehozott ezzel a területtel foglalkozó kutató, illetve gyártó részlegeket a megfelelő tesztporok előállítására. Ezek összetétele között volt különbség, de abban megegyeztek, hogy az alapanyag Arizonából származó por volt. Napjainkra megtörtént a tesztporok szabványosítása. Leggyakoribb az ISO 12103-1 A1 ultrafinom, A2 finom, A3 közepes és A4 durva tesztporok alkalmazása. Az ezekre szakosodott cégek pontos gyártási technológiák mellett nagy tételben képesek szállítani ezeket a termékeket.



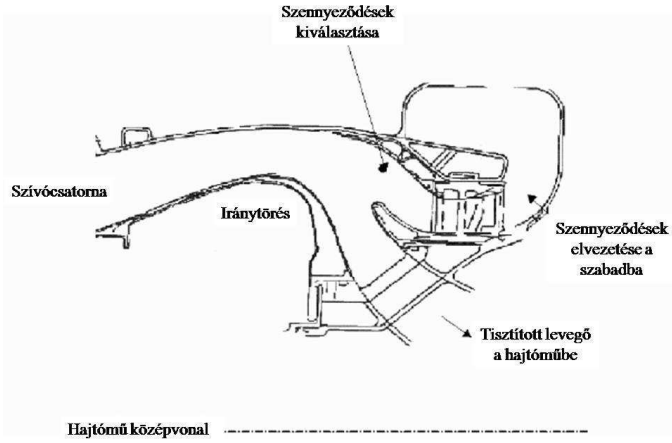
54. ábra ISO 12103-1, A4 durva tesztpor és az AC durva tesztpor százalékos összetétele [51]

Ennek megfelelően a tesztekhez különböző, szabványokban jól definiált összetételű porokat alkalmaznak az eredmények összehasonlíthatósága miatt. Természetesen nemcsak a szemcseméret, hanem a szemcsék anyaga és alakja is rögzített. Ezzel azt kívánom szemléltetni, hogy a felhasználók számára is akkor objektívek ezek a szűrési, porkiválasztási adatok, ha azonos, szabványban rögzített porral történik a teszt végrehajtása. A 54.ábra ISO 12103-1, A4 durva tesztpor és az AC durva tesztpor százalékos összetétele látható, melyeket gyakran alkalmazzák helikopter hajtóművek porkiválasztóinak tesztelésére.

3.2.3. Inerciális porkiválasztó rendszerek (Inertial Particle Separator [IPS])

Ezek a porkiválasztók az elnevezésüknek megfelelően inerciális elven dolgoznak, vagyis az áramlást hirtelen irányváltoztatásra kényszerítve a nehezebb szennyező részecskék az

áramlási csatorna külső falához sodródnak, ahonnan elvezetésre kerülnek a szabadba (55. ábra). A legnagyobb hátrány ebben az esetben, hogy ha nem is jelentős, de folyamatos teljesítmény és hatásfok csökkenést okoznak ezek a rendszerek abban az esetben is, ha a környezet nem indokolja az alkalmazásukat. Ennek az oka, hogy ezeket a porkiválasztó rendszereket a hajtóműgyártók fejlesztették ki és integrált részét képezik az adott hajtóműveknek. A pozitív és negatív hatások szempontjából kompromisszumot képeznek, mert ugyan mérsékelt hatásfokkal dolgoznak, de az általuk keltett negatív hatások is viszonylag mérsékeltek. Durva homok esetében 85–95%-os, finom homok esetében kb. 65%-os hatékonysággal védenek. További hátrány, hogy a legnagyobb homok szemcsék kiválasztása szintén 90% alatti hatékonyságú, mivel a nagyméretű (legerősebben erodáló hatású) részecskék a külső falon megpattanva bejuthatnak a hajtóműbe [46].



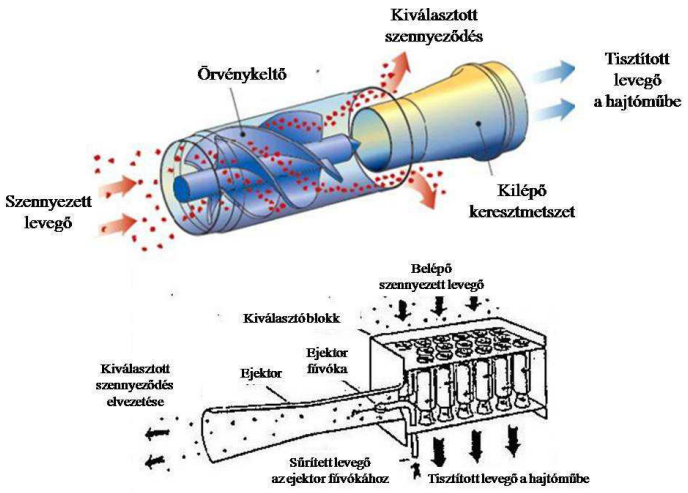
55. ábra Inerciális elven működő porkiválasztó [46]

Manapság ezek a porkiválasztási hatásfokok gyengének számítanak, de ezt ellensúlyozza, hogy mérsékelt nyomásesést okoznak. Ugyanakkor ennek a rendszernek van a legmagasabb felületegységre számított levegő-áteresztő képessége még azzal a megkötéssel is, hogy a szállított levegő 15-30%-a a kiválasztott szennyeződésekkel együtt távozik a környezetbe. A később tárgyalt két rendszer esetében ugyanahhoz a hajtómű levegő-fogyasztáshoz kb. 5-szörös felület szükséges. További előnyük, hogy extra karbantartást nem igényelnek, mivel a kiválasztott por, szennyeződés folyamatosan távozik egy ventilátor, vagy sűrített levegővel működő ejektor segítségével. Viszont a szennyezett levegő ejektálásához a kompresszor megcsapolása szükséges, ami további hatásfok és teljesítmény-csökkenést okoz. Nem találtam adatot, hogy a kompresszortól a szennyezett levegő ejektálására elvezetett levegőmennyiségre sem. Véleményem szerint ez maximum 3% lehet. Természetesen a teljesítmény és hatásfok csökkenést nem csak az

elvezetett levegőmennyisége, hanem a nyomása is befolyásolja. A Mi-24-es PZU berendezésénél ez 9 bar, vagyis az elvezetés az utolsó fokozatok környékéről történhet (nyomásviszony felszálló üzemmódon 9,45).

3.2.4. Örvénykeltős porkiválasztó rendszerek (Vortex Tube Separators [VTS])

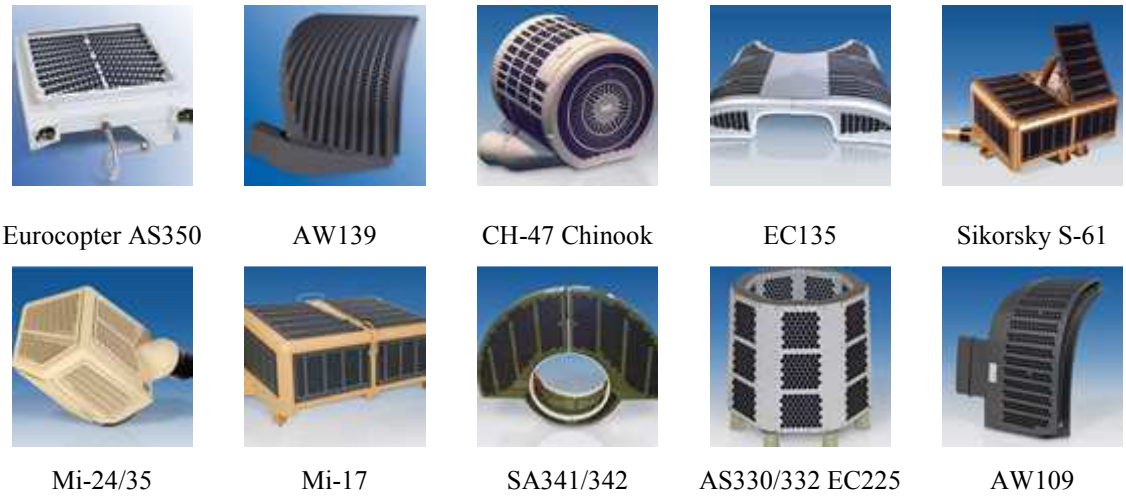
Manapság jobban elterjedtek az olyan örvénykeltős porkiválasztó rendszerek, amelyek sok apró, 6-15 mm hosszú, 2-4 mm átmérőjű, porkiválasztó csőből állnak, némileg a méhsejt szerkezetre hasonlítva. Ezeket egy közös házba illesztve bármely típusra egyedileg elkészíthető és utólag felszerelhető ez a fajta porkiválasztó egység. Angol terminológia szerint ezeket a porkiválasztó rendszereket EAPS (Engine Advanced Protection System) is nevezik (56. ábra). Az előbbi inerciális rendszerrel összehasonlítva kisebb nyomásveszteséget okoz és jobb a kiválasztás hatásfoka is, amely durva homokszemcsék esetében eléri a 93-98,5%-os hatékonyságot [52]. Hátrány, hogy nagy térfogatot, ennek megfelelően nagy homlokfelületet is eredményez az alkalmazása, növelve a helikopter légellenállását.



56. ábra Örvénykeltős porkiválasztó rendszerek [46]

Működési elve ennek is nagyon egyszerű. A hajtómű által beszívott és az örvénykeltő által megforgatott levegőáramban a centrifugális erő hatására a nehezebb szennyeződések, por, homok a cső falához kényszerül és központi elvezető cső és az örvénykeltő háza közötti gyűrűs részen egy közös blokkba vezeti a szennyeződést tartalmazó levegőáramot, ahonnan egy ejektor ezt a környezetbe továbbítja. Manapság már a legtöbb típushoz gyártanak útólag felszerelhető egységeket ebből a porkiválasztó típusból. Erre látunk néhány példákat az 57. ábrán.

Az örvénykeltő lapát kialakításának rendkívül fontos szerepe van mind a porkiválasztás hatásfokában, mind pedig a nyomásveszteségben. Másrészről a por összetétele, a részecskék nagysága, alakja is jelentősen befolyásolja a kiválasztás hatásfokát. A gyártók kiterjedt kutatásai lehetővé teszik, hogy előre megismerve a bevetés helyén lévő por összetételét, annak megfelelő örvénykeltős rendszert szereljenek fel. Ez praktikusan azt jelenti, hogy egy adott helikopter típushoz akár több ilyen, az adott szituációhoz illeszkedő lapátozással gyártott porkiválasztó is rendelkezésre álljon.



57. ábra Egyedileg a típusra kialakított örvénykeltős porkiválasztó rendszerek [49]

Ennek a rendszernek a főpróbája az első Öböl háború volt 1990-ben. A RAF CH-47 Chinook helikoptereit látták el a Pall Aerospace által gyártott „EAPS” rendszerekkel. Ezek a helikopterek átlag 145 repült órát teljesítettek sivatagi környezetben, amelyből 10% volt az ún. „brownout” környezet anélkül, hogy egyetlen hajtóművet idő előtt cserélni kellett volna. Ugyanakkor a US Army ugyanezen típusainál védelem nélkül 20-40 hajtóművet kellett cserélni 1000 repült óránként [52]. Előnye ennek a rendszernek is, hogy öntisztító, gyakorlatilag nem igényel karbantartást. Könnyen felszerelhető utólag is. Kisebb helikoptereknél a sárkány felületébe illeszthető, nagyobb helikoptereknél ez egy meglehetősen nagy extra szerkezetet jelent, lásd a 57. és 58. ábrát. Ez a felületnövekedés természetesen megjelenik a helikopter homlokellenállásában is. Ebben az esetben is a por a levegő egy részével kikerül a környezetbe. Ezt figyelembe kell venni a porkiválasztó hasznos felületének tervezésénél, úgy hogy a hajtómű továbbra is megkapja az adott üzemmódhoz szükséges levegőmennyiséget. Másrészt a szennyezett levegő eltávolításának itt is teljesítmény és hatásfok csökkenés az ára. Eben az esetben is legtöbbször a kompresszorból elvezetett nagynyomású levegő ejektálja ki a környezetbe a kiválasztott szennyezett levegőt. Ennél a rendszernél a kiválasztóból a környezetbe távozó szennye-

zett levegő mennyisége kisebb, mint az inerciális rendszernél, általában 10% alatti. Ennek megfelelően az ejektáláshoz szükséges kompresszortól elvezetett levegőmennyiség is kisebb lehet. További hátrány, hogy a kiválasztóból kilépő levegő turbulenssé válik, valamint érzékeny a jegesedésre.

58. ábra Mi-17-re felépített örvénykeltős porkiválasztó [50]

3.2.5. PORKIVÁLASZTÓ SZŰRŐK (INLET BARRIER FILTERS [IBF])

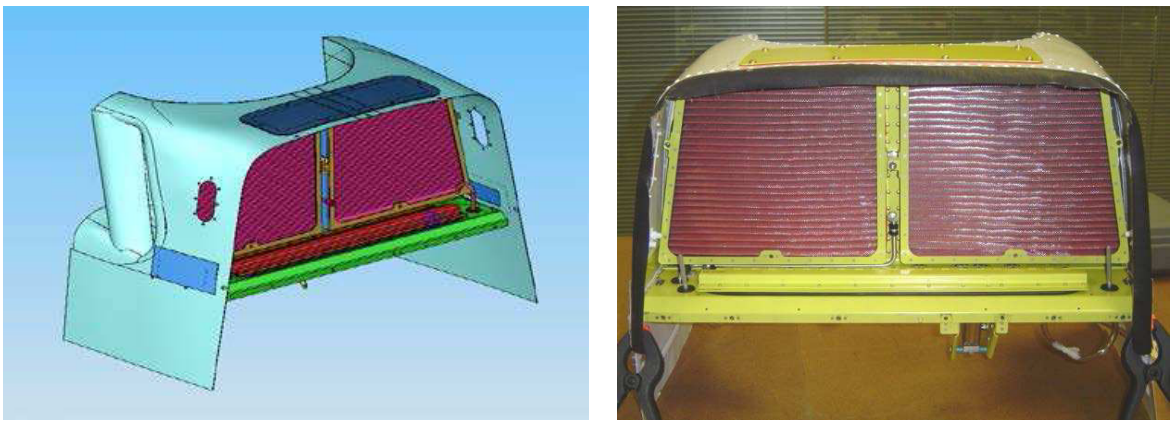
A porkiválasztó szűrők már az 1960-as években megjelentek az US Army Dél-kelet Ázsiába telepített helikopterein. Az akkori tapasztalatok nem voltak teljesen pozitívak, így hamarosan áttértek az elsőként tárgyalt hajtóműre integráltan szerelt inerciális porkiválasztó rendszerekre. Az alapelv az előző két megoldáshoz képest gyökeresen különböző, mivel az elnevezésnek megfelelően ennél a megoldásnál a szűrőelemekkel fizikai gátat szabnak a szennyeződéseknek. A porkiválasztás hatékonysága kiemelkedően magas, a legmagasabb az említett rendszerek közül. Egyes gyártók állítása szerint 99,28%-os kiválasztási hatásfokot értek el SAE durva teszt por esetén [52]. A fenti szabvány por megfelel az ISO 12103-1, A4 durva teszt por szabványnak, amelynek összetétele az 54. ábrán látható a kékkel jelzett oszlopokkal.

A kezdeti nyomásveszteség is kiváló, kb. 500 Pa. Sajnos ez a tapasztalatok szerint szennyezett környezetben 100 repült óra után 3000 Pa-ra növekszik [52]. Tekintve a Nemzetközi Egyezményes Légkör standard nyomásértékét H=0 m-re (101325Pa), ez 0,5-3% extra nyomásveszteségi tényezőt jelent a szívócsatorna alap nyomásveszteségi tényezőjéhez képest. Ennek megfelelően ez a rendszer folyamatos karbantartást igényel. A szűrőelem állapotáról mind a műszaki állomány, mind pedig a hajózó állomány információt kap, lásd az 59. ábra bal és jobb oldalát. A szűrő eltömődése esetén minden esetben lehetőség van egy megkerülő nyílás nyitására a légiüzemeltetési utasítás előírásait betartva.

Mivel általában könnyen adaptálható a legtöbb típusra, valamint kiváló szűrési hatásfoka miatt egyre elterjedtebbé válik. Vannak olyan helikopter típusok, ahol az üzemeltető számára mind az örvénykeltős porkiválasztó, mind pedig a porkiválasztó szűrővel ellátott rendszer rendelkezésre áll (Bell 205, Bell 206B, S-76A, S-76C) [52]. A régebbi típusoknál, pl. UH-60 Black Hawk, a rendszer utólag szerelhető.

59. ábra Szűrőelem állapotjelzője, illetve kabin visszajelzés a szűrő eltömődéséről és megkerülő zárófedél nyitásáról [54]

Újabb típusoknál, Eurocopter AS 350 már a tervezés során figyelembe vették a szűrőnek a sárkányba való illeszthetőségét. A rendszer nemcsak a szűrőelemet foglalja magában, hanem a rögzítéshez szükséges egységeket, esetleg, utólagos felszerelés esetén, a sárkány azon részeit, amelyeket az illesztéshez el kellett távolítani, illetve legtöbb esetben a szűrő megkerülő zárófedelet. A szűrőbetétek magját poliészter, filc, vagy gyapotszövet alkotja harmonikaszerűen hajtogatva két réteg epoxi-gyantával bevont drótháló között.



60. ábra Szűrőbetétek a beépítéshez szükséges borító és rögzítő elemekkel [53]

A háló anyaga rozsdamentes acél, vagy alumínium. A betéteket gyakran speciális olajjal impregnálják, amely tovább javítja a kisméretű szennyeződések blokkolását, valamint víztaszító hatásával védi a szűrőelemet. A harmonikaszerű hajtogatás jelentősen, általában kb. hatszorosára növeli az effektív szűrési felületet a szűrőelem homlokfelületéhez képest

(60. ábra). Természetesen a szűrő tervezéskor figyelembe kell venni, hogy a hajtómű minden üzemi viszonya mellett elegendő levegőt kapjon. Ismerve a levegőfogyasztását és a szűrőelem effektív felületegységre vonatkoztatott átbocsátó képességét, tervezhető a szűrőelem effektív felülete. Sokszor persze a sárkány méretei behatárolják az elhelyezhető szűrőelem homlokfelületét. Az effektív felületet ebben az esetben lehet befolyásolni, hajtogatás magasságával. Tipikusan a hajtogatás magassága 0,025-0,07 m és maximum 240 hajtogatás méterenként [52]. A fent említett hajtogatás egyben hozzájárul a szűrőelem merevségének növeléséhez is. A szűrőelem további merevítéséhez azok a fogazott támaszok járulnak hozzá, amelyek fogai pontosan illeszkednek a szűrőelem hajtogatásaiba (60. ábra).

3.2.6. ÖSSZEFOGLALÁS

Kétségtelen, hogy ezek a rendszerek minden esetben a teljesítmény és hatásfok csökkenéséhez (fajlagos fogyasztás növekedéséhez) vezetnek.

	Inerciális	**Örvénykeltős**	**Mechanikus szűrő**
Porkiválasztás (durva) [%]	65-85	90-93	>98,5
Porkiválasztás (finom) [%]	~65	nincs adat	nincs adat
Nyomásveszteség [Pa]	1500-2000	<500	500-3000
Környezetbe vezetett levegő [%]	>10	<10	0
Kompresszortól elvezetett levegő [%]	2-3	1-2	0
Karbantartás	minimális	minimális	rendszeres

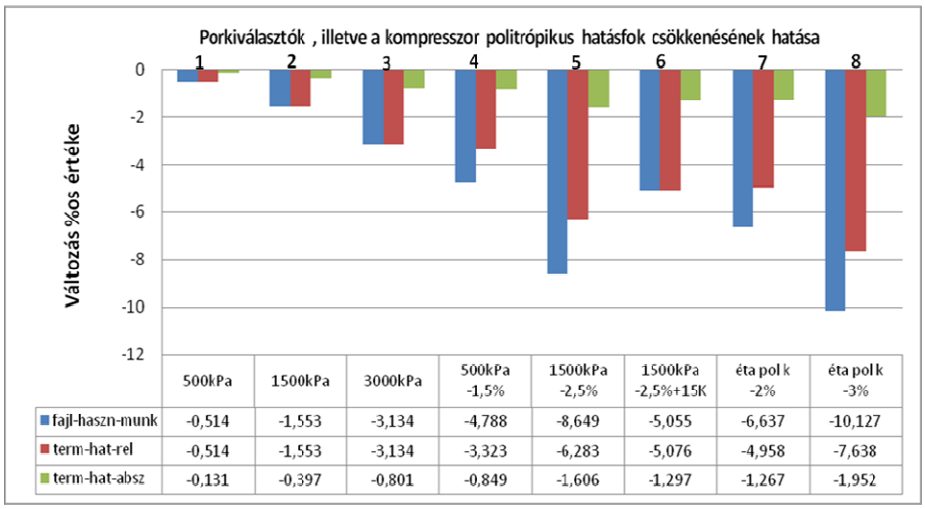
20. táblázat Porkiválasztó rendszerek értékelése [52]

A gyártók a promóciós kiadványaikban legtöbb esetben megelégszenek azzal a nagyvonalú kijelentéssel, hogy az alkalmazott porkiválasztó rendszer a hajtómű teljesítményét és hatásfokát csak minimális mértékben érinti. Ennek ellenére igyekeztem több forrásból összeszedni a legfontosabb adatokat és erre támaszkodva kiértékelni az említett rendszereket. Ezeket az adatokat a 20. táblázatban foglaltam össze.

Az általam kifejlesztett modell is lehetővé teszi ezek elemzését abban az esetben, ha elég bemenő adat áll rendelkezésre magára a porkiválasztó által okozott veszteségekre. Kiválasztottam az elemzéshez a Mi-24/17 TV3-117VM hajtóművét, amely eredetileg PZU porkiválasztóval lett felszerelve. Ehhez a hajtómű leírásokból viszonylag pontos adatok állnak rendelkezésre. Ugyanakkor ezekhez a hajtóművekhez manapság már beszerezhetőek a másik két típusból is utólag felszerelhető változatok, lásd az 58. ábra VTS rendszerét. Ennél a hajtóműnél porkiválasztó nélküli fajlagos hasznos munka értéke 190,85 kJ/kg, a termikus hatásfok 25,66% a termikus modell illesztése után. Ezekhez képesti százalékos eltéréseket szemlélteti a 61. ábra különböző porkiválasztó rendszerek alkalmazása esetén. A hatásfok esetében mind az abszolút hatásfok csökkenést (zöld oszlop), mind az eredeti

hatásfokhoz képesti relatív (bordó oszlop) eltérés ábrázolásra került.

A 61. ábra első három oszlopa IBF rendszerekre vonatkozik, amelynek hatására „csak” a szívócsatorna nyomásveszteségi tényezője romlik 500-tól (tiszta) 3000 kPa-ig (és szennyezett szűrő). Ezek a nyomásveszteségek megfelelnek kb. 0,5–3% nyomásveszteségi tényező romlásnak. Láthatóan még a szennyezettség határértékénél is viszonylag kicsi a fajlagos hasznos munkára és termikus hatásfokra gyakorolt negatív hatásuk (3. oszlop).



	500kPa	1500kPa	3000kPa	500kPa -1,5%	1500kPa -2,5%	1500kPa -2,5%+15K	éta pol k -2%	éta pol k -3%
fajl-haszn-munk	-0,514	-1,553	-3,134	-4,788	-8,649	-5,055	-6,637	-10,127
term-hat-rel	-0,514	-1,553	-3,134	-3,323	-6,283	-5,076	-4,958	-7,638
term-hat-absz	-0,131	-0,397	-0,801	-0,849	-1,606	-1,297	-1,267	-1,952

61. ábra Porkiválasztó rendszerek okozta veszteségek összehasonlítva a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenés okozta veszteségekkel

A 4. oszlop a VTS rendszerekre vonatkozik. Ezeknél figyelembe kell venni a szennyezett levegő ejektálásához szükséges kompresszortól elvezetett nagynyomású levegőt (kb. 1,5%). Ez már érzékenyebben érinti mind a fajlagos hasznos munkát, mind pedig a termikus hatásfokot. Hozzá kell tenni, hogy a Mi-24 PZU berendezésében az ejektáló levegő kikapcsolható a poros környezet elhagyása után. Ez alapján feltételezhetjük, hogy ez a VTS rendszernél is hasonlóképpen van kialakítva. Ez azt jelenti, hogy a veszteség értékek visszatérnek az első oszlopnak megfelelő értékekre, ha mechanikai sérülés nem éri a rendszert (nagyobb méretű beszívott szennyeződés). Sajnos a nagyobb teljesítmény-veszteség pont ott jelentkezik, ahol (felszálláskor) a legnagyobb szükség lenne a maximális lehetséges teljesítményre. Ezt részben kompenzálhatják a turbina előtti gázhőmérséklet időleges megemelésével.

IPS rendszereknek a nyomásvesztesége és az ejektáláshoz szüksége levegő mennyisége is viszonylag magas (kb. 2,5%), ami jelentős csökkenést okoz mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok tekintetében (5. oszlop). Ez részben kompenzálható a gázhőmérséklet 15 K-es emelésével (6. oszlop), ami a légi üzemeltetési utasítás szerint

megengedhető a PZU bekapcsolásakor. Kikapcsolásakor megmarad a 2. oszlopnak megfelelő veszteség, ami az 1500 kPa nyomásveszteségből származik.

A 7. és 8. oszlopok szemléltetik a paraméterek romlását a kompresszor politrópikus hatásfokának 2, illetve 3%-os csökkenése után. Következtetésként levonható, hogy porkiválasztó nélkül a kompresszor viszonylag kis károsodása is nagyobb negatív hatást fejt ki, mint bármelyik porkiválasztó alkalmazása.

Az elemzés alapján arra a következtetésre lehet jutni, hogy a legnagyobb veszteséget (bekapcsolt állapotban) az IPS rendszerek okozzák. A veszteségeken felül – ahogy korábban már leírtam – néhány egyéb mutató, úgymint tömeg, térfogat, a szükséges szerkezeti átalakítások mértéke, a felszereléshez szükséges idő, karbantartás igény, ár, szintén befolyásolhatja az üzemeltetőt az említett rendszerek kiválasztásában és felhasználásában. Ennek megfelelően nem lehet egyértelmű ajánlást tenni egyik, vagy másik rendszer alkalmazására. Felhasználva az értekezés eredményeit a felhasználónak a saját körülményeit és prioritásait mérlegelve kell dönteni a megfelelő porkiválasztó alkalmazásáról.

3.3. HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK INFRA TARTOMÁNYÚ SUGÁRZÁSA ÉS A HATÁS CSÖKKENTÉSE

3.3.1. A HELIKOPTER HAJTÓMŰVEK INFRA SUGÁRZÁSÁNAK JELLEGZETESSÉGEI

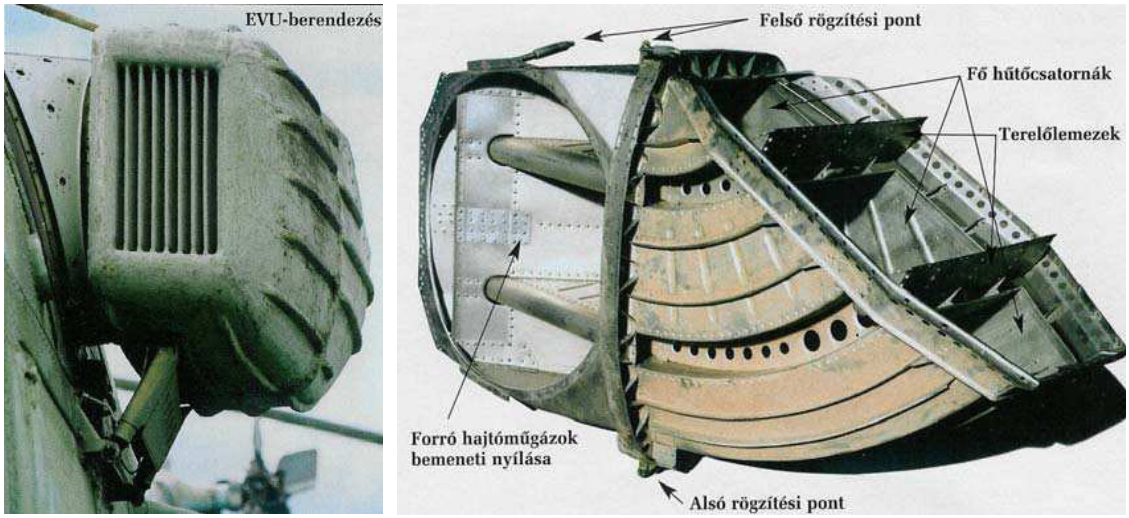
Infravörös eljárással, a látható fény tartományával közel megegyező minőségű fényképfelvétel készíthető. Infraképe van a természetben minden, a környezete hőmérsékletétől különböző tárgynak, sőt a korábban történt események hőtani következményeinek is. Az infrakép érzékenysége $\Delta t = 0{,}1$ °C alatti, de akár ~0,01 °C is lehet. Ami látható optikai eszközzel nappal, az érzékelhető infravörös optikai eszközzel akár éjjel is, de a hőforrás miatt még látható fényben is az utóbbi alkalmazása nyújt többnyire jobb eredményt. Az infravörös sugárzás csillapodása a levegőben kisebb, mint a látható fény tartományban. E miatt ilyen eszközzel kétszer-háromszor nagyobb távolságra is el lehet látni, bár egyes tartományokban a levegő elnyeli a sugárzást /1,8-2,0; 2,8-3,2; 4,2-6 μm között/. Az infravörös sugárzás „álcázása” azért nehéz, mert a működő hőerőgéppel felszerelt haditechnikai eszközökben felszabaduló hő, nyomtalanul nem szórható szét a környezetben. Szakirodalmi források alapján vadászrepülőgépnél a hajtómű fúvócsöve 3,2-4,8 μm tartományban, 2-3 méternyi környezetében az infravörös sugárzás 70-90%-át kisugározza. Harci helikopternél, a gázturbinák hatásfokát figyelembe véve 5000–20000 kW fűtő teljesítményből keletkezhet infravörös sugárzás. A bevitt energia kb. 65–70%-a a fúvócsöve-

ken keresztül távozik kiáramló gázzal, 700–900 K hőmérsékleten. Ennek egy része infravörös sugárzás a tűztérből, az olajtartálytól, az olajradiátoroktól, a hidraulika blokkoktól és a különböző reduktoroktól. Másik része, a távozó meleg gázáram által felmelegített szerkezeti elemek, okozta sugárzás, amelyek hőmérséklete a helikopter többi szerkezeti elemétől eltérő, meghatározott szinten állandósul. Az utóbbiak, intenzíven szórják szét az infravörös sugárzást a tér minden irányába, amihez képest a gázáramban lévő széndioxid, víz, oxigén, nitrogén infravörös sugárzása lényegesen kisebb. A tér egy adott helyén állva, a háttér minden pontjáról különböző hullámhosszon és intenzitással érkezik infravörös információ, amely digitalizált képalkotásra (is) alkalmas, illetve matematikai módszerrel feldolgozható. A kisugárzás intenzitásának mérőszáma, pl. az egységnyi felületről kisugárzott energia lehet, W/cm^2 -ben kifejezve. A harci helikoptereken az infravörös sugárzásnak a környezeti sugárzáshoz viszonyított értéke csökkenthető:

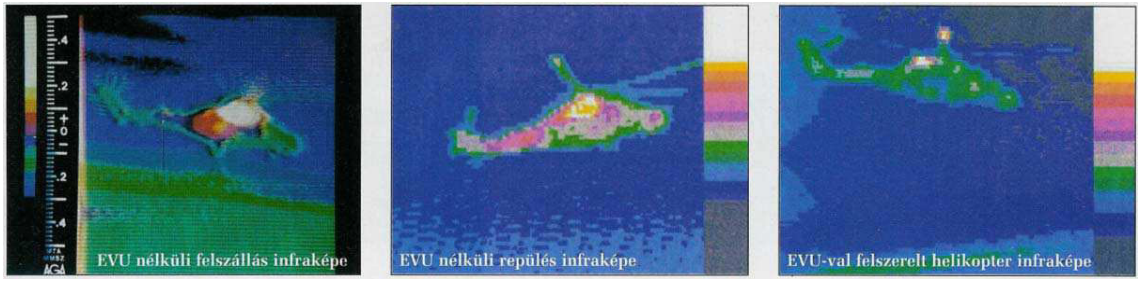
- a fúvócsövek körkörös árnyékolásával;
- az árnyékoló szerkezeti elem belső falának infravörös sugárzást át nem eresztő réteggel való bevonásával;
- a hajtómű kiáramló gázainak hűtésével még a kilépés előtt, jelentős mennyiségű hideg levegő hozzákeverve (harci üzemmódon még járulékosan víz-alkohol keverék hozzáadásával), hogy azok minél kevésbé tudják a szerkezeti elemeket felmelegíteni;
- a kiáramló hűtött gáz irányának olyan megváltoztatásával, hogy azok minél korábban a forgószárny által megmozgatott nagytömegű környezeti levegő áramlásába elkeveredjenek;
- a fúvócső szívóhatásának felhasználásával a hajtómű és a hajtómű-borítás közötti, valamint a főreduktor teréből a meleg levegő kiszívásával, akadályozva a borító sárkány elemek átmelegedését.

E módszerek célja az, hogy az infravörös sugárzást csökkentse, egyben a felderíthetőséget a háttérsugárzáshoz viszonyított kontraszt elmosásával a minimalizálja. A ma korszerűnek számító harci helikopterek mindegyike kielégíti ezeket a követelményeket, e segédeszközök a sárkányszerkezet részei. A „Mi” típusú orosz helikopterekhez az infravörös sugárzáscsökkentő berendezéseket pótlólag fejlesztették ki (62. ábra) [42]. Ezzel hasonló elven működőket alkalmaznak a Tiger, S-70, S-76, Gazella, Cougar, AH-64A Apache, Bell AH-1 Cobra, Augusta 129A Mangusta, Aerospetiale Panther stb. típusokon.

Hatékonyságát jellemzi, hogy nélküle a helikopter még 2500 m oldaltávolságban is értékelhető infravörös forrásként azonosítható. Ugyanazon műszer, megegyező érzékenység és háttérkörülmények mellett, a vele felszerelt helikoptert csak 300 m oldaltávolságból észlelhető (63. ábra) [42].



62.ábra Infravörös sugárzás-csökkentő berendezéseket ”Mi” típusú orosz helikopterekhez [55]



63. ábra Mi-24 helikopter infra képe infravörös sugárzás csökkentő berendezéssel és anélkül [42]

A RAH-66-os helikopter projekt törlésre került, de az ott alkalmazott megoldás lehetővé teszi a hőkisugárzás fokozott csökkentését, a forró hajtóműgázok faroktartó teljes hosszán történő keresztülvezetésével, intenzíven hűtve kívánták megvalósítani, majd a farokfutó előtt, a forgószárny leáramlási zónájában kivezetve, elkeverni a környezeti levegővel (64. ábra). Harctéri körülmények között, e berendezések általában a helikopter saját infravörös sugárzását a hadszíntér egyéb infravörös sugárzási elemeinek szintje alá csökkentik, ami megtéveszti a csak infravörös célkoordinátorral támadó rakétákat.

Még eredményesebb a védelem, ha az ilyen rakéta indítását észlelve, a helikopter a saját termikus jellemzőit szimuláló, megtévesztő infravörös forrásokat bocsát ki. Ezek hatékonyságát jelentősen befolyásolja az alkalmazott infra töltetek száma, elhelyezése a sárkányon és a működtetés módja (automatikus, kézi, egyszeri, vagy szakaszos indítás lehetősége stb.), de ennek tárgyalása kívül esik a dolgozat témáján.

64. ábra RAH-66-os helikopterre tervezett hőkisugárzás-csökkentési eljárás [42]

3.4. KÖVETKEZTETÉSEK

A helikopter hajtóművek két jellegzetes szerkezeti sajátossággal rendelkeznek. Egyik a szívócsatornát érinti a hajtómű (elsősorban is a kompresszor) védelme érdekében a környezetből beszívott erodáló szilárd, sokszor nagy keménységű részecskék ellen. Manapság az ipar széles skáláját kínálja a védőberendezéseknek, amelyek viszonylag kis teljesítmény és hatásfok veszteségek mellet hatékony védelmet nyújtanak a hajtóműnek, sokszor még alternatív lehetőséget is ajánlva különböző szennyeződés típusokra tovább növelve a kiválasztás hatásfokát. Ezek általában utólag is felszerelhetőek, illetve leszerelhetőek, ha a környezet nem indokolja használatukat.

A másik gondot a helikopter hajtóművek gázelvezető rendszerei jelentik, amelyeknek a nagy hő-kibocsátása ideális forrást jelent a kis-hatótávolságú, mobil (esetleg vállról indítható) légvédelmi esetleg légiharc eszközök számára. A védekezés berendezései némileg különbözhetnek, de a módszerek célja egységesen az, hogy az infravörös sugárzást csökkentse, egyben a felderíthetőséget a háttérsugárzáshoz viszonyított kontraszt elmosásával a minimalizálja.

4. A HAJTÓMŰ, MINT A LÉTEZŐ KATONAI HELIKOPTEREK MODERNIZÁCIÓJÁNAK ESZKÖZE

4.1. MODERNIZÁCIÓ, VAGY ÚJ BESZERZÉS

Ismert tény, hogy manapság a repülőeszközöket 30–40 év, vagy ennél hosszabb szolgálai időre tervezik. Ez nem jelenti azt, hogy ezek minden változtatás, képesség-növelés nélkül hatékonyan felhasználhatóak az adott kor követelményeinek megfelelően. Hogy mit kell érteni képesség-növelés alatt, az a repülőszerkezet alapfeladatától függ. Harci repülőgépek esetében ez legtöbbször a csapásmérő-képesség növelését jelenti a fegyverzeten és kapcsolódó rendszerein keresztül. Jelenthet ez persze egyéb működési területeket is, pl. rádiókommunikáció, navigáció stb.

Az elavulás előrehaladtával mind égetőbb kérdés az üzemeltetőnek, hogy új repülőgépek beszerzésére kerüljön-e sor, vagy maradjon meg az üzemeltető a rendelkezésre álló eszközök modernizációjánál. Talán a legfontosabb kérdés, hogy az adott eszközzel szembeni követelmények megváltoztak-e gyökeresen, vagyis a feladatok a rendelkezésre álló sárkányszerkezet keretein belül megoldhatóak-e? Az üzemeltető anyagi lehetőségei persze felülírhatnak minden egyéb megfontolást. Ez egyrészt jelentheti azt, hogy eleve kompromisszumra kényszerül és a drágább beszerzés helyett az olcsóbb képesség-növelést választja, másrészt a rendelkezésre álló modernizációs lehetőségek közül csak a számára legfontosabb és anyagilag finanszírozhatóakat vállalja. Ha a finanszírozás nem jelent döntő problémát, akkor jöhetnek a gazdaságossági, hatékonysági elemzések, tekintetbe véve azokat a képességeket, amire az üzemeltetőnek szüksége van.

Ezek a követelmények helikopterek esetében a felhasználástól függően specializálódnak aszerint, hogy harci, vagy többfeladatú (főleg szállító) helikopterről van szó, ámbár nagy az átfedés. Sokszor csak az adott képesség súlyozásában van különbség.

Ezek a követelmények a következők lehetnek:

- csapásmérő képesség (főleg harci helikopterek);
- minden időbeli alkalmazhatóság (éjszaka, bonyolult időjárási körülmények között);
- sérülésállóság, túlélőképesség;
- személyzet védelme sérülés, illetve meghibásodásból adódó durva földetéréskor;
- felderíthetőség minimalizálása;

- rádiókommunikációs, navigációs és együttműködési képességek;
- üzemeltethetőség javíthatóság, karbantarthatóság;
- tehertér méret;
- hasznos terhelés;
- hatótávolság;
- maximális sebesség;
- manőverező-képesség.

Néhány képesség esetén belátható, hogy azt csak új típus rendszerbeállításával lehet orvosolni, míg legtöbb javítható és gazdaságosan a kor színvonalán tartható. Ha magukat a követelményeket végigböngésszük, láthatjuk, hogy a képességek szinten tartásának nagyon fontos eleme a **hajtómű**.

4.2. HAJTÓMŰ, MINT A HELIKOPTEREK KÉPESSÉGNÖVELÉSÉNEK ALAPVETŐ ESZKÖZE

Számos program létezik, amelyben foglalkoznak a meglévő helikopter flották egy, vagy több alrendszerének a kor színvonalának megfelelő szintre emelésével. Disszertációm témájának megfelelően ebben a fejezetben azzal foglalkozom, hogy milyen szerepe lehet ebben a hajtóművek cseréjének.

Mit nyerhet az üzemeltető egy ilyen, a hajtóművet érintő korszerűsítési programmal:

- Mindenképpen teljesítmény növekményt kisebb hajtómű tömeg mellett, aminek következtében:
    - jobb hajtómű teljesítmény tömeg viszonyt;
    - nagyobb maximális felszálló-tömeget;
    - nagyobb hasznos terhelést;
    - jobb manőverező képességet;
    - jobb repülési tulajdonságokat, illetve a képességek megtartását extrém magas hőmérsékletek, vagy nagy magasságú repülőterek esetében.
- Jobb termikus hatásfokot, ennek megfelelően alacsonyabb fajlagos tüzelőanyagfogyasztást:
    - nagyobb hatótávolságot;
    - a tüzelőanyag költségek csökkenését.
- Üzemeltetési és karbantartási költségek csökkenését:
    - repült órára eső meghibásodások számának csökkenését;
    - egy repült órára eső karbantartási idő csökkenését;
    - rendelkezésre-állas javulását;

- esetleg kisebb kiszolgáló eszköz igényt;
- moduláris felépítést;
- nagyjavítás közi üzemidők növekedését;
- a hibák rögzítését, egyszerűbb hibakeresést, hibaanalizálást (Built in Test rendszerek);
- fejlett porkiválasztó rendszerek alkalmazását és ezen keresztül a hajtóművek fokozott védelmét.

- Repülési tulajdonságok javulását és ezzel a repülőgép-vezetők munkaterhelésének csökkenését:
  - csatlakozás a helikopter integrált digitális adatrendszeréhez a FADEC-en keresztül;
  - rugalmasabb teljesítményváltozást;
  - automatikus áttérést egy-hajtóműves üzemmódra;

A nagyobb teljesítményű hajtómű beépítése az impulzus tételt figyelembe véve vagy nagyobb súrolt felületen[34] (nagyobb forgószárny átmérőn) keresztül, vagy az indukált sebesség[35] növelésén keresztül eredményezhet nagyobb vonóerőt. Az indukált sebesség növelése a forgószárny lapátok maximális beállítási szögének növelésével, a forgószárny fordulatszám növelésével, vagy a lapátszám növelésével lehetséges. Az első kettő jobbára elméleti lehetőség. A maximális beállítási szög[36] növelése nagysebességű repüléskor a hátrahaladó lapátok áteséséhez vezetne. A forgószárny fordulatszámának növelése pedig az előrehaladó lapátok esetében a kritikus Mach szám eléréséhez (megközelítéséhez) kapcsolódó jelenségeket váltana ki (nagyon intenzív zajforrás, káros rezgések), míg hátrahaladó lapátok esetében növeli a fordított áramlási zóna[37] nagyságát. Minimális lapátvég kerületi sebesség növekedést a ma már általánosan alkalmazott kompozit forgószárnylapátok speciális lapátvég kialakításai (nyilazott lapátvégek, BERP lapátok[38]) megengednek. A legjárhatóbb megoldás a lapátok számának növelése bizonyos határok között. Ennek megfelelően egy korszerűbb és erősebb hajtóműnek egy meglévő helikopterbe integrálása komplex feladat, ami legtöbbször – különösen, ha nagy a teljesítmény növekedés – együtt jár az egész dinamikus rendszer (hajtáslánc) és a forgószárny rendszer áttervezésével. Ezzel a tervezők láthatóan jól megbirkóztak a 65. ábra szerint.

---

[34] Súrolt felület: a forgószárny lapátok körülfordulása során érintett terület [m^2]

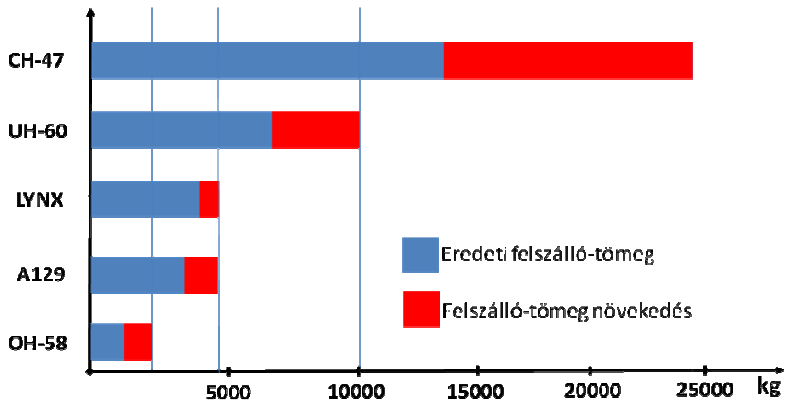
[35] Indukált sebesség: a forgószárny által felgyorsított levegőáram sebesség növekménye a forgószárny síkjáig [m/s].

[36] Beállítási szög: az agy forgási síkja és a forgószárnylapát húrja által bezárt szög.

[37] Fordított áramlási zóna: a forgószárnylapátok tőrészénél az a zóna, ahol haladó repülésnél a lapátot hátulról éri az áramlás.

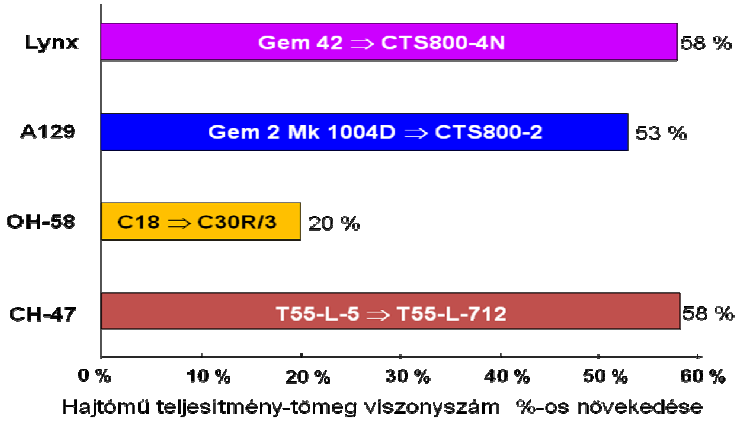
[38] BERP: British Experimental Rotor Program

Jó példa erre OH-58 helikopter, amely bár az eleve kis maximális felszálló-tömege miatt a legalsó sorban szerénykedik, de a 90%-os maximális felszálló-tömeg növekedése impozáns, ami azt eredményezte, hogy az egyszerű könnyű megfigyelő helikopterből egy felfegyverzett felderítő helikopter lett (OH-58D), komoly csapásmérő képességgel.



65. ábra Néhány jól ismert típus maximális felszálló-tömegének változása az elmúlt évtizedekben [57]

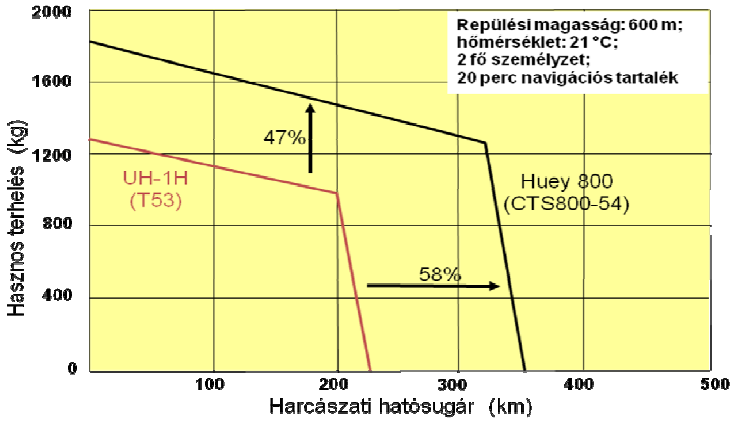
A hajtóművekről eltűntek a súlyos hidromechanikus szabályozó rendszerek, a hozzájuk tartozó hidraulikus és pneumatikus csővezetékekkel. Az alkalmazott anyagok könnyebbek, tartósabbak lettek. Így az új hajtóművek nem csak nagyobb teljesítményt nyújtanak, hanem javul a hajtómű teljesítmény–tömeg fajlagos mutatójuk (66. ábra), amely együtt a csökkenő fajlagos tüzelőanyag-fogyasztással hasznos terhelés, vagy a hatótávolság növekedésében, vagy a kettő kombinációjában jelentkezik (67. ábra).



66. ábra Teljesítmény tömeg viszony változása a hajtóművek fejlődésével [57]

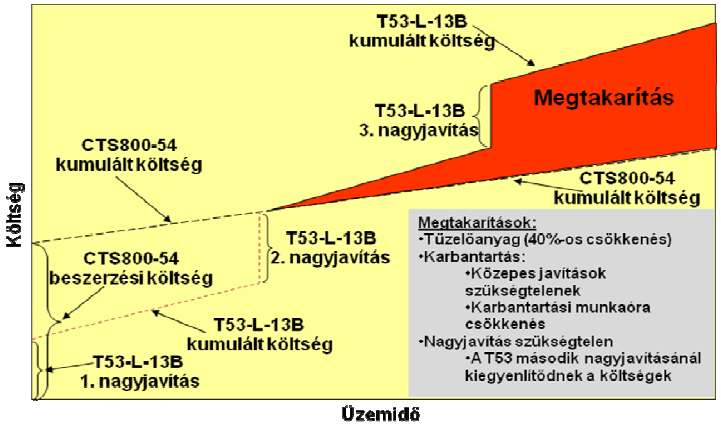
Ezek a változások jól követhetőek a 21–24 ábrákon látható diagramokon is, ahol a fajlagos mutatók egyes teljesítmény spektrumokban erősen szóródnak. Ez alapvetően nem a gyártók hajtóművei közötti minőségi különbséget jelzi, hanem a származási idejükből adódik. Ennek megfelelően ugyanaz a gyártó ugyanabban a teljesítmény kategóriában ott

lehet fajlagos mutatók szerint az intervallum alján és tetején is, mivel az ott szereplő típusok (megnevezés nélkül) a teljes elmúlt 50 évet megtestesítik.



67. ábra Az UH-1H helikopter harcászati hatósugár és hasznos terhelésének növekedése a CTS800-54 hajtóművel [57]

Természetesen egy korszerűbb hajtómű beépítése megjelenik az üzemeltetési költségekben is. Az új típusok beszerzési árai ugyan magasabbak, mint a már beépített hajtómű nagyjavítása, de az alacsonyabb tüzelőanyag fogyasztás és az alacsonyabb kiszolgálási költségekkel a különbség megtérülhet. A 68. ábra sajnos nem szolgáltat sem pontos üzemidőt a megtérülésre, sem költséget, de a folyamat jól követhető az ábrán.

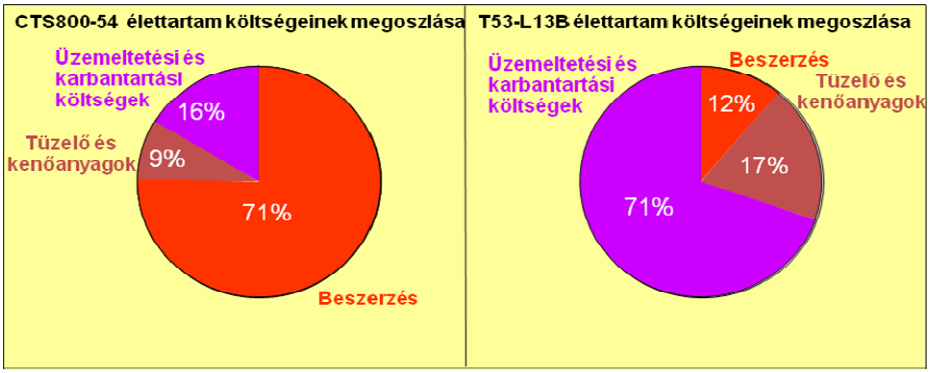


68. ábra A két hajtómű (T53-L-13B és CTS800-54) kumulált költségeinek alakulása az üzemeltetés során [57]

A 69. ábra jól szemlélteti, hogy az élettartamra vetített költségek átrendeződnek a beszerzés irányába tolva el a hangsúlyt. A valódi kérdés az, hogy a későbbiekben a logisztikai költségek csökkennek-e olyan mértékben, ami gazdaságossá teszi a cserét.

A gyártók egyértelműen állítják, hogy az elavult hajtómű cseréjével végrehajtott modernizáció megtérül, amit persze a felhasználónak mindig kellő kételkedéssel kell fogadnia. Tény, hogy még abban az esetben is megfontolandó a hajtómű csere, ha a várha-

tó élettartam költségek azonosak lesznek, mert ebben az esetben az üzemeltető haszna a repülőszerkezet megnövekedett képességeiben jelenik meg.

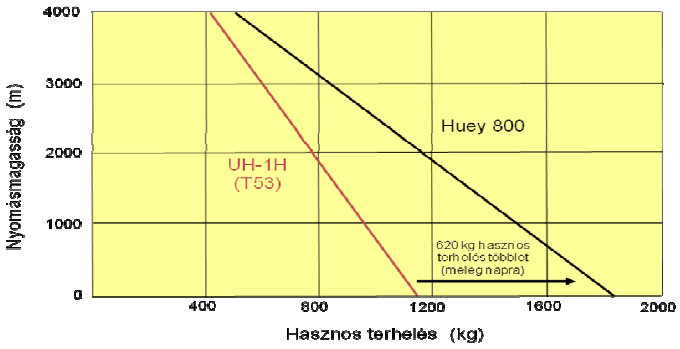


69. ábra A két hajtómű (T53-L-13B és CTS800-54) élettartam költségnek összehasonlítása [57]

4.3. PÉLDÁK A HAJTÓMŰ CSERÉVEL VÉGREHAJTOTT MODERNIZÁCIÓRA

4.3.1. UH-1 HUEY

Az UH-1 talán az egyik legismertebb helikopter, amiből még manapság is több mint 5000 példány áll szolgálatban a világ különböző részein. A vietnami háború óta ez a típus részt vett minden nagyobb háborús konfliktusban, és mint könnyű többfeladatú helikopter még ma is elévülhetetlen érdemei vannak.



70. ábra Az UH-1H helikopter függési magasságának változása a CTS800-54 hajtóművel (légpárnahatáson kívül) 45 °C-os külső hőmérséklet mellett [57]

Az amerikai Szárazföldi Haderő (US Army) jelenleg is jelentős számban üzemelteti a típust, jelenleg átlag 4000 órával a sárkányban. Ez az átlag az idősebb példányok kivonásával tovább javul. Ezeknél a helikoptereknél csak az avionika és a hajtómű elavultsága jelent problémát. A disszertációmban korábban már említett LHTEC T800-as eredetileg a RAH 66 Comanche részére lett kifejlesztve. Ezek a hajtóművek, illetve modifikációjuk CTS800-54-es a sárkány átalakítása nélkül illeszthető a helikopterbe az eredeti T53-L-13B helyett. Az 1174 kW-os tengelyteljesítmény 12%-os teljesítmény növekményt jelent, míg tömege 64 kg-al csökkent [57].

Nem utolsósorban jelentősen csökken a helikopter-vezetők munkaterhelése a beépített FADEC rendszer hatására. Ezek magukban foglalják az indítási folyamat teljeskörű ellenőrzését, precíz forgószárny fordulatszám-szabályozást még intenzív manőverezés közben is, a lángkialvás érzékelését, valamint a gyújtó rendszer aktivizálását, és szükség esetén az automatikus átkapcsolást vészteljesítményre. A FADEC a hajtómű rugalmasságát is jelentősen növeli lehetővé téve gyors teljesítmény-növelés lehetőségét. A szakirodalom szerint légi alapjárati üzemmódról a maximális teljesítmény 3 másodperc alatt elérhető [57]. A kétfokozatú centrifugál kompresszor alacsony tehetetlenségi nyomatéka és jelentős stabilitási tartaléka ebben minden bizonnyal döntő szerepet játszik.

4.3.2. CH-47 CHINOOK

A Boeing CH-47A Chinook szállító helikoptere 1962-ben rendszeresítették két 1640 kW-os T55-L-5-ös hajtóművel felszerelve. Ekkor 14960 kg maximális felszállótömeg mellett 2721 kg hasznos terhet volt képes szállítani 185 km távolságra utántöltés nélkül trópusi körülmények között. Ugyanakkor a CH-47D Chinook helikopterbe beépített T55-L-712-es 3265 kW-os hajtóművével ugyanezen a távolságon a hasznos teher 6350 kg-ra növekedett. A következő tervezett változat T55-L-714-es FADEC-el ellátott hajtóműve már 4250 kW teljesítményt biztosít kb.9000 kg-ra növelve a helikopter hasznos terhelését. Ugyanakkor a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás 15%-al csökken [57].

4.3.3. OH-58 KIOWA

Az OH-58 Kiowa első változata 1969-ben jelent meg Rolls-Royce Allison C18 hajtóművel, amely 236 kW teljesítményt szolgáltatott. Az OH-58C modell már 313 kW-os C20B hajtóművet kapott, mialatt a hajtómű tömege csak 11%-al nőtt. Az OH-58D változat több más fejlesztés mellett 485 kW-os Rolls-Royce Allison C30R/3 hajtóművet kapott FADEC rendszerrel felszerelve. Támogatandó ezt a nagy teljesítmény-növekedést a helikopter teljes dinamikus rendszerét (hajtásláncát) kicserélték korszerű, elasztikus forgószárnyaggyal és négylapátos forgószárnnyal kiegészítve [57].

4.3.4. UH-60 BLACKHAWK

Az UH-60 Blackhawk 1976-ban állt rendszerbe. Az eredeti T700 hajtómű továbbfejlesztéséből származó T700-GE-701C hajtómű rendelkezésre álló teljesítménye 11%-al növekedett. Ennek eredményeképpen 1814 kg-os hasznos terhelés (75 km távolságra) 2721 kg-ra növekedett [57].

4.3.5. AH-60 APACHE

Az AH-64 Apache helikopter 1984-ben állt szolgálatba. A WAH-64 Apache Angliában rendszeresített változata Rolls-Royce/Turbomeca RTM 322 hajtóművet kapott. Az új

hajtómű 11%-os teljesítmény-növekményt biztosít, míg a beépítés csak minimális átalakítást igényelt a sárkányszerkezeten [61]. A 21. táblázat tartalmazza a korábbi Apache változatok erőforrásait is.

Változat	Hajtómű változat	Teljesítmény
AH-64A	General Electric T700-701	1265 kW
AH-64A+/D	General Electric T700-701C	1410 kW
AH-64E Block III	General Electric T700-701D	1500 kW
WAH-64D	Rolls-Royce/Turbomeca RTM 322	1600 kW

21. táblázat AH-64 Apache helikopter erőforrásai [58]

4.3.6. WESTLAND LYNX

Az első Lynx helikopterek 1984-ben álltak szolgálatba Rolls-Royce Gem 42 hajtóművekkel. Westland javasolja az eredeti Gem 42-es hajtóművek felváltását LHTEC CTS800-4N hajtóművekkel. Az új hajtóművel utazó üzemmódon az tüzelőanyag-fogyasztás 15%-al csökken, míg a rendelkezésre álló teljesítmény 36%-al nő. Ugyanakkor a propulziós rendszer (hajtómű forgószárny egység) tömege, ugyan minimális mértékben, de még csökken is (kb. 10 kg) [57].

4.3.7. AGUSTA AW129

Az Agusta AW129 1990-ben állt szolgálatba Rolls-Royce Gem 2 Mk 1004D hajtóművekkel. A nemzetközi helikopter tendereken való eredményesebb részvétel érdekében az Augusta a harci helikoptereibe az LHTEC CTS800-2 hatóműveket épített be, amely 36%-al nagyobb teljesítményt nyújt 15%-os fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás csökkenés mellett. Az új hajtómű öt-lapátos új forgószárny rendszerrel 22%-al növeli a lehetséges maximális felszálló-tömeget [57].

4.3.8. MI-8/17/171/171M/171A2

Ha elmondhattuk, hogy az UH-1 helikopter talán a világ egyik legismertebb helikopter típusa, akkor ugyanezt elmondhatjuk a Mi-8/17 helikopterre is, amely a 60-as évek közepétől látta el kiváló eredménnyel a többfeladatú, közepes szállító helikopter feladatkört főleg a keleti blokk országaiban. A Mi-8 (akkor még V-8 jelzéssel) helikopterbe, eredetileg egy darab Ivchenko AI-24V hajtómű került beépítésre. Ez kényszermegoldás volt, mivel ez a hajtómű egy a helikopteren történő alkalmazáshoz igazított turbólégcsavaros hajtómű volt. 1964-es rendszerbeállításakor a helikopter már a TV2-117A hajtóművekkel repült, amely 1103 kW teljesítményt szolgáltatott. Ezzel a 7000–7200 kg-os üres tömeggel rendelkező helikopter 4000 kg belső terhet, illetve 3000 kg külső ter-

het volt képes szállítani. Míg a maximális felszálló-tömege 11000 kg volt. Fajlagos fogyasztása felszálló üzemmódon 0,369 kg/kWh. a korának megfelelő értékű volt. A Mi-17 helikopter rendszeresítése 1977-ben történt. Itt némi zavar mutatkozik az elnevezésben, mert úgy tűnik, mintha ez egy új típus lenne. A nyugati szakirodalom ezt úgy tartja, hogy a Mi-17 helikopter a Mi-8 export változata [59]. Valóban bár számos változás jelent meg a típuson, de a legmarkánsabb a hajtómű cseréje, amely az akkor újnak számító és a Mi-24 harci helikopter számára kifejlesztett TV3-117 hajtómű különböző verziói lettek. Az első alapváltozat a TV3-117MT volt, amelyet később váltott a VM és VMA. Ezek modifikációtól függően 1490–1700 kW teljesítményt szolgáltattak, kb. 15%-al kisebb fajlagos fogyasztással. Az új VK-2500, VK-1500 és VK-1500V hajtóműveket 2000-2003-ban fejlesztették ki a TV3-117VM/VMA modellek továbbfejlesztésével [34]. Az új Mi-171A2 helikopterekbe már a VK-2500-at építették be. Az új hajtóművel a helikopter maximális felszálló-tömege 13000 kg-ra növekedett. 5000 kg külső teher emelésére képes. Az utazósebessége 13%-al növekedett. A helikopter üres tömege 56 kg-al csökkent [60]. A hajtómű szabályozását itt is FADEC biztosítja. Porkiválasztó rendszere 95%-os hatásfokú. A hajtómű üzemideje 4500-ról 9000 órára nőtt naptári idő nélkül. Nagyjavításközi üzemideje 1500 óra/10 évről 3000 óra/22 évre nőtt. Ami talán feltűnő, hogy a kétségtelen fejlődés mellett olyan átütő teljesítmény és ennek megfelelően hasznos terhelés növekedés nincs, mint egyes nyugati típusok esetében [61].

4.4. KÖVETKEZTETÉSEK

Az elmúlt 40 évben mind a katonai mind a polgári felhasználók haszonélvezői voltak azoknak az eredményeknek, amelyek a gázturbinás hajtóművek fejlődéséből származtak. Mind a továbbfejlesztett, mind az új tervezésű hajtóművek esetében a fajlagos jellemzők jelentősen javultak, csökkentve az üzemeltetési költségeket, javítva a helikopter adottságait. Amikor a modernizáció során a hajtómű cseréje együtt járt a helikopter forgószárny és dinamikus rendszerének cseréjével, nagyon jelentős lépést tettek az adott helikopter műveleti képességeinek növelésében, (lásd CH-47D, OH-58D).

Leszögezhetjük, ha az adott típussal szemben támasztott követelmények nem változtak meg olyan drámaian, amelyet már csak új sárkányszerkezettel lehet teljesíteni és a meglévő repülőszerkezetben elegendő üzemidő van, illetve alkalmas új hajtómű befogadására, mindenképpen megfontolandó új, korszerű típus alkalmazásával orvosolni az elavulást. Ahogy a fentebbi felsorolás is mutatja, hogy közepes teljesítmény-kategóriában napjainkban a disszertációmban már tárgyalt RTM 322, LHTEC T800 és az MTR 390-es hajtóművek, illetve ezek modifikációi kínálják a legcsábítóbb alternatívát a helikopter hajtómű modernizációs programokhoz.

ÖSSZEGEZETT KÖVETKEZTETÉSEK

Végső következtetésként levonható, hogy a helikoptereknek nem csak múltja és jelene, de jövője is van úgy a polgári, mint a katonai felhasználás területén. A fejlesztések folyamatosak és ezekből a helikopterek erőforrásai sem maradnak ki. Más gázturbinás hajtóműveken alkalmazott újdonságok megjelentek a „turboshaft" hajtóművek szerkezetében is, lásd FADEC, nagy hőállóságú hűtött, egy-kristály turbina lapátok, valamint ezek aktív résvezérlése, általában könnyebb és jobb minőségű szerkezeti anyagok alkalmazása. Ezek a megoldások mind hozzájárultak ennek a kategóriának a teljesítmény, hatásfok, üzemeltetési és karbantartási tulajdonságainak javításához, a helikopterek repülési jellemzőinek javulásához.

Mindezen pozitív változások ellenére ennek a hajtómű kategóriának a hatásfok és fajlagos hasznos munka adatai kb. megfelelnek egy 30-35 évvel korábbi, de 30–50 kg/s, vagy afeletti levegőszállítású hajtómű vonatkozó adatainak. Mi ennek az oka? A fejlesztések iránya, nevezetesen a méretek csökkentése a hajtómű mind kompaktabb kialakítása, a hajtómű védelmében tett erőfeszítések felemésztették a gépegység hatásfokok javításának lehetőségeit.

- a szívócsatorna nyomásveszteségi tényezője romlott a ma már általánosan alkalmazott porkiválasztó rendszerek miatt;
- a hajtómű geometriai méretek csökkenése miatt a kompresszor és turbina politrópikus hatásfokok csak minimális mértékben javultak, de némely esetben még romlás is tapasztalható;
- az égőtér nyomásveszteségi tényező inkább romlott, mint javult az általánosan alkalmazott fordított áramú égőterek miatt;
- égőtér hatásfok változása várhatóan nem jelentős;
- a szabadturbina hatásfoka eleve rosszabb, mint egy fúvócsőé a bonyolultabb áramlási viszonyok miatt.

Ennek megfelelően sosem várhatjuk el, hogy helikopter hajtómű olyan fajlagos mutatókkal rendelkezzen, mint a nagyobb gázturbinás hajtóművek más repülőszerkezetekben. A nem vitatott javulást ezen a téren a turbina lapátok hőállóságának növekedése, az alkalmazott kifinomult hűtési módszerek miatt a turbina előtti magasabb gázhőmérséklet eredményezi. Ezek az eredmények nem elhanyagolhatóak, hiszen a fajlagos hasznos munka közelítően megduplázódott, a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás pedig 30–40%-al csökkent az első generációs helikopter hajtóművekhez képest.

ÚJ TUDOMÁNYOS EREDMÉNYEK

Értekezésemben bemutatott kutatómunkám új tudományos eredményeit a következő tézisekben foglalom össze.

1. Elkészítettem a helikopter hajtóművek általános termikus elemzését lehetővé tevő termikus matematikai modellt.
2. Elvégeztem a helikopter gázturbinás hajtóművek paraméter-érzékenységi vizsgálatát és kimutattam, hogy:
   a) a fajlagos hasznos munka szempontjából a hajtómű legérzékenyebben a kompresszió politrópikus hatásfok változására reagál, ezt követi az expanzió politrópikus hatásfoka, a mechanikai veszteségek, és az összegzett hajtómű nyomásveszteség, míg az égési hatásfok nem lesz rá hatással;
   b) a termikus hatásfokot az expanzió politrópikus hatásfoka befolyásolja a legerősebben, majd egyre csökkenő mértékben hat rá a kompresszió politrópikus hatásfoka, a mechanikai veszteségek, az égési hatásfok és az összegzett hajtómű nyomásveszteség.
3. Az általam elkészített programmal létrehoztam egy olyan diagramot, amelyből közvetlenül kiolvasható, hogy a kompresszor nyomásviszony, illetve a kompresszor politrópikus hatásfokának változása milyen változásokat indukál a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok tekintetében
4. Az elkészített termikus modellel bizonyítottam, hogy a fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok tekintetében tapasztalható fejlődés többnyire a turbina előtti maximális gázhőmérséklet növekedéséből származik. Ennek keretében:
   a) meghatároztam a vizsgált hajtóművek lehetséges nyomásviszony tartományát és bebizonyítottam, hogy a gyártók által megadott aktuális nyomásviszony mindig az általam meghatározott tartományba esik, igazolva ezzel a termikus modellem helyes működését;
   b) a megvizsgált hajtóműveket elemezve megállapítottam, hogy közepes teljesítmény-kategóriában napjainkban az RTM 322, az LHTEC T800 és az MTR 390-es hajtóművek, illetve ezek modifikációi megfelelő alternatívát kínálnak a katonai helikopterek hajtómű modernizációs programjaihoz.

FELHASZNÁLT IRODALOM

[1] Great Aviation Quotes, e-doc, url: http://www.skygod.com/quotes/predictions.html, (2013.03.15.)

[2] Vought-Sikorsky VS-300, e-doc, url:http://www.aviastar.org/helicopters_eng/sik_vs-300.php (2013.07.15.)

[3] DR. GION Gábor:Mentőangyalok, Top Gun, Ferenczy Könyv és Lapkiadó, 1999. október.

[4] DOUGHERTY, Kevin J.: The Evolution of Air Assault, Joint Force Quarterly, Joint Doctrine Division Support Group, Summer 1999.

[5] url: http://www.baomoi.com/Roi-truc-thang-Bell-AH1-o-Israel-2-phi-cong-tu-nan/119/10561762.epi, (2013.07.15.)

[6] url: http://www.socwall.com/desktop-wallpaper/36739/ka-52-hokum-b-alligator/, (2013.07.15.)

[7] HORVÁTH Zoltán: Szárnyas kígyók, Bell AH-1 Huey Cobra, Top Gun, Top Gun KFT, 1995. március.

[8] DICKENS, Fred W., THOMASON, Tommy: Achieving Helicopter Modernization with Advanced Technology Turbine Engines, Defence Technical Information Center Compilation Part Notice, April 1999.

[9] Helicopter History, Soviet and Russian Helicopters, e-doc, url: http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/helicopter%20history/Soviet%20and%20Russian%20Helicopters.htm, (2013.03.28.)

[10] url: http://www.hudi.republika.pl/helicopter.html, (2013.07.15.)

[11] Petróczy-Kármán-Zurovec PKZ-2 1918, e-doc, url: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/petroczy.php (2013.03.31.)

[12] Asboth A-4 1928, e-doc, url: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/asboth.php (2013.03.31.)

[13] DR. POKORÁDI László: A helikopteres repülés első 100 (?) éve, Debreceni Szemle XVII, 2009, p. 3-18.

[14] url: http://www.military-today.com/helicopters/mil_mi8_hip_images.htm, (2013.07.15.)

[15] url: http://www.military-today.com/helicopters/bellboeing_v_22_osprey_images.htm, (2013.07.15.)

[16] DR. ÓVÁRI Gyula: Korszerű csapásmérő helikopterek harcászati-technikai jellemzői, alkalmazási lehetőségei, Katonai Logisztika, 2002, p. 147-180.

[17] History of Helicopter Flight, e.doc, url: http://terpconnect.umd.edu/~leishman/Aero/history.html#Engines, (2013.03.31.)

[18] History of Helicopter, Sikorsky VS-300, e-doc, url: http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/helicopter%20history/Igor%20Sikorsky.htm, (2013.03.31.)

[19] The Messerschmitt Bf 109, e-doc, url: http://www.chuckhawks.com/me-109.htm , (2013.03.31)

[20] url: http://it.wikipedia.org/wiki/File:Whittle_Jet_Engine_W2-700.JPG, (2013.07.15.)

[21] Jendrassik György, e-doc, url: http://www.sztnh.gov.hu/feltalalok/jendrass.html, (2013.03.31.)

[22] GT 101, e-doc, url: http://en.wikipedia.org/wiki/GT_101, (2013.03.31.)

[23] Turbomeca Artouste, e-doc, url: http://en.wikipedia.org/wiki/Turbomeca_Artouste, (2013.03.31.)

[24] Tuboshaft Engine TV3-117: e-doc, url: http://www.vkms.ru/production_en.shtml, (2013.03.31.)

[25] Engine Manufacturers, Helicopter Annual, 2009, p. 57–63

[26] LAWICKI Dave: Jet Fuel Characteristics, Boeing, 2002, e-doc, url: http://www.docstoc.com/docs/7654823/JET-FUEL-FACTS , (2013.07.05.)

[27] DR. PÁSZTOR Endre: Gázturbinás repülőgép hajtóművek, 1983, Előadás vázlat, Budapesti Műszaki Egyetem.

[28] VARGA Béla: A TV2-117A hajtómű termikus matematikai modellje, Diploma munka, Budapesti Műszaki Egyetem, 1990.

[29] DR. PÁSZTOR Endre: Szállító repülőgépek gázturbinás hajtóművei nyomásviszonya növelésének termikus problémái, 2007, Repüléstudományi Közlemények, p. 36-45.

[30] Component modelling for system models, e-doc, url: http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/TR/RTO-TR-AVT-036/TR-AVT-036-04.pdf, (2013.07.16.)

[31] GE Delivers LM2500 Gas Turbines to Austal USA, e-doc, url: http://www.marinelink.com/news/delivers-turbines-austal348871.aspx, (2013.03.15.)

[32] Data for some military gas turbine engine, e-doc, url: http://www.aircraftenginedesign.com/TableB1.html, (2013.03.15.)

[33] Klimov, url: http://en.klimov.ru/production/helicopter/TV2-117/ , (2013.03.15.)

[34] Klimov, url: http://en.klimov.ru/production/helicopter/TV3-117/ , (2013.03.15.)

[35] GE Aviation, url: http://www.geaviation.com/engines/military/t58/, (2013.03.15.)

[36] GE Aviation, url: http://www.geaviation.com/engines/military/t64/, (2013.03.15.)

[37] Smithsonian National Air and Space Museum, url: http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?id=A19730230000, (2013.03.15.)

[38] MTU Aero Engines, url: http://www.mtu.de/en/products_services/military_business/programs/mtr390/index.html, (2013.03.15.)

[39] Rolls-Royce, url: http://www.rolls-royce.com/defence/products/tactical_aircraft/t800.jsp, (2013.03.15.)

[40] Rolls-Royce, url: http://www.rolls-royce.com/Images/RTM 322_tcm92-6703.pdfhttp://www.rolls-royce.com/Images/RTM 322_tcm92-6703.pdf, (2013.03.15.)

[41] GE Aviation, url: http://www.geaviation.com/engines/marine/lm2500.html, (2013.03.15.)

[42] DR. ÓVÁRI Gyula: Biztonság– és repüléstechnikai megoldások a katonai helikopterek harci túlélőképességének javítására, http://www.szrfk.hu/rtk/kulonszamok/2005_cikkek/ovari_gyula.pdf

[43] url: http://casoilresource.lawr.ucdavis.edu/drupal/node/93 , (2013.07.16.)

[44] FISHER L. Brian, KLEIN A Mark, MONTES CINTRON Vincente, Erosion durability improvement of the t58 engine for military helicopters, e-doc, url: www.dodsbir.net, (2013. 07. 16.)

[45] BOJDO Nicholas: Operational Performance Parameters of Engine Inlet Barrier Filtration Systems for Rotorcraft, e-doc, url: http://cfd.mace.manchester.ac.uk/twiki/pub/CfdTm/InternalSeminar005/NBojdo_Abstract.pdf, (2013. 07. 16.)

[46] WARREN J., GORTON C., HOFF S., ALBY F.: Annex B-Air, Land, Sea and Space FOD Issues, e-doc,

url: http://ftp.rta.nato.int/public//PubFullText/RTO/TR/RTO-TR-AVT-094///TR-AVT-094-ANN-B.pdf (2013. 07. 16.)

[47] Jet engine types, e-doc, url: http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0033.shtml, (2013. 07. 16.)

[48] A Mi-24D helikopter műszaki leírása, II. könyv, Sárkány-hajtómű, Magyar Néphadsereg, Szabályzatkiadó Intézet, 1979.

[49] url: http://www.pall.com/main/aerospace-defense-marine/centrisep-eaps-helicopter-engine-protection.page, (2013. 07. 16.)

[50] url: http://atomictoasters.com/2012/02/like-the-sands-of-time-through-an-hourglass/, (2013. 07. 16.)

[51] Test dust history, e-doc, url: http://www.powdertechnologyinc.com/test-dust-history/iso-standard.php, (2013. 07. 16.)

[52] FILIPPONE A, BOJDO N, 2010, "Turboshaft Engine Air Particle Separation", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 46. pp 224-245. July. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.02.001,

[53] url: http://www.bdnaerospace.com/donaldson-receives-transport-canada-stc-for-engine-inlet-filter-system-for-bell-206llr-helicopters , (2013. 07. 16.)

[54] url: http://www.aeroproducts.net/AFS%20206B%20IBF.pdf, (2013. 07. 16.)

[55] url: http://lhsn.hu/a-mil-helikopterek-hokoveto-raketak-ellen-kidolgozott-harmas-vedelmi-rendszere/, (2013. 07.16.)

[56] RTM 322 Turboshaft Engine Technical Brochure, pdf, url: http://www.turbomeca.com/english/our-products/helicopter-engines/rtm-322-50/, (2012.07.16)

[57] Achieving Helicopter Modernization with Advanced Technology Turbine Engines; e-doc; url: http://ftp.rta.nato.int/public//PubFulltext/RTO/MP/RTO-MP-044///MP-044-A18.pdf; (2013.04.26)

[58] Boeing AH-64 Apache, e-doc,url: http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_AH-64_Apache, (2013.05.02.)

[59] Mil Mi-17, e-doc, url: http://en.wikipedia.org/wiki/Mil_Mi-17, (2013.05.03.)

[60] Klimov, url: http://en.klimov.ru/production/helicopter/VK-2500/, (2013.05.03.)

[61] Mi-171A2, e-doc, url: http://www.russianhelicopters.aero/ru/press/exhibitions/Mi-171A2_HeliExpo2012_Eng_inet.pdf, 2013.05.06.)

ÁBRAJEGYZÉK

1. ábra Sikorsky VS-300 (1939) [2]
2. ábra UH-1-esek bevetésen Vietnamban [4]
3. ábra Bell AH-1G Huey Cobra [5]
4. ábra Ka-52 Hokum B [6]
5. ábra Mi-24 harci helikopter [10]
6. ábra Petróczi István, Kármán Tódor és Zurovecz Vilmos tüzérségi megfigyelő helikoptere [11]
7. ábra A Magyar Honvédség egyik Mi-8-as helikoptere[14]
8. ábra V-22 Osprey [15]
9. ábra Frank Whittle hajtóműve [20]
10. ábra Jedrassik tengelyteljesítményt szolgáltató gázturbinája [21]
11. ábra Gázturbinás hajtóművek evolúciója
12. ábra Légijárművek hajtóműveinek felosztása
13. ábra A GT 101 szabadturbina nélküli gázturbina elvi vázlata
14. ábra A GT 102 gázturbina elvi vázlata
15. ábra Turbomeca Artouste, az első helikopterben alkalmazott tengelyes gázturbina [23]
16. ábra Az XT-58-as, mely kialakításában a mai hajtóműveket idézi [35]
17. ábra Izotov TV2-117A, az első szovjet, helikopterbe tervezett hajtómű
18. ábra A „turboshaftok” ma is alkalmazott kialakításának elvi vázlata
19. ábra Az RTM 322 hajtómű szerkezeti vázlata [40]
20. ábra MTR 390 hajtómű az Eurocopter Tiger erőforrása [38]
21. ábra A fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás és a teljesítmény statisztikai összefüggése
22. ábra A fajlagos hasznos munka és a teljesítmény statisztikai összefüggése
23. ábra A hajtómű tömeg és a teljesítmény statisztikai összefüggése
24. ábra A hajtómű teljesítmény tömeg viszony és teljesítmény statisztikai összefüggése
25. ábra Gázturbinás hajtóművek energia mérlege
26. ábra Ideális Brayton körfolyamatok rögzített hőmérséklet határok között
27. ábra Ideális gázturbina körfolyamat fajlagos hasznos munkája és termikus hatásfoka rögzített hőmérséklet határok között
28. ábra A $w_h(\pi)$ függvény derivált függvénye a gázjellemzők nyomásviszony függésével és anélkül
29. ábra Az $\eta_t(\pi)$ függvény derivált függvénye a gázjellemzők nyomásviszony függésével és anélkül
30. ábra Az Excel program kezelői felülete
31. ábra A program folyamatábrája
32. ábra Termikus hatásfok görbék a T_3-π diagramban
33. ábra Fajlagos hasznos munka görbék a T_3-π diagramban

34. ábra A kompresszor politrópikus hatásfokának csökkenése esetén a termikus hatásfok fenntartásának lehetőségei
35. ábra A gépegység veszteségek hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és nyomásviszony mellett
36. ábra A kiinduló (29,9%-os) termikus hatásfok fenntartásához szükséges nyomásviszony növelés
37. ábra A gépegység veszteségek hatása a fajlagos hasznos munkára, a termikus hatásfokra a nyomásviszony optimális értéke mellett
38. ábra A kiinduló termikus hatásfok fenntartása a turbina előtti hőmérséklet növelésével az optimális nyomásviszony mentén
39. ábra Hűtőlevegő áramok a turbina fokozatban [30]
40. ábra Turbina hűtőlevegő hatása a turbinában lejátszódó expanzióra
41. ábra A hűtőlevegő áram expanziós munkája
42. ábra 1%-os használati-levegő elvétel hatása a hajtómű fajlagos hasznos munkájára és termikus hatásfokára
43. ábra 1–2–3–4%-os turbina hűtő-levegő elvétel hatása a fajlagos hasznos munkára és termikus hatásfokra
44. ábra Turbina előtti gázhőmérséklet növelés a turbinahűtés növelése mellett
45. ábra Termikus hatásfok és fajlagos hasznos munka a kompresszor politrópikus hatásfok és nyomásviszony függvényében
46. ábra Két GE LM 2500-as gázturbina képezi a fenti 127 m hosszú US Partiőrség hajójának erőforrását [31]
47. ábra A továbbfejlesztett termikus modell folyamatábrája
48. Egy jó fajlagos mutatókkal rendelkező helikopter hajtómű fajlagos hasznos munka és relatív termikus hatásfok változásai a nyomásviszony és a kompresszor politrópikus hatásfok függvényében
49. ábra Helikopterek által kibocsátott sugárzások frekvencia tartományai [42]
50. ábra Felszállás sivatagi körülmények között, a „brownout” jelenség [43]
51. ábra A kompresszor első fokozat nagyfokú eróziója [44]
52. ábra A hajtóművel egybeépített porkiválasztó [47]
53. ábra A TV-117 hajtóművön alkalmazott PZU porkiválasztó berendezés [48]
54. ábra ISO 12103-1, A4 durva tesztpor és az AC durva tesztpor százalékos összetétele [51]
55. ábra Inerciális elven működő porkiválasztó [46]
56. ábra Örvénykeltős porkiválasztó rendszerek [46]
57. ábra Egyedileg a típusra kialakított örvénykeltős porkiválasztó rendszerek [49]
58. ábra Mi-17-re felépített örvénykeltős porkiválasztó [50]
59. ábra Szűrőelem állapotjelzője, illetve kabin visszajelzés a szűrő eltömődéséről és megkerülő zárófedél nyitásáról [54]
60. ábra Szűrőbetétek a beépítéshez szükséges borító és rögzítő elemekkel [53]
61. ábra Porkiválasztó rendszerek okozta veszteségek összehasonlítva a kompresszor politrópikus hatásfok csökkenés okozta veszteségekkel

62. ábra Infravörös sugárzás-csökkentő berendezéseket ”Mi” típusú orosz helikopterekhez [55]
63. ábra Mi-24 helikopter infra képe infravörös sugárzás csökkentő berendezéssel és anélkül [42]
64. ábra RAH-66-os helikopterre tervezett hőkisugárzás-csökkentési eljárás [42]
65. ábra Néhány jól ismert típus maximális felszálló-tömegének változása az elmúlt évtizedekben [57]
66. ábra Teljesítmény tömeg viszony változása a hajtóművek fejlődésével [57]
67. ábra Az UH-1H helikopter harcászati hatósugár és hasznos terhelésének növekedése a CTS800-54 hajtóművel [57]
68. ábra A két hajtómű (T53-L-13B és CTS800-54) kumulált költségeinek alakulása az üzemeltetés során [57]
69. ábra A két hajtómű (T53-L-13B és CTS800-54) élettartam költségnek összehasonlítása [57]
70. ábra Az UH-1H helikopter függési magasságának változása a CTS800-54 hajtóművel (légpárnahatáson kívül) 45 °C-os külső hőmérséklet mellett [57]

TÁBLÁZATJEGYZÉK

1. táblázat Magyarországra érkezett helikopterek típusváltozatai, száma és rendszerbe-állítási éve [16]
2. táblázat Bf 109 teljesítmény adatai [19]
3. táblázat Az MTR 390-es hajtóműváltozatok legfontosabb adatai [38]
4. táblázat A fajlagos hasznos munka és a termikus hatásfok számításához szükséges hajtómű adatok [28]
5. táblázat Az állandó nyomáson vett fajhő meghatározásához szükséges polinom együtthatói [28]
6. táblázat A programban felvehető változók tartománya
7. táblázat Turbina előtti gázhőmérsékletek (T_3) és a hozzájuk tartozó kitüntetett nyomásviszonyok
8. táblázat 5 kg/s levegőszállítású hajtómű várható adatai a turbina előtti gázhőmérséklet függvényében
9. táblázat 50 kg/s levegőszállítású hajtómű várható adatai a turbina előtti gázhőmérséklet függvényében
10. táblázat A TV2-117A hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
11. táblázat A TV3-117VM hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
12. táblázat A T58-GE-100 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
13. táblázat A T64-GE-100 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett

14. táblázat A T53-L-13 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
15. táblázat Az MTR 390-E hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
16. táblázat A T800-LHT-801 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
17. táblázat Az RTM 322-09/1 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
18. táblázat Az LM2500 hajtómű lehetséges illesztése rögzített turbina előtti gázhőmérséklet mellett
19. táblázat Összefoglaló a hajtóműelemzések eredményeiről
20. táblázat Porkiválasztó rendszerek értékelése
21. táblázat AH-64 Apache helikopter erőforrásai[58]

MELLÉKLETJEGYZÉK

1. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25]
2. melléklet A termikus modell programlistája
3. melléklet A gépegység veszteségek hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében
4. melléklet Használati levegőelvétel hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében 1%-os levegőelvétellel a 25-50-75-100%-os kompresszormunka pozíciókból.
5. melléklet Hűtő levegőelvétel hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében 1–2–3–4%-os hűtőlevegő elvételekkel.
6. melléklet Kompresszorok kopási próbáinál használt teszt porok [51]

PUBLIKÁCIÓS JEGYZÉK

1. TV2-117A típusú gázturbinás helikopter hajtómű termikus körfolyamatának vizsgálata, Szolnoki Repülőtiszti Főiskola Tudományos Kiképzési Közlemények, 1991/1, 22-35. oldal.
2. TV2-117A típusú gázturbinás helikopter hajtómű kompresszorának vizsgálata, Szolnoki Repülőtiszti Főiskola Tudományos Kiképzési Közlemények, 1991/3, 40-51. oldal.
3. TV2-117A típusú gázturbinás helikopter hajtómű turbináinak vizsgálata, Szolnoki Repülőtiszti Főiskola Tudományos Kiképzési Közlemények, 1992/1, 24-38. oldal.
4. Egyforgószárnyas faroklégcsavaros helikopterek súlypontvándorlási tartománya, Kihívások a repüléstudományban a 3. évezred küszöbén tudományos konferencia, ZMNE Repülőtiszti Intézet Repüléstudományi Közlemények, 1999 XI. évfolyam 26. szám, ISSN 1417-0604, 273-284. oldal.
5. A gyűrűs vezérlőautomata kialakításának aerodinamikai összefüggései, A XX század haditechnikai forradalmának hatása a XXI század katonai repülésére tudományos konferencia, ZMNE Repülőtiszti Intézet Repüléstudományi Közlemények, 2001 különszám I., ISSN 1417-0604, 165-177. oldal.
6. Az egyforgószárnyas helikopterek forgószárnyának és reakciónyomaték kiegyenlítési módszereinek vizsgálata zaj szempontjából, valamint a lehetséges zajcsökkentési módszerek, Szolnoki Tudományos Közlemények V., ISSN 1419-256-X, 2001, 199-207. oldal.
7. Új irányzatok a helikopterek építésében, Bolyai Szemle 2001 különszám, ISSN 1416-1443, 163-175. oldal.
8. A forgószárny reakciónyomaték kiegyensúlyozásának új módszerei, „fenestron" légcsavar, NOTAR rendszer, ZMNE Repülőműszaki Intézet Repüléstudományi Közlemények, ISSN 1417-0604, 2001 XIII. évfolyam 33. szám, 119-125. oldal.
9. Noise reduction methods of modern single rotor helicopters, Proceedings of the 1st International Symposium on "Future Aviation Technologies", MZ NDU

Aviation Technical Institute Bulletins in Aeronautical Sciences, ISSN 1417-0604, 2002 XIV. vol. 1., p 107-114.

10. A katonai helikopterek műszaki fejlődésének hatása harci alkalmazhatóságukra, valamint a jövő fejlesztések várható irányai (kutatási témám bemutatása), Doktoranduszok I. Jász-Nagykun-Szolnok Megyei Tudományos Konferenciája, 2002, Szolnok ZMNE RMI, CD formátum.

11. Noise Reduction Methods of Modern Helicopter Manufacturing, (társszerző Dr. Szabó László), Transport Means 2006, Kaunas, Proceedings of 10th International Conference, ISSN 1822-296X, p. 320-323.

12. Thermodynamic Comparison of Helicopter Engines, (Társszerző: Prof. Dr. Óvári Gyula), Transport Means 2007, Kaunas, Proceedings of 11th International Conference, ISSN 1822-296X, p. 234-237.

13. Helikopter hajtóművek termikus összehasonlítása, Műszaki Tudomány az Észak-alföldi Régióban Konferencia 2007, Szolnok, MTA DAB Műszaki Szakbizottsága, http://www.dab.hu/digitalcity/entity/entityHomePage.jsp?dom=AAAAGVPY&egd=AAAAFXSS&prt=AAAAFXDX&efm=AAAAYPMH&bem=AAAANCEB, ISBN978-963-7064-18-0.

14. Helikopter hajtóművek termikus számítási eredményeinek összehasonlítása a konstrukciós fejlesztések függvényében, (Társszerző: Dr. Szabó László, Dr. Békési László, Varga Béla, Tóth József) 70 éves a légierő Tudományos konferencia, Szolnok, 2008. 04. 11., ZMNE RMI, http://www.szrfk.hu/rtk/index.html, HU ISSN 1789-770X.

15. A hajtóművek termikus számításánál, valamint az adatbázisok kezelésénél alkalmazott elektronikus tansegédletek, szoftverek alkalmazásának lehetőségei a ZMNE RLI-ben. MTA DAB konferencia, Debrecen, 2008. 05. 07. (Társszerző: Dr. Békési László, Varga Béla, Miskolczi Ildikó)

16. TV2-117A, T58-GE-100, valamint RTM 322-01/9 helikopter hajtóművek termikus számítás eredményeinek összehasonlítása, Társszerző: Dr. Szabó László, Dr. Békési László), Tudomány napja megyei rendezvénye, Szolnok, MTESZ, 2008. 11. 06., Szolnoki Tudományos rendezvények XIII., http://www.szolnok.mtesz.hu/sztk/index.html, HU ISSN 2060-3002.

17. Helikopter hajtóművek a kezdetektől napjainkig, 50 év hangsebesség felett a magyar légtérben Tudományos konferencia, Szolnok, 2009. 04. 24., ZMNE RMI, http://www.szrfk.hu/rtk/index.html, HU ISSN 1789-770X.

18. A FADEC szerepe a korszerű katonai helikopterek képesség növelésében, (Társszerző: Dr. Békési László), Tudomány napja megyei rendezvénye, Szolnok, MTESZ, 2009. 11. 12., Szolnoki Tudományos rendezvények XIII., http://www.szolnok.mtesz.hu/sztk/index.html, HU ISSN 2060-3002.

19. A gázturbinás hajtóművek első 80 éve a repülésben, Műszaki Tudomány az Észak Alföldi Régióban 2010 konferencia, Nyíregyháza, 2010. 05. 19.,Konferencia kiadvány, http://www.dab.hu/digitalcity/entity/entityHomePage.jsp?dom=AAAAGVPY&egd=AAAAFXSS&prt=AAAAFXDX&efm=AAAAYPMH&bem=AAAANCEB, ISBN978-963-7064-24-1.

20. Helikopter gázturbinás hajtóművek hatásfok növelésének problémái, Véget ért a MIG-korszak Tudományos konferencia, Szolnok, 2011. 04. 15., ZMNE RLI, http://www.szrfk.hu/rtk/index.html, HU ISSN 1789-770X.

21. Helikopter gázturbinás hajtóművek optimális nyomásviszonyai a turbina előtti gázhőmérséklet és a gépegység veszteségek függvényében, Tudomány napja megyei rendezvénye, Szolnok, MTESZ, 2012. 11. 15., Szolnoki Tudományos rendezvények XVI., http://www.szolnok.mtesz.hu/sztk/index.html, HU ISSN 2060-3002.

22. Specific net work or thermal cycle efficiency, one of the questions engineers must face designing helicopter turboshaft engines, Repüléstudományi Konferencia, Szolnok, 2013. 04. 11., ZMNE RLI, http://www.szrfk.hu/rtk/index.html, HU ISSN 1789-770X.

Mellékletek

1/1. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25] (N/A: nincs adat)

Gyártó	Típus	Beépítés	Felszálló teljesít-mény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelő-anyag 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
Honeywell Engines & Systems	LTS101-750B-1	Eurocopter BK-117B (2)	468	440	0,353	23,6	134
Honeywell Engines & Systems	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

1/2. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25]

Gyártó	Típus	Beépítés/darab	Felszálló teljesít-mény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelő-anyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok (%)	Tömeg (kg)
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
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 Bell/Agusta-Bell 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

1/3. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25]

Gyártó	Típus	Beépítés/darab	Felszálló teljesít-mény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelő-anyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok	Tömeg (kg)
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 MD500D (1)	313	313	0,395	21,1	73
Rolls-Royce	Model 250-C20F	Eurocopter AS355F (2)	313	313	0,395	21,1	73
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

1/4. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25]

Gyártó	Típus	Beépítés/darab	Felszálló teljesít-mény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelő-anyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok	Tömeg (kg)
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	1 664	0,258	32,3	227
Rolls-Royce Turbomeca	RTM 322-01/9A	NHI NH90 (2)	1905	1 805	0,258	32,3	227
Rolls-Royce	AE 1007	Bell-Boeing V22 Osprey (2)	4549	3 253	0,259	32,1	440
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	260,	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

1/5. melléklet Legfontosabb gyártók, típusok, technikai adatok [25]

Gyártó	Típus	Beépítés/darab	Felszálló teljesít-mény (kW)	Max folyamatos (kW)	Fajlagos tüzelő-anyag fogyasztás (kg/kWh)	Termikus hatásfok	Tömeg (kg)
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
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	Ansat, 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

2. melléklet A termikus modell programlistája

```
Private Sub ScrollBar1_Change()
Range("b3").Value = ScrollBar1.Value
End Sub
Private Sub ScrollBar1_Scroll()
Range("b3").Value = ScrollBar1.Value
End Sub
Private Sub ScrollBar2_Change()
Range("b4").Value = ScrollBar2.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar2_scroll()
Range("b4").Value = ScrollBar2.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar3_Change()
Range("b5").Value = ScrollBar3.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar3_scroll()
Range("b5").Value = ScrollBar3.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar4_Change()
Range("b6").Value = ScrollBar4.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar4_scroll()
Range("b6").Value = ScrollBar4.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar5_Change()
Range("b7").Value = ScrollBar5.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar5_Scroll()
Range("b7").Value = ScrollBar5.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar6_Change()
Range("b8").Value = ScrollBar6.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar6_Scroll()
Range("b8").Value = ScrollBar6.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar7_Change()
Range("b9").Value = ScrollBar7.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar7_Scroll()
Range("b9").Value = ScrollBar7.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar8_Change()
Range("b10").Value = ScrollBar8.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar8_Scroll()
Range("b10").Value = ScrollBar8.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar9_Change()
Range("b11").Value = ScrollBar9.Value / 1000
End Sub
Private Sub ScrollBar9_Scroll()
Range("b11").Value = ScrollBar9.Value / 1000
End Sub
Dim k As Single: Dim a As Single: Dim b As Single
Dim c As Single: Dim r As Single: Dim qt As Single: Dim fü As Single
Dim épe As Single: Dim éé As Single: Dim sz As Single: Dim ém As
Single
Dim épk As Single: Dim épki As Single: Dim épk0 As Single: Dim p0 As
```

```
Single
Dim pi As Single: Dim t As Single: Dim t0 As Single: Dim t2 As Single:
Dim t3 As Single: Dim t5 As Single
Dim cl As Single: Dim cé As Single: Dim cg As Single: Dim t5v As
Single
Dim has As Single: Dim poz As Single: Dim hűt As Single: Dim whűt As
Single
Dim mp As Single: Dim dk As Single: Dim ro0 As Single: Dim kszi As
Single: Dim lr As Single: Dim l As Single
Dim kk As Single: Dim mk As Single: Dim ro2 As Single: Dim p2 As
Single: Dim pih As Single: Dim ca As Single
Dim éc As Single: Dim pik As Single: Dim t2k As Single: Dim l0 As
Single: Dim p As Single
Dim x(7): Dim y(7)
Sub f(): 'gázjellemzők meghatározása'
        c = 0
        For i = 0 To 7
        c = c + ((qt * y(i) + x(i)) / (qt + 1)) * (t / 1000) ^ i
        Next i
        r = 287.04 * ((1 + 1.0775667 * qt) / (1 + qt)): k = c / (c -
r)
End Sub
Sub h(): 'lapáthossz, aktuális éta pol kompresszor meghatározása pi=4
után'
        t = t2 + 1: t2 = t2 + 2: qt = 0:
        Call f
        pi = pi * ((t2 / (t2 - 2)) ^ ((k * épki) / (k - 1)))
        p2 = p0 * pi: ro2 = p2 / (r * t2)
        l = mp / (ro2 * ca * dk * 3.14 * kszi)
        épki = épk0 * (1 - (kk * (lr / l) ^ mk))
End Sub
Sub g()
        'kompresszió'
        t = (t2 + t0) / 2: qt = 0
        Call f
        épk = ((k - 1) / k) * (WorksheetFunction.Ln(pi) / Worksheet-
Function.Ln(t2 / t0)): 'teljes éta pol komp'
        a = (k - 1) / (k * épk)
        cl = c * (1 - (has / 100) * (1 - (poz / 100)))
        'égés'
        t = (t3 + t2) / 2
        Do
            ec = qt
            qt = (cé * (t3 - t2)) / (fü * éé)
            Call f
            cé = c
        Loop While Abs(qt - ec) > 0.0001
        cé = c * (1 - (has / 100) - (hűt / 100))
        'expanzió'
        Do
            ed = t5
            t5 = t3 / ((pi * sz) ^ b): t = (t3 + t5) / 2
            Call f:
            b = ((k - 1) * épe) / k
        Loop While Abs(t5 - ed) > 0.001
        cg = c * (1 - (has / 100) - (hűt / 100)) * (1 + qt)
        'hűtőlevegő expanzió'
        Do
            ed = t5v
            t5v = t2 / ((pi * 0.9) ^ b): t = (t2 + t5v) / 2: qt = 0
            Call f:
```

```
            b = ((k - 1) * épe) / k
        Loop While Abs(t5v - ed) > 0.001
        ch = c: whűt = (hűt / 100) * ch * (t2 - t5v)
End Sub
Sub Gomb251_Kattintás()
'gázjellemzők polinom együtthatói'
x(0) = 1043.797: x(1) = -330.6087: x(2) = 666.759
x(3) = 233.4525: x(4) = -1055.395: x(5) = 819.7499: x(6) = -270.54:
x(7) = 33.60668
y(0) = 614.786: y(1) = 6787.993: y(2) = -10128.91
y(3) = 9375.566: y(4) = -4010.937: y(5) = 257.6096: y(6) = 310.53:
y(7) = -67.42648
'kiinduló adatok termikus adatok'
t0 = 288: t3 = Range("b3"): p0 = 101325: fü = 43217080: ro0 = 1.225:
t5 = 1000
épk0 = Range("b4"): épe = Range("b5"): éé = Range("b6")
sz = Range("b7") * Range("b8") * Range("b9") * Range("b10"): ém =
Range("b11")
has = Range("f2"): poz = Range("g2"): hűt = Range("h2")
cl = 1010: cé = 1100: cg = 1100: kl = 1.4: kg = 1.33: a = (kl - 1) /
(kl * épk0): b = ((kg - 1) * épe) / kg
'kompresszor méret és lapátrés adatok'
    dkt = 0.02: mp = Cells(27, 1): kszi = Cells(27, 4): lr = Cells(27,
5)
    kk = Cells(27, 6): mk = Cells(27, 7): ca = Cells(27, 8): p =
Cells(27, 9)
'---Tetszőleges turbina előtti gázhőmérséklet, rögzített tengelytel-
jesítmény---------------------'
    '----Maximális fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszony
meghatározása-------'
t3 = Cells(3, 2): mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        wh = 0: dwh = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            pih = pi: ék = wh: éb = dwh 'egy körrel előbbi adatok rög-
zítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
            dwh = (wh - ék) / (pi - pih)
        Loop While dwh > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dwh))): t2 = t0 * pi
^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
     wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé /
éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
Cells(2, 2) = pi
Cells(12, 2) = t2
Cells(13, 2) = t5
Cells(14, 2) = wh / 1000
Cells(15, 2) = ét * 100
Cells(16, 2) = épk
Cells(17, 2) = mp
Cells(18, 2) = dk * 100
```

```
Cells(19, 2) = l0 * 100
Cells(20, 2) = l * 100
Cells(21, 2) = hűt
    '-Max fajlagos hasznos munka és a max termikus hatáfok közötti op-
timális nyomásviszony meghatározás-'
t3 = Cells(3, 2): mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        opt = 0: dopt = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            pih = pi: ék = opt: éb = dopt 'egy körrel előbbi adatok
rögzítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb =
(cé / éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb: opt = wh * ét
            dopt = (opt - ék) / (pi - pih)
        Loop While dopt > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dwh))): t2 = t0 * pi
^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
    wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé / éé)
* (t3 - t2): ét = wh / qb
Cells(2, 3) = pi
Cells(12, 3) = t2
Cells(13, 3) = t5
Cells(14, 3) = wh / 1000
Cells(15, 3) = ét * 100
Cells(16, 3) = épk
Cells(17, 3) = mp
Cells(18, 3) = dk * 100
Cells(19, 3) = l0 * 100
Cells(20, 3) = l * 100
Cells(21, 3) = hűt
    '----Maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszony
meghatározá----------'
t3 = Cells(3, 2): mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        ét = 0: dét = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            pih = pi: ék = ét: éb = dét 'egy körrel előbbi adatok rög-
zítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb =
(cé / éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
            dét = (ét - ék) / (pi - pih)
        Loop While dét > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dwh))): t2 = t0 * pi
^ a: Call g
```

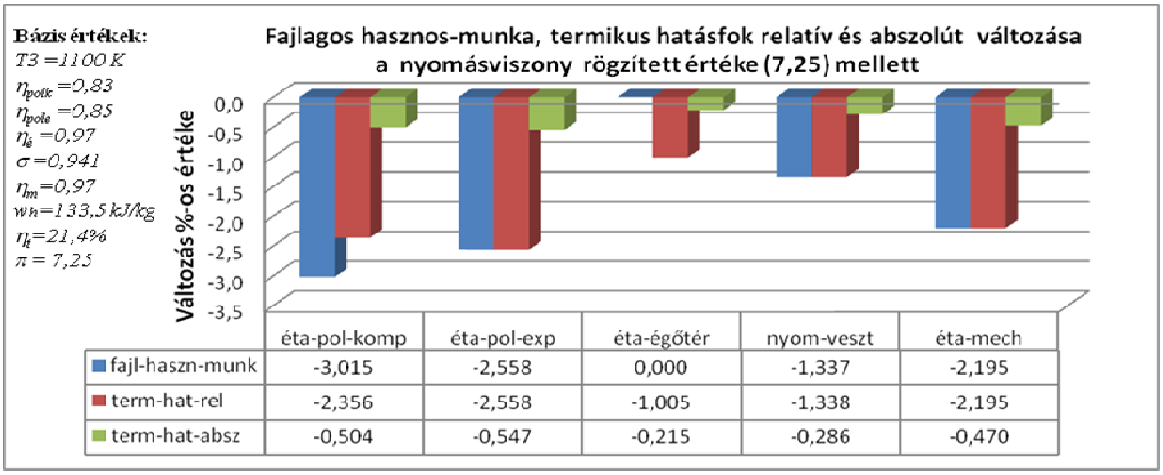
```
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
    wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé / éé)
* (t3 - t2): ét = wh / qb
Cells(2, 4) = pi
Cells(12, 4) = t2
Cells(13, 4) = t5
Cells(14, 4) = wh / 1000
Cells(15, 4) = ét * 100
Cells(16, 4) = épk
Cells(17, 4) = mp
Cells(18, 4) = dk * 100
Cells(19, 4) = l0 * 100
Cells(20, 4) = l * 100
Cells(21, 4) = hűt
'--------------------Tetszőleges nyomásviszony------------------------
------------'
t3 = Cells(3, 2): mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            Call h
            Call g
        Loop While pi < Cells(2, 5)
        pi = Cells(2, 5): t2 = t0 * pi ^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
    wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé / éé)
* (t3 - t2): ét = wh / qb
Cells(12, 5) = t2
Cells(13, 5) = t5
Cells(14, 5) = wh / 1000
Cells(15, 5) = ét * 100
Cells(16, 5) = épk
Cells(17, 5) = mp
Cells(18, 5) = dk * 100
Cells(19, 5) = l0 * 100
Cells(20, 5) = l * 100
Cells(21, 5) = hűt
  '------Emelkedő turbina előtti gázhőmérséklet, rögzített tengelytel-
jesítmény------------'
    '-Maximális fajlagos hasznos munkához tartozó nyomásviszonyok
táblázatos összefoglalása-'

t3 = 1100: mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
For i = 0 To 7
 t3 = 1100 + i * 100
 dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        wh = 0: dwh = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
```

```
        Do
            pih = pi: ék = wh: éb = dwh 'egy körrel előbbi adatok rög-
zítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt
            dwh = (wh - ék) / (pi - pih)
        Loop While dwh > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dwh))): t2 = t0 * pi
^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé /
éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
        zs = zs + 1
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
Cells(30 + i, 1) = t3
Cells(30 + i, 2) = pi
Cells(30 + i, 3) = mp
Cells(30 + i, 4) = dk * 100
Cells(30 + i, 5) = l0 * 100
Cells(30 + i, 6) = l * 100
Cells(30 + i, 7) = épk
Cells(30 + i, 8) = hűt
Cells(30 + i, 9) = wh / 1000
Cells(30 + i, 10) = ét * 100
Next i
'--Max fajlagos hasznos munka és a max term hatáfok közötti optimális
nyomásviszonyok táblázatos összefoglalása--'
t3 = 1100: mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
For i = 0 To 7
t3 = 1100 + i * 100
dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
        opt = 0: dopt = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            pih = pi: ék = opt: éb = dopt 'egy körrel előbbi adatok
rögzítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb =
(cé / éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb: opt = wh * ét
            dopt = (opt - ék) / (pi - pih)
        Loop While dopt > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dopt))): t2 = t0 *
pi ^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé /
éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
Cells(40 + i, 1) = t3
Cells(40 + i, 2) = pi
Cells(40 + i, 3) = mp
Cells(40 + i, 4) = dk * 100
Cells(40 + i, 5) = l0 * 100
Cells(40 + i, 6) = l * 100
Cells(40 + i, 7) = épk
Cells(40 + i, 8) = hűt
```

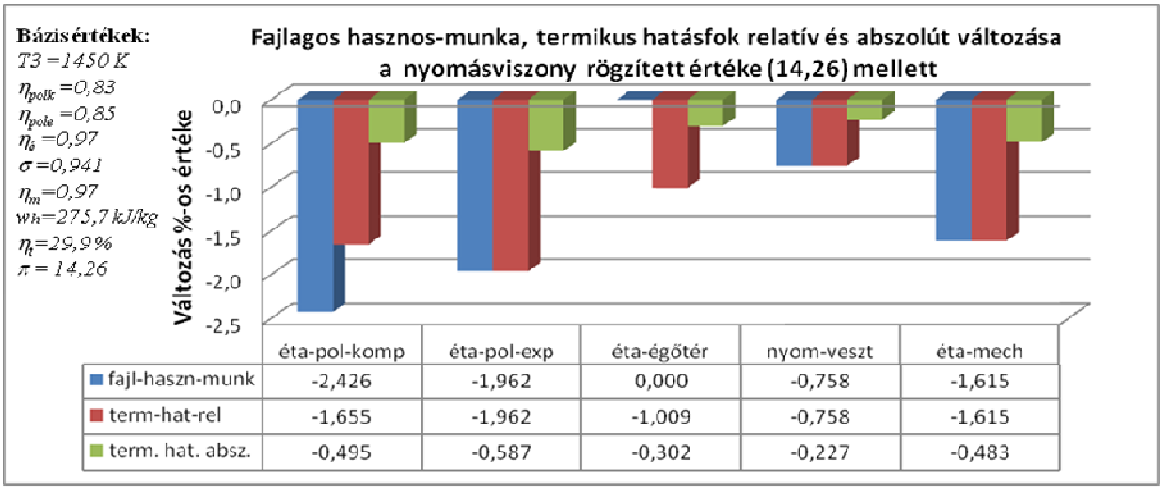
```
Cells(40 + i, 9) = wh / 1000
Cells(40 + i, 10) = ét * 100
Next i
     '------------Maximális termikus hatásfokhoz tartozó nyomásviszon-
yok táblázatos összefoglalása--------------"
t3 = 1100: mp = Cells(27, 1): dk = Cells(27, 3)
For i = 0 To 7
 t3 = 1100 + i * 100
 dk = Cells(27, 3) - ((t3 - 1100) / 100) * dkt * dk: hűt = Cells(2, 8)
+ ((t3 - 1100) / 100) * 0.3
    Do
    ét = 0: dét = 0: pi = 1: épki = épk0: t2 = t0: mpé = mp
        Do
            Call h
        Loop While pi < 4
        Do
            pih = pi: ék = ét: éb = dét 'egy körrel előbbi adatok rög-
zítése'
            Call h
            Call g
            wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb =
(cé / éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
            dét = (ét - ék) / (pi - pih)
        Loop While dét > 0
        pi = pih + ((éb * (pi - pih)) / (éb + Abs(dét))): t2 = t0 * pi
^ a: Call g
        wh = cg * (t3 - t5) - (cl / ém) * (t2 - t0) + whűt: qb = (cé /
éé) * (t3 - t2): ét = wh / qb
        mp = p / (wh / 1000): l0 = mp / (ro0 * ca * dk * 3.14 * kszi)
    Loop While Abs(mp - mpé) > 0.01
Cells(50 + i, 1) = t3
Cells(50 + i, 2) = pi
Cells(50 + i, 3) = mp
Cells(50 + i, 4) = dk * 100
Cells(50 + i, 5) = l0 * 100
Cells(50 + i, 6) = l * 100
Cells(50 + i, 7) = épk
Cells(50 + i, 8) = hűt
Cells(50 + i, 9) = wh / 1000
Cells(50 + i, 10) = ét * 100
Next i
End Sub
```

3. melléklet A gépegység veszteségek hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében



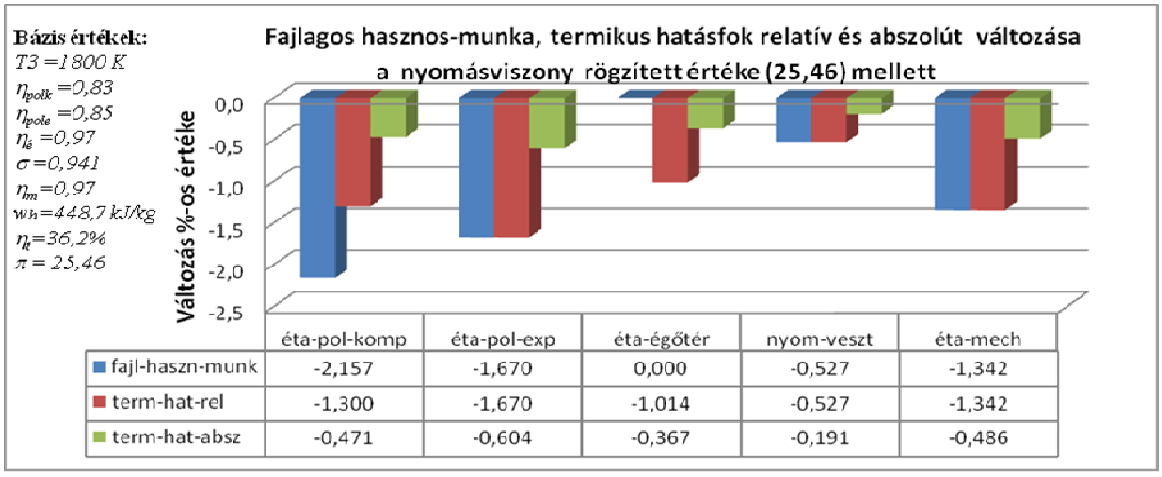
	éta-pol-komp	éta-pol-exp	éta-égőtér	nyom-veszt	éta-mech
fajl-haszn-munk	-3,015	-2,558	0,000	-1,337	-2,195
term-hat-rel	-2,356	-2,558	-1,005	-1,338	-2,195
term-hat-absz	-0,504	-0,547	-0,215	-0,286	-0,470

Turbina előtti hőmérséklet 1100K, kompresszor nyomásviszony 7,25



	éta-pol-komp	éta-pol-exp	éta-égőtér	nyom-veszt	éta-mech
fajl-haszn-munk	-2,426	-1,962	0,000	-0,758	-1,615
term-hat-rel	-1,655	-1,962	-1,009	-0,758	-1,615
term. hat. absz.	-0,495	-0,587	-0,302	-0,227	-0,483

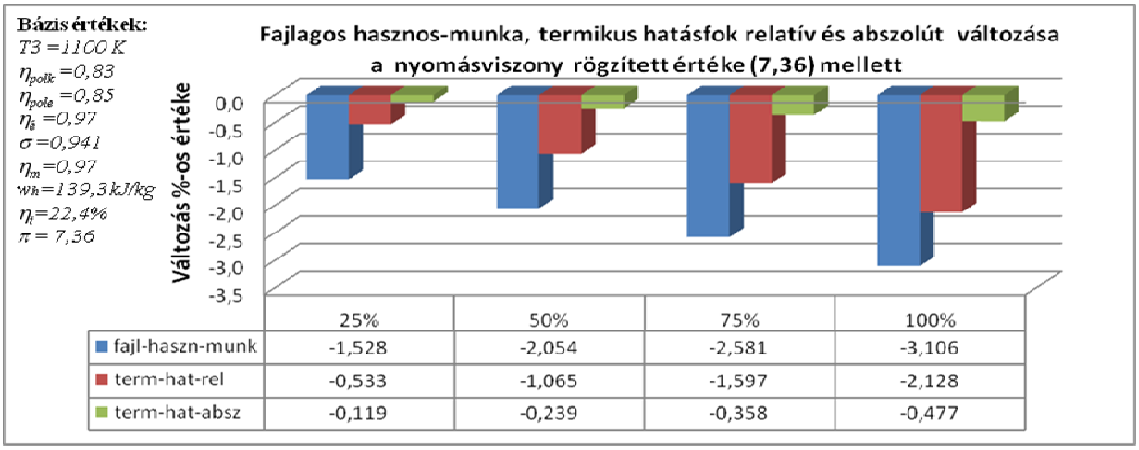
Turbina előtti hőmérséklet 1450K, kompresszor nyomásviszony 14,26



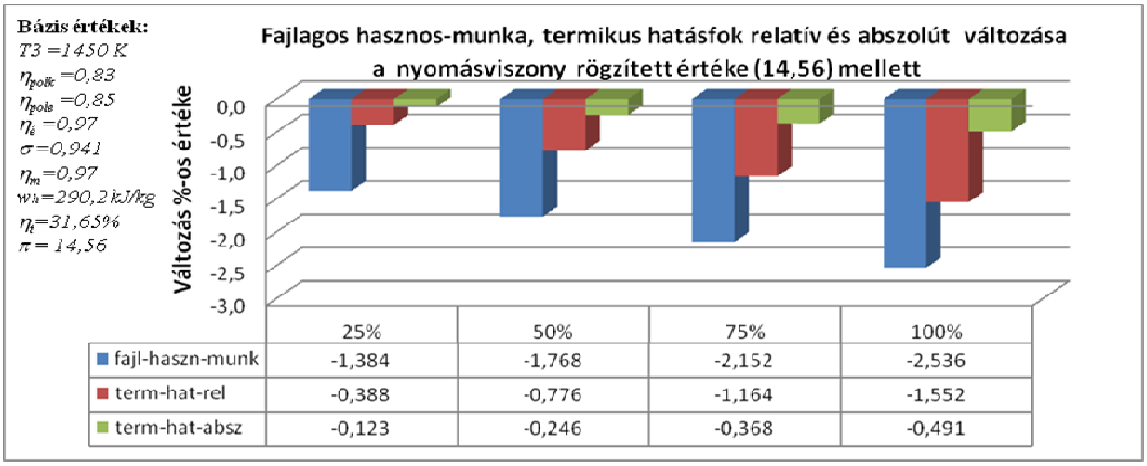
	éta-pol-komp	éta-pol-exp	éta-égőtér	nyom-veszt	éta-mech
fajl-haszn-munk	-2,157	-1,670	0,000	-0,527	-1,342
term-hat-rel	-1,300	-1,670	-1,014	-0,527	-1,342
term-hat-absz	-0,471	-0,604	-0,367	-0,191	-0,486

Turbina előtti hőmérséklet 1800K, kompresszor nyomásviszony 25,46

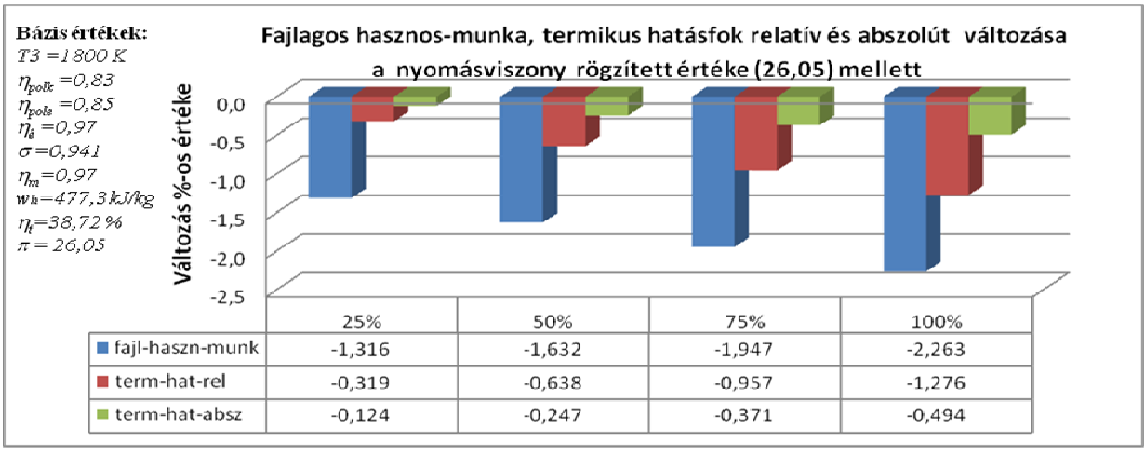
4. melléklet Használati levegőelvétel hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében 1%-os levegőelvétellel a 25-50-75-100%-os kompresszormunka pozíciókból.



Turbina előtti hőmérséklet 1100K, kompresszor nyomásviszony 7,36

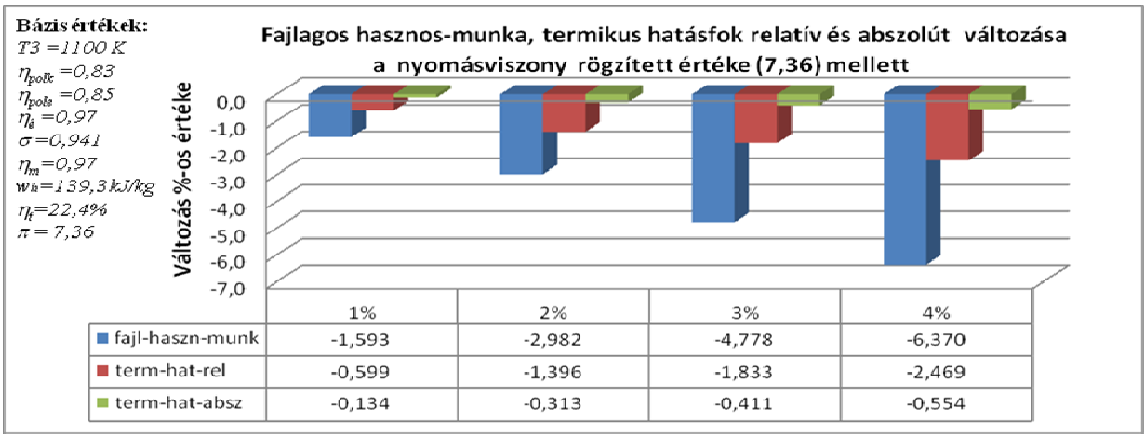


Turbina előtti hőmérséklet 1450K, kompresszor nyomásviszony 14,56



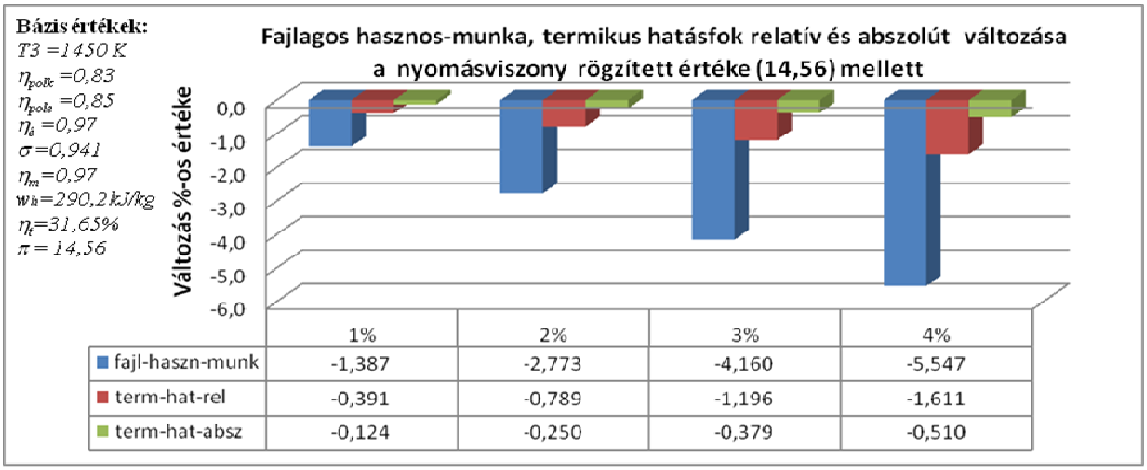
Turbina előtti hőmérséklet 1800K, kompresszor nyomásviszony 26,05

5. melléklet Hűtő levegőelvétel hatása különböző turbina előtti gázhőmérsékletek esetében 1–2–3–4%-os hűtőlevegő elvételekkel.



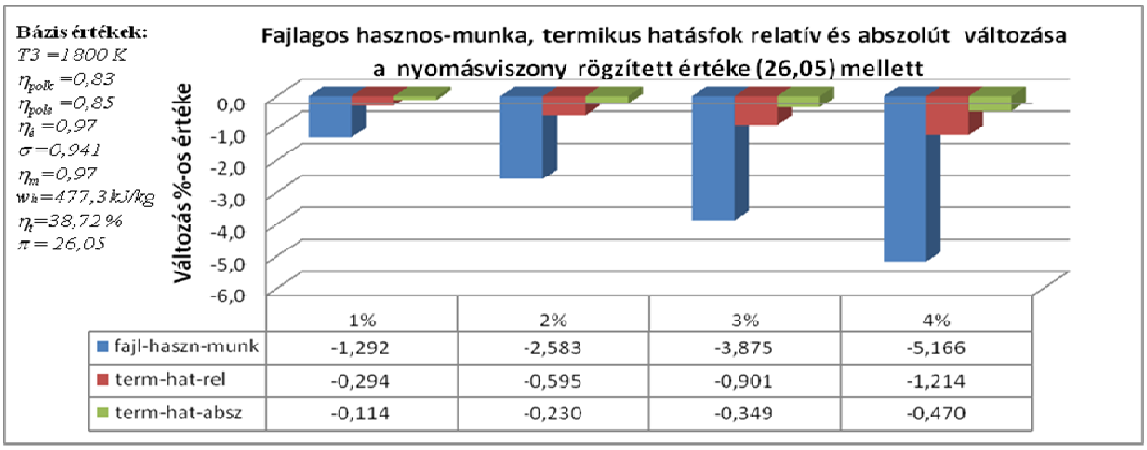
	1%	2%	3%	4%
fajl-haszn-munk	-1,593	-2,982	-4,778	-6,370
term-hat-rel	-0,599	-1,396	-1,833	-2,469
term-hat-absz	-0,134	-0,313	-0,411	-0,554

Turbina előtti hőmérséklet 1100K, kompresszor nyomásviszony 7,36



	1%	2%	3%	4%
fajl-haszn-munk	-1,387	-2,773	-4,160	-5,547
term-hat-rel	-0,391	-0,789	-1,196	-1,611
term-hat-absz	-0,124	-0,250	-0,379	-0,510

Turbina előtti hőmérséklet 1450K, kompresszor nyomásviszony 14,56



	1%	2%	3%	4%
fajl-haszn-munk	-1,292	-2,583	-3,875	-5,166
term-hat-rel	-0,294	-0,595	-0,901	-1,214
term-hat-absz	-0,114	-0,230	-0,349	-0,470

Turbina előtti hőmérséklet 1800K, kompresszor nyomásviszony 26,05

6. melléklet Kompresszorok kopási próbáinál használt teszt porok [51]

ISO 12103-1 ARIZONA TESZT POR RÉSZECSKE MÉRET SZERINTI ÖSSZETEVŐINEK KUMULÁLT MEGOSZLÁSA TÉRFOGAT SZÁZALÉKOSAN				
Méret [µm]	*A1 Ultrafinom*	*A2 Finom*	*A3 Közepes*	*A4 Durva*
1	1,0–3,0	2,5–3,5	1,0–2,0	0,6–1,0
2	9,0–13,0	10,5–12,5	4,0–5,5	2,2–3,7
3	21,0–27,0	18,5–22,0	7,5–9,5	4,2–6,0
4	36,0–44,0	25,5–29,5	10,5–13,0	6,2–8,2
5	56,0–64,0	31,0–36,0	15,0–19,0	8,0–10,5
7	83,0–88,0	41,0–46,0	28,0–33,0	12,0–14,5
10	97,0–100	50,0–54,0	40,0–45,0	17,0–22,0
20	100	70,0–74,0	65,0–69,0	32,0–36,0
40	-----	88,0–91,0	84,0–88,0	57,0–61,0
80	-----	99,5–100	99,0–100	87,5–89,5
120	-----	100	100	97,0–98,0
180	-----	-----	-----	99,5–100
200	-----	-----	-----	100

AZ ARIZONA TESZT POR TIPIKUS KÉMIAI ÖSSZETÉTELE			
Anyag	*Súlyszázalék*	*Anyag*	*Súlyszázalék*
$Si0_2$	68–76	Ca0	2,0–5,0
Al_20_3	10–15	Mg0	1,0–2,0
Fe_20_3	2–5	$Ti0_2$	0,5–1,0
Na_20	2–4	K_20	2,0–5,0

MIL E-5007C SZABVÁNY TESZT POR (ZÚZOTT KVARC) RÉSZECSKE MÉRET SZERINTI KUMULÁLT MEGOSZLÁSA SÚLYSZÁZALÉKOSAN	
Részecske méret (µm)	*Súlyszázalék*
1000	100
900	98,0–99,0
600	93,0–97,0
400	82,0–86,0
200	46,0–50,0
125	18,0–22,0
75	3,0–7,0