



Nemzeti Közszolgálati Egyetem
Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar
Katonai Repülő Intézet
Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék



REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰVEK FEJLESZTÉSÉNEK LEHETŐSÉGEI

A konzulens neve, beosztása:
Dr. Varga Béla alezredes egyetemi docens

Készítette:
Bödő Sándor őrnagy

Szolnok
2016

TARTALOMJEGYZÉK

Bevezetés	4
Alkalmazott jelölések	5
1 A repülőgép hajtóművek kialakulása és fejlődésének főbb állomásai napjainkig	6
1.1. Gázturbinák megjelenése	6
1.2. Feltörekvő nemzedék	9
2 Főbb repülőgép hajtóművek és ezek elemzése	12
2.1 A gázturbinás sugárhajtómű.	12
2.2 A légcsavaros gázturbinás hajtómű	16
2.3 Kétáramú gázturbinás hajtóművek	17
3 A repülőgép hajtómű fő gépegységek kialakítása és azok jellemzői.	19
3.1 A kompresszor	19
3.1.1 Általános jellemzők	19
3.1.2 A kompresszorban fellépő veszteségek	22
3.1.3 Kompresszor hatásfok	23
3.1.4 Kompresszor karakterisztika	26
3.2 Az égőtér	26
3.2.1 Általános jellemzők	26
3.2.2 Veszteség, hatásfok és stabilitás	28
3.2.3 Káros anyag kibocsátás	30
3.3 A turbina	30
3.3.1 Általános jellemzők	30
3.3.2 A turbinában fellépő veszteségek	32
3.3.3 Turbina hatásfok	32
4 Repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei	34
4.1 A kompresszorok fejlesztésének lehetőségei	34
4.1.1 A számítógépes modellezés alkalmazása a kompresszorok tervezésében	34
4.1.2 A kompresszorok építésénél felhasznált anyagok	38
4.1.3 Fejlesztések a kompresszorok gyártástechnológiájában	39
4.1.4 A titán héjazatú megnövelt húr hosszúságú ventilátor lapátok szerkezeti kialakításának optimalizálási lehetősége	44
4.2 Az égőtér fejlesztésének lehetőségei	44
4.2.1 A káros anyag kibocsátás csökkentésének problémája	44
4.2.2 Egy- vagy kétgyűrűs tűzcsövek?	45

4.2.3	A befecskendező rendszer és az ellenáramú zóna fejlesztése	46
4.2.4	Többporlasztós tűzcső fejlesztések.....	48
4.2.5	A tűzcső hűtésére fordított levegőmennyiség csökkentésének problémája.....	50
4.2.6	A számítógépes szimuláció alkalmazása a tűzcsövek hűtési hatékonyságának fejlesztésében	51
4.2.7	A tűzcső bevonatok alkalmazása a hűtőlevegő csökkentése érdekében.....	52
4.3	Turbinák fejlesztésének lehetőségei	55
4.3.1	A turbinalapátok építésénél használt anyagok.	55
4.3.2	A lapáthűtés fejlesztése	58
4.3.3	A lapátvég veszteség csökkentése	62
5	A hajtómű fejlesztéseket globális programjai	63
5.1	CAEP követelményi szintek	63
5.2	FAA kutatási programjai	63
5.3	A NASA kutatási programjai.....	64
5.4	Nevesebb hajtóműgyártók kutatási programjai	65
5.4.1	A General Electric	65
5.4.2	Rolls-Royce	65
5.4.3	Pratt & Whitney.....	66
	Összegzés	67
	Irodalomjegyzék	68
	Ábrajegyzék.....	73
	Függelékek	75

BEVEZETÉS

A repülőgépek meghajtását biztosító gázturbinás hajtóművek hatalmas fejlődésen mentek keresztül az első alkalmazásuktól egészen napjainkig. A gázturbinás hajtómű a működéséhez szükséges energiát a tüzelőanyag elégetésével hozza létre. Az elégetett tüzelőanyagból felszabaduló hőmennyiséget alakítjuk át más energiaformává, amelyből létrejön a repülőgép meghajtásához szükséges erőhatás. Azt, hogy ezen funkciójukat milyen hatásokkal képesek betölteni, azt nagymértékben meghatározza a szerkezeti kialakításuk, az építésükhöz felhasznált anyagok jellemzői és a gyártástechnológia.

A vizsgálatom tárgyát alkotó repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei véleményem szerint a fontos területet képvisel. A témát azért választottam, hogy megvizsgáljam, milyen lehetőségek rejlenek a gázturbinás hajtóművek fejlesztéseiben annak érdekében, hogy a leghatékonyabb módon tudjuk alkalmazni ezeket az erőforrásokat a repülőgépek meghajtására. Célom az, hogy megvizsgáljam a gázturbinás hajtóművet alkotó főbb gépegységek működését befolyásoló tényezőket és következtetéseket vonjak le a szerkezeti elemek kialakításának lehetőségeiről és azok fejlesztési irányairól. Másodlagos célom, hogy kiderítsem, hogy a repülőgép fejlesztések mögött áll-e valami szervezeti összefogás vagy csupán az egész fejlesztési dömping a nagy repülőgép gyártók egymással szemben vívott harca a piacok minél nagyobb részesedéséért.

A téma aktualitását megalapozza, hogy a légiforgalom igényének emelkedése, a repülőgépek számának jelentős növekedését vontja maga után. A Boeing Company által közölt előrejelzések alapján a jelenlegi 21600 gépből álló világflotta 20 év múlva a duplájára növekszik [1]. A civil légi forgalmat lebonyolító repülőgépek száma mellett nem elhanyagolható géplétszámú a jelenleg alkalmazott katonai repülőgépek száma sem. A világ országainak légierijében jelenleg szolgálatot teljesítő repülő eszközeinek száma közel 52000 darab [2]. Ezek nagy része nagyteljesítményű gázturbinás hajtóművel felszerelt repülőeszköz (vadászipülőgép, tanker- és szállító repülőgép, valamint helikopter) jelentős tüzelőanyag felhasználással.

Manapság mikor, a Föld becsült olajkészlete közel 50 évig elegendő [3] valamint az elégetett tüzelőanyag környezetre mért káros hatásai sem elhanyagolhatóak igen fontos, hogy csökkentsük a felhasznált tüzelőanyag mennyiségét és a káros anyag kibocsájtást. Ez a jelenlegi gazdasági, társadalmi és környezetvédelmi érdekek összehangolását jelenti, amelyben fontos szerep juthat a különböző állami vagy nem állami kutatási tevékenységekkel foglalkozó szervezeteknek is.

ALKALMAZOTT JELÖLÉSEK

Q_{be}	a körfolyamatba bevitt az égőtérben a tüzelőanyag elégetésével bevitt hőmennyiség [J]
Q_{be}	a körfolyamatba bevitt az utánégető térben a tüzelőanyag elégetésével bevitt hőmennyiség [J]
Q_{ki}	a körfolyamatból elvont hőmennyiség [J]
$\pi_{k_{fok}}$	a kompresszor fokozat nyomásviszonya [-]
r	reakciófok [-]
η_{ik}	a kompresszor izentrópus hatásfoka [%]
w_{ki}	izentrópus kompresszormunka [J/kg]
w_{kval}	valós kompresszormunka [J/kg]
κ	adiabatikus kitevő [-]
η_{pol}	a kompresszor politrópus hatásfoka [%]
σ_e	az égőtér nyomásvesztés tényezője [-]
η_e	az égőtér égési hatásfoka [%]
h	a turbina fokozatban létrejött hőésés [J/kg]
h_f	a turbina forgólapát koszorúban létrejött hőésés [J/kg]
h_a	a turbina állólapát koszorúban létrejött hőésés [J/kg]
η_{it}	a turbina izentrópus hatásfoka [%]
w_{ti}	izentrópus turbinamunka [J/kg]
w_{tval}	valós turbinamunka [J/kg]

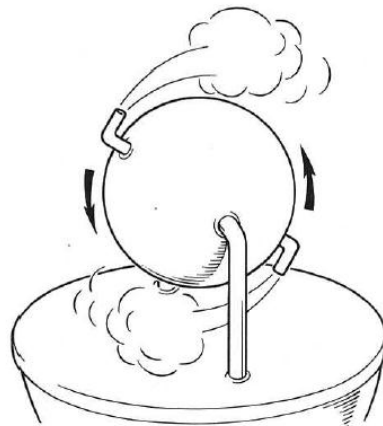
1 A REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰVEK KIALAKULÁSA ÉS FEJLŐDÉSÉNEK FŐBB ÁLLOMÁSAI NAPJAINKIG

Hasonlóan, mint akár a személygépjárművek esetében a repülőgépeknél is megjelent a sebesség utáni vágy. Ezt azonban nem lehetne megvalósítani pusztán a „szelek szárnyán” vitorlázgatva. Mindenképpen szükséges valamilyen erőforrás, amely biztosítja nem csak a levegőben maradáshoz, hanem a minél nagyobb repülési sebesség eléréséhez szükséges teljesítményt. Az az erőforrás, amely biztosította ennek a feltételét kiteljesedett a propulziós meghajtás¹ megvalósításában.

1.1. Gázturbinák megjelenése

Ahhoz azonban hogy toló- illetve vonóerőt nyerjünk, a levegőt fel kell gyorsítanunk. A levegő felgyorsításához pedig energiára van szükség, amelyet a tüzelőanyag elégetésével tudunk elérni.

A propulziós hajtásra talán az első tudományos kísérlet Héron a görög gépész és matematikus labdája volt (1. ábra). Ez a szerkezet hőközléssel vizet gőzzé alakította. A létrejött nagynyomású gőz a gömböt két fúvókán keresztül hagyta el, amelynek eredményeképpen a kiáramló gőzzel ellentétes irányú erő lépett fel. Ez az erőhatás hozta forgásba Héron-labdáját.



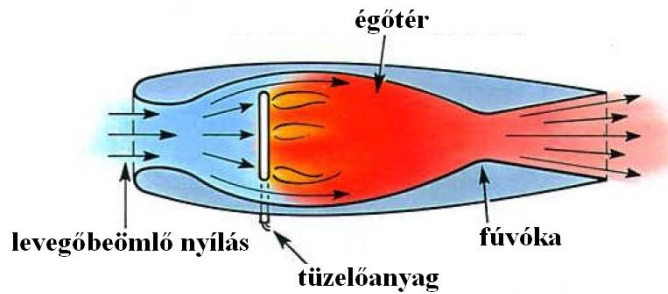
1. ábra Héron labdája [4]

Valószínűleg Héron miközben megalkotta kis játékszerét nem gondolt arra, hogy egyszer majd hasonló elven fognak működni a gázturbinás hajtóművel felszerelt repülőgépek is és elérik a hang terjedési sebességének a többszörösét.

1913-ban René Lorin francia mérnök szabadalmaztatta az első torlósugár hajtóművet (2. ábra). A torlósugár hajtómű jellegzetessége, hogy nem rendelkezik mozgó alkatrészszel.

¹ Propulziós hajtás: egy jármű mozgatásának megvalósítása valamely közeg impulzusának illetve annak impulzusváltozásának felhasználásával.

Működése azon alapszik, hogy a hajtóműbe érkező nagy sebességű levegő a lefékeződés során összenyúródik, majd a megnövekedett nyomású levegőhöz tüzelőanyagot fecskendezünk és az így létrehozott keveréket elégetve megnöveljük a közeg belső energiáját. A magas hőmérsékletű égéstermék a propulziós fúvócsövön távozik, melyben sebessége megnövekszik és létrejön a tolóerő [4].



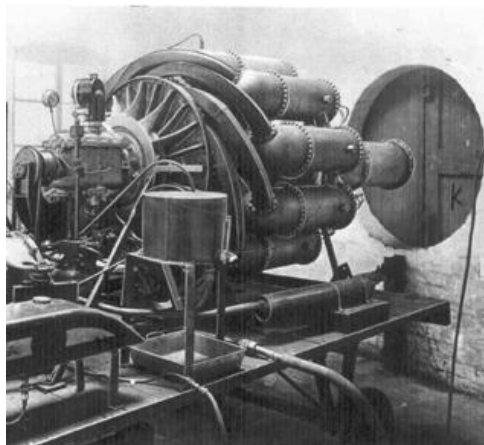
2. ábra René Lorin francia mérnök torlósugár hajtóművének vázlata [4]

Sajnos megépítésére illetve fejlesztésére nem volt lehetősége mivel az akkori repülőgépek sebessége igen alacsony volt, ami nem biztosította a torlósugár hajtómű működési feltételeit.

René hajtóműve nagy hasonlóságot mutat a mai kor modern torlósugár hajtóműveivel.

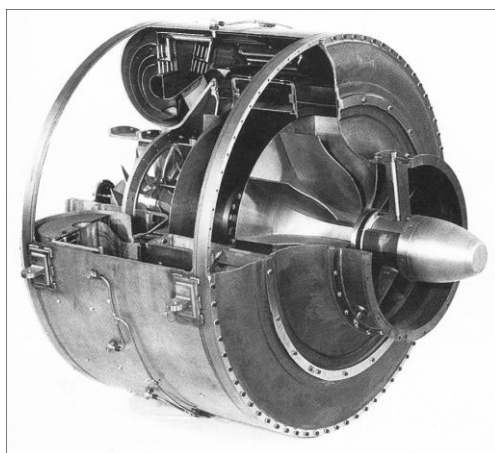
Az első sikeres gázturbinás hajtómű kísérletet az angol származású Frank Whittle nevéhez fűződik. A tervrajzai alapján megépített gázturbinás hajtómű működésének tesztjét 1937-ben hajtotta végre. Az akkor WU (Whittle Unit) névre keresztelt gázturbinás hajtóművében már megtalálhatóak voltak azok a fő gépegyeségek, amelyekkel a mai modern gázturbinás hajtóművek is rendelkeznek. A brit légierő azonban nem mutatott érdeklődést, mivel még ekkor nem látták a hajtóműben rejlő lehetőségeket.

A fordulatot az 1939-es év hozott, mikor Whittle az újrakonstruált WU hajtóművével sikeres tesztet hajtott végre 16000 f/perc fordulatszám mellett (3. ábra). A hajtómű legfontosabb átalakítása az egy nagyobb égőtér 10 kisebb, a kerület mentén elhelyezkedő égőterre való lecserélése volt.



3. ábra Whittle WU hajtóműve [5]

Talán a második világháború kitörése is szerepet játszott abban, hogy a repülőgépek fejlesztésében is érintett brit minisztérium (British Air Ministry) egyre nagyobb érdeklődést mutatott az új technológia után és támogatásával megépült a W2-es hajtómű, ami 7100 N tolóerőt tudott produkálni. Whittle hajtóművét egy Gloster E28/39 típusú repülőgépbe építették bele, amely hosszú tesztorozat után az első sikeres repülését 1941 május 15-én hajtotta végre. Azonban nem ez volt az első sikeres gázturbinás hajtóművel végrehajtott repülés. Erre 1939. augusztus 27-én került sor egy Heinkel HE 178 típusú repülőgéppel, melynek az erőforrása egy, a Hans von Ohaim német fizikus által tervezett és megépített Heinkel HeS 3 hajtómű (4. ábra) volt [5][6].



4. ábra Hans von Ohaim Heinkel HeS 3 hajtóműve [7]

Az első sorozatban is gyártott, valamint háborús műveletekben is részt vett gázturbinás repülőgép a Messerschmitt Me 262 volt, amely a tesztrepüléseken elérte a 850 km/h repülési sebességet. Ez a sebesség több mint 200 km/h-val volt több mint a dugattyús motorral ellátott Messerschmitt Be109G-6-os repülőgépé. Az Me 262 erőforrása két egyenként 8,8 kN tolóerejű Junkers Jumo 004 axiálkompresszoros gázturbinás sugárhajtómű volt (5 ábra). Az Me 262 megjelenésével világossá vált, hogy a dugattyús motorok ideje lejárt. Helyüket egyre szélesebb körben a gázturbinás hajtóművek vették át [8].

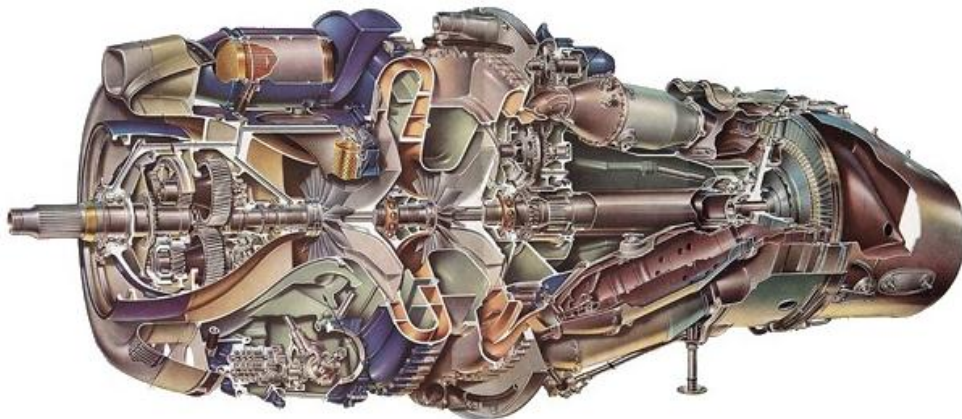


5. ábra A Me 262 erőforrása a Junkers Jumo 004 típusú hajtómű [9]

1.2. Feltörekvő nemzedék

A második világháborút követő időszakban sorra jelentek meg a különböző gázturbinás hajtóművek. A fejlődési irányokat meghatározta a felhasználási terület, a toló illetve vonóerő folyamatos növelése, valamint a minél kevesebb tüzelőanyag felhasználásának az igénye. A toló illetve vonóerő növelése egyértelműen a repülési sebesség növelésének érdekében volt. A kevesebb tüzelőanyag felhasználás igénye azonban nem a levegőbe juttatott káros anyag kibocsátás csökkentését, hanem a gazdaságosságot és a hasznos terhelés (utas-, teherforgalom valamint fegyverzet) növelését célozta meg.

Az első generációs gázturbinás sugárhajtóművekből fejlődtek ki a különböző repülőgép típusokon alkalmazott hajtóművek. A hagyományos felhasználású repülőgépeknél 1948-ban megjelent a légsavaros gázturbinás hajtómű, egyszerűbb angol nevén a turboprop. A Rolls-Royce Dart RDA6 hajtóműve megközelítőleg 1145 kW-os tengelyteljesítménnyel rendelkezett (6. ábra). Az utasforgalomra szánt britt Vickers Viscount repülőgépen 4 darabot helyeztek el a szárnyakon. Kisebb repülési sebességeken a légsavár, mint propulziós vontatóeszköz még mindig a legjobb és leghatékonyabb megoldás volt [10].



6. ábra A Rolls-Royce Dart RDA6-os hajtómű [10]

1958-ban a Pratt & Whitney YT3D kétáramú gázturbinás sugárhajtóművel felszerelt Boeing 707-es repülőgéppel egy új korszak teljesedett ki az utasszállító gépek területén. A viszonylag még kicsi kétáramúsági fokkal rendelkező hajtómű kedvezőbb tüzelőanyag felhasználása mellett, jelentős tolóerő többletet produkált a PW JT3C típusú egyáramú gázturbinás sugárhajtóművel szemben [11].

Az első nagy kétáramúsági fokú hajtómű a General Electric TF-39 hajtóműve volt 1968-ban, amelynek kétáramúsági foka elérte a 8-as értéket tolóereje pedig a 183 kN-t. Kicsivel később a Pratt & Whitney is előállt egy nagy kétáramúsági fokú hajtóművel a JT9D-vel. Habár ennek a kétáramúsági foka csupán 5 volt, de tolóerőben felülmúlta a TF-39-et [12][13].

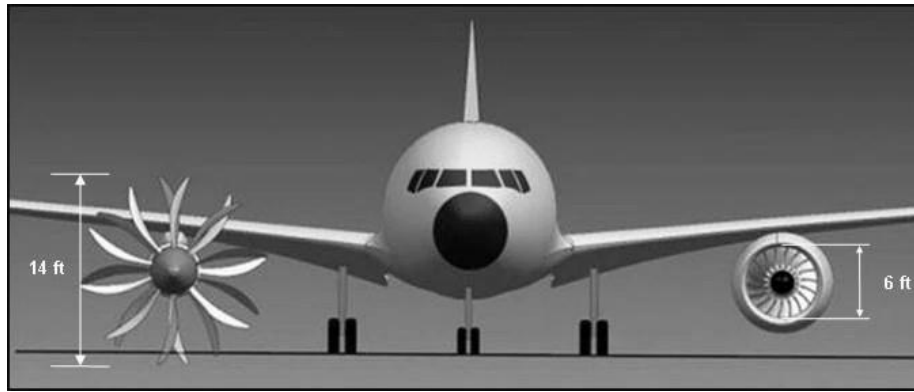
Az utánégetéses hajtóművek megjelenésével lehetővé vált a még nagyobb repülési sebességek elérése. Az elsők közé tartozott a Pratt & Whitney J48-as hajtóműve, amelynek tolóereje az utánégetéses üzemmódjában 27,8 kN-ról 38,9 kN-ra növekedett, ami közel 1/3-os tolóerő növekményt jelentett. Az utánégetéses hajtóműveket először a katonai repülőgépekben alkalmazták, majd sebesség növekedésének igénye iránti vágy elérte a kereskedelmi célú repülőgépeket is [14].

Az utasszállító repülőgépek területén az első hangsebesség feletti repülésre alkalmas repülőgép a szovjet Tupolev TU-144-es volt, amely 1968-ban emelkedett a levegőbe két hónappal megelőzve a britt-francia fejlesztésű Concorde-t elérve a kétszeres hang sebességet. A TU-144-es repülőgép 4 darab Kuznetsov NK-144-es kétáramú gázturbinás sugárhajtóművel rendelkezett melynek tolóereje utánégetéssel 171,6 kN volt [15]. A Concorde valamint az amerikai Boeing 2707 megjelenése után a szuperszonikus utazást csak a gazdagabb társadalmi osztályok engedhették meg maguknak. A leghosszabb szolgálati idővel a Concorde büszkélkedhet, egészen a 2003-as végleges kivonásig. Ezzel le is zárult a hangsebesség feletti repülések kereskedelmi szakasza, de az ez irányú fejlesztéseket már régebben leállították.

Az 1970-es olajválság utáni időben a fejlesztések egy hatékonyabb hajtómű típus kialakítására ösztönözték a hajtómű gyártókat. A Pratt & Whitney és a General Electric egy olyan magas kétáramúsági fokú hajtómű megépítésébe kezdett, amely ötvözi a légsaváros gázturbinás és a kétáramú gázturbinás hajtóművek előnyeit. A légsaváros hajtóművek igen jó propulziós hatásfokkal rendelkeznek kis sebességtartományban. A sebesség növekedésével azonban drasztikusan csökken a hatásfok és emelkedik a zaj.

A forradalmian új megoldás eredménye a propfan² hajtómű, amely igaz kisebb sebességet és vonó illetve tolóerőt kínált, de közel 30-50%-al kevesebb tüzelőanyagot égetett el. 1987-ben mindkét gyártó tesztelte az általa elkészített hajtóművet egy McDonnell Douglas MD-80 típusú repülőgépen. A két hajtómű a GE36 UDF és a PW 578DX a repülőgép törzs hátsó részére került beépítésre. A projektet azonban leállították a magas kabinzaj és az egyre csökkenő olajárak miatt. A másik hátránya, hogy a kétáramú gázturbinás hajtóművel egyenértékű propulziós teljesítményű hajtómű annak nagy lapátátmérője miatt, az alsószárnyas repülőgépek esetén a szárny alá való beépítése nem lenne lehetséges (7. ábra) [16][17].

² A légsaváros gázturbinás (turboprop) és a kétáramú gázturbinás (turbofan) hajtómű elnevezéséből származtatott kifejezés.



7. ábra A propfan és a kétáramú gázturbinás hajtómű méretének összehasonlítása [16]

A figyelem ismételten a nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtóművek fejlesztése felé összpontosult. A propfan hajtóművek lapátjainak építésénél megszerzett tapasztalatokat felhasználták a ventilátor lapátok gyártásánál. Az új kompozit technológia lehetővé tette, hogy megfelelő szilárdságú és merevségű vékony lapátokat tudjanak előállítani, amely elsőként a GE90-es hajtóműben jelent meg 1992-ben felszerelve egy Boeing 777-re melynek átmérője 3,4 m volt és tolóereje elérte a 416 kN-t.

A nagy kétáramúsági fokú hajtóművek fejlesztése napjainkban is nagy erővel folyik a számítógépes szimuláció, a különleges tulajdonságú alapanyagok és a magas szintű gyártástechnológia olyan lehetőségeket biztosít, amit lehetővé teszi olyan alkatrészek elkészítését, amelyek biztosítják a legnagyobb hatékonysággal történő energiaátalakítást a hajtóműben. Sorra jelennek meg az egyre korszerűbb hajtóművek, melyek kialakítása első ránézésre futurisztikusnak tűnhet, azonban csupán a kimagasló mérnöki tervezés eredményeképpen megjelent gépek. Ilyen például a Rolls-Royce Trent 7000, a Pratt & Whitney PW1000G és egy harmadik konkurenszektől a General Electric GEnx vagy a LEAP hajtómű. Ez utóbbi egy közös fejlesztésű, amely az amerikai General Electric és a francia Snecma cég által létrejött CFM International 2013-as terméke. A LEAP egy mozaikszó, amelynek jelentése Leading Edge Aviation Propulsion [18][19][20][21].

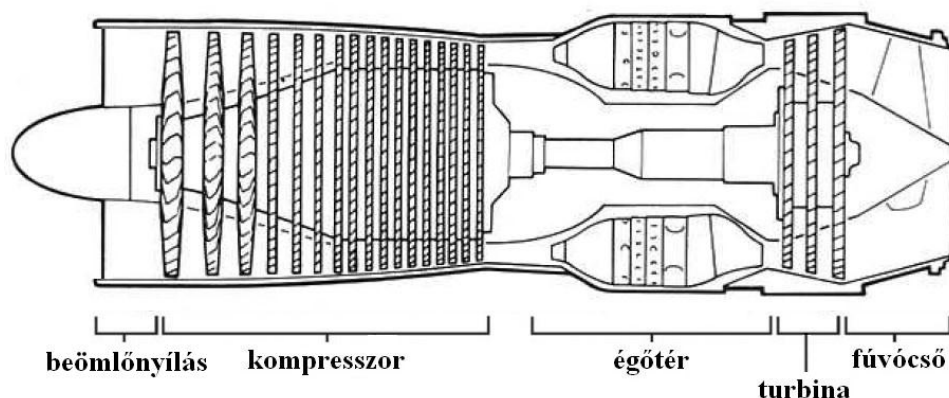
2 FŐBB REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰVEK ÉS EZEK ELEMZÉSE

Ebben a fejezetben nem célom az összes gázturbinás hajtómű részletekbe menő elemzése. Fontosnak azt tartom, hogy érintsem mindazon hajtóműveket melyek jelenleg a legelterjedtebbek a repülőgépeken. Működési elvük tekintetében lényeges különbség nincs az egyes hajtómű fajták között, csupán a propulziós erő létrehozásának módszerében.

Függetlenül attól, hogy milyen fajta hajtóműről van szó beazonosítható benne az erőgép valamint a munkagép egysége. Az erőgép lényegében egy hőerőgép, amely létrehozza a toló illetve a vonóerőt képzéshez szükséges energiát. A munkagép pedig létrehozza a toló illetve a vonóerőt. Ez utóbbi határozza meg leginkább, a hajtómű építésének módját.

2.1 A gázturbinás sugárhajtómű.

Célszerű a hajtóművek ismertetését az egyforgórészes gázturbinás sugárhajtómű kialakításával kezdeni és ebből, mint alap hajtóműből kiindulva az egyes hajtómű típusok esetében a változásokat vizsgálni. Ahogy azt az előző oldalakon ismertetett Frank Whittle féle WU hajtómű ismertetésekor is említettem, az a hajtómű már rendelkezett az összes gépegységgel, ami a mai modern hajtóműveknél is megtalálható. Igaz kinézetében, szilárdsági és egyéb jellemzőiben eltért, de funkcionálisan ugyanazon feladatot látták el a szerkezeti elemei.

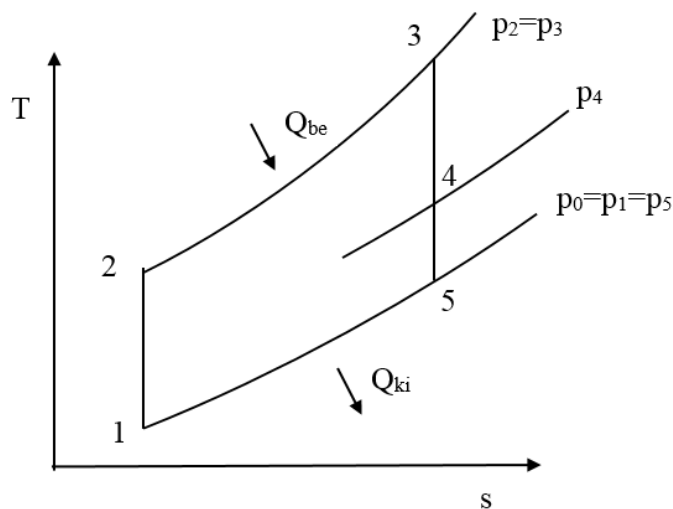


8. ábra Egyforgórészes utánégetés nélküli gázturbinás sugárhajtómű [4]

Az egy egyforgórészes axiálkompresszoros gázturbinás sugárhajtómű (8. ábra) kompresszorába a levegő a beömlő nyíláson keresztül érkezik. A kompresszorban a munkavégzés hatására, a levegő nyomása és hőmérséklete növekszik. Az égőtérben érve az összesűrített levegőhöz tüzelőanyagot fecskendezünk és az így létrejött keveréket közel állandó nyomáson elégetjük, amely során jelentősen megnövekszik a gáz hőmérséklete így annak energiataralma is.

A turbinához érve a lapátok közötti áramlási csatorna szűkülő keresztmetszete miatt az áramlás sebessége folyamatosan növekszik. A turbinában a gáz nyomása és hőmérséklete lecsökken ezzel együtt energiataralma is. A turbinában megtörténik a hőenergia mechanikai munkává való alakítása. Az így létrejött mechanikai munka segítségével történik a turbinával közös tengelyen lévő kompresszor meghajtása, valamint a hajtóműre szerelt segédberendezések (pl.: tüzelőanyag szivattyú) meghajtása is. A turbinát elhagyó gáz a fűvócsőbe érkezik, ahol a meglévő belső energia mozgási energiává alakul és a hajtóművet elhagyó gáz sugar létrehozza a tolóerőt.

A fent leírt működés nagyban hasonlít a többi gázturbinás hajtómű működésére azzal a különbséggel, hogy az égőteret elhagyó nagy nyomású és sebességű gáz milyen arányban alakul át a turbinában mechanikai munkává illetve a fűvócsőben mozgási energiává. Az előbbi folyamat T-s³ diagramban, ha eltekintünk a fizikai paraméterek változásától a beömlőnyílásban a következő módon ábrázolható (9. ábra) és írható le.



9. ábra A gázturbinás sugárhajtómű ideális T-s diagramja

Az egyszerűsítés miatt a beömlőnyílástól a kompresszorig állapotváltozás nincs tehát az állapotjelzők e két keresztmetszetben megegyeznek, így 0 pont egybeesik az 1 ponttal. A kompresszorban a nyomás p_1 -ről p_2 -re emelkedik, miközben a hőmérséklet T_1 -ről T_2 -re. Az égőtérben a nyomás nem változik, tehát $p_2=p_3$ a hőbevitel hatására a hőmérséklet T_2 -ről T_3 -ra emelkedik. A turbinában a gáz expandál így nyomása p_3 -ról p_4 re csökken a hőmérséklete pedig T_3 -ról T_4 -re. A fűvócsőben a gáz tovább expandál egészen a környezeti nyomásig és a hőmérséklete pedig T_4 -ről T_5 -re, majd megtörténik a hőelvonás egészen a környezeti hőmérsékletig.

³ A gázturbinás hajtóművek termodinamikai elemzésénél alkalmazott koordináta rendszer, ahol a T a hőmérséklet az s az entrópia.

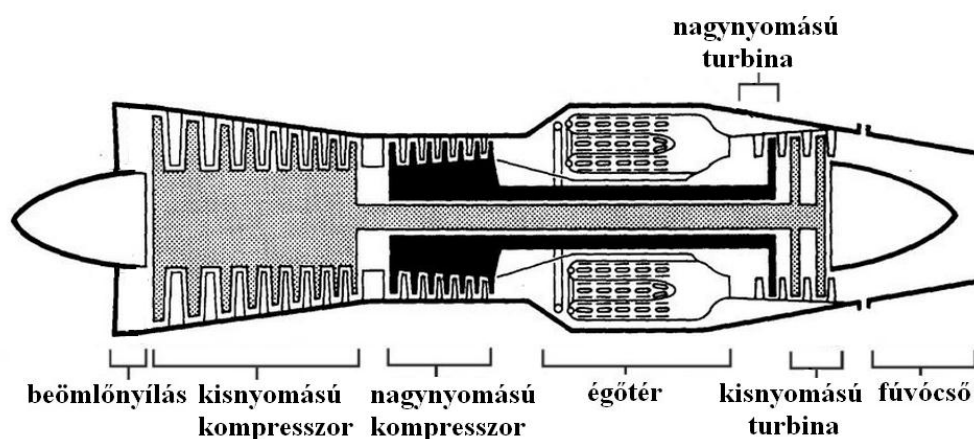
Az egyes pontok között lezajló állapotváltozások a következők:

- 1-2 pontok között adiabatikus⁴ kompresszió
- 2-3 pontok között izobár hőközlés
- 3-4 pontok között adiabatikus expanzió a turbinában
- 4-5 pontok között adiabatikus expanzió a fúvócsőben
- 5-1 pontok között izobár hőelvonás

A 9. ábra alapján a körfolyamat hasznos munkáját, amely nem más, mint az egyes állapotváltozásokkal által körbezárt terület növelésének módja a T_3 hőmérséklet növelése. A hőmérséklet azonban nem emelhető tetszőleges módon, mivel annak maximális értéke többek között függ a turbinánál felhasznált anyagoktól, a gyártástechnológiától, valamint a lapátok hűtési technológiájától.

A kompresszor első és a hátsó lapátjai más-más üzemi fordulatszámon működnek stabilan. Az ettől eltérő fordulatszámokon, a lapátokon megváltoznak az áramlási viszonyok, ami a kompresszor instabil üzemmódjához vezet. Ezen üzemmód elkerülésének egyik módja a hajtómű két forgórészesre való építése.

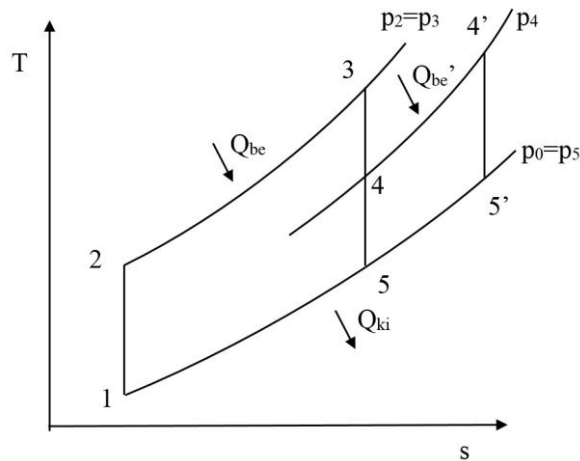
A két forgórészes hajtóműnél a hajtómű forgórésze egy kisnyomású és egy nagynyomású forgórészből áll. A két forgórész között csak gázdinamikai kapcsolat van és az egyes forgórészek egymástól eltérő fordulatszámokon dolgoznak. A kialakítással másik előnye, hogy jelentősen javul a hajtómű gyorsulóképessége is (10. ábra). A gázturbinás sugárhajtóművek közös jellemzője, hogy a fúvócsövet elhagyó gáz nagy sebessége miatt, a propulziós hatásfokuk nem igazán jó.



10. ábra Kétforgórészes gázturbinás sugárhajtómű [29]

⁴ Adiabatikus állapotváltozásról akkor beszélünk, ha a közeg állapotjelzői hőközlés illetve hőelvonás nélkül változnak, tehát a rendszerbe bevitt illetve elvont hőmennyiség értéke nulla.

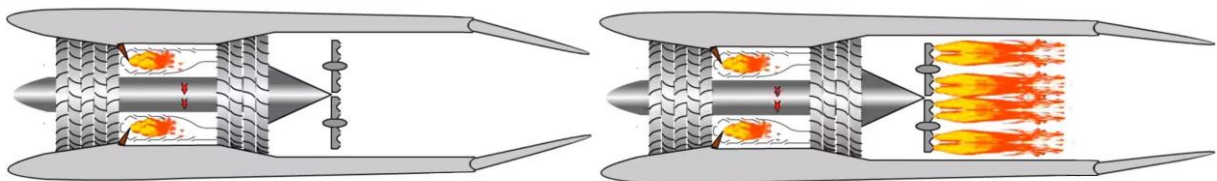
A hőközlést nem csak az égőtérben tudjuk megtenni, hanem a turbina után az erre a célra kialakított utánégető térben is. A gáz szabad oxigéntartalmát felhasználva tüzelőanyagot fecskendezünk a hajtóműbe, majd azt elégetve a gáz energiatartalma ismét növekedni fog. Lényegében egy két lépcsős hőközlés valósul meg, ami a T-s diagramban egy csatolt körfolyamatként jelenik meg 4-4'-5'-5 pontok (11. ábra). A megnövekedett energiatartalommal a propulziós fúvócsövön egy tolóerő növekményt hozunk létre.



11. ábra Az utánégetéses gázturbinás sugárhajtómű ideális T-s diagramja

A turbina előtti gázhőmérséklettel ellentétben, mivel itt lényegében nincs hőkorlátozás, ezért a hőmérséklet magasabb. Az ilyen körfolyamatot megvalósító hajtóműveket utánégető térrel ellátott gázturbinás sugárhajtóműveknek nevezzük, amelyeknél az utánégető teret a turbina utáni bővülő keresztmetszetben alakítják ki.

Az utánégetés bekapcsolásával egy hőfojtás keletkezik, ezért a hajtómű stabilitása érdekében a fúvócsövet szabályozható keresztmetszetűre készítik, amit az utánégetés bekapcsolásakor nyitnak (12. ábra).

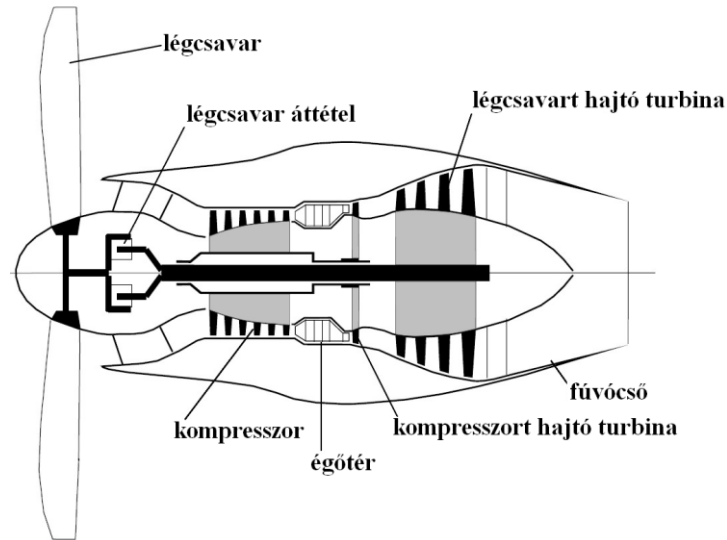


12. ábra Utánégető térrel ellátott gázturbinás sugárhajtómű ki- illetve bekapcsolt utánégetéssel [30]

Az utánégetéses hajtómű a hangsebesség feletti repülőgépek jellemző hajtóműve. Hátránya a termikus- valamint a propulziós hatásfok csökkenése, ami a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás ugrásszerű növekedését vonja maga után [22][23][24][26][28].

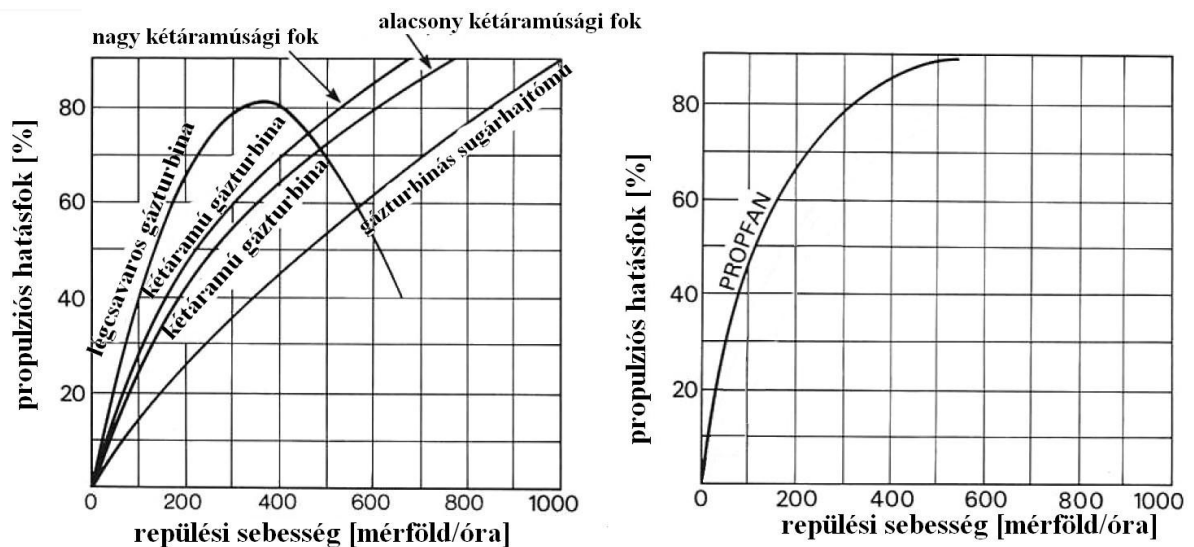
2.2 A légszaváros gázturbinás hajtómű

A légszaváros gázturbinás hajtóművek annyiban különböznek a gázturbinás sugárhajtóművektől, hogy a repülőgép meghajtásában nem a fűvocsővön kiáramló gáz által létrehozott tolóerő játszik döntő szerepet, hanem a turbinával meghajtott légszavar által létrehozott vonóerő (13. ábra).



13. ábra Légszaváros gázturbinás hajtómű [31]

A rendelkezésre álló belső energia nagy része a turbinában alakul át mechanikai munkává és csak egy kis hányada alakul tolóerővé a propulziós fűvocsővön. Mivel a propulziós erő nagy része a légszavarylápátokon jön létre ezért ugyanakkora tolóerő létrehozásához a levegőt sokkal kisebb mértékben kell felgyorsítani, mint a gázturbinás sugárhajtóművek esetében. A légszaváros gázturbinák igen jó propulziós hatásfokkal rendelkeznek és elérik a 85%-os értéket. Ennél jobban a propfan hajtóművek szerepelnek közel 92%-al (14. ábra).



14. ábra A propulziós hatásfok alakulása különböző hajtóművek esetén [4]

A repülési sebesség növelésével, ahogy a légszárny fordulatszáma is növekszik, a fellépő szilárdsági problémák mellett, a légszárnylapátokon megindul az áramlás leválás, növekszik a homlokellenállás és a zaj. Mindezeket figyelembe véve a légszárnyos gázturbinák maximum 600-650 km/h repülési sebességig alkalmazhatóak. A propfan hajtóművek propulziós hatásfoka viszont egy kicsivel nagyobb sebességtartományba tolódik el.

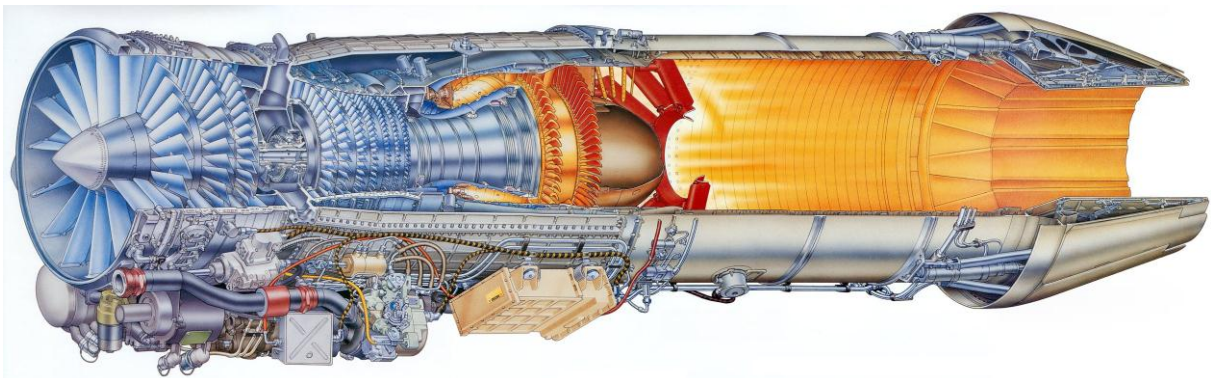
A propfan hajtóművek a jellegzetes szabja alakú légszárnyai miatt képesek jobb paramétereket hozni, de az első fejezetben említett hátrányai miatt felhasználásuk nem jelentős. A légszárnyos gázturbinákat azonban szívesen alkalmazzák katonai teherszállító repülőgépek esetében [4][22][23][24][27].

2.3 Kétáramú gázturbinás hajtóművek

Ezeknél a hajtóműveknél a levegőáramot két részre osztják egy külső és egy belső áramra. Ennek eredményeként növekszik a propulziós hatásfok és csökken a nagysebességű gáz okozta zaj. A külső áram nem vesz részt a munkafolyamatban, szerepe megegyezik a légszárny által létrehozott levegőárammal. A két levegőáram egymáshoz való viszonya függvényében megkülönböztetünk kis és nagy kétáramúsági fokú hajtóműveket.

Kis kétáramúsági fokú hajtóművek jellemzően két forgórészesek kétáramúsági fokuk < 2 . Ezeket a hajtóműveket nevezik még keverőteres hajtóműveknek is. A kisnyomású kompresszor által létrehozott levegőáram a nagynyomású kompresszor előtt válik ketté. A külső áram két burkolat között áramolva hűti a szerkezeti elemeket valamint ezáltal felmelegedve a hőtágulás miatt sebességnövekmény is keletkezik. Ezeket a hajtóműveket jellemzően nagysebességű repülőgépeken alkalmazzák.

Ilyen hajtóművel rendelkezik a Gripen többcélú vadászipülőgép is, amely egy Volvo RM-12 hajtóművel rendelkezik 0,31:1 kétáramúsági fokkal (15. ábra).



15. ábra Volvo RM-12 kis kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtómű [32]

A külső áram keveredése a belső árammal a turbina utáni keverőtérben megy végbe és e két közegáram hozza létre a tolóerőt. A propulziós hatásfok kis kétáramúsági fokú hajtóművek esetében kis sebességeken kisebb a fúvócsövet elhagyó gáz nagy sebessége miatt (14. ábra).

A nagy kétáramúsági fokú hajtóművek esetében az első lapátsor alkotja a ventilátor fokozatot, amely által létrehozott levegőáram egy nagy átmérőjű körgyűrűben áramlik. Az ilyen hajtóműveknek kisebb a fajlagos tüzelőanyag fogyasztása, mint a kis kétáramúsági fokú hajtóműveknek, mivel a nagyobb tömegáram miatt kisebb áramlási sebességre is elegendő felgyorsítani a levegőt ugyanazon tolóerő létrehozásához. Propulziós hatásfokuk magasabb, de a nagyobb homlokfelület miatt a számítottól eltérő üzemmódon jelentős ellenállási erő lép fel [4][22][23][24][28].

3 A REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰ FŐ GÉPEGYSÉGEK KIALAKÍTÁSA ÉS AZOK JELLEMZŐI.

Mivel jelenleg a fejlesztési folyamatok szempontjából a nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtóművek a meghatározóak, ezért ezen hajtóművek kialakítását célszerű bemutatni. A hajtóművek öt fő szerkezeti elemből állnak, a beömlőnyílásból, a kompresszorból, az égőtérből, a turbinából és a fűvócsőből. Igaz a ventilátor fokozatot is nevezhetnénk egy fő szerkezeti elemnek és így az öt helyett hat szerkezeti elemről kellene beszélni, de ez a szerkezet a kompresszor első fokozatából jött létre az evolúciós folyamat során, ezért működési elvét tekintve a kompresszorokhoz sorolható. Természetesen a fejlesztési lehetőségeknél célszerű külön kitérni erre a szerkezeti egységre is.

A fűvócsövet elhagyó gáz a propulziós meghajtásban csak kis mértékben vesz részt. Igaz a propulziós meghajtás hatékonysága szempontjából a fűvócső kialakítása is meghatározó a két gázáram keveredése révén kialakuló veszteség és a zaj miatt, de mivel ez a jelenlegi fejlesztések szempontjából nem képvisel meghatározó területet, ezért ennek tárgyalását a későbbiekben nem részletezem. A fűvócsövet érintő fejlesztések a belső áram megmaradt energiatartalmának minél nagyobb hatékonysággal történő kinyerése és a két gázáram keveredését elősegítő szerkezeti elemek kialakításában teljeseznek ki. Mivel nem képvisel jelentős kutatási területet a beömlőnyílás fejlesztése sem, ezért ennek a szerkezeti elemnek a bemutatására és fejlesztési lehetőségeire szintén nem térek ki.

3.1 A kompresszor

3.1.1 Általános jellemzők

A repülőgépek hajtóműveiben döntően axiálkompresszorokat alkalmaznak. Feladatuk a hajtómű működéséhez szükséges megfelelő mennyiségű és nyomású levegő biztosítása. A kompresszor egy fokozata egy forgó és egy állólapát koszorúból áll. Az áramlási csatorna az égőtér felé folyamatosan szűkülő keresztmetszetű, mivel a nyomásnövekedés miatt a levegő sűrűsége is folyamatosan növekszik. Az axiálkompresszorok viszonylag nagy levegőfogyasztás mellett működnek jó hatásfokkal.

A kompresszorok áramlástanilag igen érzékeny szerkezetek. A kezdetekben alkalmazott szögletes és egyenes lapátok hatásfoka igen alacsony volt. A mostani lapátok csavart szárnyprofil metszetekkel rendelkező szerkezeti elemek. Izentrópus⁵ hatásfokuk 90% körüli.

⁵ Ideális adiabatikus

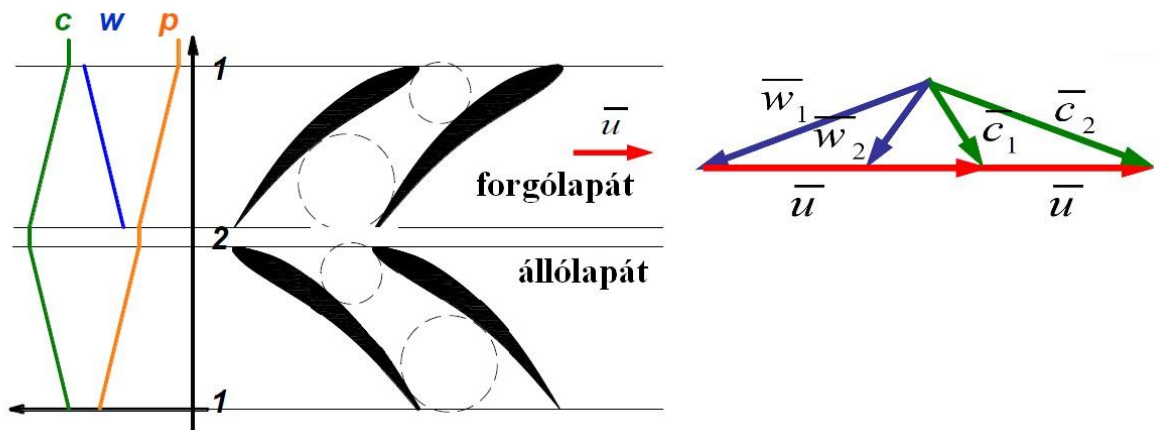
A legtöbb problémát a lapátokról leváló áramlás okozza, de jelentős áramlástanai veszteségek vannak a lapátok közötti áramlási csatorna bővülő keresztmetszetei miatt is. A lapátok kerületi sebessége is korlátozott mivel a relatív áramlási sebesség nem lépheti át a helyi hangsebesség⁶ értékét (transzonikus kompresszorok esetében azonban ez nem teljes mértékben igaz).

A fokozatokba lejátszódó nyomásnövekedés mértékét a fokozat nyomásviszonyával jellemzik. Ez a fokozat előtti és utáni nyomásértékek hányadosa.

$$\Pi_{k_{fok}} = \frac{p_2'}{p_1'} \quad (3.1)$$

A teljes kompresszor nyomásviszonyát úgy kapjuk meg, hogy az egyes fokozatok nyomásviszonyát összeszorozzuk. Az axiálkompresszorok lapátjainak kialakítását meghatározza a fokozat reakciófoka. A reakciófok megmutatja, hogy a forgólapátokon végbement nyomásnövekedés hányad része a teljes fokozat nyomásnövekedésének. A repülőgép hajtómű kompresszorok reakciófoka $r=0,5$ -es értékű, amely a legnagyobb hatásfok mellett biztosítja a maximális kerületi sebességet valamint egyszerűbbé tette a gyártást a lapátok hasonló alakja miatt.

Egy ilyen kompresszor fokozat vázlatát mutatja a 16. ábra, az abszolút-, a relatív sebesség valamint a nyomás változásával és a sebességi háromszögekkel együtt. Az ábrán jól kivehető a lapátok áramlási csatornájának egyforma kialakítása, amely minden lapátsoron azonos nyomásemelkedést eredményez.

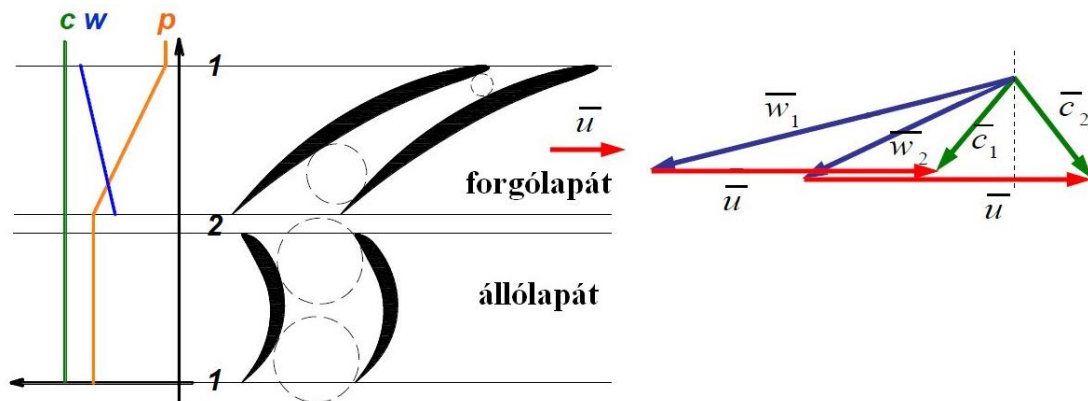


16. ábra Az $r=0,5$ reakciófokú axiálkompresszor vázlatát és jellemzői [31]

A nagyobb nyomásemelkedés nagyobb reakciófok mellett lenne lehetséges ugyanakkora u kerületi sebesség mellett azonban a relatív sebesség jóval magasabb értéke miatt áramlásleválás alakulhat ki. Ebből adódóan a kerületi sebességet csökkenteni kell, ami a

⁶ Hőmérséklettől függő jellemző, mivel sűrítés alatt a hőmérséklet emelkedik, ezért a helyi hangsebesség értéke fokozatonként eltérő.

nyomásviszony csökkenését eredményezi. Ezen hátrányából adódóan ezt a kompresszort nem alkalmazzák a repülőgépek hajtóműveiben. Egy ilyen lapátozás vázlatát mutatja az 17. ábra.

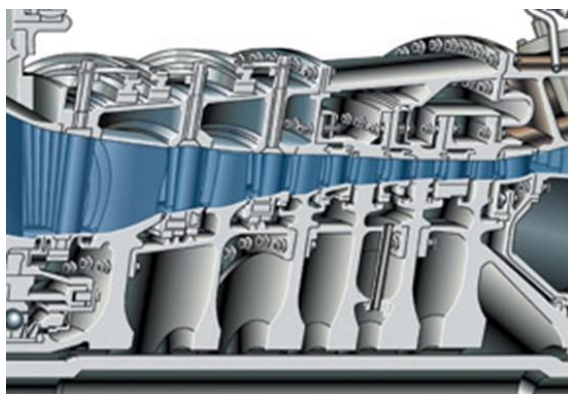


17. ábra Az $r=1$ reakciófokú axiálkompresszor vázlata és jellemzői [31]

A fenti sebességi háromszögek egy adott átmérőre vonatkoznak. Azonban a lapátok hossza mentén a sugár növekedésével növekszik a kerületi sebesség, amelynek hatására megváltozik a sebességi háromszögek alakja így a lapát megfűvésének iránya is. A változatlan áramlási viszonyok biztosítása érdekében a lapátokat a sugár mentén el kell csavarni, amivel lehetővé válik az optimális megfűvési irány a lapátok teljes hossza mentén.

A hajtómű különböző üzemmódjaihoz más-más fordulatszám tartozik, amely maga után vonja a kerületi sebesség megváltozását. Az eltérő kerületi sebesség miatti megváltozik a lapát megfűvésének iránya szintén megváltozik. Ezt elfordítható állólapát koszorúkkal kompenzálják, amely biztosítja az állólapátok állásszögeinek optimális megváltoztatását a fordulatszám függvényében.

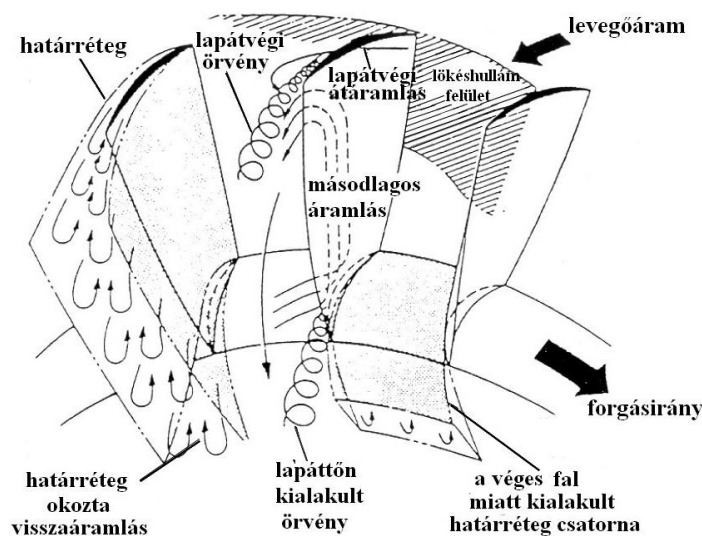
Az égőtér felé folyamatosan szűkülő kompresszor csatornát, úgy alakítják ki, hogy az biztosítsa a megfelelő mennyiségű tömegáramot és nyomásviszonyt. A legnagyobb tömegáram az állandó külső átmérővel rendelkező csatornák estében érhető el, azonban nagy nyomásviszony miatt az utolsó fokozat lapátjai túlságosan rövidre adódnának. Ez az állandó középméretű körüli kompresszor csatornák alkalmazásával elkerülhető (18. ábra).



18. ábra A PW6000-es hajtómű nagynyomású kompresszorának áramlási csatornája [33]

3.1.2 A kompresszorban fellépő veszteségek

A kompresszor veszteségeinek nagy része áramlástanai veszteség. Ezek kialakulását szemlélteti a 19. ábra. Az áramlási veszteségek miatt nyomásvesztés lép fel, valamint emelkedik a közeg entrópiája is. Az áramlástanai veszteségeket két nagy részre oszthatjuk az egyik a profilvesztés a másik a véges fal miatti veszteség⁷. A nyomásvesztés mértéke számos paramétertől függ. Ilyen a fokozat nyomásviszonya, a viszonylagos íveltség, a viszonylagos vastagság a Mach-szám és a Reynolds-szám.



19. ábra A kompresszor veszteségei [34]

A profil veszteség a lapát körül kialakult határréteg okozta veszteség, amely turbulenciát és áramlások fékeződését okozza. A véges fal miatti veszteségek további átáramlási, örvénylési és határrétegbeli veszteséget okoznak, amik tovább növelik a levegő entrópiáját.

A fellépő veszteségeket sorolhatjuk 2 illetve 3 dimenziós veszteségek közé. A két dimenziós veszteségek a lapáton kialakult határréteg okozta veszteség, a kilépőél utáni keveredés okozta veszteség, az áramlás leválás és a lökéshullámban fellépő veszteség. Háromdimenziós veszteségek közé tartozik a véges fal miatt kialakult határrétegben fellépő veszteség és a lapátvégi átáramlás okozta veszteség.

A határréteg vesztesége a lapát felületén kialakult határrétegben a különböző sebességű áramlások között, a súrlódás következtében létrejött hőből keletkezik. Ez a határréteg a lapátot elhagyva keveredik a fő áramlással. A keveredési folyamatban a nagy energiájú turbulens áramlás további hőt generál, amit a kilépőél utáni keveredés okozta veszteségnek nevezünk.

⁷ A forgólapát és az állólapát, valamint a lapátvég és a kompresszorház közötti rés következtében az áramlási csatorna nem összefüggő.

Ha az áramlás nem követi a lapát felületét, hanem leválik onnan, akkor ennek hatására a lapátok közötti áramlási csatorna megváltozik és maga után vonja a teljes kompresszor instabil működését. Ezt a jelenséget nevezzük áramlás leválásnak. Ez azonban nem tekinthető veszteségnek, mivel a mai kompresszorok esetében nem tartozik a normál üzemi körülményekhez, de mivel a kétdimenziós veszteségek közé tartozik célszerű megemlíteni.

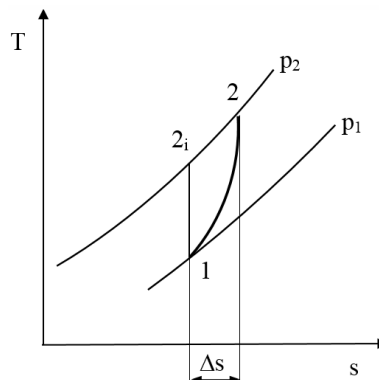
A transzonikus kompresszorokban az áramlás relatív sebessége a kompresszor belépő élénél közel hangsebességű. Az áramlási csatornába érve a sebesség tovább emelkedik és kialakul a lökeshullám. Ha az áramlás szuperszonikus, akkor a lökeshullám a lapát belépő élén alakul ki. Az így kialakult lökeshullám okozta veszteség hatására növekszik a közeg entrópiája és csökken a kompresszor munka. Bizonyos feltételek mellett azonban a lökeshullám, mint kompressziós felület igen hasznos is lehet. Ezért alkalmaznak transzonikus kompresszorokat, amelyek lehetővé teszik a kisebb és ezáltal könnyebb hajtóművek építését, mivel az egy fokozaton belül elérhető nyomásviszony magasabb.

A véges profil miatt kialakult határrétegben fellépő veszteséget az a határréteg hozza létre, amely elhagyja a kilépőélt a kompresszorház belső felületei között. A határréteg a lapátot elhagyva egy háromdimenziós áramlási mezőt hoz létre, amelyben kialakult súrlódás, valamint a keveredés az örvényekkel szintén növeli az entrópiát.

A forgólapát és a kompresszorház külső gyűrűje között, valamint az állólapát végein, ha az nincs egybeépítve a kompresszorházzal (pl. állítható lapátoknál) rés található, amely a lapátvégen kialakult veszteséget eredményezi. A veszteség egyrészt abból adódik, hogy a lapátvégeken átáramló levegőn a kompresszor nem tud munkát végezni másrészt az ott kialakult határrétegben súrlódás alakul ki, amelynek szintén hőmérséklet növelő hatása van.

3.1.3 Kompresszor hatásfok

A kompresszorban a sűrítés nem ideális. A kompresszorba bevitt munka nem csak a levegő nyomását, hanem annak entrópiáját is emeli (20. ábra).



20. ábra A kompresszor valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás

A kompresszorban az állapotváltozás közel adiabatikus, de mivel a levegő entrópiája a sűrítési folyamat alatt növekszik, ez irreverzibilis hatást gyakorol, mivel ezt az energiát a körfolyamatból nem tudjuk kinyerni.

A kompresszorokat két hatásfokkal szokás jellemezni. Az egyik az izentrópiikus a másik a politrópiikus. Az izentrópiikus hatásfok az izentrópiikus kompresszormunka és a valós kompresszormunka hányadosa. Az izentrópiikus kompresszormunka a sűrítésre fordított munka, a valós kompresszormunka pedig a sűrítésre fordított munka a veszteségek által okozott entrópia növekedéssel együtt.

$$\eta_{ik} = \frac{w_{ki}}{w_{kval}} = \frac{(T_{2i} - T_1)}{(T_2 - T_1)} \quad (3.2)$$

Alkalmazva a Poisson egyenletet:

$$\frac{T_{2i}}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (3.3)$$

A (3.2) kifejezés a következőképpen alakul:

$$\eta_{ik} = \frac{\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1} \quad (3.4)$$

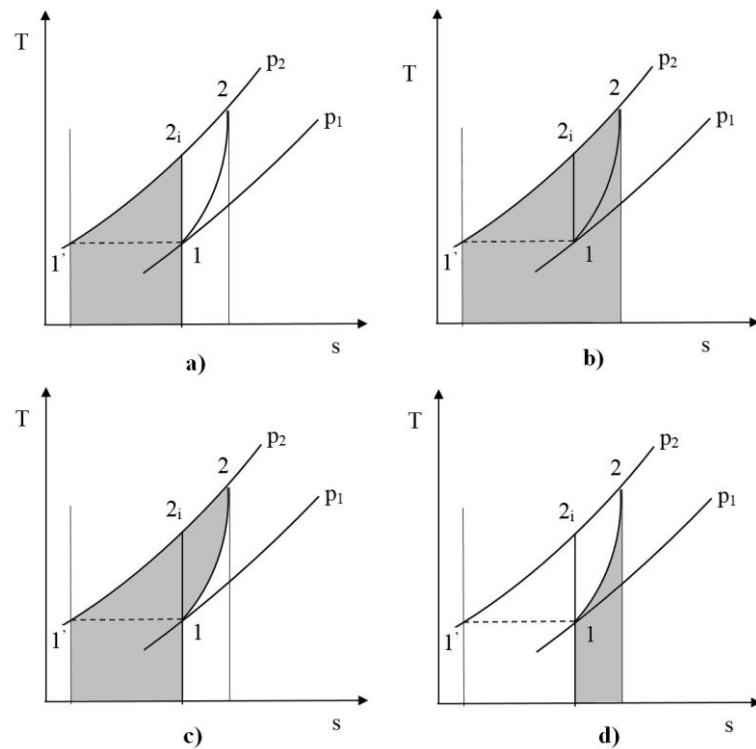
A politrópiikus hatásfok jobban jellemzi a kompresszort, mint gépet és vele együtt annak megfelelő kialakítását. Itt az ideális politrópiikus kompresszormunkát hasonlítjuk a valós kompresszormunkához.

$$\eta_{pol} = \frac{w_{kpolid}}{w_{kval}} \quad (3.5)$$

Ebben az esetben a veszteségek a súrlódási veszteségek. Levezetés nélkül az egyenlet.

$$\eta_{pol} = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \frac{\ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right)}{\ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right)} \quad (3.6)$$

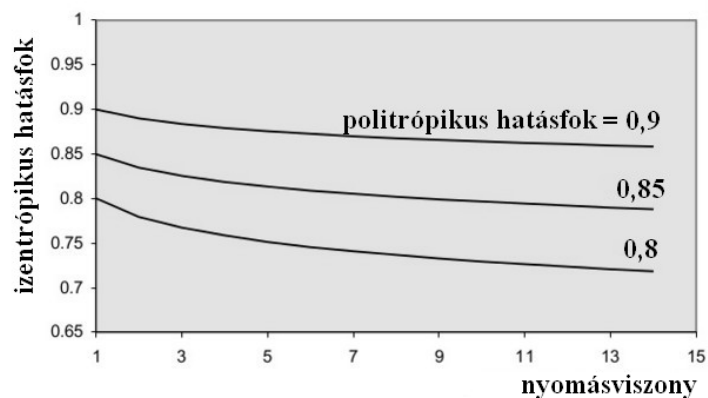
Az egyes hatásfokokhoz tartozó munkák a T-s diagramokban a 21. ábra alapján a következőképpen szemléltethető.



21. ábra A kompresszormunkák ábrázolása

Az izentrópus kompresszormunka látható az a) ábrán, a valóságos kompresszormunka a b) ábrán, az ideális politrópus kompresszormunka a c) ábrán és a sűrűlési hő a d) ábrán. A valóságban a sűrítési folyamat az 1-2 pontok között zajlik. Tisztán izentrópus folyamatot valós kompresszorok esetében akkor kapnánk, ha a közeget visszahűtenénk, de ez plusz munkavégzéssel járna.

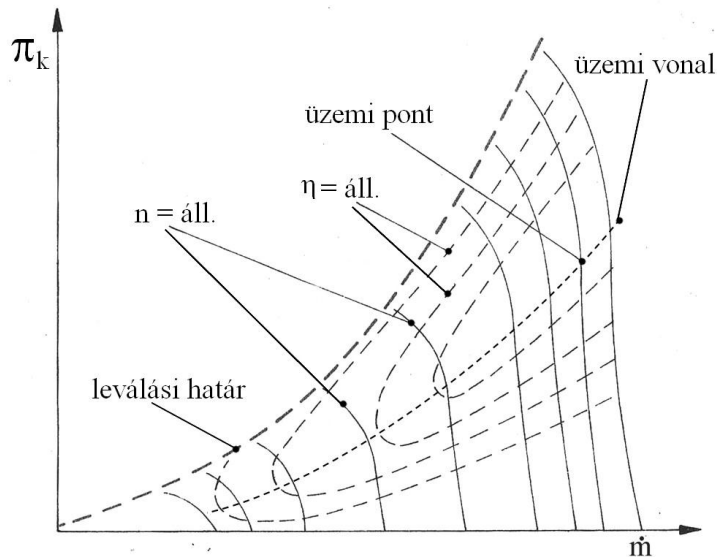
A politrópus hatásfok egynél nagyobb nyomásviszony esetében mindig nagyobb, mint az izentrópus. Két egyforma izentrópus hatásfokú kompresszor esetében, a nagyobb nyomásviszonyú kompresszor politrópus hatásfoka lesz magasabb (22. ábra).



22. ábra Az izentrópus hatásfok és a politrópus hatásfok viszonya a nyomásviszony függvényében [36]

3.1.4 Kompresszor karakterisztika

A karakterisztika megmutatja, hogy hogyan változnak az kompresszor jellemzői a hajtómű adott fordulatszáma alatt. A függőleges tengelyen a nyomásviszonyt, a vízszintes tengelyen a tömegáramot ábrázoljuk (23. ábra).



23. ábra Egy jellegzetes axiálkompresszor karakterisztika [23]

A karakterisztikából leolvashatjuk, hogy ha megváltozik a kompresszorban a levegőfogyasztás, akkor úgy tudjuk megtartani az eredeti nyomásviszonyt, ha megváltoztatjuk a fordulatszámot. A fordulatszám megváltoztatásával azonban megváltozik a kompresszor hatásfoka is [4][22][23][24][25][26][28][31][34][35].

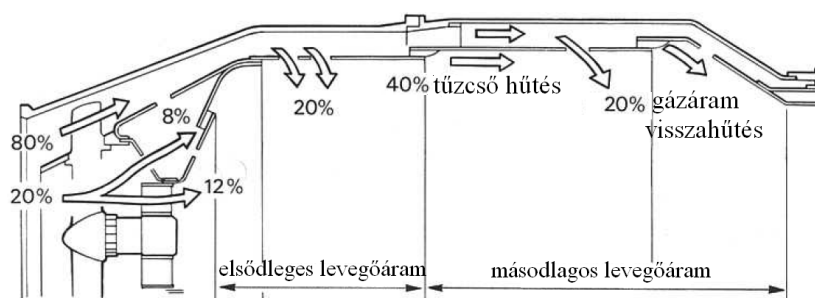
3.2 Az égőtér

3.2.1 Általános jellemzők

Az égőterekben történik a befecskendezett tüzelőanyag elégetése és ezáltal a T_2 kompresszor utáni hőmérséklet T_3 -ra való emelése. A feladat viszonylag egyszerűnek látszik, de ha hozzátesszük azt, hogy mindezt a lehető legkisebb térfogatban, a lehető legnagyobb mennyiségű tüzelőanyagot elégetve, minél kisebb nyomásvesztés és magas hatásfok mellett a legnagyobb hőmérsékletet kihozni, már nem is tűnik igazán egyszerű feladatnak. Mindezek felett ügyelve arra, hogy a káros anyag kibocsájtás minimális legyen.

Az égőterek előtt igen nagy az áramlási sebesség (kb.:150 m/s) ami jóval nagyobb, mint a turbulens égési sebesség⁸. Mindezek mellett a légfelesleg tényező⁹ is nagyobb az optimálisnál kb. 3-4-szeres, ami bizonyos üzemmódokon akár a 10-szeresére is nőhet. Mindezeket figyelembe véve a levegőáramot több részre kell bontani, egy elsődleges és egy másodlagos levegőáramra.

Az elsődleges levegőáram feladata az égés stabilizálása és az égéshez szükséges megfelelő légfelesleg tényező biztosítása. Ez az égőtérbe bejutó levegőmennyiség 30-40%-át teszi ki. A megmaradt levegőmennyiség képezi a másodlagos levegőáramot (24. ábra).



24. ábra A tűzcsőbe bejutó levegőmennyiség eloszlása [4]

Az elsődleges levegőáram első része a tűzcső fejrészénél jut be, amelynek kialakítása igen eltérő lehet, de a fő feladata egy olyan ellenáramú zóna kialakítása, amely biztosítja a megfelelő keveredést és megakadályozza az égési front leszakadását. A fenti ábrán a fűvóka mellett lévő lapátos örvénykeltő hozza létre az ellenáramú zónát, ahol a levegő 12%-a érkezik. Az elsődleges levegőáram második része a tűzcső palástján lévő első nagyobb furatokon áramlik be, amelynek feladata az égés befejezése.

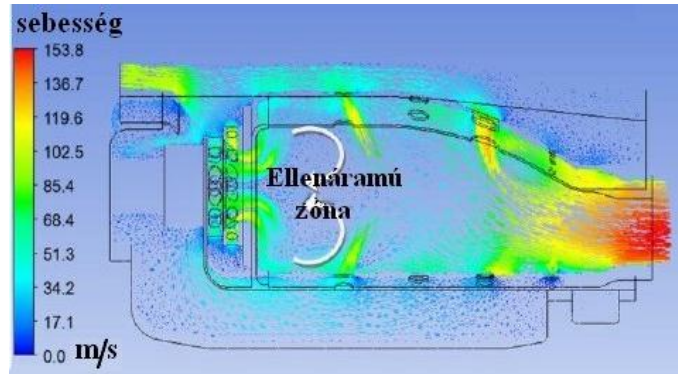
A másodlagos levegőáram legfontosabb része az a levegőáram, amely a turbina előtt visszahűti a keveréket úgy, hogy egy meghatározott hőmérséklet eloszlást hoz létre. Ez utóbbi azért fontos, hogy a turbina forgólapát hossza mentén a terhelés optimális legyen, másrészt a turbina maximális hőterhelése is korlátozott a szilárdsági jellemzők miatt.

Az örvénykeltő a tűzcső tengelyében egy csökkent nyomású zónát hoz létre, amelynek hatására a forró égéstermék áramlik a zóna belsejébe. A beáramló forró gáz gyújtja be folyamatosan a keveréket fenntartva a folyamatos égést. A 25. ábra a tűzcsőben lévő sebességeloszlást szemlélteti. Jól megfigyelhető a tűzcsőbe beáramló levegő, valamint az intenzív sebesség növekedés és annak eloszlása a turbina előtt.

⁸ Turbulens égési sebesség: turbulens áramlásban elérhető égési sebesség, amikor a lángfront még nem szakad le az áramlási felületről

⁹ A légfelesleg tényező megmutatja, hogy mekkora a rendelkezésre álló levegőmennyiség az égéshez szükséges elméleti levegőmennyiséghez viszonyítva.

Az örvénylési zóna létfontosságú a keveredés, párolgás elősegítésére és az égés fenntartására. Minél jobb a keveredés annál tökéletesebb az égés, kevesebb a káros anyag kibocsátás és javul az égési hatásfok. Azonban növekszik a nyomásvesztés tényező. Mindezek komoly fejlődést okoznak az égőtér fejlesztőknek.

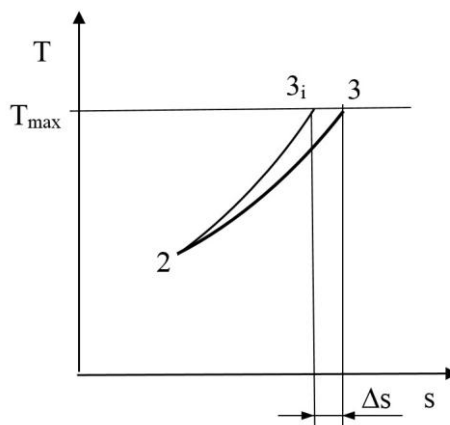


25. ábra A tüzcsőben lévő sebességeloszlás [37]

Az égőtereknek három fajtája van a csöves, a csöves-gyűrűs és a gyűrűs égőtér. A repülőgépjárművekben a gyűrűs égőtér a legelterjedtebb. A gyűrűs égőtérnek számtalan előnye van a többi égőtérrel szemben. Többek között a kisebb szerkezeti súly, ami egyrészt az egyszerűbb szerkezeti kialakításból adódik valamint abból, hogy az égőtér hossza ugyanazon teljesítmény mellett még 25%-al csökkenthető a többi típusú égőtérrel szemben. Megszűnik a lángterjedésének problémája a kerület mentén, mivel nincs az ezt akadályozó szerkezeti elem. Csökken a szerkezet hűtéséhez szükséges levegőmennyiség, tökéletesebb az égés ezáltal kisebb a káros anyag kibocsátás és kisebb nyomásvesztés. Összességében az égőtér hatásfoka nagyobb, mint a többi égőtér esetében.

3.2.2 Veszteség, hatásfok és stabilitás

Az égőtérben az állapotváltozás szintén nem ideális. Így a T-s diagramban az állapotváltozás nem a 2-3_i pontok között, hanem a 2-3 pontok között zajlik le (26. ábra).



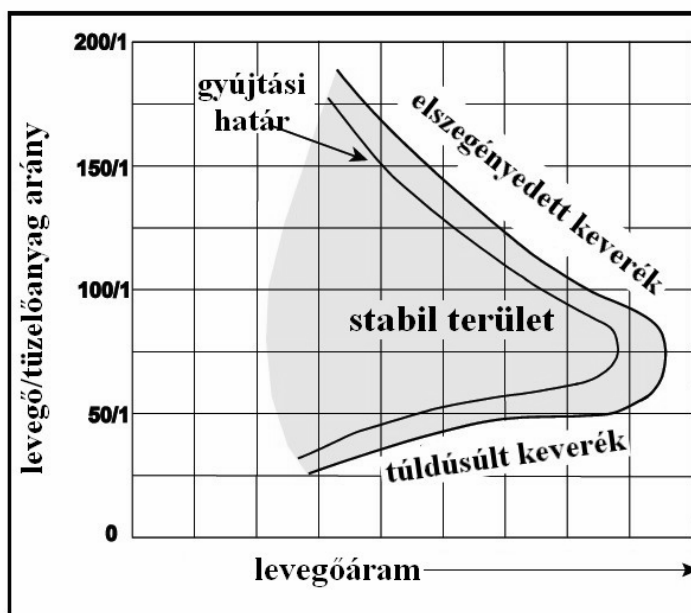
26. ábra Az égőtérben lejátszódó valós állapotváltozás

A fellépő veszteségeket, amely a sűrűlődből és az égéskor keletkező hő ellenállásából adódnak az égőtér nyomásvesztés tényezőjével jellemezzük:

$$\sigma_{\epsilon} = \frac{p_3}{p_2} \quad (3.7)$$

Értéke megközelítőleg $\sigma_{\epsilon}=0,95-0,97$ között mozog. Ennél magasabb az égőtér égési hatásfoka amely $\eta_{\epsilon}=99-100\%$ -ot is elérheti.

A tüzelőteret jellemezhetjük annak stabilitásával is. Az égőtér stabilitása az a tulajdonság, hogy az égőtérbe áramló levegőmennyiség hatására az égés mennyire stabil az égőtérben. A repülési és a hajtómű üzemmód függvényében az égőtérbe jutó levegőmennyiség széles határok között változhat.



27. ábra Az égőtér stabilitási tartománya [38]

A 27. ábrán egy hagyományos égőtér stabilitása látható. A függőleges tengelyen az égőtérbe áramló levegő és a betáplált tüzelőanyag aránya szerepel. Figyelembe véve hogy 1 kg tüzelőanyag elégetéséhez elméletileg 14-15 kg levegőmennyiség szükséges (a valóságban a tökéletes égés biztosításához kicsivel több), valamint hogy az égőtérbe áramló levegőmennyiség 30-40%-a vesz csak részt közvetlenül az égés táplálásában, a stabilitási határ 50/1 valamint 80/1 arány közötti a legszélesebb. A gyújtási határ azt a tartományt jelöli, amikor körülmények megfelelőek a hajtómű indítására Ez mindig a bentebb található a stabilitási határnál mivel a keverék begyújtása, mindig bonyolultabb az égés fenntartásnál.

3.2.3 Káros anyag kibocsátás

Az égőtér fontos jellemzője annak káros anyag kibocsátás is. Mint ahogy azt a bevezető részben írtam jelenleg is nagyszámú repülőgép van alkalmazásban, amelynek mennyisége évről-évre intenzíven emelkedik. A hajtóművek hatalmas mennyiségű tüzelőanyagot égetnek el. Az égéstermék tartalmaz kén-dioxidot (SO_2), szén-monoxidot (CO), szén-dioxidot (CO_2) el nem égett illékony szénhidrogéneket (CH) és nitrogén-oxidokat (NO_x).

A szén-monoxid és a kén-dioxid tartalom nem jelentős azonban annál nagyobb mértékű a nitrogén-oxid kibocsátás, amely a légkörben hozzájárul az ózon bomlásához, a salétromsav és a salétromsav kialakulásához, valamint súlyos légúti megbetegedéseket okoz. A nitrogén-oxid a tüzelőben lévő magas hőmérséklet hatására alakul ki a nitrogén és az oxigén egyesülésével [4][22][23][24][25][26][28][31][37][38][39].

3.3 A turbina

3.3.1 Általános jellemzők

A turbina feladata a kompresszor illetve a ventilátor fokozat, valamint a segédberendezések meghajtásához szükséges munka létrehozása. A repülőgép hajtóművekben axiális turbinákat alkalmaznak. A turbinában lezajló folyamatok hasonlóak a kompresszorban végbemenő folyamatokhoz némi különbséggel. Mivel ezek a szerkezetek is áramlástanai gépek is egyben, ezért a közeg áramlásának sajátosságai alapvetően meghatározzák a turbina működési jellemzőit és annak hatásfokát.

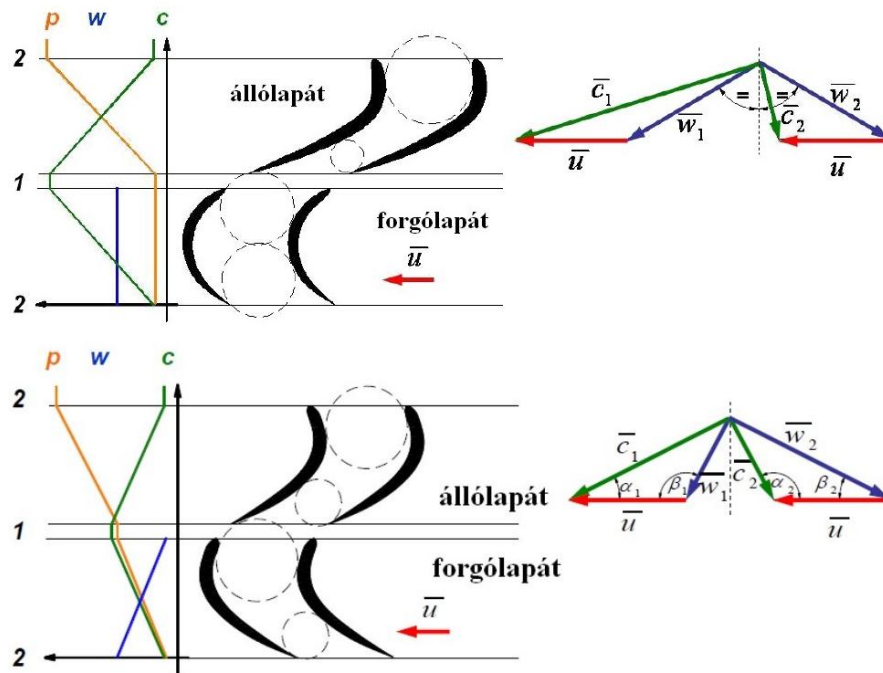
A turbina fokozat ellentétben a kompresszortól egy állólapát koszorúval kezdődik, melyben az áramlás felgyorsul a lapátok közötti csatorna szűkülő keresztmetszete miatt, így a rendelkezésre álló hőeresztési mozgási energiává alakul. A forgólapát koszorúban az áramlás jelentős irányeltérést szenved, aminek következtében az energia mechanikai munkává alakul át és ez a munka biztosítja a működéshez szükséges forgatónyomatékokot.

Az áramlási csatorna a fúvócső felé folyamatosan bővül, ami mivel a gáz expandál, így térfogata is növekszik. A turbina fokozatok számát meghatározza az expanzió nyomásviszonya. Nagy kétáramúsági fokú hajtóművek esetében ez sok turbina fokozatot eredményez.

A lapátozás kialakítását itt is meghatározza a fokozat reakciófoka, amely megmutatja, hogy a rendelkezésre álló hőeresztési hányad része jött létre a forgólapátok között.

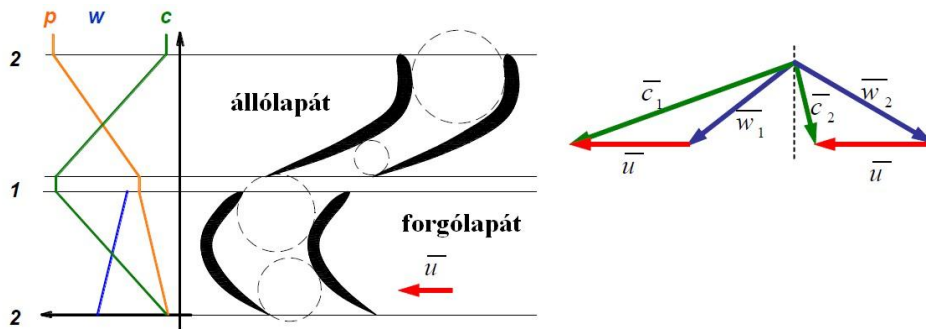
$$r = \frac{h_f}{h} = \frac{h_f}{h_f + h_a} \quad (3.8)$$

Ha $r=0$ akkor akciós, ha $r=0,5$ akkor reakciós turbináról beszélünk (28. ábra)



28. ábra Akciós és reakciós turbina vázlatja és jellemzői [31]

Tisztán akciós turbina nem létezik, mivel veszteségek lépnek fel a fokozatban. Ezért, ezen turbinák reakciófoka sohasem nulla, hanem 0,05-0,1 közötti értékűek. Előnyük hogy a forgólapáton nem ébred axiális irányú erőhatás. A repülőgépek hajtóműveiben megközelítőleg $r=0,3$ reakciófokú fokozatot alkalmaznak (29. ábra).



29. ábra A repülőgép hajtóműveknél alkalmazott turbina vázlatja és jellemzői [31]

A lapátkialakítás miatt egy fokozaton belül is változik a reakciófok értéke a lapáttőtől a lapátvégig, amit az alkalmazott lapátelcsavarás is befolyásol, melynek funkciója ugyanaz, mint a kompresszoroknál. A forgólapáton kialakult axiális irányú erő nem káros, mivel ez kompenzálja a kompresszoron ébredő erőhatást, ami a belső erőhatások kiegyenlítését segíti elő.

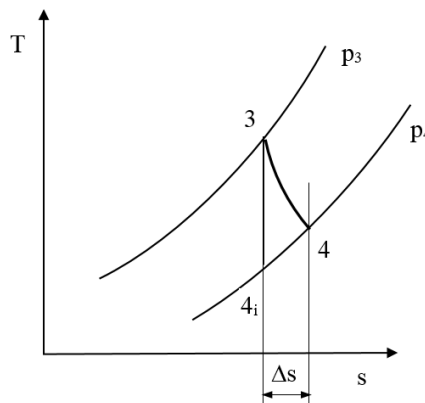
3.3.2 A turbinában fellépő veszteségek

A veszteségek lehetnek súrlódási-, rés- és kiömlési veszteségek. A súrlódási veszteségek jellemzően a turbina összes veszteségeinek a nagyobb részét teszik ki. Ezek hasonló áramlástanai viszonyokból adódó veszteségek, mint a kompresszor esetében. A súrlódás itt is, növeli a közeg hőmérsékletét, csökkenti a lapátokon átáramló közeg sebességét, ami csökkenti a hasznos munka nagyságát.

A résvesztés, ami a kompresszorok esetében a kompresszor munka emelkedését eredményezte, itt a turbina esetében nem végez munkát. A kiömlési veszteség abból adódik, hogy a gáz áramlási sebességének mindig lesz valamekkora nagyságú axiális komponense. A fűvócsövön ez komponens a tolóerő növelésében játszik szerepet. Hűtött lapátozású turbinák esetében másodlagos veszteségként megjelenik még a gáz és a hűtőlevegő súrlódása, valamint a hűtőlevegő gázárammal való keveredéséből annak visszahűléséből adódó veszteség.

3.3.3 Turbina hatásfok

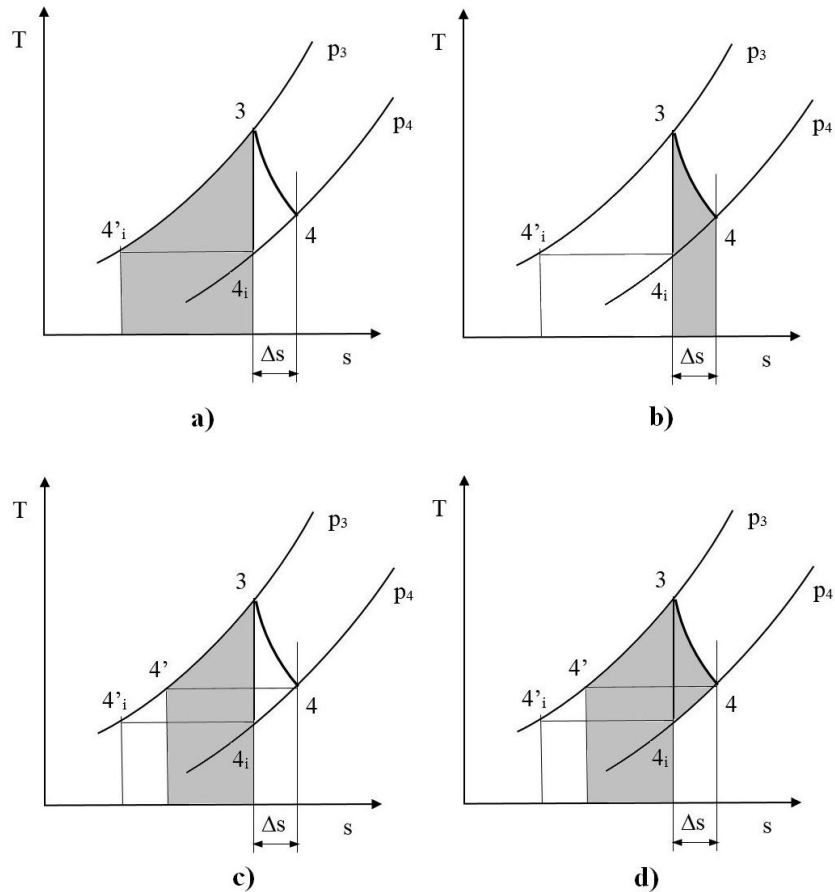
Az expanzió jellegét tekintve itt sem ideális. A súrlódások miatt a gáz entrópiája itt is változik az expanzió során (30. ábra).



30. ábra A turbina valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás

A turbina izentrópiikus hatásfoka kicsivel magasabb, mint a kompresszorok esetében. Ez abból adódik, hogy a lapátok közötti áramlási csatorna szűkülő keresztmetszetű, ami az áramlás rendeződését eredményezi, az pedig a veszteségek kismértékű csökkenését.

$$\eta_{it} = \frac{w_{it}}{w_{val}} = \frac{(T_3 - T_4)}{(T_3 - T_{4i})} \quad (3.89)$$



31. ábra A turbina valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás

Az egyes hatásfokokhoz tartozó munkák a T-s diagramokban a 31. ábra alapján a következőképpen szemléltethető. Az izentrópius turbinamunka látható az a) ábrán, a súrlódás hatására keletkezett hő, amely rontja a turbinamunkát b) ábrán, a valós turbinamunka a c) ábrán és az ideális politrópius turbinamunka d) ábrán.

A valóságban az expanziós folyamat az 3-4 pontok között zajlik. A súrlódási hő egy része visszakerül a folyamatba, de az utolsó turbinafokozat után ez a fűvócsövön alakulhat át csak kinematikai energiává, ami viszont a turbinát tekintve veszteségként jelenik meg [4][22][23][24][25][26][28][31][38].

4 REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰVEK FEJLESZTÉSÉNEK LEHETŐSÉGEI

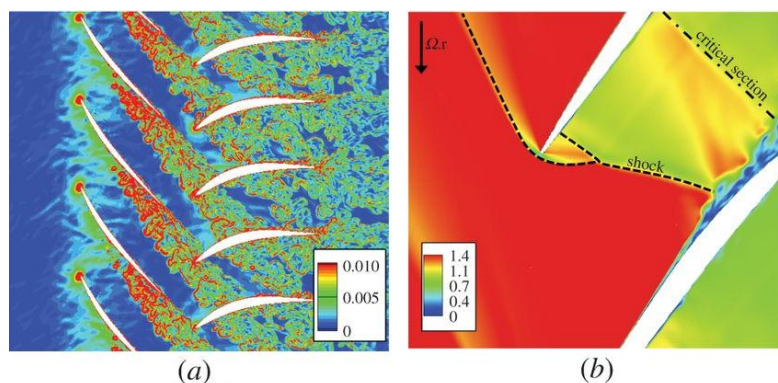
A hajtóművek fejlesztése Whittle hajtóművének megjelenése óta szakadatlanul folyik. A fejlesztési folyamatok sokszor bonyolult alkatrész konstrukciókat eredményeztek, amelyek az adott kor technológiájával nem, vagy csak igen magas költségen lennének legyárthatók. Jelenleg is vannak olyan fejlesztési eredmények, melyek a teljes eddig alkalmazott technológia megváltoztatását vonják maguk után. Az anyag- és a gyártástechnológia fejlődésével egyre több, a tervezőasztalon létrehozott alkatrész kivitelezése megvalósítható, amelyek alapját a modern valós időben is futtatható számítógépes tervező és szimulációs programok alkotják.

4.1 A kompresszorok fejlesztésének lehetőségei

4.1.1 A számítógépes modellezés alkalmazása a kompresszorok tervezésében

A nagy kétáramúsági fokú hajtóművek fejlesztésében kiemelt területet képvisel a hajtómű hosszának csökkentése. A hajtómű hossza csak úgy csökkenhet, ha csökkentjük a fokozatok számát, ami csökkenti a kompresszor által felvett munkát is. A kompresszor nyomásviszonya azonban nem csökkenhet, mert az a hajtómű hatásfokának csökkenését eredményezi. Ez azonban csak úgy lehetséges, ha növeljük az egyes fokozatokban elérhető maximális nyomásviszonyt. A kevesebb fokozatból álló kompresszor mindezekon kívül csökkenti a beruházási és üzemeltetési költségeket.

A hatékonyabb a kompresszorok kialakításában fontos szerepe van a 3D-s aerodinamikai tervezésnek, amely lehetővé teszi a minél nagyobb hatásfokkal működő kompresszor fokozatok kialakítását. Az aerodinamikai 3D-s tervezésben fontos szerepe van a CFD (Computational Fluid Dynamic) analízisnek, amely biztosítja az áramlások valós idejű szimulációját. A szimuláció alatt információt tudhatunk meg a kompresszor működésekor fellépő, a lapátokon ébredő erőkről, az áramlás jellegéről, annak sebességéről, a nyomás- és a hőmérséklet változásáról (32. ábra) [41][42][43][45].



32. ábra CFD szimulációval készült áramkép és sebességmező [40]

4.1.1.1 A transzonikus kompresszorok tervezése

A fokozaton belüli nyomásviszony növelésének egyik módja a transzonikus kompresszorok alkalmazása. A mai modern hajtóművekben egyre elterjedtebb ez a fajta kompresszor kialakítás, mivel a fokozaton belül nagy nyomásviszonyt lehet vele elérni. A transzonikus kompresszorok fejlesztése manapság igen magas szinten folyik és a hajtóműgyártók azon fáradoznak, hogy ez a lehető legnagyobb nyomásviszonyt éri el minimális veszteségek mellett.

A hatásfokban történő bármilyen, kismértékű növekmény nagy jelentőséggel bír a tüzelőanyag megtakarításban és nem elhanyagolható jelentőségű a kompresszor stabilitásának növelése sem, a leválási üzemmód körüli tartományokban.

A transzonikus kompresszorok területén végzett kutatások már az 1960-as években elkezdődtek, de az itt alkalmazott analitikus kutatási eljárások lassan haladtak. Jelentős áttörés és nagyobb sikerek a 3D-s modellezési eljárások kialakulásával kezdődtek. A kísérletek sikeres kivitelezéséhez hozzájárult az optikai mérési eljárásokban történt fejlődés is.

A transzonikus kompresszorok területén nagy eredményeket értek el a Rolls-Royce RJ200-as hajtóműnél. Összehasonlításként a Volvo RM12 hajtómű 3 fokozatú kisnyomású és 7 fokozatú nagynyomású kompresszorának nyomásviszonya 27,5 az RJ200-as 3 fokozatú kisnyomású és 5 fokozatú nagynyomású kompresszorának nyomásviszonya pedig 26. Igaz ez az érték kicsivel alacsonyabb, de ezt két fokozattal kevesebbel érte el.

A jelenlegi kutatások a civil hajtóművekben is nagy előrelépéseket tettek. A lapátvégeken elérhető maximális relatív áramlási sebesség jelentősen meghatározza a hajtóművek teljesítményét. Ez az érték jelenleg $M \approx 1,3$ -as érték körül mozog. A fejlesztési folyamatok az aerodinamikai kutatásokban a hatásfok és a nyomásviszony növelésének irányába fókuszálnak. A jelenleg nagy hatásfokú transzonikus kompresszorok nyomásviszonya eléri az 1,8-as értéket ez közel 70%-os javulást jelent a hagyományos axiálkompresszorokhoz képest.

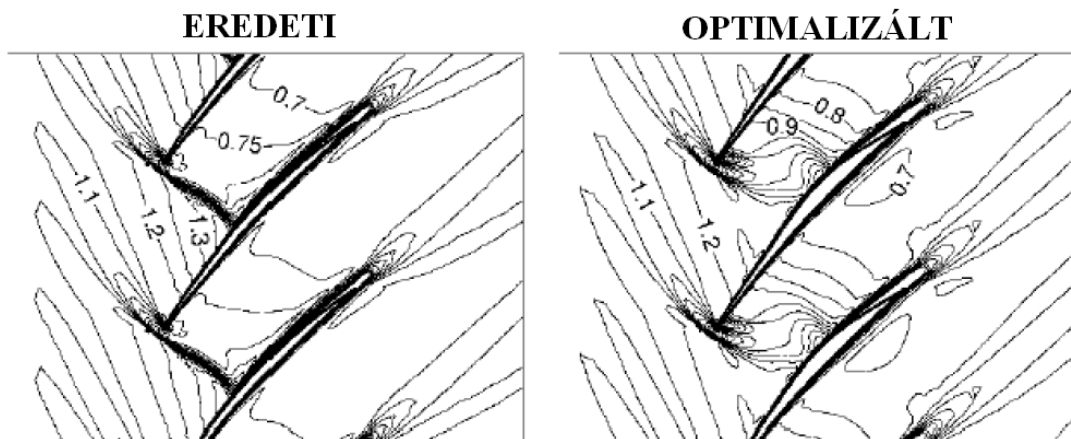
A transzonikus kompresszorok fejlesztése igen nehéz és nagy kihívást jelentenek a mérnököknek. Az áramlási folyamatok igen összetettek. A lökeshullámok, a másodlagos áramlások, a határréteg áramlási viszonyai jelentős veszteségeket indukálnak és csökkentik a hatásfokot. Különösen jelentős ez a lapátvégeken, ahol a kompresszor a legnagyobb entrópia növekedést generálja.

Ha az állandó fordulatszám görbén mozgunk a leválási határ felé (23. ábra) a lapátokon az áramlás egyre intenzívebb és labilisabb. A leválási határt elérve először a lapátvégeken kialakult lökeshullám következtében az áramlás összeomlik. A kompresszor csatorna azon a

részen elzáródik és egy önfenntartó pulzáló áramlás alakul ki, amely maga után vonja a levegőfogyasztás drasztikus csökkenését. Annak ellenére, hogy az áramlási jellemzők labilisak a kompresszor képes lenne stabilan működni, csak össze kell hangolni a magasabb nyomásviszonyt egy alacsonyabb levegőfogyasztással.

A kísérletekben a lapát hossza mentén az íveltség és a vastagág megváltoztatásával jelentős eredményeket értek el a lapátok közötti áramlási sebesség megváltoztatásában. A nyomásvesztés csökkentése érdekében igen fontos az áramlási csatornába érkező levegő sebességének a csökkentése. A Mach-szám csökkentése elérhető a belépő él környezetében az íveltség nulla vagy negatív értékűre való kialakításával, jelentősen csökkentve az energiavesztést is. A transzonikus kompresszorok különösen érzékenyek a kompresszor lapát hossza mentén kialakított szelvények alakjára.

Az íveltségen kívül a második legfontosabb paraméter a maximális vastagság helyének meghatározása. Az első analitikus számításokban kezdetben 40-55%-nál határozták meg a legnagyobb vastagság helyét, azonban a jelenlegi 3D-s aerodinamikai modellezések azt bizonyítják, hogy ez a pont hátrébb a húr 55-60%-nál van. A lapát hossza mentén történő legnagyobb vastagság helyének megváltoztatása jelentősen csökkenti a termikus veszteségeket is (33. ábra)



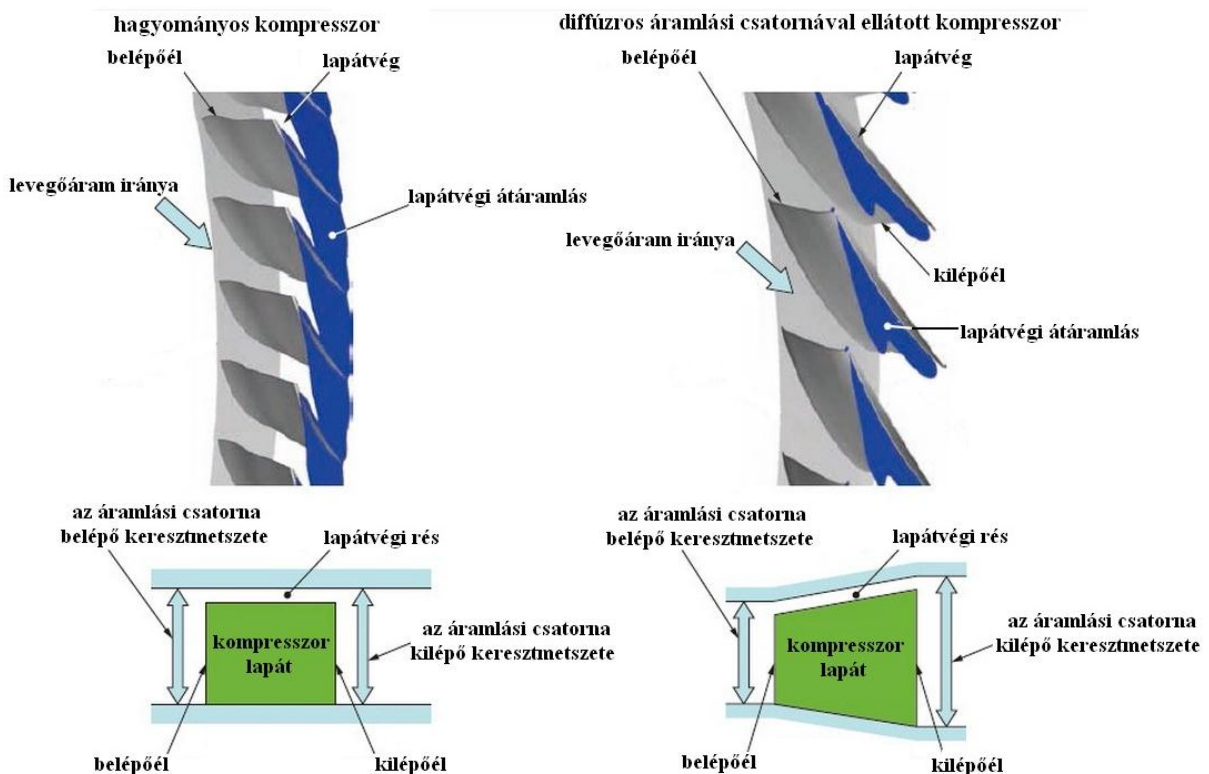
33. ábra Egy 3D-s aerodinamikai modellezéssel megvalósított transzonikus kompresszor optimalizálásának eredménye a relatív Mach-szám zónáinak megváltozásával [41]

Ahogy az ábrán is látható a sebességeloszlás teljesen megváltozott az optimalizálás után. A negatív lapát állásszög a Mach-szám csökkenését eredményezte a torokban. A görbület megváltozásával a sebességváltozás egyenletesebb lett, amely egy nagy intenzitású lökeshullám helyett két kisebb intenzitású lökeshullámot eredményezett. A változtatások eredményeként az adiabatikus hatásfok az eredetihez képest 2%-al a fokozat nyomásviszonya pedig 1,8%-al emelkedett [41][42][43][44].

4.1.1.2 A lapátvégen fellépő átáramlás okozta veszteség csökkentése

A kompresszor utolsó fokozatainak lapátmagassága a nyomásviszony emelkedésével csökken. A kisebb lapát miatt emelkedik a lapátvégeken az áramlási veszteség, amely csökkenti a fokozatban elérhető maximális nyomásviszonyt. Ezeket a veszteségeket csökkenthetjük koptató betétek alkalmazásával, de az aerodinamikai tervezés jobb megoldást nyújt.

A diffúzoros kompresszor csatorna kialakításával egy fokozaton belül nagyobb nyomásviszonyt érhetünk el és a kialakítás lehetővé teszi a lapátvégeken kialakult veszteségek csökkentését a hagyományos kialakításokhoz képest (34. ábra).



34. ábra A hagyományos és diffúzoros áramlási csatornával ellátott kompresszor lapátvég veszteségei [45]

A hagyományos kialakítás esetében a sűrítés a lapátok íveltsége miatt kialakult áramlási csatorna bővülésében megy végbe. A lapátok végein az levegő átszivárgása a lapát két oldalán kialakult nyomáskülönbség hatására történik meg. A diffúzoros csatornában az axiális irányú sebesség csökken, amelynek hatására csökken a lapátvégeken a nyomáskülönbség miatt kialakult átszivárgás. Ezt szemlélteti a 32. ábrán a késsel jelzett terület.

A 3D-s modellezés lehetővé teszi a hagyományostól igen eltérő kompresszor lapát és áramlási csatorna kialakítást. A lapátok alakja a belépő és a kilépő élek között a lapát teljes hossza mentén igen eltérő lehet. A lapát kialakítás biztosítja a normál üzemi vonal leválási határ felé történő eltolását, amelynek eredményeképpen nagyobb nyomásviszony érhető el ugyanazon a fordulatszámmon.

Míg a normál axiális kompresszorok csak a szubszonikus áramlási viszonyokban képesek stabilan működni addig az új tervezésű kompresszorok a transzonikus áramlási viszonyok mellett is kimagasló hatásfokot és nyomásviszonyt érnek el. Az áramlási sebesség a lapátok egyes részein meghaladja a hangsebesség értékét, ami a hagyományos kompresszorok esetében ez szinte lehetetlen.

Ezzel a kialakítással lehetővé válik a kompresszor fordulatszámának a növelésével a magasabb áramlási sebesség elérése, aminek eredményeként biztosítható a kisebb átmérőjű hajtóművek esetében is nagyobb nyomásviszony [41][42][43][45].

4.1.2 A kompresszorok építésénél felhasznált anyagok

Az aerodinamikai fejlesztések mellett fontos területet képviselnek az anyag- és gyártástechnológiában létrejött fejlesztések. A hajtómű tömeg csökkentésének másik területe a korszerű anyagok felhasználása. A kompresszorok építésénél (ide értve a nagy kétáramúsági fokú ventillátor lapátokat is) előszeretettel alkalmazzák a titán ötvözeteket. A titán acéllal szembeni kedvező tulajdonságai többek között a kisebb súly, a korrozív hatásokkal szembeni ellenállóság valamint a magas fajlagos szilárdság¹⁰. A titánt legelőször az SR-71-es repülőgép sárkány szerkezetének építésénél alkalmazták, mivel a nagy repülési sebességen jelen lévő, a levegő lefékeződéséből, valamint a súrlódásból keletkező hő miatt az alumínium ötvözetek nem voltak alkalmasak szerkezeti anyagnak, mivel alacsony volt a hőszilárdságuk.

A kristályszerkezetük alapján két fő megjelenési formája van. Az α -titán hexagonális kristályszerkezetű, míg β -titán térközepes köbös. Az α -ból β -ba való átmenet 890°C -on megy végbe. Vannak ötvözők, amelyek a α -fázist (pl. Al, O, N) és vannak amelyek a β -fázist (Mo, V, W) stabilizálják. A titán ötvözeteket négy típusa bonthatjuk jellemző tulajdonságai alapján. Az α -titán ötvöző tartalma a szívósságának megőrzése érdekében nem haladja meg a 9%-ot. Képlékenyen jól alakítható és jól hegeszthető anyagok, ellenállnak az oxidációnak és szilárdságukat magas hőmérsékleten is megtartják.

A közel α -titánban megtalálhatók β -stabilizáló ötvözők is. Nagyobb szilárdsággal rendelkeznek, mint a tisztán α -titánok és képlékeny alakíthatóságuk is jobb. Jó a kúszási¹¹ szilárdságuk, amelyet viszonylag magas hőmérsékleten is megtartanak. Szívós, jól hegeszthető anyagok. A β -titán nagyobb 15% körüli ötvöző tartalma miatt nagyobb sűrűséggel rendelkezik,

¹⁰ Fajlagos szilárdság: a szakítószilárdság és a sűrűség hányadosa. Ez a titán esetében jóval nagyobb, mint az acél esetében.

¹¹ Kúszás: a szerkezeti anyag állandó, tartós terhelés alatt jelentkező a terhelés idejétől és hőmérsékletétől függő alakváltozása.

mint az α -titán. A szilárdsága is magasabb, mint az α -titáné jobb képlékeny alakíthatóság mellett. Az α - β -titán esetében mindkét fázis jelen van. Igaz szilárdságuk kisebb, mint a β -titán szilárdsága, de ez hőkezeléssel javítható. Jellemzőjük még a jó alakíthatóság is. a repülőgép hajtóművek gyártásánál a legelterjedtebb anyag.

A titánt kompresszorok esetében ott alkalmazzák, ahol az üzemi hőmérséklet nem haladja meg az 550 °C-ot. A legelterjedtebb titán ötvözet a kompresszorok esetében 300°C-ig a Ti-6Al-4V (Ti-64) jelű ötvözet, 480°C-ig pedig a Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.15Si (Ti-6242). A nagy szilárdságú titán ötvözetek közé tartozik a Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo (Ti-6246) és Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr (Ti-17) α + β -titán ötvözet, amelyek 10-20%-al nagyobb szakítószilárdsággal rendelkeznek, mint a Ti-64 és a Ti-6242-es amit 550°C-ig meg is tartanak. A nyomásviszony folyamatos emelkedésével az utolsó fokozatok lapátjai egyre nagyobb hőmérsékleti igénybevételnek lettek kitéve. Az eddig alkalmazott ötvözetek a hőmérsékleti korlátjaik miatt nem voltak alkalmasak a kompresszor utolsó fokozatainak gyártására.

Az anyag technológia fejlődésével a 1990-es években elkezdődött egy új ötvözet fejlesztése a γ -TiAl ötvözeté, amelyet a szakirodalom Titanium Aluminide néven ismer. Az új ötvözet jó eredményeket ért el a kísérleteknél a magasabb hőszilárdsági tulajdonságai miatt, de mivel alkalmazhatósága a bonyolultabb gyártástechnológia miatt nem bizonyult eredményesnek ezért a gyártók a nikkal alapú szuperötvözeteket¹² kezdték alkalmazni. Ezekről az ötvözetekről a 4.3.1 fejezet tartalmaz bővebb információt [41][45][46][47][48].

4.1.3 Fejlesztések a kompresszorok gyártástechnológiájában

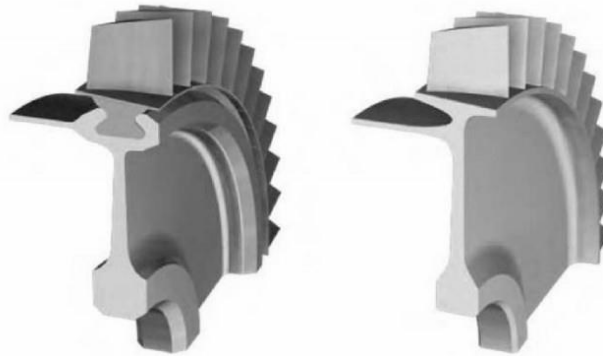
4.1.3.1 A kis-és nagynyomású kompresszorok gyártásánál alkalmazható súlycsökkentő technológia

A kompresszorok építésénél alkalmazott titán ötvözetek alkalmazásával csökkent igaz a szerkezet súlya, de ez még nem merítette ki a súlycsökkentési lehetőségeket. A hagyományos kompresszorok esetén a tárcsa és lapátok külön anyagból készültek. Összeillesztésük egy arra a célra kialakított speciális zárban történt, amelyet el kellett látni a lapátok elmozdulását megakadályozó biztosító elemekkel. Ezen rögzítési mód teljes elhagyásával újabb súlycsökkenést lehetne elérni.

Az elméletileg megvalósítható lehetőséget egy új technológia megjelenése biztosította. A kompresszor forgórészének egy anyagból való kikovácsolása, majd a létrejött tömbből a lapátok 3D-s maróval történő kiforgácsolása akár 20-30%-os súlymegtakarítás is

¹² Olyan ötvözet, amely szilárdságát akár olvadáspontjának 80%-ig is megtartja.

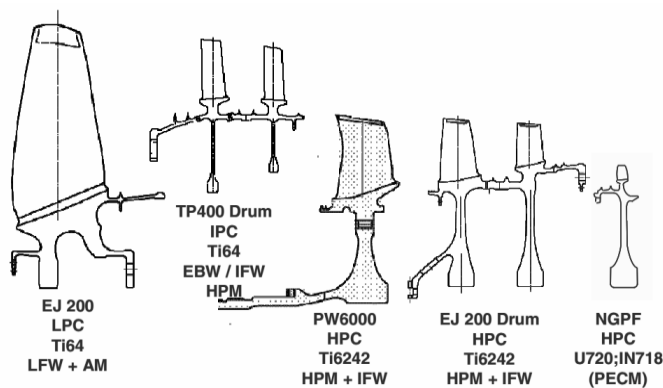
eredményezett. A forgórész súlyának ilyen módszerrel megvalósított csökkenése tovább csökkentette forgás közben fellépő erőket, valamint megszűnt a lapát zárban történő rögzítéséből adódó feszültség is. Az így kialakított kompresszor fokozatok tárcsáit ezek után dörzshegesztéssel illesztik egymáshoz, létrehozva a kompresszor forgórészt. Ezzel a gyártástechnológiával készült a GE F414-es hajtómű kisnyomású forgórészének kompresszora is. A 35. ábrán jól megfigyelhető a kompresszor lapátok bekötésének elhagyásából származó anyagmegtakarítás a tárcsa külső peremén.



35. ábra Hagyományos mechanikus lapátbekötésű illetve 3D-s marással készült kompresszor fokozat [41]

Az eljárás további előnye még, hogy növekszik az aerodinamikai hatásfok, a levegő átszivárgás okozta veszteségek csökkenése miatt, valamint növekedett az élettartama a lapátbekötéseknél fellépő kifáradásból adódó sérülések megszűnése miatt.

Az eljárásnak azonban vannak hátrányai is. Ilyen a magas gyártási költség, valamint a megnövekedett javítási költségek. Mindezek mellett az eljárás igen magas szintű minőségbiztosítási rendszert is igényel. A technológiát angolul BLISK technológiának nevezik, amely a blade mint lapát és a disk mint tárcsa szavakból tevődik össze. A technológiát ezen kívül a szakirodalom ismeri még IBR (Integrated Bladed Rotors) technológiának is. A magas gyártási költségek ellenére egyre több hajtómű kompresszorában alkalmazzák ezt a technológiát (36. ábra)



36. ábra Különböző hajtóművek Blisk technológiával készült kompresszorai az alkalmazott anyagokkal [49]

A BLISK technológia lehetővé teszi a CFD szimulációval megtervezett kompresszor fokozatok gyártását, a régi gyártástechnológiával szemben lényegesen rövidebb időn belül [41][48][49].

4.1.3.2 *A ventilátor lapátok gyártásánál alkalmazható súlycsökkentő technológia*

A nagy kétáramúsági fokú hajtóművek ventilátor fokozatánál a hosszú lapátok miatt, a BLISK technológia használata kevésbé hatékony és költséges folyamat. A fejlesztések a kisebb fajlagos tüzelőanyag fogyasztás mellett a minél nagyobb kétáramúsági fok és fajlagos tolóerő irányába való elmozdulásával a ventilátor forgórészek átmérője jelentősen megnövekedett. A Rolls-Royce Trent XWB hajtómű ventilátor forgórészének átmérője közel 3 m, melynek tolóereje 400 kN és a fokozaton másodpercenkénti levegőmennyiség igen nagy 1442 kg/s [50]. Az 1 métert is meghaladó lapátok jelentős súlyt képviselnének a titán alkalmazásának ellenére is. A hosszú lapátokon üzem közben lengések alakulhatnak ki, amelyeket a szilárdsági tervezéseknél figyelembe kell venni. A hosszú lapátok miatt szintén probléma a nagy kerületi sebesség okozta lökéshullámok megjelenése. Mindezeket figyelembe véve a lapátok gyártása nagy technológiai kihívást jelent annak bonyolult alakja és az általa üzem közben felvett nagy terhelések miatt.

Kezdetben történtek kísérletek a szénszálas kompozit anyagok alkalmazására, de azokat egy baleset után leállították. Az akkori gyártástechnológia nem tette lehetővé a kellően megfelelő szilárdsági tulajdonságokkal rendelkező, biztonságos kompozit lapátok előállítását.

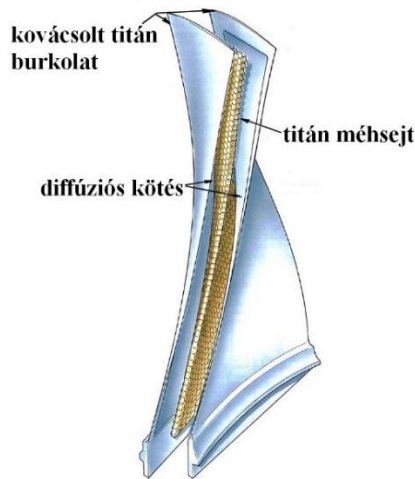
A korai lapátokon a merevség növelése érdekében úgynevezett támaszokat vagy más néven bandázsokat alkalmaztak, de ezek csökkentették a hatásfokot és növelték a fajlagos tüzelőanyag fogyasztást. A merevség növelését a támaszok elhagyásával úgy érték el, hogy megnövelték a lapát húr hosszát¹³, mellyel egy időben csökkent a fokozatban lévő lapátok száma is. A megnövelt húr hosszú lapátok miatt a gyártástechnológiában is váltani kellett.

A nagy hajtómű gyártó cégek eltérő technológiát fejlesztettek ki nagy húr hosszúságú ventilátor lapátok gyártására. A General Electric elsőként alkalmazott szálerősítésű polimer lapátokat, amelyeket az eróziós folyamatok csökkentése érdekében titán belépőélel láttak el.

A Rolls-Royce és a Pratt & Whitney folytatta a kísérleteket a titán lapátok alkalmazása területén. A súlycsökkentés érdekében üreges lapátokat alkalmaztak. A korai lapátoknál két kovácsolással megmunkált titánlemezt illesztettek egy titán méhsejt szerkezetű anyagra és diffúziós kötéssel¹⁴ rögzítették egymáshoz (37. ábra).

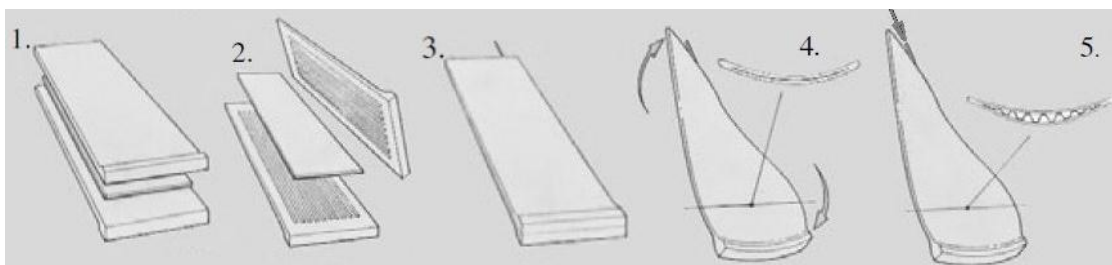
¹³ Húr hossz: a lapát be- és a kilépőélét összekötő egyenes hossza.

¹⁴ Diffúziós kötés: magas hőmérsékleten, nagy nyomás hatására létrejövő kötés.



37. ábra Az első generációs Rolls-Royce ventilátor lapát szerkezete [51]

A második generációs Rolls-Royce lapátok már szuperképlékeny alakítással¹⁵ készülnek TI6-AL-4V anyagból. Az eljárásban két vastagabb az áramlási felületet alkotó lemez közé egy vékonyabb trapéz alakúra préselt szintén titán lemezt helyeznek. Az így összeállított struktúrát egy formába helyezik és 950 °C-on diffúziós eljárással a kerület mentén egyesítik. Egy másik forma segítségével létrehozzák az előzetes aerodinamikai profilt, majd 900 °C-ra hevítve nagy nyomással (6,9 MPa) argon gázt injektálnak a lapát belsejébe. A nagy nyomású gáz hatására a lapát kitágul és felveszi a végleges alakját miközben a belső trapéz alakú merevítés diffúz módon hozzáköt a lapát belső felületéhez (38. ábra).



38. ábra A második generációs Rolls-Royce Trent ventilátor lapát gyártásának lépései [52]

A lapát keresztmetszeti struktúráján jól látható a trapéz alakú belső merevítés, valamint a felnagyított részen a diffúziós eljárással egyesített két anyagrész (39. ábra).



39. ábra A második generációs Rolls-Royce Trent ventilátor lapát belső struktúrája [53]

¹⁵ Szuperképlékeny alakítás: olyan képlékeny alakítási eljárás, amely során az anyag eredeti méretéhez képest több 100%-os alakváltozást szenved.

A jelenlegi Rolls-Royce hajtóművekben a superképlékeny alakítással készült titán lapátok harmadik generációja üzemel, melyek alakját már a 3D-s aerodinamikai tervezés segítségével hozták létre. A lapát a Swept nevet viseli, amely magasabb levegőáram létrehozása mellett, nagyobb hatékonyságú és csendesebb üzemű.

A CFM International LEAP hajtóművének lapátjai szénzál erősítésű kompozitból készülnek. A jelenlegi technológia segítségével, egy sokkal ellenállóbb és hatékonyabb ventilátor lapát alakítható ki, mint a kezdeti próbálkozásoknál. A szénzálás kompozit előnye a titán lapátozással szemben az, hogy még jobban csökkenteni lehet a fokozat súlyát. Az eredeti CFM56 hajtómű titán ventilátor fokozatának lapátjainak együttes tömege 150 kg volt, míg a továbbfejlesztett LEAP hajtómű lapátjainak tömege csupán 76 kg [54]. A lapátok kialakításánál felhasználták a General Electric GE90-es lapátgyártásánál szerzett tapasztalatokat. Különösen a madárral való ütközési kísérletek során szerettek.

Mivel a 2D eljárással szőtt kompozitok nem voltak megfelelő szilárdságúak, ezért az egyes rétegek az üzemi igénybevételek hatására szétváltak. Ezt a hátrányt a 3D- szövési eljárással küszöbölték ki. A lapátok élet továbbra is ellátják titán bevonattal annak tartósságának növelése érdekében (40. ábra).



40. ábra A CFM International LEAP hajtóművének ventilátor lapátja [55]

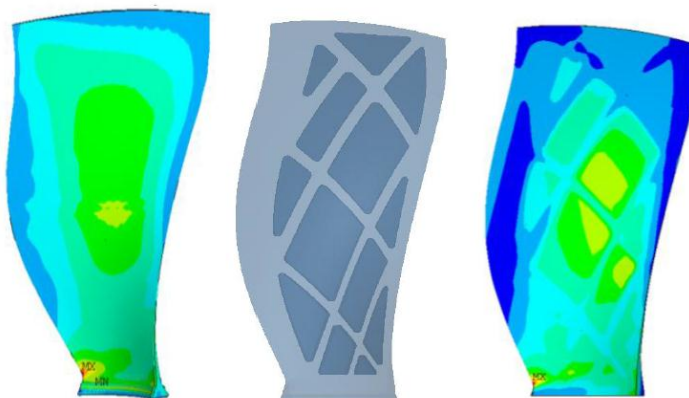
A Rolls-Royce következő generációs ventilátor lapátjai már titán belépőélel ellátott szénzálás erősítésű kompozit lapátok lesznek. A kísérleti lapátokat egy átépített Trent 1000-es hajtóműbe építették bele, amellyel 2014 végén sikeres repülési tesztet hajtottak végre egy Boeing 747-es repülőgéppel. A hajtómű várható szolgálatba lépése 2020-ban lesz [57][58].

Összességében elmondható, hogy a kompozit lapátok idegen tárgyal szembeni ellenállósága jobb, mint a titán héjú lapátozásé és mindezekon felül a súlya közel 10%-al szilárdsága pedig 100%-al nagyobb [56]. Az új tervezésű kompozit lapátok alkalmazásával növekedett a hatásfok, a lapátok élettartama és csökkent a zaj valamint a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás is.

4.1.4 A titán héjazatú megnövelt húr hosszúságú ventilátor lapátok szerkezeti kialakításának optimalizálási lehetősége

A lapátoknak meg kell felelni az őket ért üzem közbeni vibrációknak, az aerodinamikai és centrifugális erőknek, valamint a madárral való ütközés elleni védelemnek. Ezen paraméterek vizsgálatával felvéve ezen erők x, y, és z irányú komponenseit lehetővé válik a ventilátor lapát optimális struktúrájának elkészítése a szilárdsági jellemzők csökkentése nélkül.

A vibrációanalízis, a légerő terhelésből, valamint a forgó mozgásból adódó statikus terhelés analízis, a madárral való ütközés analízise után egy új struktúrájú szerkezetet kaptak, amely merevségében és szilárdságában is megfelelt a vele szemben támasztott követelményeknek. Az így létrehozott lapát a Fork-shaped Hollow (FH) nevet kapta (41. ábra).



41. ábra Titán lapát statikus terhelése a kísérlet előtt és után, a módosított struktúrával [59]

A számítások alapján javult a vibráció, csökkent a lapáton ébredő maximális statikus terhelés és akár 16% súlymegtakarítás is elérhető. A hátránya a struktúrának, hogy nem gyártható le a szuperképlékeny technológiával. A gyártására viszont jó megoldás lehet a lézeres fémnyomtatás technológiája.

A kompresszorok fejlesztése igen fontos feladat mivel a nyomásviszony növelésével egy fokozaton belül nemcsak tüzelőanyag megtakarítást, hanem kisebb hajtómű hosszt, tömeget és kisebb üzemeltetési költséget jelent [59].

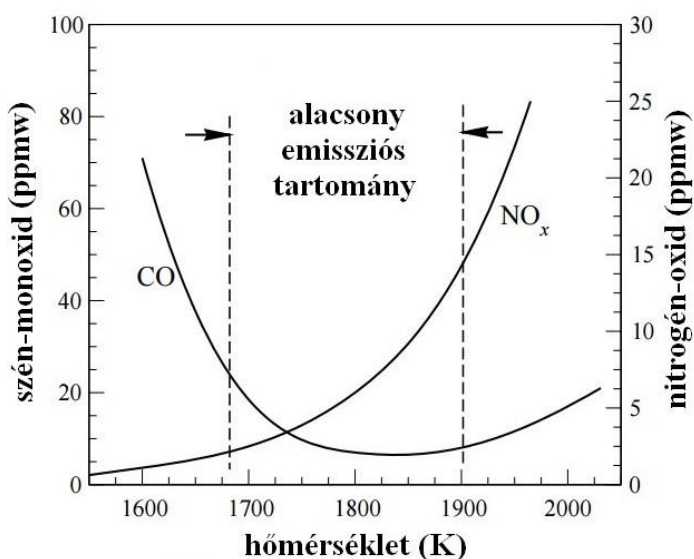
4.2 Az égőtér fejlesztésének lehetőségei

4.2.1 A káros anyag kibocsátás csökkentésének problémája

Az égőtér fejlesztések egyik fontos iránya a nitrogén-oxid kibocsátás minél kisebb értékre való csökkentése. A szennyező anyagok keletkezését alapvetően három tényező befolyásolja a hőmérséklet, a nyomás és a gáznak a tűzcsőben eltöltött ideje. Ha a keverék dúsabb a kellenél,

akkor több levegőre van szükség az el nem égett szénhidrogének miatt. Ezáltal az égési zóna nagyobb, de csökken a tökéletlen égés miatt az égéstermékben maradt szénhidrogének mennyisége és a szén-monoxid helyett a kevésbé ártalmas szén-dioxid keletkezik.

A levegőből tehát egyrészt nagy mennyiségre van szükség, hogy minél kevesebb szennyező anyag kerüljön a légkörbe valamint, hogy az égéstermék vissza tudjuk hűteni a lehető legrövidebb idő alatt a turbina előtti hőmérsékletre. Ez azonban több nitrogén-oxid kialakulását eredményezi. A folyamatok optimálissá tétele miatt mindenképpen kompromisszumos megoldásra van szükség. A szén-monoxid és a nitrogén-oxid kialakulásának arányát szemlélteti 42. ábra.



42. ábra A szén-monoxid és az nitrogén oxid alakulása [60]

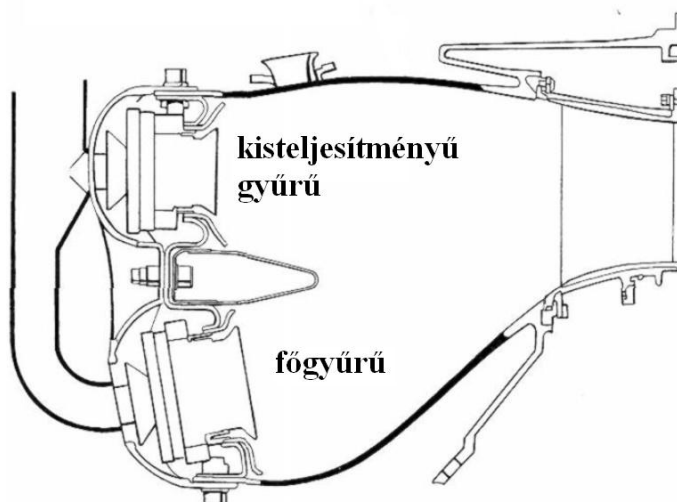
A diagramból kiolvasható, hogy minél magasabb a hőmérséklet annál kisebb a szén-monoxid tartalom, de annál magasabb a nitrogén-oxid keletkezése [4][38][41].

4.2.2 Egy- vagy kétgyűrűs tűzcsövek?

A káros anyag kibocsátás egyik megoldása volt a változó geometriájú égőtér kialakítás. A CFM International CFM56 hajtóművének tüzelőtere az egygyűrűs CFM56 SAC 25%-al kevesebb nitrogén-oxidot bocsájtott ki az elődjéhez képest.

A további fejlesztések a kétgyűrűs tüzelőterek felé irányultak. A dupla gyűrűs CFM56 DAC további 10%-al csökkenete a nitrogén-oxid kibocsájtást. A szén-monoxid kibocsátás pedig további 15%-al csökkent. Ez összességében igen jelentős eredménynek számított és ez mellett tovább javult a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás is. Ezt a típusú tüzelőteret General Electric is beépítette a GE90-es hajtóművébe dual-dome néven.

Ezen kialakítású égőterekben csökkent a láng hőmérséklete, a nagyobb áramlási sebesség miatt az égéstermék égőtérben való tartózkodási ideje, valamint tűzcső hossza is. Lehetővé vált a paraméterek optimalizálása különböző üzemmódokon. Így például alapgázon vagy alacsony fordulatszámokon guruláskor csak a kisteljesítményű gyűrű üzemel. A tüzelőtérben ilyenkor dúsabb a keverék, alacsonyabb a gáz áramlásának sebessége és a nagyobb lángfront. Nagyobb fordulatszámokon bekapcsolódik a fő gyűrű is és a keverék szegényedik, az áramlási sebesség pedig növekszik (43. ábra).



43. ábra A GE90-es hajtómű duplagyűrűs tűzcsöve [61]

A kedvező káros anyag kibocsájtás ellenére a duplagyűrűs tűzcsövek fejlesztése leállt, mivel bonyolultabb kialakítást eredményezett és a szerkezeti tömeg is növekedett. Másodsorban a turbina előtti hőmérséklet eloszlás sem volt optimális a különböző üzemmódokon [61][62].

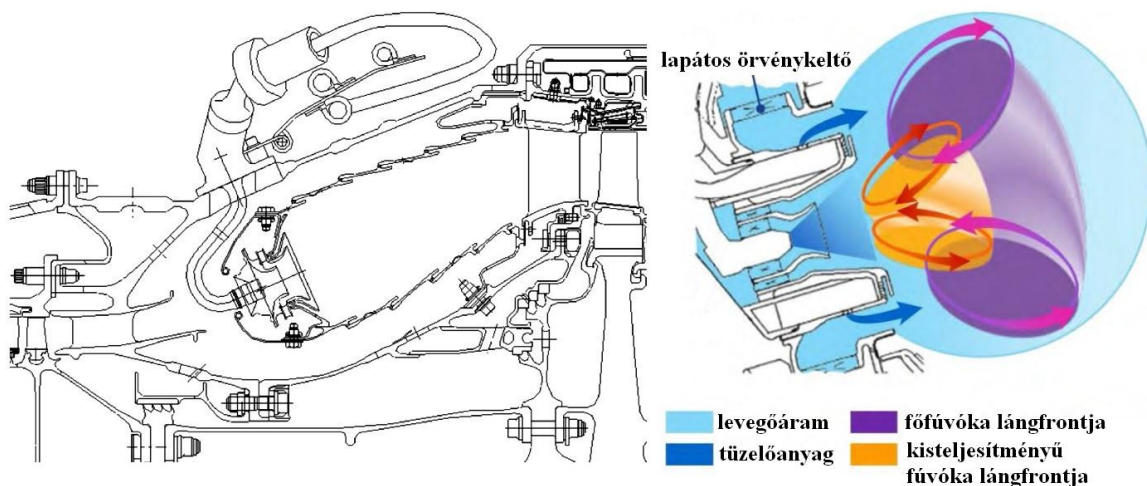
4.2.3 A befecskendező rendszer és az ellenáramú zóna fejlesztése

A fejlesztésekben visszatértek az egy gyűrűs égőterekhez és kialakítottak egy új technológiájú tüzelőanyag befecskendező rendszert, amit 2000-ben ismételtlen egy CFM56 típusú hajtóműben teszteltek. A rendszert Twin Annular Pre-mix Swirler (TAPS) néven fut és a jelenlegi fejlesztések is ezen rendszer korszerűsítésével foglalkoznak. A TAPS létrehozásánál abból indultak ki, hogy egyesítik a két gyűrűt egy térrészbe és egybeépítik a két tüzelőanyag befecskendező rendszert egy fejrészbe. Kezdetben a kísérletek nem igazán hozták a várt eredményeket, de az optimalizálások után igen jó eredményeket értek el és a TAPS I rendszert továbbfejlesztve létrejött a TAPS II majd a TAPS III rendszer.

A GENx hajtóműben a TAPS II rendszert alkalmaznak, amely teljesíti a CAEP/6-os követelményeket (a CAEP követelményi szintekről az 5. fejezetben esik bővebb leírás). A tűzcső fejrészében két örvénykeltő van kialakítva, amelyen keresztül érkező levegő

összekeveredik a tüzelőanyaggal, mielőtt elérné az ellenáramú zónát. Az így létrejött keverék égési hőmérséklete kb. 200 °C-al kisebb, ami csökkenti a nitrogén-oxid mennyiségét és kevesebb az ebben a zónában fennmaradó szabad oxigéntartalom is. Az égési zóna után a visszahűtés ideje jóval rövidebb, amely tovább csökkenti a nitrogén-oxid keletkezésének lehetőségét. A csökken a hőterhelés ezáltal emelkedik a szerkezeti elemek élettartama, ami az üzemeltetési költségek csökkenését eredményezi. Az alacsonyabb láng hőmérséklet csökkenti a tűzcső hűtéshez és a gáz turbina előtti visszahűtéséhez szükséges másodlagos levegőmennyiséget.

A TAPS II rendszer fejlesztése egy közös program volt a GE Aviation és az FAA¹⁶ között mely, során a fejlesztések három fontos dolgot helyeztek előtérbe a hatásfok javítását, az szennyezés csökkentését és a nagy magasságú újraindítás biztosítását. A fejlesztések alapja a CFM56-5B3/3 típusú égőtér volt (44. ábra). A CFM56 hajtómű család a legnagyobb számban alkalmazott hajtóműtípus napjainkban, több mint 22000 hajtóművel.



44. ábra A CFM56-5B3/3 tűzcső szerkezete és fűvókája [63]

Ha a tűzcső fejrészét közelebbről megvizsgáljuk, megtalálhatjuk benne a kisteljesítményű és a fő szekciót. A kisteljesítményű rész, amely a központi részen helyezkedik, el nagy hasonlóságot mutat a hagyományos tűzcsövekben is kialakított szerkezetekhez, ahol a fűvókát egy lapátos örvénykeltő veszi körül. A fő részbe a levegő egy centripetális irányú ciklon rendszerű lapátos örvénykeltőn keresztül érkezik. A hagyományos égőterek esetétől eltérően e két örvénykeltőn igen nagy mennyiségű, a teljes levegőáram 70%-a áramlik át!

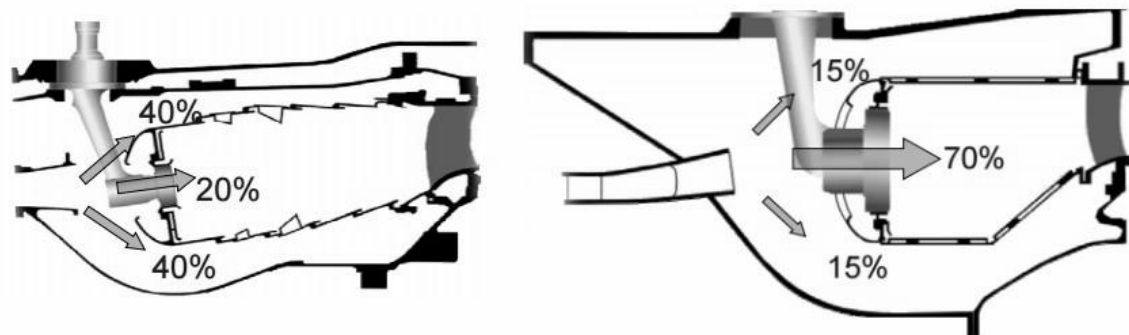
A TAPS III a Ge9X-hez kifejlesztett következő generációs égőtér. Az égőtér additív gyártástechnológiával készül és külső valamint belső felületén kerámia mátrix kompozit

¹⁶ Federal Aviation Administration – Nemzeti Légügyi Hatóság (Amerikai Egyesült Államok)

anyaggal burkolják be, melynek eredményeként egy sokkal tartósabb és kevesebb hűtőlevegőt igénylő szerkezetet kapnak és megfelel a CAEP/8-as követelményeknek [64].

2003-ban a Rolls-Royce is nekilátott egy hasonló kialakítású tüzelőterek kialakításának, amely az ANTLE program keretében, majd folytatódott a fejlesztések az E3E programban. E két program a Lean Burn (LB) technológia nevet kapta. 2006 után teljesen felhagytak a két gyűrűs égőterek fejlesztésével, helyette hasonlóan a General Electric-hez kizárólag az egy gyűrűs tüzelőterek fejlesztésre összpontosítottak.

A kifejlesztett égőterek szerkezete hasonló a General Electric hajtóműveiben megtalálható tüzelőterekhez csak a fejrészben az ellenáramú zóna kialakítására és a tüzelőanyag beporlasztása más módszert alkalmaznak. A rendelkezésre álló levegőmennyiség 70%-a itt is a fejrészben áramlik a tűzcső belsejébe (45.ábra). A fejlesztések eredményeként a Rolls-Royce hajtóműgyártónak is sikerült a megfelelni a CAEP/6-os követelményeknek[65][66].



45. ábra A levegőáramok eloszlása a Rolls-Royce régebbi és az új LB tűzcsővében [66]

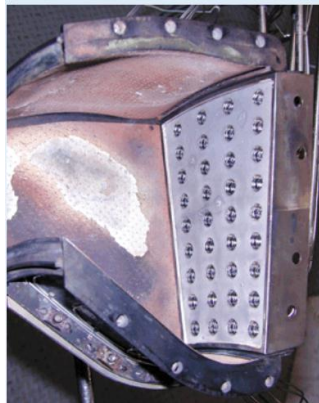
4.2.4 Többporlasztós tűzcső fejlesztések

A NASA¹⁷ és külső partnerei a General Electric és a Pratt & Whitney közös fejlesztésében egy teljesen új befecskendező rendszerrel ellátott tűzcső kifejlesztésén fáradozik. Felhasználva az eddigi tapasztalatokat a GE TAPS III. illetve a PW TALON X tűzcsőveinél egy többfűvókás befecskendező rendszerrel ellátott tűzcső kialakítását tűzte ki célul. A rendszer jellemzője egy nagyteljesítményű befecskendező rendszer, kevesebb hűtőlevegő felhasználásával egy egyenletesebb eloszlású hőmérséklet mező kialakítása.

A fejlesztési eredmények optimalizálásában, a kompresszor technológiánál is alkalmazott CFD szimulációt alkalmaznak, amely segít megoldást találni az örvénykeltők kialakítására és elhelyezésére a fejrészben. A befecskendezésnél nagy kihívás meghatározni az optimális keverékképzést a különböző hajtómű üzemmódokhoz.

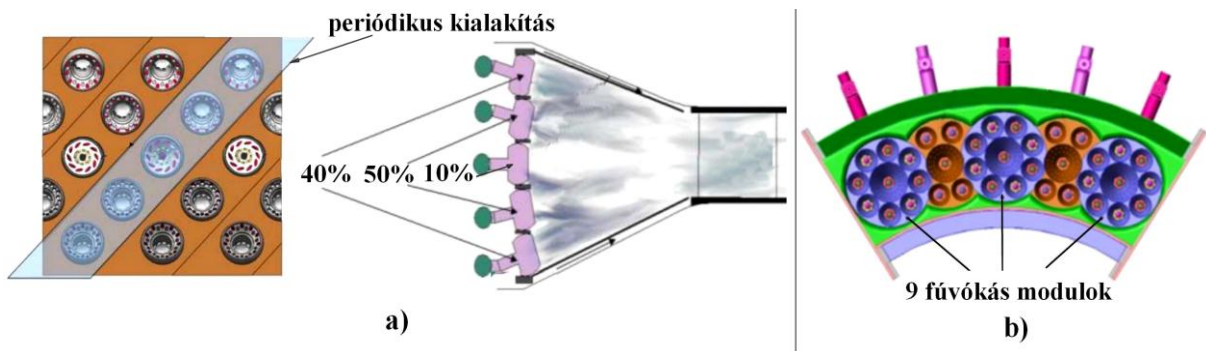
¹⁷ National Aeronautics and Space Administration - Nemzeti Repülési és Űrhajózási Hivatal

A fejlesztéseknél figyelembe veszik az egyre magasabb nyomásviszonyból fakadó hőmérséklet emelkedést, ami elősegíti a tüzelőanyag beporlasztásakor annak intenzívebb keveredését a párolgás miatt. Az intenzívebb keveredés elősegítése a turbulensebb áramlással érhető el, amelyet az örvénykeltők hoznak létre. Azonban túl sok tüzelőanyag fúvóka esetén ez kis átmérőjű örvénykeltőket eredményez, ami jelentős nyomásvesztéssel jár és a turbinamunka csökkenését eredményezi. Egy, a többporlasztós tűzcsövek kísérleteinél alkalmazott kialakítást szemléltet a 46. ábra.



46. ábra Többporlasztós kísérleti tűzcső [67]

A kísérletek eleinte jó eredményeket hoztak a káros anyagok csökkenésében, azonban gondot okoztak a túlságosan kicsi alig 2 cm-es örvénykeltők ellenállásai. Erre a problémára ad talán kedvező megoldást a 47. ábrán látható két elrendezés



47. ábra A NASA kísérleti fúvókarendszerei [68]

Az elsőben (a) egymás alatt sorban illetve szektoros kialakításban helyezkednek el a befecskendező egységek, melyek kis mértékben befelé kúpos kialakításúak. A kisteljesítményű fúvóka középső sorban helyezkedik el. A hátránya, hogy mivel itt a levegőmennyiség 10%-a vesz részt a folyamatban ezért ennek környezete melegebb, amely kicsivel több nitrogén-oxid kialakulását eredményezi.

A másik megoldás (b) az egymásban ismétlődő kör alakban történő kialakítás. Itt a kisteljesítményű fúvóka nagyobb átmérőt kapott, ami nagyobb levegőburkot hoz létre, ami

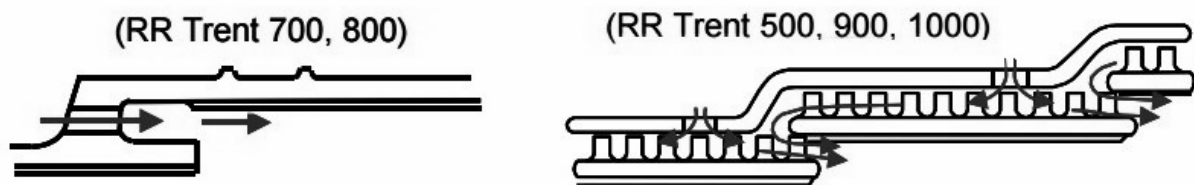
megvédi a többi fűvóka által létrehozott égési zónától. Ennek eredményeképpen a központi hőmérséklet csökken, ami csökkenti a nitrogén-oxid keletkezését [67][68].

4.2.5 A tűzcső hűtésére fordított levegőmennyiség csökkentésének problémája

A régebbi hagyományos tűzcsövekben a kompresszor által összesűrített levegő 40% fordítódott a tűzcső hűtésére. Ez igen nagy mennyiség és a hajtómű hatásfokának növelése, valamint a nitrogén-oxid csökkentése érdekében fontos ennek a levegőmennyiségnek a csökkentése. A hőmérséklet a tűzcsőben igen magas több mint $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$. Ez magasabb, mint a szerkezet olvadáspontja. A hűtés hatékonyságát rontja, hogy az egyre nagyobb nyomásviszony miatt, az égőtérbe belépő levegő hőmérséklete közel $700\text{ }^{\circ}\text{C}$, ebből adódóan a hűtési megoldásoknak igen nagy hatásfokúnak kell lennie. Igaz, a hagyományos égőterekhez képest az LB égőterekben a keverékképzés megváltoztatása miatt csökkent a láng hőmérséklete, ami egyben csökkenti a hőterhelés nagyságát is, de a hőmérséklet így is nagyon magas.

A hűtési eljárásoknál nemcsak a hatékonyságot, hanem a minél egyszerűbb szerkezeti kialakítást is figyelembe kell venni a gyárthatóság egyszerűsítése és a szerkezeti súly csökkentése érdekében, amit össze kell hangolni a hosszú élettartammal és az alacsony karbantartási költséggel.

A levegővel történő hűtési elvek nem változtak, csak azok felhasználásának technológiája. A hűtést két fajta elv szerint lehet végrehajtani az egyik a konvektív, amely azon alapul, hogy az áramló levegő hőt von el a szerkezettől a másik pedig a filmhűtés, amely megakadályozza a nagyhőmérsékletű gáz tűzcsővel való közvetlen érintkezését. A tűzcső kialakítások lehetnek egy vagy többfalúak. A többfalúak hátránya a bonyolultabb szerkezet ezért a fejlesztések célja az egyfalú tűzcsövek kialakítása. A 48. ábrán egy és kétfalú megoldásra láthatunk példát.



48. ábra Hűtési megoldások a Rolls-Royce Trent hajtóműveknél fajták [65]

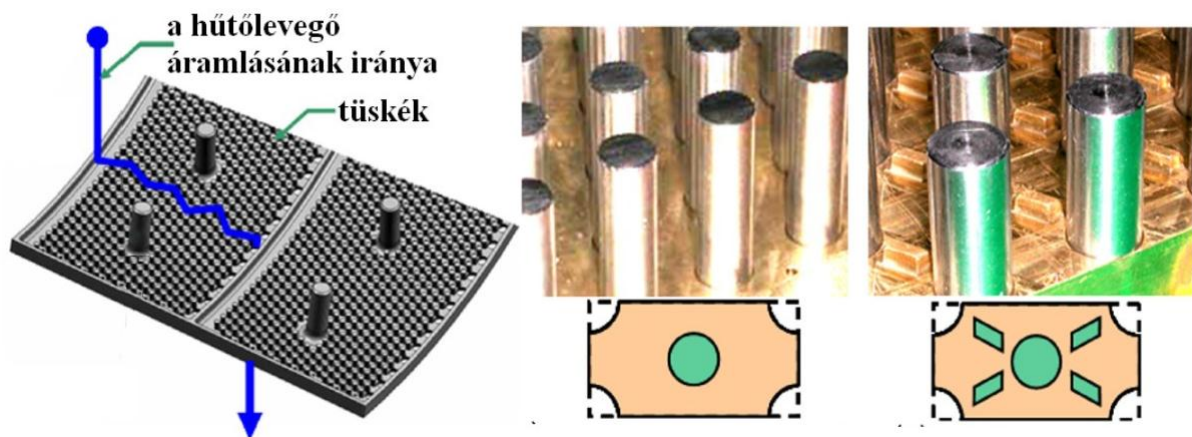
Az első ábrán a filmhűtés látható, amely megoldással lehetővé teszi a hőelvonást is a tűzcső belső falától. A második ábrán a két burkolat között áramló levegő konvektív módon hűt, majd a furatokon a tűzcső belsejébe távozik létrehozva a levegőhártyát.

A tűzcső hűtéséhez szükséges levegőmennyiséget egyértelműen meghatározza annak szerkezeti kialakítása, mivel a hűtés hatékonysága szempontjából a különböző kialakítások

más-más hatékonysággal működnek. A kevesebb hűtőlevegő felhasználásával biztosítható a hajtómű hatásfokának javítása, valamint a nitrogén-oxid mennyiségének csökkentése a kisebb szabad oxigéntartalom miatt [4][65][66].

4.2.6 A számítógépes szimuláció alkalmazása a tűzcsövek hűtési hatékonyságának fejlesztésében

A tűzcsövek anyagaként a nikkell alapú szuperötvözetek terjedtek el, amelyek hővezető képessége alacsony. Ebből adódóan a konvektív hűtés hatékonysága nagyban múlik a felületek kialakításától és az általuk létrehozott levegőáramlástól. A rossz hővezető anyag alacsony hőelvonási tulajdonsága miatt a hűtőlevegő csak akkor csökkenthető, ha javítjuk a hőátadást. Egy hagyományos függőleges tüskékkel ellátott sima belső felületű és egy turbulizáló felületű kialakítást szemléltet 49. ábra.

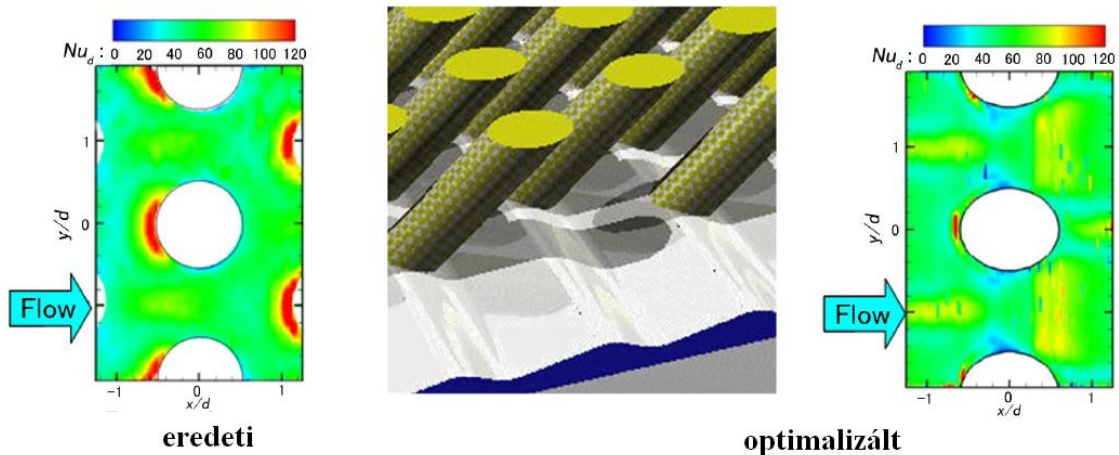


49. ábra A kísérleti tűzcső és a két különböző kialakítású felület részlete [69]

A turbulizáló felületi kialakítás lehetővé tette az intenzívebb hőátadást, azonban a függőleges tüskék által létrehozott szűkülő keresztmetszet miatt az áramlás felgyorsulásul, ami a következő tüske homlokfelületén okoz csak nagyobb hőelvonást. A másodlagos hatása az áramlásnak, hogy jelentős örvénylési veszteségek alakulnak ki, ami a nyomásvesztéshez eredményez. A 3D-s modellezés segítségével lehetővé válik egy olyan kialakítás létrehozása, amely a legoptimálisabb hőelvezetést biztosítja.

A kísérletek eredményeképpen egy hullámos felületet alakítottak ki és a tüskék az eddigi függőleges helyzetű helyett döntött kialakítást választottak. A kialakított hullámos felület megnövelte a hőátadás hasznos felületét és megváltoztatta az áramlás irányát. A megdöntött tüskék szintén növelték a felületet és kiszélesedett az áramlási csatorna, amely hatására csökkent a nyomásvesztés. Az áramlás szimulációja mellett a kifejlesztett hőátadást mérő

eszköz lehetővé tette a hűtőlevegő áramlása során a felülettől elvont hőmérséklet mérését. Az 50. ábrán a kifejlesztett felület és annak hőátadási képességének összehasonlítása az eredeti kialakítással.



50. ábra A szimuláció eredményei az eredeti és az optimalizált kialakítással [69]

Az ábrán piros zóna felé történő elszíneződés mutatja azokat a területeket ahol intenzívebb a hőátadás. A szimulációs kísérletek eredményeként megalkotott kialakításon látható, hogy a tüskék homlokfelületén csökkent, a tűzcső felületén pedig növekedett a hőátadás [41][42][69].

4.2.7 A tűzcső bevonatok alkalmazása a hűtőlevegő csökkentése érdekében

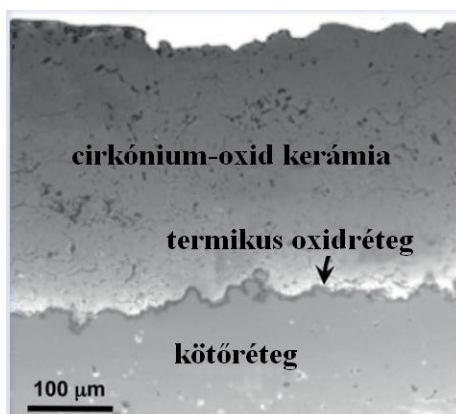
A hűtési eljárások fejlesztésén kívül nagy lehetőségek vannak a tűzcsövek bevonására alkalmazott kerámia mátrix kompozitok fejlesztésében is. Míg a hűtési megoldások fejlesztése a hűtőlevegő csökkentésének lehetőségét eredményezhetik, addig a kerámia mátrix kompozitok felhasználásával a fejlesztők a hűtőlevegő teljes elhagyását tűzték ki célul.

A bevonatok készítésére az eddigi kísérletek alapján a legalkalmasabb kompozit a szilícium karbid (SiC), amely igen jó hővezető képességgel rendelkezik, magas a hőfeszültség elleni állóképessége, jó kúszási tulajdonságokkal rendelkezik és az oxidáció állósága is kiemelkedő. A SiC azonban igen törékeny anyag. A porózus szerkezete miatt a hordozó szálak szabaddá válhatnak, ami rontja az oxidációval szembeni ellenállóságát. Ezért különösen fontos a kompozit felvitele esetén a megfelelő karbidréteg jelenléte. A kompozit felhasználásával jelentősen növekszik a szerkezet hőellenállósága akár 300 °C-al. Ez egyszerűbb tűzcső szerkezetet eredményez, csökken a szükséges hűtőlevegő mennyisége, növekszik a hajtómű hatásfoka és csökken a nitrogén-oxid kibocsátás is.

A tüzelőtereknél nikkal alapú szuperötvözeteket alkalmaznak, amelyek nagy hőmérsékletű gázzal szembeni ellenállósága nem túlságosan jó, ezért védőbevonatot hoznak rajta létre. A legelterjedtebb bevonat egy oxidkerámia, a cirkónium-dioxid (ZrO₂). Az oxidréteg jellemzője

a rossz hővezető képesség és a viszonylag magas hőtágulási együttható és a termikus feszültséggel szembeni ellenállóság. Az így kialakított bevonatot nevezik Thermal Barrier Coating-nak rövidítve TBC (51. ábra).

A bevonatot nem közvetlenül viszik fel az alapfém felületére, hanem egy kötőréteg segítségével, amelynek biztosítja szilárd kapcsolatot az alapfém és a kerámiaréteg között. A tűzcső üzeme közben a hőmérséklet hatására egy közbenső oxidréteg alakul ki a kötőréteg és a kerámiaréteg között.

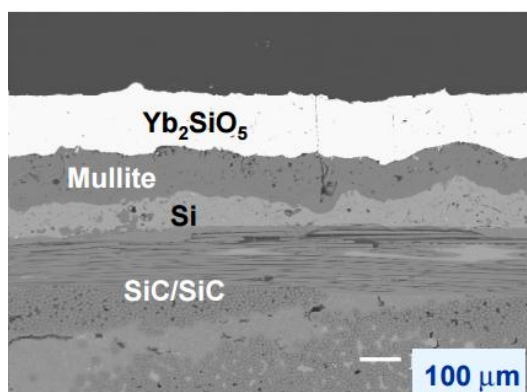


51. ábra Egy tűzcső belsejében kialakított TBC réteg szerkezete [70]

A hátránya, hogy a réteg sérülése esetén felerősödnek az oxidációs folyamatok és feszültséggyűjtő helyek alakulnak ki. A bevonat illetve az anyag tönkremenetelének esélye egyre növekszik a hőmérséklet emelkedésével és ezen a jelenségek kialakulása korlátozza a technológia alkalmazhatóságának felső hőmérsékleti határait. Az egyik ilyen jelenség, amikor az eltérő hőtágulási együttható miatt a rétegek elcsúsznak egymáson. A másik jelenség, amikor a gázban található porszemcsék megolvadnak és bejutnak a kerámia rétegbe és az eltérő anyagi tulajdonságok miatt szilárduláskor a megnövekvő helyi feszültségek hatására a kerámiaréteg megreped. A harmadik, amikor az alapfémről az alumínium egyre nagyobb mennyiségben diffundálódik a kötőrétegbe és felerősödik az oxidációs folyamat, amelynek hatására elválik a kerámiaréteg. Ez a folyamat intenzíven a kötőréteg 1150°C -fölé való emelkedésekor indul meg. A fentiek figyelembe vételével megállapítható, hogy a TBC bevonat nem alkalmas a közeljövőben kifejlesztendő hajtóművek védőbevonataként. Helyette a megfelelő megoldást a SiC bevonat jelenti, amely sokkal jobb termikus tulajdonságokkal rendelkezik. Azonban ennek a bevonatnak vannak hátrányai is.

Többek között annak ridegsége valamint az, hogy $1300\text{-}1350^{\circ}\text{C}$ -on reakcióba lép a gázban lévő oxigénnel és a vízgőzzel, aminek hatására folyamatosan veszít vastagságából. Ennek megakadályozására a SiC bevonatra egy másik védőbevonatot készítenek. Az így kialakított védőréteget nevezik Environmental Barrier Coating-nak röviden EBC-nek.

A jelenleg fejlesztés alatt álló bevonatok olyan többrétegű struktúrák, amelyek biztosítják a megfelelő védelmet a magas hőmérsékleten és nagy áramlási sebesség mellett végbemenő káros hatásoktól. Az egyes rétegek tulajdonságainak egyik legfontosabb paramétere a hőtágulási együttható minél nagyobb mértékű megegyezése. Ez az egyes rétegek közötti feszültségek minimumra való csökkentésének elve. Egy ilyen bevonat keresztmetszeti képét láthatjuk az 52. ábrán.



52. ábra Egy kísérleti EBC bevonat keresztmetszete [72]

Az SiC kompozit felett egy Si réteg helyezkedik el, amely hasonlóan a TBC bevonatoknál tárgyaltakkal egy igen tartós kötőréteget biztosít a következő réteg részére. A hasonló hőtágulási együttható mellett igen jó oxidáció ellenállási tulajdonságokkal rendelkezik a termikus hatásokkal szemben, valamint kémiaiailag is kompatibilis az őt követő réteggel. Ha a hőmérséklet eléri az 1416 °C-ot a szilícium megolvad, viszont az EBC élettartama jelentősen lecsökken ezen réteg alkalmazása nélkül.

A következő réteg, amely a felső védőburkolat első rétege az úgynevezett Mullite¹⁸, amely tovább fokozza a kémiai stabilitást, csökkenti a rétegek közötti feszültségek kialakulását és megakadályozza a vízgőz alsóbb rétegekbe való lejutását. A legfelső réteg az Ytterbium monoszilikát (Yb₂SiO₅), amely igen kedvező oxidációval szembeni tulajdonságokkal rendelkezik. Jelenleg tartósan elviseli az 1400 °C-os hőmérsékletet és a közelebbi cél az 1500 °C elérése. A bevonat felvitele nem egyszerű feladat mivel az Yb₂SiO₅ olvadáspontja is igen magas 1980 °C. Az alkalmazott technológia döntően meghatározza az elkészített réteg tartósságát. Jelenleg a leghatásosabb módszer a réteg megfelelő felvitelére a plazmaszórás¹⁹. Ezek a bevonatok teljesen egyenértékűen alkalmazhatók a turbinák esetében, ezért a következő részben ennek ismételt elemzése nem szükséges[41][42][43][70][71][72].

¹⁸ 3Al₂O₃*2SiO₂ kerámia kompozit

¹⁹ Plazmaszórás: a munkadarab felületére nagy hőmérsékletű (>10000K) lánggal, nagy sebességgel (>500m/s) olvadt állapotban történő bevonat felviteli technológia.

4.3 Turbinák fejlesztésének lehetőségei

4.3.1 A turbinalapátok építésénél használt anyagok.

A körfolyamat munkája nem csak a nyomásviszonytól, hanem a turbina előtti hőmérséklettől is függ. Ennek értelmében minél magasabb a turbina előtti hőmérséklet annál nagyobb a folyamatból kinyerhető munka mértéke is. A megengedett maximális hőmérsékletnek az alkalmazott anyag szilárdsági korlátai szabnak határt.

A turbina előtti gázhőmérséklet emelését a hagyományos nagy ötvöző tartalmú acélok nem tették lehetővé. Ezt a feladatot csak a magas hőmérsékleten is megfelelő szilárdságot biztosító fémek, a szuperötvözetek képesek ellátni. A szuperötvözetek olyan fémek melyek olvadáspontjuk akár 70%-ig képesek megőrizni eredeti szilárdságukat, emellett jó oxidációval szembeni ellenállással is rendelkeznek.

A kezdetben kifejlesztett vas és kobalt alapú szuperötvözeteket alkalmazták. A kobalt alapú szuperötvözetek jó önthetőségi tulajdonságokkal rendelkeztek, ezért szívesen alkalmazták a turbinalapátok anyagaként, de szilárdsági tulajdonságai jóval gyengébbek voltak. A nikkel alapú szuperötvözetek megjelenésével gyorsan hátrányba kerültek, mivel ezen ötvözetnek magasabb a hőszilárdsága, jobb kúszási tulajdonságokkal rendelkezik és jobb a gázkorrózióval szembeni ellenállása is (többek között ezért terjedtek el gyorsan a tűzcsövek anyagainál is). A nikkel mikro szerkezete jellemzően két fázisban van jelen a nikkelötvözetekben. Egy gamma (γ) és egy úgynevezett gamma-prime (γ') fázisban. Ezek a fázisok függenek az ötvözők fajtájától és azok mennyiségétől is. Tisztán gamma fázis van jelen többek között a kobalt, a króm ötvöző anyagok megfelelő koncentrációja esetén.

A gamma-prime fázis az alumínium és (vagy) titán ötvözők jelenlétekor van jelen. Hőkezeléssel biztosítják mindkét fázis megfelelő eloszlását. A gamma-prime fázisnak fontos szerepe van a magas hőmérsékletű szilárdság megőrzésében, mivel nehezebben alakulnak ki diszlokációk²⁰ a rácsszerkezetben. A még nagyobb szilárdság elérése érdekében egy kettős gamma-prime fázist hoznak létre például nióbiummal való ötvözéssel. Az ötvözők maximális aránya azonban korlátozott mivel nagy ötvöző tartalom esetében rontják a szilárdsági és egyéb jellemzőket. Természetesen más ötvözőket is tartalmazhat a nikkelötvözet ilyen anyagok például a vanádium a vas vagy akár a wolfram.

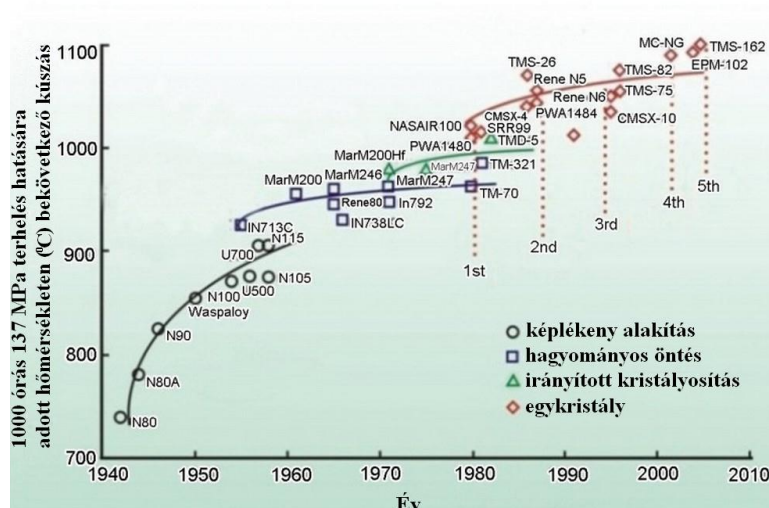
A nikkel alapú szuperötvözetek további evolúciója volt a kristályosítási folyamat szabályozása, amely során először egy globulitos (gömbszerű), majd oszlopos és egykristályos lapátok

²⁰ Diszlokáció: kristályrácsban kialakuló hiba, amely károsan befolyásolja az anyag tulajdonságait.

kialakítására került sor. Minden egyes evolúciós lépés után egyre jobb szilárdsági tulajdonságokkal rendelkező lapátokat hoztak létre, amelyek közül a kristályszerkezetben történt változások miatt a kúszószilárdság növekedett jelentősen.

Az egykristályos lapátok esetében, mivel a lapátot az öntés után egyetlenegy kristály növesztéséből hozzák létre, nem alakul ki a terhelés hatására kristályközi feszültség. Jelenleg ezzel a gyártástechnológiával készült lapátokat alkalmazzák a repülőgép hajtóművek turbináinál.

A fejlesztések fő iránya a minél stabilabb mikro szerkezet, a még jobb kúszási tulajdonság, a magas hőszilárdság és oxidációval szembeni ellenállóság. Jelenleg a 6. generációs egykristály lapátok fejlesztésénél tartanak. A turbinalapátok nagy hőmérsékletű kúszással szembeni ellenálló képesség szerinti evolúcióját az alkalmazott technológiát és a jellemző szuperötvözet anyagokat szemlélteti az 53 ábra.



53. ábra A turbina lapát anyagok evolúciója [73]

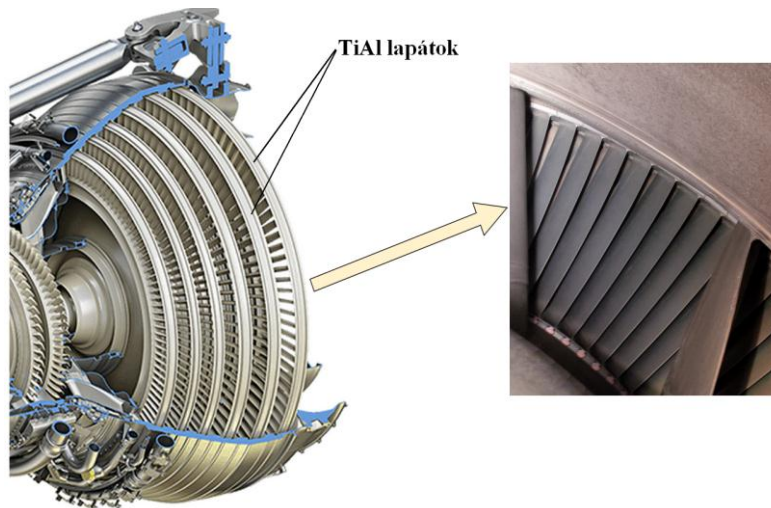
A ma használatos repülőgép hajtóművek turbinaanyaga 4. generációs szuperötvözet. A legújabb fejlesztés alatt álló 6. generációs szuperötvözet anyag a ruténium hordozós TMS-238. A ruténium adagolásával a mikroszerkezet finomabb γ és a γ' eloszlást biztosított és csökkentette a diszlokációs folyamatok kialakulását. A TMS-238 igen jó eredményeket ért el a korróziós folyamatokkal szembeni ellenállóságban és összességében javult magas hőmérsékletű kúszással szembeni ellenállósága.

A turbinánál az áramlási csatorna folyamatos bővülése miatt a hátsó fokozatok lapátjai egyre hosszabbak. Mivel a turbina lapátok jóval vastagabb profillal rendelkeznek, mint a kompresszor lapátok, azért a súlynövekedés a hátsó fokozatok felé még jelentősebb. A kisnyomású turbina nagy átmérője miatt az a forgórész tömegének jelentős hányadát teszi ki. A GENx hajtóműnél ráadásul a fokozatok száma is növekedett eggyel az előző GE9x-es hajtóművekhez képest.

Ebből adódóan valamint, hogy a kisnyomású turbina utolsó fokozatainál már a hőmérséklet is egyre alacsonyabb, felmerült a TiAl ötvözetből készült lapátok alkalmazásának lehetősége. A turbina lapátok vastagabb profiljának előnye is van, mivel így a megfelelő szilárdságú lapát kialakítása kivitelezhetőbb, mint a kompresszorok esetében.

A TiAl kis súlya melletti kedvező tulajdonsága a magas ellenállóság az oxidációs és korróziós folyamatokkal szemben. Ez a felületén kialakult összefüggő és erős oxidrétegnek köszönheti, amit saját maga hoz létre mindenfajta eljárás segítségével nélkül. A kémiai hatásokkal szembeni ellenállósága ellenére a hátránya, a viszonylag alacsony hőmérsékleti szilárdsági korlátozás. A fejlesztések az ötvözet minél magasabb hőszilárdsági mutatójának javítását tűzték ki célul.

A TiAl ötvözetet felfedezése után 10 évvel kezdték alkalmazni a versenyautók turbófeltöltőjében és közel tíz évet kellett várni, hogy megjelenjen a kisnyomású turbinák alapanyagaként. Az első repülőgép hajtómű, amiben alkalmazásra került a GEnx hajtómű volt. 2012-ben való szolgálatba állításakor 2. generációs γ -TiAl ötvözetből (Ti-48Al-2Cr-2Nb) készült kisnyomású turbina lapátokkal volt felszerelve, amelyek az utolsó két fokozatban helyezkedtek el (54. ábra). A turbina lapát üzemi hőmérséklete $750\text{ }^{\circ}\text{C}$, amely igen jó eredménynek számít. A General Electric szakemberei szerint a kisnyomású turbina tömegénél akár 20%-os súlymegtakarítás is elérhető [76].



54. ábra A GEnx hajtómű TiAl lapátjai [77][78]

Jelenleg a fejlesztések a 4. generációs TiAl ötvözeteknél tartanak. Felmerülhet a kérdés, hogy miért van két generációs csúszás a nikkel alapú szuperötvözetek, valamint a TiAl ötvözeteknél is a fejlesztés alatt álló és az alkalmazott anyagok esetében. A válasz viszonylag egyszerű. A fejlesztések igen gyorsan haladnak és a következő generációs ötvözet akár 3-4 éven belül is létrehozhatják. Az anyagból azonban le kell gyártani az alkatrészt, amelyet a több ezer órás kísérleti üzem követ és annak sikeres eredményei alapján építhető csak be az alkatrész a

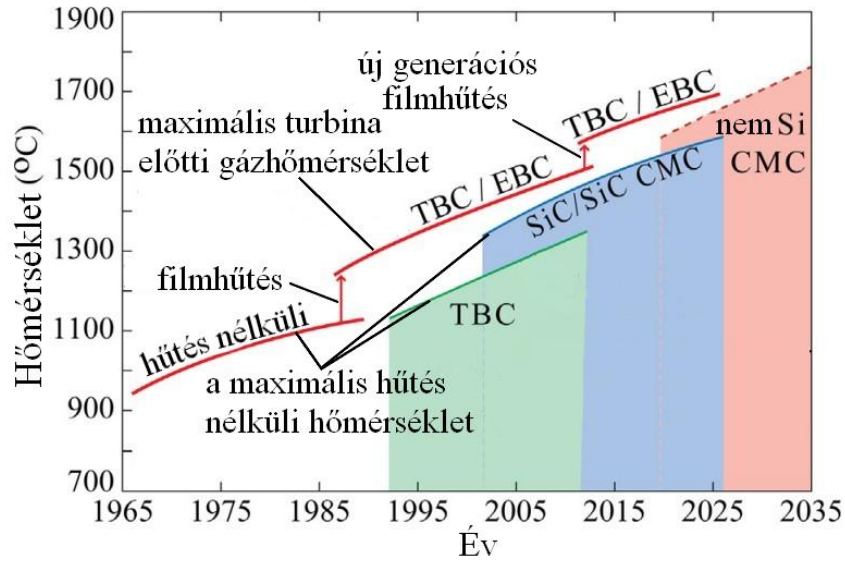
hajtóműbe. Legtöbbször a gyártástechnológia is változik, amelynek költségei igen magasak, tehát a gyártóknak nem érne meg évente gépsorokat lecserélni, hiszen a befektetéseknek meg kell térülni.

A γ -TiAl ötvözetekből készülő turbina lapátok gyártási költsége jelenleg jóval magasabb, mint a nikkal alapú szuperötvözetből készülteké. Ennek egyik oka az, hogy az ötvözet igen rosszul önthető. Az önthetőség egyik problémája az, hogy az olvadék reakcióba lép az eddig alkalmazott az olvasztótégelyek, valamint az öntőformák anyagával. A másik oka az olvadék levegő oxigénjével való reakciója, aminek hatására az alumínium kidiffundál az olvadékból és ezáltal megváltozik az ötvözet tulajdonsága. Ennél fogva az öntést vákuumban vagy semleges gáz jelenléte mellett kell végrehajtani, ami igen megnehezíti az eljárást. Az olvadék következő rossz tulajdonsága a magas viszkozitás, így az öntőforma kisebb részeit nehezen tölti ki, vagy egyáltalán nem. Ezért szélesebb öntőformát kell alkalmazni, amely növeli az utólagos megmunkálás idejét és költségeit.

Az öntési eljárások között jelenleg a centrifugál- és a vákuumöntést alkalmazzák, valamint az argon védőgázban történő gravitációs öntést. A jelenlegi fejlesztésektől az új öntési technológia 2020-ra való megvalósítását várják, amelyben egy olyan indukciós olvasztási eljárás kifejlesztése a cél, amely jelentősen lecsökkenti a szilárdból a folyékony halmazállapotba való átmenet idejét [46][75][79][80][81][82][83][84][85].

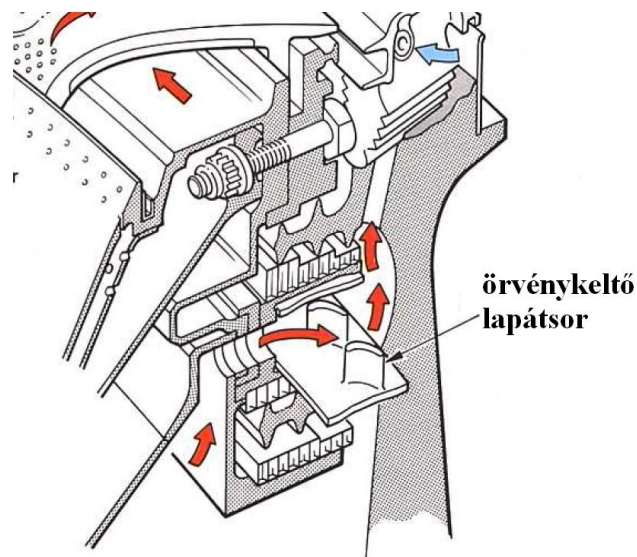
4.3.2 A lapáthűtés fejlesztése

A szuperötvözetek bármennyire is jó tulajdonsággal rendelkező fémek, még ők sem képesek hűtés nélkül elviselni a magas turbina előtti gázhőmérsékletet, függetlenül az alkalmazott legjobb EBC bevonat alkalmazása mellett sem (55. ábra). Az ábrából kiolvasható a lapátbevonatok korszerűsítésével elérhető turbina előtti gázhőmérséklet folyamatos emelkedése illetve az alkalmazott hűtési eljárás esetén annak ugrásszerű megemelkedése. A hűtés hatékonyságát nagyban befolyásolja az alkalmazott technológia. A legintenzívebben az első fokozatok lapátjainak belépő élét kell hűteni, mivel ez a rész van kitéve a legnagyobb hőterhelésnek.



55. ábra A turbina előtti gázhőmérséklet alakulása [71]

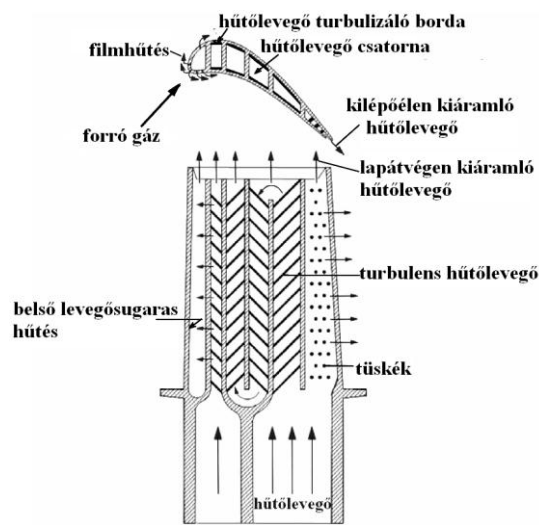
A hűtés hatékonyságának javításával a hűtőlevegő mennyisége csökkenthető, ami növeli a hajtómű hatásfokát, hasonlóképpen, mint azt az égőterek esetében definiáltam. A hűtőlevegőt a kompresszor fokozataitól veszik el több helyen megcsapolva azt. A filmhűtés biztosításához nagyobb nyomású levegőre van szükség, mint a konvektív hűtéshez, ezért azt a hátsó fokozatok valamelyikéből nyerik ki. Természetesen ebből adódóan annak hőmérséklete is magasabb lesz. Ennek a levegőnek visszahűtésére találhatunk egy megvalósítást a Rolls-Royce hajtóműveknél. A hűtőlevegőt egy turbinalapátok profiljához hasonló lapátsoron áramoltatják át, ami lehetővé teszi annak 40-60 °C-os visszahűtését [74]. A lapátsoron keresztüláramló levegő sebessége is növekszi és a megperdített levegő elősegíti a hűtőfuratokba való beáramlást (56. ábra).



56. ábra A hűtőlevegő hatékonyságát növelő lapátsor alkalmazása a Rolls-Royce hajtóműben [4]

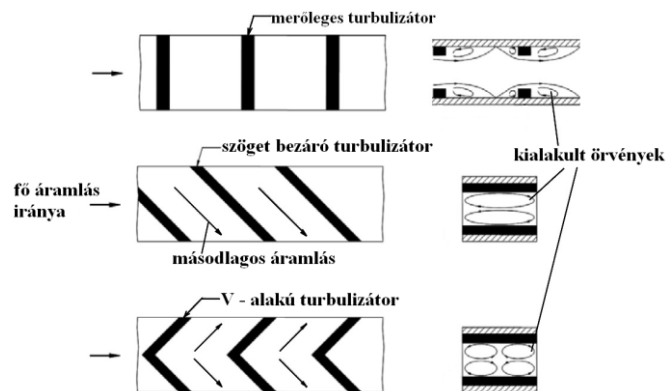
Kezdetben a lapátoknál konvektív hűtést alkalmaztak, amit a lapát belsejében átáramló levegő végzett. Ez azonban a hőmérséklet emelkedésével elégtelen volt és hasonlóan a tűzcsövekhez a hűtőlevegő lapát külső felületére való kiáramoltatásával egy vékony levegőhárttyát hoztak létre, amely megvédte a lapátokat a forró gázugártól. A levegőhárttya létrehozásánál szintén fontos szempont, hogy az ezt minél kisebb nyomásvesztéssel járjon. A lapát belsejében végigáramló levegőt pedig a legnagyobb konvektív hűtési teljesítmény mellett kell átáramoltatni, ami egyre bonyolultabb belső szerkezetet eredményezett.

A hűtőlevegő lapát belsejében történő áramlásának jellege alapvetően meghatározza a hűtési hatékonyságot, ahogy azt a tűzcsövek hűtésénél is bizonyítottam. Egy forgó turbinalapát belső struktúráját mutatja az 57. ábra.



57. ábra Egy jellemző forgó turbinalapát belső kialakítása és levegőárama [86]

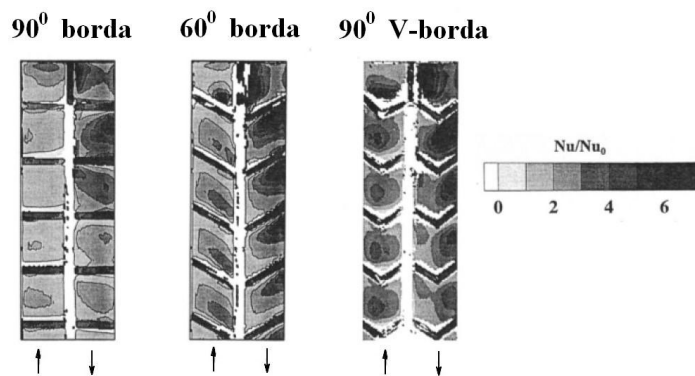
A lapát kilépőélének szerkezeti kialakítása a hűtőlevegő áramoltatásának szempontjából megegyezik a 4.2.6 fejezetben ismertetett megoldással, így annak hűtési hatékonyság növelésének vizsgálata ugyanazon elvek alapján definiálható. A turbulizáló bordák kialakítása szempontjából azok alakja és hűtőlevegő fő áramlási irányával bezárt szöge meghatározza a kialakult másodlagos levegőáramok jellegét (58. ábra) és az elvont hő mennyiségét (59. ábra).



58. ábra A bordák kialakításának hatása a levegőáramra [86]

A bordák merőleges elhelyezése esetén az áramlás a fal mentén kettéválik, amely fokozza a hőátadás mértékét a borda nélküli áramlási csatornával szemben. Az áramlással szöget bezáró (jellemzően $45-60^\circ$) kialakítás esetén létrejön egy másodlagos levegőáram, amely örvényeket indukál. A V-kialakítás esetében ugyanazon keresztmetszetben négy örvény indukálódik, amely tovább fokozza a főáramnak a felülettől átadott hő mennyiségét.

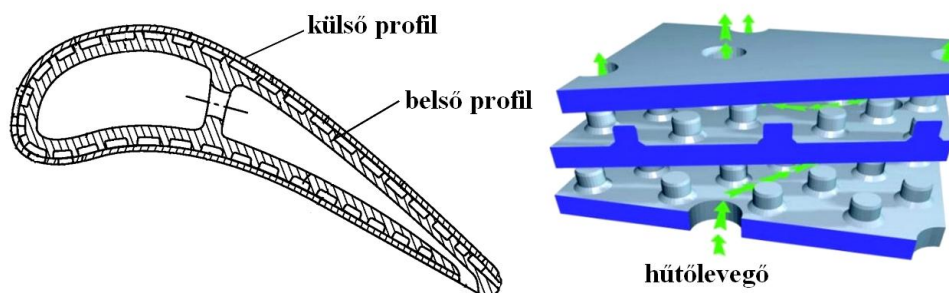
Ez a jelenség számítógépes szimuláció segítségével bizonyítható, amivel meghatározható a hőátadási tényező mértéke. A szimulációban egy U-alakú áramlási csatornában kialakított különböző kialakítású bordákat helyeztek el melynek eredményeképpen a legjobb eredmény a V-alakú bordák használatakor keletkezett.



59. ábra A hőátadási tényező változása a különböző bordakialakítások esetén [86]

Ezen szimulációs eredmények hozzásegítenek egy hatékonyabb lapáthűtés kialakításához, amely akár 20-25%-al is csökkentheti a jelenleg felhasznált hűtőlevegő mennyiségét.

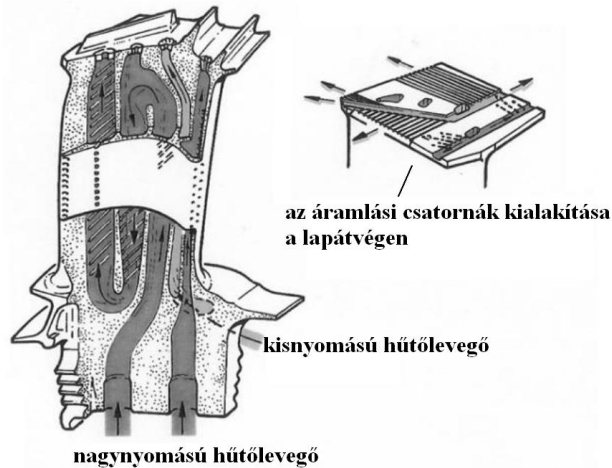
A lapáthűtések technológiai fejlesztései nagy erővel folynak. A turbina előtti gázhőmérséklet emelésére a fejlesztők két megoldásban látják a lehetőséget. Az egyik a párologtató hűtés, amelynél egy porózus bevonatot hoznak létre a lapát felszínén, amelynek eredményeképpen a lapátot egy egybefüggő légréteg veszi körül. Az eljárás hátránya, hogy lapát külső felületén létrehozott bevonat pórusai igen aprók, amelyek igen könnyen eltömődhetnek, ami a hűtési hatékonyság drasztikus csökkenését eredményezi. A másik megoldás a kettős falú hűtés, amelynél két (esetleg három) aerodinamikailag kialakított profil között áramoltatják a levegőt (60. ábra) [4][71][74][86][87].



60. ábra A duplafalú turbinalapát keresztmetszete és egy háromfalú felület elvi kialakítása [87][88]

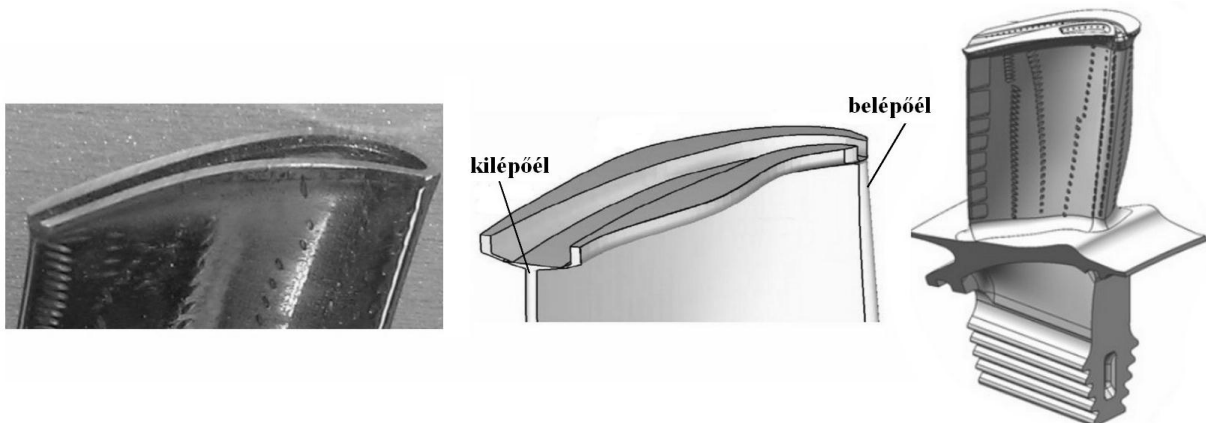
4.3.3 A lapátvég veszteség csökkentése

A Rolls-Royce hajtóműveinél a Trent 500-tól kezdték fejleszteni jobban ezt a területet. A Trent 500-nál egy jól bevált lapátkialakítást alkalmaztak, amely hatékonyan csökkentette az átáramlási veszteségeket, de több hűtőlevegőt igényelt, növekedett a tárcsa centrifugális terhelése és a gyártási költségek is magasak voltak (61. ábra).



61. ábra A Rolls-Royce Trent 500-as hajtóművének turbinalapátja [74]

A Rolls-Royce egy egyszerűbb és hatékonyabb lapátvég kialakítását tűzte ki célul. Visszatértek az EJ200-as hajtóműnél alkalmazott lapátvég kialakításhoz és azt fejlesztették tovább. Az EJ200-as hajtóműnél a lapát nagyobb nyomású oldalán volt kiszélesítve a lapátvég, míg az új kialakításnál mindkét oldalon. A működési elve azon alapszik, hogy a lapátvégen a nyomáskülönbség miatti átáramlás egy örvényt generál, amit a kialakított csatorna csapdába ejt, majd az áramlás a lapátvég felé tolódik el (62. ábra). Ezzel a megoldással az átáramlási veszteségek jelentősen csökkenthetők [4][74][89].



62. ábra Az EJ200-as hajtómű eredeti valamint egy módosított lapátvég kialakítás és annak a jövőbeli megvalósítása [74][89]

5 A HAJTÓMŰ FEJLESZTÉSEKET GLOBÁLIS PROGRAMJAI.

A hajtómű fejlesztések igen széles területen zajlanak. Állami és nem állami szervezetek, kutatóközpontok, egyetemek és hajtóműgyártó cégek vesznek részt több millió dolláros programokban, melynek célja a hajtóművek még hatékonyabbá tétele a környezeti káros hatások minimalizálása mellett.

5.1 CAEP követelményi szintek

Bármely hajtómű gyártó prospektusában megtalálható az adott típusú hajtómű főbb műszaki adatain kívül, hogy az megfelel a CAEP/6 vagy a CAEP/8 követelményeknek. Vagy az hogy számszerűsítve mennyivel sikerült csökkenteni az adott hajtómű esetében a nitrogén-oxid vagy a szén-dioxid kibocsátás. Környezetünk megóvása igen fontos feladat. Mostanában jutottunk el oda, hogy a technikai információkon kívül, mint például a tolóerő vagy a tüzelőanyag fogyasztás fontos paraméterré vált a káros anyag kibocsátás mértéke. A törekvés nem új keletű. Az ICAO²¹ tanácsa 1983-ban létrehozta a CAEP²² technikai szervezetét, melynek célja a repülés környezetre mért káros hatásainak csökkentése.

A szervezet segíti az ICAO tanácsát a döntés előkészítésben és követelményeket fogalmaz meg, amelyek egyaránt érintik a repülőgép fejlesztéseket, a légiforgalmi eljárásrendet vagy akár az alternatív tüzelőanyagokat. Jelenleg 23 tagja van a szervezetnek, amely tagok között megtalálhatók az Amerikai Egyesült Államok, Oroszország, India, Japán és még sokan mások. A szervezet több csoportra bomlik, amelyek egy konkrét probléma megoldása érdekében hajtanak végre feladatokat. Ilyen a 3. technikai munkacsoportja is, amely hajtóművek teljesítményének és káros anyag kibocsátásának kérdéseivel foglalkozik. A munkacsoport fő feladata, hogy biztosítsa az ICAO erre a területre vonatkozó szabványainak a minél alacsonyabb költségű hatékony alkalmazását [90].

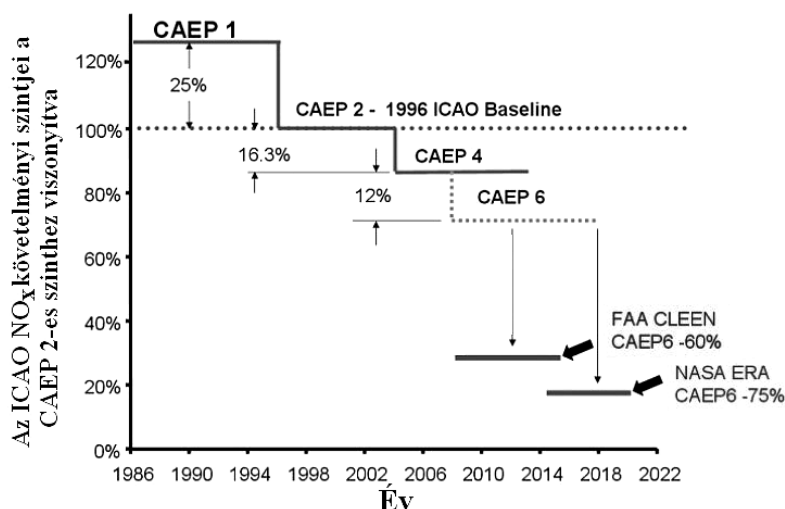
5.2 FAA kutatási programjai

Az FAA környezeti és energia kutatások programja, amely összhangban van a szervezet 2025-ig megfogalmazott stratégiai céljaival, valamint az Egyesült Államok repülési tevékenységgel összefüggő üvegházhatású gázok csökkentésének tervével, számos területen kiemelt jelentőségű projekteket működtet.

²¹ International Civil Aviation Organization-Nemzetközi Polgári Repülési Szervezet

²² Committee on Aviation Environmental Protection-Repülési Környezetvédelmi Tanács

Ilyen a CLEEN (Continuous Lower Energy, Emission and Noise) program is, amely a repülőgép technológiai fejlesztésével foglalkozik és 2015-18-ig terjedő időszakban elérendő céljai közé tartozik az tüzelőanyag fogyasztás 33%-al, valamint a nitrogénoxid kibocsájtás szintjének 60%-al a CAEP/6-os szint alá való csökkentése (63. ábra). A program tervezett fejlesztési költsége 250 millió dollár, amelynek a felét az FAA a másik felét pedig vezető repülőgép és hajtómű gyártók finanszírozzák. A hajtómű gyártók között természetesen megtalálható a General Electric, a Pratt & Whitney és Rolls-Royce.



63. ábra ICAO nitrogén-oxid követelményi szintek [92]

A hajtómű gyártó vállalatok jelentős eredményeket értek el a CLEEN program keretében. A General Electric a TAPS II tűzcsövével, a Pratt & Whitney a Geared Turbofan (GTF) hajtóművével²³, A Rolls-Royce pedig CMC turbina lapátok területén ért el jelentős előrelépést [91][92].

5.3 A NASA kutatási programjai

A NASA nemcsak az űrkutatás területén végez kutatásokat és fejlesztéseket, hanem elkötelezett híve a mai kor repülési fejlesztési irányzatainak a megvalósítására is. Ennek érdekében létrehozta az ARMD (Aeronautics Research Mission Directorate) programját, melynek fő kutatási irányai között van a minél hatékonyabb légi járművek kifejlesztése és a káros anyag kibocsájtás csökkentése.

Számos projekt fut, ezen célok megvalósításának érdekében. A 2009-ben indított az ARMD Integrated Aviation Systems Projects keretében futó ERA (Environmentally Responsible Aviation) projekt célul tűzte ki a még hatékonyabb repülőgép hajtóművek létrehozását. Kiemelt

²³ A kisnyomású turbina fokozat nem közvetlenül, hanem egy fogaskerék áttételen keresztül hajtja meg a ventilátor fokozatot.

fejlesztések folynak a tüzelőterek fejlesztésében és a kompozit anyagok alkalmazásának lehetőségeiben a minél nagyobb súlycsökkenés elérése érdekében.

A NASA-val több hajtóműgyártó is szívesen vezet közös kutatásokat, hiszen például élen jár az aerodinamikai szélcsatornás és valós idejű szimulációs módszerek professzionális szintű alkalmazásában [92][93][94].

5.4 Nevesebb hajtóműgyártók kutatási programjai

5.4.1 A General Electric

A FAA CLEEN I programban sikeres eredményeket elért a TAPS II égőtér továbbfejlesztése folytatódik a CLEEN II program keretében. A TAPS III égőtérrel komplett hajtómű tesztek várhatóan 2016 első félévében végrehajtásra kerülnek.

2016-ban a General Electric új platformot vezet be a hajtómű gyártástechnológia területén. A lézer technológiás 3D-s nyomtatás, amely az új tűzcsövek tüzelőanyag fűvókáinak gyártásánál alkalmaznak azok bonyolult kialakítása miatt, mert más eljárással azt nem lehetne hatékonyan kialakítani. Nagy előrelépés várnak a technológiától a többi hajtómű alkatrész gyártásában is. Többek között a TiAl kisnyomású turbinalapátok esetében, amely a jelenlegi öntési eljárásokkal szemben egy gyorsabb és hatékonyabb és pontosabb alkatrészgyártást tesz lehetővé.

Az égőtér és a turbina szerkezetek üzemi hőmérséklete jóval magasabb, mint a szerkezeti elemek tényleges hőszilárdsága ez csak jelentős mennyiségű hűtőlevegő szükséglet mellett valósítható meg, ami azonban csökkenti a hajtóművek hatékonyságát. Ebből adódóan a General Electric jelentős erőfeszítéseket tesz a CMC fejlesztések irányába. A céljuk a szükséges hűtőlevegő minimális felhasználásra vagy annak teljes elhagyása [95][96][97][98].

5.4.2 Rolls-Royce

Az FAA CLEEN programjában való részvétel mellett számos saját vezetésű programmal rendelkezik. Ilyen a SAMULET (Strategic Affordable Manufacturing in the UK through Leading Environmental Technologies) program is, amely a gyártástechnológia fejlődésének elősegítését tűzte ki célul. Olyan technológiák kifejlesztése, amely hozzásegít a kevésbé környezetkárosító eljárások alkalmazásához ide értve a hatékonyabb gyártási folyamatot és a kevesebb tüzelőanyag felhasználást. A középpontba a kompresszor, az égőtér és a meghajtó rendszerek állnak.

A Rolls-Royce szoros kapcsolatot a program keretében tevékenykedő több kutatóközponttal és egyetemmel. A közös kutatótevékenység folyamatos fejlesztés alatt áll a turbinalapátok öntési

eljárása valamint annak felületkezelése. A szegényített égésű tűzcsövek kialakítása és azok hűtési eljárása. Valamint a fogaskerék áttételt és a tömítő rendszer. A gyártástechnológia terén a lézersugaras fémmegmunkálás és a 3D-s marás technológiájának fejlesztése [99][100].

5.4.3 *Pratt & Whitney*

A Pratt & Whitney kutatás és fejlesztés programjában nagy hangsúlyt fektet a jövő hajtómű fejlesztő mérnökeinek toborzásában. A cég kanadai vállalata évente 500 millió dollárt fordít kutatás K+F tevékenységre. Közel 20 egyetem és kutatóközpont vállal szerepet a jelenleg 600 körüli kisebb nagyobb kutatási projektekből, amelyekben évente 150 diák is részt vesz.

A programok központi témája az égőterekben lezajló égési folyamatok, valamint az áramlási jellemzők hatékonyságának fejlesztése, a tüzelőanyag felhasználás csökkentése, a fizikai modellezési eljárások lerövidítése, a nagy sebességű precíziós megmunkálás és a diagnosztikai eljárások fejlesztése [101][102].

ÖSSZEGZÉS

A repülőgép hajtóművek fejlődése Whittle WU hajtóművének megépítése óta nem lassult. A működési elvét tekintve ugyan a hajtómű nem változott és az egyes gépegységek is ugyanazon funkciókat töltik be, de a fejlesztések eredményeként a gépegységekben fellépő veszteségek folyamatosan csökkentek, aminek eredményeképpen azok hatásfoka egyre jobb lett. Ezeket az eredmények egyrészt az anyag- és gyártástechnológiák fejlődése, a számítógépes modellező programok megjelenése, valamint a fejlesztési programokban részt vevő állami és egyéb szervezeti keretek között működő hajtóműgyártó cégek, kutató intézmények és egyetemek kiemelkedő tevékenységei tették lehetővé.

A kutatásaim eredményeképpen megállapítható, hogy a kompresszorok fejlesztésénél a fő irányvonal az áramlási veszteségek és a szerkezeti súly csökkentése, az égőtereknél a kevesebb káros anyag kibocsátás, a turbináknál pedig a magasabb gázhőmérséklet elérése, a szerkezeti súly csökkentése, valamint hasonlóan a kompresszorokhoz az áramlási veszteségek csökkentése.

Ákár a kompresszorok, az égőterek vagy a gázturbinák vizsgálatánál kiderült, hogy a nagy repülőgépgyártók célja egyértelműen a hajtómű hatásfokának javítása a lehető legkisebb káros anyag kibocsátás mellett. Természetesen ez utóbbi régebben nem jellemezte a fejlesztési tevékenységeket, de a légi járművek számának folyamatos emelkedése elkerülhetetlenné tette e tényező figyelembe vételét, melynek korlátait a nemzetközi szakmai szervezetbe tömörült országok folyamatosan szigorítják.

A legnagyobb beruházások és a hozzá kapcsolódó fejlesztések egyértelműen a polgári repülés kiszolgálására hivatott repülőgépek propulziós meghajtását biztosító hajtóművek területén folyik. Ezek a hajtóművek a nagy kétáramúsági fokkal rendelkező gázturbinás sugárhajtóművek melyeknél 2025-ig a cél 15-ös kétáramúsági fokkal és a 70-es teljes nyomásviszonnyal rendelkező ultra nagy kétáramúsági fokú hajtómű létrehozása [103].

Hamarosan a repülőgép hajtóművek gyártása során elérkezik az az idő, amikor a valósidejű számítógépes szimuláció segítségével megtervezett szerkezeti elemek a jelenlegi gyártási idő és költségek töredéke alatt elkészíthetőek lesznek és a megalkotott hajtóművek minden eddiginél nagyobb hatásfokkal és kevesebb káros anyag kibocsátása mellett működnek majd. Annyi viszont bizonyos, nem jelenthető ki egyértelműen az, hogy hamarosan elérjük a határt, amely után már nem lehetséges a repülőgép hajtóművek további fejlesztése.

IRODALOMJEGYZÉK

- [1] BOEING: Current Market Outlook, e-dok, url: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/about-our-market/assets/downloads/CMO_2015_infographic.pdf (2016.02.14.)
- [2] Flightglobal: World Air Forces 2015, e-dok, url: <https://d1fmezic7cekam.cloudfront.net/VPP/Global/Flight/Airline%20Business/AB%20home/Edit/WorldAirForces2015.pdf> (2016.02.14.)
- [3] BP: Oil reserves, url: <http://www.bp.com/en/global/corporate/energy-economics/statistical-review-of-world-energy/oil-review-by-energy-type/oil-reserves.html> (2016.02.14)
- [4] Rolls-Royce: The Jet Engine (fifth edition). Birmingham England, Rolls-Royce plc. 1996. (ISBN 0902121235)
- [5] url: <http://www.frankwhittle.co.uk/content.php?act=viewDoc&docId=3&docFatherId=1&level=sub> (2016.02.15.)
- [6] url: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=214 (2016.02.15.)
- [7] url: http://avia-simply.ru/wp-content/uploads/2015/07/Heinkel_HeS_3.jpg (2016.02.15.)
- [8] url: <http://www.aviation-history.com/engines/jumo004.html> (2016.02.16.)
- [9] url: http://www.enginehistory.org/Museums/LeBourget/Jumo%20004_1.jpg (2016.02.16.)
- [10] url: http://www.vickersviscount.net/Pages_Technical/Rolls-RoyceDart.aspx (2016.02.16.)
- [11] Pratt & Whitney Turbofan, e-dok, url: <https://www.flightglobal.com/FlightPDF/Archive/1958/1958-1-%20-%200927.PDF> (2016.02.16)
- [12] General Electric: TF39 turbofan engine, e-dok, url: <http://www.geaviation.com/engines/docs/military/datasheet-TF39.pdf> (2016.02.16)
- [13] url: http://www.pw.utc.com/JT9D_Engine (2016.02.16)
- [14] url: http://www.pw.utc.com/J48_Engine (2016.02.16)
- [15] url: <http://www.tu144sst.com/techspecs/powerplant.html> (2016.02.16)
- [16] url: <http://airinsight.com/2010/09/21/propfans-limitations-for-re-engine-programs/> (2016.02.17)
- [17] Carolina da Silva Ferreira (Aeronautical Engineer): Influence of Regeneration in the Performance of a Propfan Engine, e-dok, url: <https://ubibliorum.ubi.pt/bitstream/10400.6/3673/1/Influence%20of%20Regeneration%20in%20the%20Performance%20of%20a%20Propfan%20Engine.pdf> (2016.02.17)
- [18] url: <http://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/products/civil-large-engines/trent-xwb.aspx> (2016.02.17)
- [19] url: http://www.pw.utc.com/PurePowerPW1000G_Engine (2016.02.17)
- [20] url: <http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90/> (2016.02.17)
- [21] url: <http://www.cfmaeroengines.com/engines/leap> (2016.02.17)
- [22] Varga Béla: Elektronikus tananyag
- [23] Vass Balázs: Repülőgép hajtómű szerkezetan III. Budapest, Műszaki Könyvkiadó, 1989. (ISBN 9631083403)
- [24] Charles E. Otis: Aircraft Gas Turbine Powerplants, Frankfurt Germany, Jeppesen Sanderson Inc, East Englewood Chicago USA, 2002. (ISBN 9780884873112)
- [25] Dr. Fülöp Zoltán: Gázturbinák. Budapest, Műszaki Könyvkiadó, 1975. (ISBN 9631007979)
- [26] Czifra László: Gázturbinás hajtóművek. I. rész Elméleti alapok, szívócsatornák. NKE HHK tankönyv, 1982.

- [27] Czifra László: Gázturbinás hajtóművek. II. rész Légcsavaros gázturbinák. NKE HHK tankönyv, 1984.
- [28] Czifra László: Gázturbinás hajtóművek. III. rész 1-2 kötet A hajtómű fő részeinek szerkezete, működése. NKE HHK tankönyv, 1989.
- [29] url: <http://www.bsaeronautics.com/wp-content/uploads/2015/04/14.jpg> (2016.02.20)
- [30] url: http://www.mekanizmalar.com/turbojet_with_afterburner.html (2016.02.20)
- [31] Beneda Károly-Simongáti Győző-Veress Árpád, Járművek hő- és áramlástechnikai berendezései I., e-dok, url: http://www.tankonyvtar.hu/en/tartalom/tamop412A/0018_Jarmuvek_ho_es_aramlastechnikai_berendezesei_1/Beneda_Simongati_Veress_Jarmuvek_I.pdf (2016.02.20)
- [32] url: <http://www.leteckemotory.cz/motory/f404/rm12.jpg> (2016.02.20)
- [33] url: http://www.pw.utc.com/Content/PW6000_Engine/img/B-1-6_pw6000_cutaway_high.jpg (2016.02.24)
- [34] Niclas Falck (Lund University, Sweden): Axial Flow Compressor Mean Line Design, e-dok, url: http://www.lth.se/fileadmin/tpe/Axial_Flow_Compressor_Mean_Line_Design.pdf (2016.02.24)
- [35] Daniel Lindblad (Chalmers University of Technology, Göteborg, Sweden): Preliminary Compressor Design Method Development, e-dok url: <http://publications.lib.chalmers.se/records/fulltext/219542/219542.pdf> (2016.02.24)
- [36] url: <http://www.slideshare.net/pavloszachos/thermodynamics-for-gas-turbine-cycles-1of2> (2016.02.26)
- [37] url: https://www.researchgate.net/profile/Sitki_Uslu/publication/283163894/figure/fig5/AS:300315317424132@1448612159112/fig-5a-Recirculation-zone.png (2016.03.01.)
- [38] Oxford Aviation Training: Aircraft General Knowledge 3, e-dok, url: <http://www.scribd.com/doc/293903312/Oxford-ATPL-Book-4-Powerplant> (2016.03.01.)
- [39] url: <http://www.lelegzet.hu/archivum/2003/12/2879.hpp.html> (2016.03.01.)
- [40] url: <http://d29qn7q9z0j1p6.cloudfront.net/content/roypta/372/2022/20130323/F5.large.jpg> (2016.03.01.)
- [41] Ernesto Benini: Advances in Gas Turbine Technology, Rijeka, Croatia, InTech Europe 2011. (ISBN 9789533076119)
- [42] Gurrappa Injeti: Gas Turbines. Rijeka, Croatia, InTech Europe 2010. (ISBN 9789533071466)
- [43] Dr. Ramesh Agarwal: Recent Advances in Aircraft Technology. Rijeka, Croatia, InTech Europe 2010. (ISBN 9789535101505)
- [44] John D. Denton (UK, Cambridge University Engineering Department): The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance, e-dok, url: <http://task.gda.pl/files/quart/TQ2002/01/TQ0106A7.PDF> (2016.02.29.)
- [45] Kato Dai (Doctor of Engineering): Research and Development of a High Performance Axial Compressor. e-dok, url: https://www.ihl.co.jp/var/ezwebin_site/storage/original/application/2b9fb4333c5a3718efbac1c4c99ad3e4.pdf (2016.02.29.)
- [46] Dr. Zsoldos Ibolya: Válogatott fejezetek az anyagtudományból. e-dok, url: http://www.tankonyvtar.hu/hu/tartalom/tamop425/0013_05_Valogatott_fejezetek_az_anyagtudomanybol/0013_05_Valogatott_fejezetek_az_anyagtudomanybol.zip (2016.02.29.)
- [47] Sam Zhang: Aerospace Materials Handbook. Boca Raton, Florida, USA, CRC Press Taylor & Francis Group, 2013 (ISBN 9781439873304)
- [48] Kavas László–Békési László–Rozovicsné Fehér Krisztina: A hajtómű alkatrész alapanyagok jelene és jövője. Repüléstudományi közlemények. XXVI. Évfolyam 2014. 2. szám. url: http://www.repulestudomany.hu/kulonszamok/2014_cikkek/2014-2-03-0116_Kavas_L-Bekesi_L-Rozovicsne_FK.pdf (2016.02.29.)

- [49] Martin Bußmann (MTU Aero Engines): Blisk Production of the Future. e-dok, url: <http://www.derinmakina.com.tr/pdf/pdf2.pdf> (2016.02.29.)
- [50] Dr. Ian Halliwell (AIAA Air Breathing Propulsion Group and IGTI Aircraft Engines & Education Committees Principal Engineer): An Ultra-High Bypass Ratio Turbofan Engine for the Future, e-dok, url: http://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Student_Competitions/2014-2015_UgradTeam_Engine.pdf (2016.02.29.)
- [51] Dr. Christoph Leyens-Dr. Manfred Peters: Titanium and Titanium Alloys. WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. Weinheim Germany, 2003 (ISBN: 3527305343)
- [52] Peter Spittle (Materials Technologist, Rolls-Royce plc): Gas turbine technology, e-dok, url: <http://users.encs.concordia.ca/~kadem/Rolls%20Royce.pdf> (2016.02.29.)
- [53] Michael Cervenka (Technical Assistant to Director - Engineering & Technology): The Rolls-Royce Trent engine, e-dok, url: www.msm.cam.ac.uk/phase-trans/mphil/Trent1.ppt (2016.02.29.)
- [54] url: <http://www.compositesworld.com/articles/3-d-preformed-composites-the-leap-into-leap> (2016.02.29.)
- [55] url: <http://www.compositesworld.com/articles/albany-engineered-composites-weaving-the-future-in-3-d> (2016.02.29.)
- [56] Chris Bellini: The GENx: Next Generation Aviation, e-dok, url: 136.142.82.187/eng12/Author/data/2243.docx (2016.02.29.)
- [57] url: <http://www.rolls-royce.com/media/press-releases/yr-2015/pr-180315-rr-composite-technology-hub-in-bristol.aspx> (2016.02.29.)
- [58] url: <http://www.rolls-royce.com/country-sites/northamerica/news/yr-2014/151014.aspx> (2016.02.29.)
- [59] J. Meng (Chinese Society of Aeronautics and Astronautics): Topology Optimization Method Research on Hollow Wide-Chord Fan Blade of a High-bypass Turbofan Engine, e-dok, url: <http://www.csaa.org.cn/uploads/xiazai/xsb/2014/apisat2014/APISAT2014/part17.Smart%20Structures/111/Topology%20Optimization%20Method%20Research%20on%20Hollow%20Wide-Chord%20Fan%20Blade%20of%20a%20High-bypass%20Turbofan%20Engine.pdf> (2016.02.29.)
- [60] Lund University Sweden: Turbulent Combustion in Gas Turbine Engines, e-dok, url: http://www.lth.se/fileadmin/fm/Education/Courses/Combustion/Lect11_gasturbine.pdf (2016.03.02.)
- [61] Flight International: GE discloses GE90 dualdome combustor details, e-dok, url: <https://www.flightglobal.com/FlightPDFArchive/1991/1991%20-%202798.PDF> (2016.03.02.)
- [62] Combustor technology: present and future, url: <http://gfn.unizar.es/tlc/?q=background> (2016.03.02.)
- [63] FAA TAPS II Technology Final Report, e-dok url: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/aircraft_technology/cleen/reports/media/TAPS_II_Public_Final_Report.pdf (2016.03.02.)
- [64] GE Aviation: GE9X's New TAPS Combustor to Maintain Its Cool Under Fire url: http://www.geaviation.com/press/ge90/ge90_20141120.html (2016.03.02.)
- [65] Frank Haselbach and Ric Parker (Rolls-Royce plc): Hot end technology for advanced, low emission Large civil aircraft engines, e-dok, http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/306.PDF (2016.03.05.)
- [66] Prof. J. J. McGuirk (Loughborough University, UK): The Aerodynamic Challenges of Aero-engine Gas-Turbine Combustion Systems, e-dok, url: http://aerosociety.com/Assets/Docs/Events/JJM_2013_Lanchester_Lecture_Final.pdf (2016.03.05.)

- [67] John DeLaat (NASA Glenn Research Center): Active Combustion Control for Ultra Low Emissions in Aircraft Gas-Turbine Engines, e-dok, url: http://www.grc.nasa.gov/WWW/cdtb/aboutus/SUP_Combustion_Control%20_DeLaat_Paxson.pdf (2016.03.05.)
- [68] Chi-Ming Lee¹ and Clarence T. Chang (NASA Glenn Research Center): Develops Next-Generation Low-Emissions Combustor Technologies, e-dok url: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150007508.pdf> (2016.03.05.)
- [69] Hideki Moriai and Yoshiaki Miyake (MITSUBISHI): Optical Measurement and Numerical Simulation Technologies for Aircraft Engine Combustor Development, e-dok, url: <https://www.mhi.co.jp/technology/review/pdf/e484/e484054.pdf> (2016.03.05.)
- [70] Mrs Bulletin-Materials Research Society: Thermal-barrier coatings for more efficient gasturbine engines, e-dok, url: http://clarke.seas.harvard.edu/sites/default/files/MRS_Bulletin_TBCs.pdf (2016.03.06.)
- [71] Bradley T. Richards and Haydn N.G. (Wadley Department of Materials Science and Engineering, University of Virginia): Plasma spray deposition of tri-layer environmental barrier coatings, e-dok, url: http://www.virginia.edu/ms/research/wadley/Documents/Publications/Plasma_Spray_Deposition.pdf (2016.03.06.)
- [72] Kang N Lee (NASA Glenn Research Center): Protective Coatings for Gas Turbines. e-dok, url: <https://www.netl.doe.gov/File%20Library/Research/Coal/energy%20systems/turbines/handbook/4-4-2.pdf> (2016.03.06.)
- [73] JIN Tao (Institute of Metal Research, Chinese Academy of Sciences): Research process on microstructural stability and mechanical behavior of advanced Ni-based single crystal superalloys, e-dok, url: <http://www.ams.org.cn/EN/10.11900/0412.1961.2015.00429#1> (2016.03.07.)
- [74] Li Xu (AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute): Evolution of Rolls-Royce air-cooled turbine blades and feature analysis, e-dok, url: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705814038065/pdf?md5=829592e44c556333deb6c3d1c06acd2d&pid=1-s2.0-S1877705814038065-main.pdf> (2016.03.07.)
- [75] Takekawa Mitsuhiro (IHI Corporation): Making Lighter Aircraft Engines with Titanium Aluminide Blades, e-dok, url: https://www.ihico.jp/var/ezwebin_site/storage/original/application/3493082e6462c843116bcf1c11a7630e.pdf (2016.03.06.)
- [76] url: <http://www.3ders.org/articles/20140818-ge-reveals-breakthrough-in-3d-printing-super-light-weight-metal-blades-for-jet-engine.html> (2016.03.06.)
- [77] url: <http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge9x/img/engine.png> (2016.03.06.)
- [78] url: http://www.magazineabout.com/img/giugno2015/gen9x/IMG_20150509_101755.jpg (2016.03.06.)
- [79] Juraj Lapin (Slovak Academy of Sciences): TiAl-Based alloys: present status and future perspectives, e-dok, url: http://metal2013.tanger.cz/files/proceedings/metal_09/Lists/Papers/077.pdf (2016.03.06.)
- [80] Jie Liu (Helmholtz-Zentrum Geesthacht report 2015/3): Phase transformations and stress evolution during laser beam welding and post heat treatment of TiAl-alloys, e-dok, url: http://www.hzg.de/imperia/md/content/hzg/zentrale_einrichtungen/bibliothek/berichte/hzg_reports_2015/hzg_report_2015_3.pdf (2016.03.06.)
- [81] Kyoko Kawagishi (National Institute for Materials Science, Japan): Development of an oxidation resistant high strength sixth generation single-crystal superalloy, e-dok, url: <http://sakimori.nims.go.jp/catalog/6thGenerationSCTMS-238.pdf> (2016.03.07.)
- [82] Fritz Appel, Jonathan David Heaton Paul and Michael Oehring: Gamma Titanium Aluminide Alloys. Wiley-VCH Verlag & Co. KGaA, Weinheim, Germany 2011. (ISBN: 9783527315253)

- [83] Mikael Segersäll: Nickel-Based Single-Crystal Superalloys. LiU-Tryck, Linköping, Sweden, 2013. (ISBN 9789175197098)
- [84] Akihiro SATO (National Institute for Materials Science, Japan): A 5th geGeneration superalloy with balanced high temperature properties and processability, e-dok, url: http://www.tms.org/superalloys/10.7449/2008/Superalloys_2008_131_138.pdf kész (2016.03.07.)
- [85] P.W. Schilke (GE Energy): Advanced Gas Turbine Materials and Coatings, e-dok, url: https://powergen.gepower.com/content/dam/gepower-pgdp/global/en_US/documents/technical/ger/ger-3569g-advanced-gas-turbine-materials-coatings.pdf (2016.03.07.)
- [86] Je-Chin Han and Lesley M. Wright (Turbine Heat Transfer Laboratory Department of Mechanical Engineering Texas A&M University): Enhanced Internal Cooling of Turbine Blades and Vanes, e-dok, url: <https://www.netl.doe.gov/File%20Library/Research/Coal/energy%20systems/turbines/handbook/4-2-2-2.pdf> (2016.03.10.)
- [87] FAA: Continuous Lower Energy, Emissions & Noise (CLEEN) Technologies Rolls-Royce Program Overview, e-dok, url: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/aircraft_technology/cleen/2012_consortium/media/Rolls-Royce_CLEEN_Projects_Briefing.pdf (2016.03.10.)
- [88] url: <http://patentimages.storage.googleapis.com/US8721285B2/US08721285-20140513-D00003.png> (2016.03.10.)
- [89] url: <http://www.rolls-royce.com/about/our-technology/gas-turbine-technology/turbines.aspx> (2016.03.11.)
- [90] url: <http://www.icao.int/environmental-protection/pages/CAEP.aspx> (2016.03.11.)
- [91] url: http://www.faa.gov/news/fact_sheets/news_story.cfm?newsId=16814 (2016.03.11.)
- [92] Joanne C. Walton (Glenn Research Center, Cleveland, Ohio): Low NOx Fuel Flexible Combustor Integration Project Overview, e-dok, url: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150023037.pdf> (2016.03.11.)
- [93] url: <http://www.aeronautics.nasa.gov/programs.htm> (2016.03.11.)
- [94] url: <http://www.aeronautics.nasa.gov/iasp/era/index.htm> (2016.03.11.)
- [95] url: http://www.geaviation.com/press/ge90/ge90_20151203.html (2016.03.11.)
- [96] url: <http://www.geglobalresearch.com/innovation/3d-printing-creates-new-parts-aircraft-engines> (2016.03.11.)
- [97] url: <http://americanmachinist.com/news/tests-show-cmc-parts-breakthrough-jet-engines> (2016.03.11.)
- [98] url: <http://www.geglobalresearch.com/innovation/ceramic-matrix-composites-improve-engine-efficiency> (2016.03.11.)
- [99] url: <http://www.rolls-royce.com/about/our-technology/research/research-programmes> (2016.03.11.)
- [100] Rolls-Royce plc.: SAMULET – Manufacturing R&D Programmes, e-dok, url: <http://www.aerospace.co.uk/media/94014/IoM-Presentation-to-NWAA-Version-2.pdf> (2016.03.11.)
- [101] url: <http://www.pwc.ca/en/about/university-collaboration> (2016.03.11.)
- [102] url: <http://www.pwc.ca/en/about/research-and-development> (2016.03.11.)
- [103] Rolls-Royce plc.: Next Generation Engines, e-dok, url: http://aerosociety.com/Assets/Docs/Events/746/GBD_Propulsion_211014_RR_1.pdf (2016.03.11.)

ÁBRAJEGYZÉK

1. ábra Héron labdája [4]	6
2. ábra René Lorin francia mérnök torlósugar hajtóművének vázlata [4]	7
3. ábra Whittle WU hajtóműve [5]	7
4. ábra Hans von Ohaim Heinkel HeS 3 hajtóműve [7]	8
5. ábra A Me 262 erőforrása a Junkers Jumo 004 típusú hajtómű [9]	8
6. ábra A Rolls-Royce Dart RDA6-os hajtómű [10]	9
7. ábra A propfan és a kétáramú gázturbinás hajtómű méretének összehasonlítása [16]	11
8. ábra Egyforgórészes utánégetés nélküli gázturbinás sugárhajtómű [4]	12
9. ábra A gázturbinás sugárhajtómű ideális T-s diagramja	13
10. ábra Kétforgórészes gázturbinás sugárhajtómű [29]	14
11. ábra Az utánégetéses gázturbinás sugárhajtómű ideális T-s diagramja	15
12. ábra Utánégető térrel ellátott gázturbinás sugárhajtómű ki- illetve bekapcsolt utánégetéssel [30]	15
13. ábra Légcsavaros gázturbinás hajtómű [31]	16
14. ábra A propulziós hatásfok alakulása különböző hajtóművek esetén [4]	16
15. ábra Volvo RM-12 kis kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtómű [32]	17
16. ábra Az $r=0,5$ reakciófokú axiálkompresszor vázlata és jellemzői [31]	20
17. ábra Az $r=1$ reakciófokú axiálkompresszor vázlata és jellemzői [31]	21
18. ábra A PW6000-es hajtómű nagynyomású kompresszorának áramlási csatornája [33]	21
19. ábra A kompresszor veszteségei [34]	22
20. ábra A kompresszor valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás	23
21. ábra A kompresszormunkák ábrázolása	25
22. ábra Az izentrópus hatásfok és a politrópus hatásfok viszonya a nyomásviszony függvényében [36]	25
23. ábra Egy jellegzetes axiálkompresszor karakterisztika [23]	26
24. ábra A tüzcsőbe bejutó levegőmennyiség eloszlása [4]	27
25. ábra A tüzcsőben lévő sebességeloszlás [37]	28
26. ábra Az égőtérben lejátszódó valós állapotváltozás	28
27. ábra Az égőtér stabilitási tartománya [38]	29
28. ábra Akciós és reakciós turbina vázlata és jellemzői [31]	31
29. ábra A repülőgép hajtóműveknél alkalmazott turbina vázlata és jellemzői [31]	31
30. ábra A turbina valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás	32
31. ábra A turbina valós állapotváltozásának következtében létrejött entrópia változás	33
32. ábra CFD szimulációval készült áramkép és sebességmező [40]	34
33. ábra Egy 3D-s aerodinamikai modellezéssel megvalósított transzonikus kompresszor optimalizálásának eredménye a relatív Mach-szám zónáinak megváltozásával [41]	36
34. ábra A hagyományos és diffúzoros áramlási csatornával ellátott kompresszor lapátvég veszteségei [45]	37
35. ábra Hagyományos mechanikus lapátbekötésű illetve 3D-s marással készült kompresszor fokozat [41]	40
36. ábra Különböző hajtóművek Blisk technológiával készült kompresszorai az alkalmazott anyagokkal [49]	40
37. ábra Az első generációs Rolls-Royce ventilátor lapát szerkezete [51]	42
38. ábra A második generációs Rolls-Royce Trent ventilátor lapát gyártásának lépései [52]	42

39. ábra A második generációs Rolls-Royce Trent ventilátor lapát belső struktúrája [53].....	42
40. ábra A CFM International LEAP hajtóművének ventilátor lapátja [55].....	43
41. ábra Titán lapát statikus terhelése a kísérlet előtt és után, a módosított struktúrával [59]	44
42. ábra A szén-monoxid és az nitrogén oxid alakulása [60]	45
43. ábra A GE90-es hajtómű duplagyűrűs tűzcsöve [61]	46
44. ábra A CFM56-5B3/3 tűzcső szerkezete és fűvókája [63]	47
45. ábra A levegőáramok eloszlása a Rolls-Royce régebbi és az új LB tűzcsövében [66].....	48
46. ábra Többporlasztós kísérleti tűzcső [67]	49
47. ábra A NASA kísérleti fűvókarendszerei [68].....	49
48. ábra Hűtési megoldások a Rolls-Royce Trent hajtóműveknél fajták [65]	50
49. ábra A kísérleti tűzcső és a két különböző kialakítású felület részlete [69].....	51
50. ábra A szimuláció eredményei az eredeti és az optimalizált kialakítással [69]	52
51. ábra Egy tűzcső belsejében kialakított TBC réteg szerkezete [70].....	53
52. ábra Egy kísérleti EBC bevonat keresztmetszete [72].....	54
53. ábra A turbina lapát anyagok evolúciója [73].....	56
54. ábra A GENx hajtómű TiAl lapátjai [77][78]	57
55. ábra A turbina előtti gázhőmérséklet alakulása [71]	59
56. ábra A hűtőlevegő hatékonyságát növelő lapátsor alkalmazása a Rolls-Royce hajtóműben [4]	59
57. ábra Egy jellemző forgó turbinalapát belső kialakítása és levegőárama [86]	60
58. ábra A bordák kialakításának hatása a levegőáramra [86].....	60
59. ábra A hőátadási tényező változása a különböző bordakialakítások esetén [86]	61
60. ábra A duplafalú turbinalapát keresztmetszete és egy háromfalú felület elvi kialakítása [87][88]	61
61. ábra A Rolls-Royce Trent 500-as hajtóművének turbinalapátja [74]	62
62. ábra Az EJ200-as hajtómű eredeti valamint egy módosított lapátvég kialakítás és annak a jövőbeli megvalósítása [74][89]	62
63. ábra ICAO nitrogén-oxid követelményi szintek [92]	64

FÜGGELÉKEK

1. sz. függelék Annotáció
2. sz. függelék A konzultációkon történő részvétel igazolása
3. sz. függelék Plágium nyilatkozat
4. sz. függelék: Felhasználási nyilatkozat

1. függelék

Annotáció

A repülőgép hajtóművek fejlesztése során alkalmazott modern technológiák egyre hatékonyabb szerkezeti elemek megépítését teszik lehetővé, amik viszont nem jöhethetnének létre a mögötte lévő kutató-fejlesztő emberi tevékenységek nélkül.

Kutatásaim eredményeképpen megállapítható, hogy a kompresszorok fejlesztésénél a fő irányvonal az áramlási veszteségek és a szerkezeti súly csökkentése, az égőtereknél a kevesebb káros anyag kibocsátás, a turbináknál pedig a magasabb gázhőmérséklet elérése, valamint hasonlóan a kompresszorokhoz a szerkezeti súly és az áramlási veszteségek csökkentése.

Akár a kompresszorok, az égőterek vagy a gázturbinák vizsgálatánál kiderült, hogy a nagy repülőgépgyártók célja egyértelműen a hajtómű hatásfokának javítása a lehető legkisebb káros anyag kibocsátás mellett. Ezeket az eredmények egyrészt, a számítógépes modellező programok megjelenése, valamint a fejlesztési programokban részt vevő állami és egyéb szervezeti keretek között működő hajtóműgyártó cégek, kutató intézmények és egyetemek kiemelkedő tevékenységei tették lehetővé a háttérben egy olyan nemzetközi szervezettel, amely által támasztott követelmények igazi kihívást jelentenek minden résztvevő számára.

2. függelék

A konzultációkon történő részvétel igazolása

A hallgató neve:

Bödő Sándor őrnagy

A belső konzulens neve és beosztása:

Dr. Varga Béla alezredes egyetemi docens

A témát kiadó önálló oktatási szervezeti egység neve:

Nemzeti Közszolgálati Egyetem

Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar

Katonai Repülő Intézet

Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék

Nevezett hallgató a 2015/2016 tanévben a diplomamunka készítésével kapcsolatos konzultációkon rendszeresen részt vett.

Az elkészített dolgozatot „Repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei” címmel bemutatta, a dolgozat saját szellemi termék, plágium gyanúja nem merült fel.

A dolgozatnak a Záróvizsgálóhoz kapcsolódó bírálati eljárásra történő beadásával egyetértek.

Szolnok, 2016. április 25.

.....
**Dr. Varga Béla alezredes
egyetemi docens**

3. függelék

Plágium-nyilatkozat

Alulírott Bödő Sándor a H_MN1_ÜZ11 tansoport hallgatója (NEPTUN-kód: HM9YXC) büntetőjogi felelősségem tudatában kijelentem, hogy a „Repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei” című, a Nemzeti Közszolgálati Egyetem Repülő Sárkány-hajtómű Tanszéken benyújtott jelen diplomamunka saját szellemi tevékenységem eredménye, az abban hivatkozott nyomtatott és elektronikus szakirodalom felhasználása a szerzői jogokra vonatkozó jogszabályoknak megfelelően történt, a benne foglaltak más személyek jogszabályban rögzített jogait nem sértik.

Szolnok, 2016. április 25.

.....
Bödő Sándor őrnagy

4. függelék

Felhasználási nyilatkozat

Név	Bödő Sándor őrnagy
Kar, karhoz nem tartozó intézet	Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar
Intézet	Katonai Repülő Intézet
Tanszék	Repülő Sárkány-hajtómű Tanszék
Szak	Katonai üzemeltetés mesterképzés
A diplomamunka címe, elkészítésének éve:	Repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei, 2016

I.* Alulírott, mint a diplomamunka szerzője, a szerzői jog kizárólagos jogosultjaként hozzájárulok, hogy a dolgozatom teljes szövegének elektronikus változatát a Nemzeti Közszolgálati Egyetem Egyetemi Központi Könyvtár és Levéltár által működtetett egyetemi repozitórium nyilvánosan szolgáltatssa:

korlátlan hozzáféréssel (teljes nyilvánossággal, a világháló bármely pontjáról elérhetően)*

korlátlan hozzáféréssel, embargó kikötésével (teljes nyilvánossággal év ... hó naptól, a világháló bármely pontjáról elérhetően)*

korlátozott hozzáféréssel (korlátozott nyilvánossággal, egyetemi IP címről egyedi felhasználói azonosítóval)*

korlátozott hozzáféréssel, embargó kikötésével (korlátozott nyilvánossággal év ... hó naptól, egyetemi IP címről egyedi felhasználói azonosítóval)*.

II. * Alulírott, mint a szakdolgozat/diplomamunka szerzője, a szerzői jog kizárólagos jogosultjaként nem járulok hozzá, hogy a dolgozatom teljes szövegének elektronikus változatát a Nemzeti Közszolgálati Egyetem Egyetemi Központi Könyvtár és Levéltár által működtetett egyetemi repozitórium nyilvánosan szolgáltatssa.

III. Alulírott, mint a szakdolgozat/diplomamunka szerzője, a szerzői jog kizárólagos jogosultjaként hozzájárulok / nem járulok hozzá*, hogy más személyek a szakdolgozatban/diplomamunkában foglaltakat tanulmányaik, kutatásaik során – a hivatkozási előírások betartásával – felhasználják.

Szolnok, 2016. április 25.

.....
Bödő Sándor őrnagy

Megjegyzés: * A kívánt részt aláhúzással kérjük jelölni



NEMZETI
KÖZSZOLGÁLATI EGYETEM
A HAZA SZOLGÁLATÁBAN

HADTUDOMÁNYI ÉS HONVEDTISZTKÉPZŐ KAR
Katonai Üzemeltető Intézet

Jóváhagyom!

Budapest, 2015. november 23.-án.

Dr. habil. Ványa László ezredes
mb. tanszékvezető

**H_MN1_ÜZ11 tancsoport
DIPLOMAMUNKA FELADATLAP
Bödő Sándor őrnagy részére**

A DIPLOMAMUNKA CÍME:

Repülőgép hajtóművek fejlesztésének lehetőségei

KIDOLGOZANDÓ FŐ KÉRDÉSEK:

- A repülőgép hajtóművek fejlődése napjainkig.
- Főbb repülőgép hajtóművek és ezek elemzése.
- A fejlesztési lehetőségek az egyes gépegységekre vonatkozóan.

A konzultáló tanár neve: Dr. Varga Béla alezredes

Főbb időpontok:

Adatgyűjtés, jegyzetek készítése: 2016. február 29-ig.

Konzultációk: 2016. április 15-ig.

Az elkészített szakdolgozat konzulenshez való eljuttatása: 2016. április 15-ig.

A konzultációkon történő részvétel igazolása: 2016. április 22-ig.

Az elkészített szakdolgozat tanszékre történő eljuttatása 2016. április 22-ig.

A szakdolgozat kötetése: 2016. április 29-ig.

Szakdolgozat leadása a tanszékre 2016. április 29-ig.

Bíráló írásos értékelésének elkészítése 2016. május 31-ig.

ZVB-i tagok részére történő eljuttatás 2016. június 3-ig.

A kidolgozandó szakdolgozat minősítési foka: nyílt.

Budapest, 2015. november 23.

Prof. Dr. Kovács László ezredes
Katonai Üzemeltetés Mesterképzési Szak,
szakfelelős

A diplomamunka értékelése

Összefoglaló bírálat:

Javasolt osztályzat:

2016. hó-n

.....
bíráló

A záróvizsga bizottság döntése:

A diplomamunkát eredményűnek minősítjük.

Szolnok, 2016. hó-n

.....
ZVB elnök