

Varga Béla, Kavas László

GÁZTURBINÁS HAJTÓMŰVEK ÉGŐTEREI ÉS NYOMÁSVESZTESÉGÜK BECSLÉSE

Az égőterek feladata az égés során a tüzelőanyag kémiai energiájának átalakítása termikus energiává. Mindezt a legkisebb nyomásvesztés és legjobb hatásfok mellett, úgy, hogy a környezetbe kibocsátott károsanyag, illetve az égőtérben lévő lerakódás minimális legyen. Mindez az égőtérben rendkívül bonyolult turbulens áramlási viszonyokat feltételez, amelynek numerikus leírása még manapság is problémát okoz. Ennek megfelelően az égőterek tervezése még ma is nagyban függ az eddig felhalmozott tapasztalatok megfelelő alkalmazásától. Ebben a cikkben az égőtérben fellépő nyomásvesztéssel foglalkoztunk megvizsgálva milyen módszerek, vagy tapasztalati képletek vannak, amelyekkel a nyomásvesztés értéke becsülhető. A Fanno és a Rayleigh áramlások alkalmazásával elvégezzük a TV2-117A hajtómű égőtérének vizsgálatát.

Kulcsszavak: gázturbinás hajtómű, égőtér, nyomás veszteség, Fanno áramlás, sűrűdásos irreverzibilis áramlás, Rayleigh áramlás, hőellenállás

TÖRTÉNETI ÁTTEKINTÉS

A II. világháború végére a dugattyús légszavas repülőgépek elérték fejlődésük csúcspontját. Ez azt jelentette, hogy a sebességük valamivel meghaladta a 700 km/h-t. A repülési magasságuk egy vadászrepülőgép esetében elérte a 12 km-t, speciális felderítő változatok esetében pedig a 14–15 km-t. Ezek a korlátok ismertek voltak már a II. világháború előtt is, bár a világháborúba bekapcsolódó országok repülőgépei ekkor még nem közelítették meg ezeket a határértékeket. Ennek megfelelően több kutató is új irányokba indult a hajtómű fejlesztések tekintetében. Nemzetközi szinten az angol Whittle munkássága kiemelendő, akinek az 1930-as években elkészített gázturbinás hajtóműve (1. ábra) minden olyan gépegységgel rendelkezett, amivel egy mai modern gázturbina.

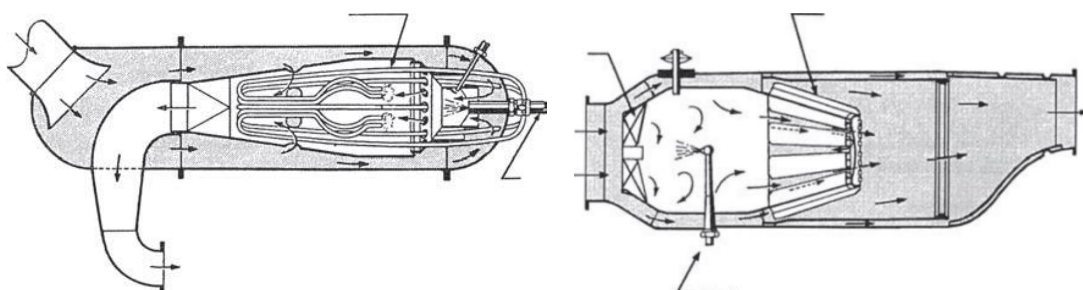


1. ábra Frank Whittle hajtóműve [1]

Az első működőképes repülőgépbe épített gázturbinás sugárhajtómű azonban a Hans von Ohain által tervezett *Heinkel HE S3* volt. A hajtóművet egy Heinkel HE 178 repülőgépbe építve, 1939. augusztus 27-én hajtották végre az első sugárhajtású géppel történő repülést. A 40-es években

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

A gázturbinás hajtóművek rengeteg gyermekbetegséggel rendelkeztek a kezdeti időszakban. Hiányoztak a megfelelő anyagok és technológiák. A kutatók sötétben tapogatódtak. A II. világháború előtt, illetve a háború alatt kizárt volt minden együttműködés. Ilyen tekintetben még a szövetségi rendszereken belül sem valósult meg a tapasztalatok cseréje. Minden gépegységgel volt probléma, alacsony kompresszor nyomásviszony (2–3), alacsony turbina előtti gázhőmérséklet a turbina lapátok gyenge hőállósága miatt, alacsony gépegység hatásfokok. Mindezzel együtt a legnagyobb problémát a megfelelő égőterek megszerkesztése okozta. Tekintve az izolált fejlesztéseket, nem csoda, hogy az első generációs gázturbinás hajtóművek égésterei mind méretben mind kialakítás, mind pedig a tüzelőanyag porlasztása szempontjából nagy szórást mutattak, lásd az 1. ábrát.



2. ábra Bal oldalon Frank Whittle párologtatós égőtere, jobb oldalon a JUMO 004 hajtómű égőtere [5]

1950-re az információk cseréjének hatására egységesedett az égőterek tervezési filozófiája és megjelentek azok az égőtér formák, amelyekkel ma is találkozhatunk. Azóta a fejlesztés folyamatos, de hirtelen áttörésektől mentes. Jellemzőek a hasonló felépítések, amit az indokol, hogy az alapvető követelmények, kis nyomásvesztés, stabil működés széles üzemmód tartományban és tüzelőanyag-levegő keverék arány mellett, valamint maga a hajtómű geometriája meghatározóak az égőterek kialakítására is.



3. ábra Bal oldalon csöves, jobb oldalon csöves gyűrűs égőtér (saját kép)

Az elmúlt 70 évben három különböző égőtér elrendezés terjedt el, amelyből a csöves és a csöves gyűrűs elrendezést a 3. ábra szemlélteti. Hátrányai miatt manapság már mindkét fajta elrendezés kiszorult gyakorlati alkalmazásból.

A hatvanas évektől megjelentek és elterjedtek a gyűrűs égőterek, 4. ábra. Ezek jelentősen könnyebbek, kompaktabbak, nyomásveszteségi tényezőjük alacsonyabb ($< 5\%$), jó keveredést és magas hatásfokot biztosítanak, illetve ami legfőbb előnyük, hogy a turbina belépő keresztmetszetén egyenletes gázhőmérsékletet biztosítanak. Nagy hátrányuk, hogy cseréjük csak a hajtómű teljes megbontásával lehetséges.

Elmondható, az égőtereknek is alkalmazkodniuk kellett a többi gépegység teljesítmény növekedéséhez. A belépő levegő hőmérséklete 450-ről 900 K-re, a nyomása 5 bar-ról 50 bar-ra, a kilépő hőmérséklet pedig 1100 K-ről egyes esetekben több mint 1800 K-re növekedett.

Szerkezeti anyagaik a nikkel alapú ötvözetek, illetve perspektivikusan a kerámia kompozitok jöhetnek szóba. Köszönhetően a szerkezeti anyagok tökéletesedésének az üzemi hőmérséklet jelentős növekedése ellenére az égőterek a korai néhány száz órás üzemideje mára több tízezer órára növekedett. Az égés hatásfoka csaknem száz százalékos, drasztikusan csökkentve ezzel a hajtóművek károsanyag kibocsátását.



4. ábra Bal oldalon gyűrűs égőtér, jobb oldalon a tűzcső maga (saját kép)

AZ ÉGŐTEREKSEL SZEMBEN TÁMASZTOTT FŐBB KÖVETELMÉNYEK

A gázturbinás hajtómű jó hatásfokú működéséhez szükséges, hogy minden egyes gépegység jó hatásfokkal működjön. Mindazonáltal az égőterek esetében a hatásfokon kívül is számos egyéb tervezési megfontolást kell figyelembe venni. Hozzá kell tenni, hogy az égőterek tervezése, ellentétben a kompresszorokkal és turbinákkal, még manapság is döntően tapasztalati tényekre és mérésekre támaszkodik.

A hajtómű gyárok által felállított követelmények:

- tökéletes égés, csökkentve ezáltal a károsanyag kibocsátást, illetve a tüzelőanyag veszteséget;
- törekedni kell az égőtérben a minimális nyomásveszteségre (ennek részletezése és becslése a cikk fő kérdése);
- az égés teljes mértékben az égőtérben valósuljon meg, ha az égés a turbinában fejeződik be az jelentősen csökkenti annak élettartamát;
- lerakódások (kokszosodás) elkerülése. Ez részben jelzi a tökéletlen égést, valamint növeli az égőtér nyomásveszteségét és helyi extra magas hőmérsékletű pontokat hozhat létre az égőtérben, ami az égőtér átégéséhez vezethet;

- biztosítani a tüzelőanyag könnyű gyújtásának és lángkialvás esetén újra gyújtásának lehetőségét;
- hosszú élettartam és meghibásodás mentes működés;
- az égőtér kilépő hőmérsékletének mind időben, mind a teljes keresztmetszet mentén egységesnek kell lennie;
- a lángnak stabilnak kell maradnia a munkaközeg tömegáramának, sebességének és az egyéb üzemeltetési körülmények jelentős változása mellett is;
- nem lehet hajlamos a lángkialvásra, mert ez a tolóerő teljes elvesztését okozza;
- minimális méret és tömeg.

Az égés feltételei az égőterekben:

- az alkalmazott tüzelőanyagok sztöchiometrikus¹ égéséhez tartozó tüzelőanyag levegő keverési arány 0,06–0,07 között van. Az égésterekben a jellemző tüzelőanyag-levegő keverési aránnyal 0,015–0,03. Ugyanakkor az ún. elsődleges égési zónában a tüzelőanyag-levegő enyhén dús, 0,08 a magasabb égési sebesség miatt;
- az égésben résztvevő összetevőket gyulladási hőmérséklet fölé kell hevíteni mielőtt az égőtérbe lépnének;
- az égőtérben megfelelő hőmérséklet szükséges a folyamatos égés fenntartásához;
- turbulens áramlás szükséges a megfelelő keveredés biztosításához, ugyanakkor ez növeli az égőtér nyomásvesztését. Ennek megfelelően okos kompromisszumot kell kötni annak érdekében, hogy a keveredés is megfelelő legyen, de ez még ne okozzon szükségtelenül nagy veszteséget;
- a tökéletes égéshez idő szükséges. Ha a gáz áramlási sebessége magasabb, mint az égés sebessége, lángkialvás következhet be. Égési sebességnek nevezzük a sebességet, amellyel a láng terjed nyugvó homogén eloszlású tüzelőanyag-levegő keverékben. A lamináris égési sebesség értéke tipikusan 0,5–2 m/s, míg a turbulens égési sebesség 20–30 m/s. Ennek megfelelően az égőtérnek egyrészt elegendően nagyoknak kell lennie, hogy az áramlási sebesség lecsökkenjen, másrészt az égőtér kialakítással visszaáramlási zónát kell kialakítani a megfelelő égéshez. Mindazonáltal, ahogyan korábban említésre került, ez növeli az égőtér nyomásvesztését.

Az égőterek nyomásvesztése

Az égőterekben a nyomásvesztés két fő okra vezethető vissza:

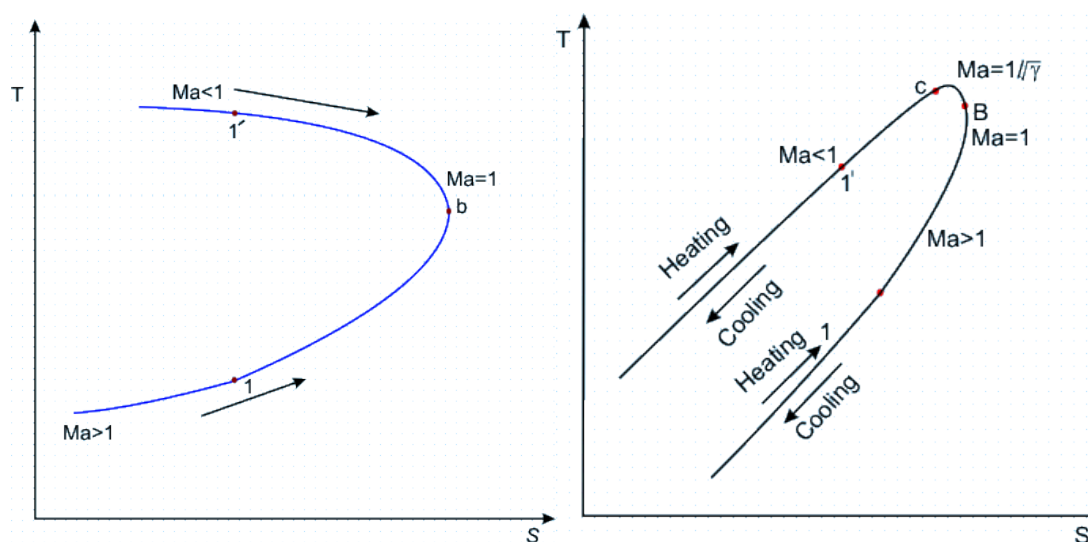
- az áramlás következtében az áramló közeg és a tűzcső fala között keletkező súrlódás;
- az égőtérben lejátszódó égési folyamat nem izentrópikus, irreverzibilis folyamat, amelynek következménye egy a hőmérséklet növekedéssel arányos hőellenállás;

A nyomásvesztés hozzávetőleges értékének meghatározásához a két veszteségforrásnak megfelelően két módszert kell alkalmazni. A súrlódás figyelembe vételére az ún. Fanno áramlás alkalmazható (ez a módszer a folyamat közbeni hőcserét nem veszi figyelembe). A második esetre a Rayleigh áramlás alkalmazható, ami pedig kifejezetten olyan áramlások esetében használható, ahol az áramlás közben hőcsere (jelen esetben hőközlés) van a rendszer és környezete között.

¹ Amikor az égéshez, mint kémiai reakcióhoz minden alkotó elem csak a szükséges mértékben van jelen.

Fanno áramlás

A Fanno görbe az áramló közeg fajlagos entrópiájának és hőmérsékletének összefüggését $s = s(T)$ ábrázolja, amikor az entrópia megváltozását a mozgásmennyiség irreverzibilis vesztesége okozza. Feltételezzük ideális gáz adiabatikus (időben állandó) állandó, vagy közel állandó keresztmetszetű (nincs leválás az áramcsőben) áramlását. Az anyag-megmaradási tételből, az energia-megmaradási tételből és az ideális gáz állapotegyenletéből, az entrópia változása leírható. A sűrűdés figyelembevételéhez további egyenletként az impulzus-megmaradás egyenlete használható fel. Ennek megfelelően a kezdeti gáz állapotjelzők, áramlási sebesség, áramcső geometriai adatai, a sűrűdési tényező ismeretében meghatározhatóak az áramcső bármely pontjára az aktuális adatok. A hossz mentén ezeket az adatokat meghatározva és T-s diagramban ábrázolva megkapjuk az ún. Fanno görbét [2][3].



5. ábra Bal oldalon az ún. Fanno görbe, a jobb oldalon a Rayleigh görbe [3]

Ennek a felső szára szubsónikus, alsó szára pedig szupersónikus áramlásra vonatkozik. Szubsónikus áramlásnál a sűrűdés hatására az M szám nő, szupersónikus áramlásnál pedig csökken. Mindkét esetben a cső hosszának növelése azt jelenti, hogy egy adott csőhossz után a cső lezár (a Fanno görbén a „b” pont) az áramlás M (az ábrán a Mach szám jele Ma) száma egyenlő lesz eggyel. Az égőtér vizsgálatánál a szubsónikus görbén (pl. 1' pontnál) vagyunk a belépő keresztmetszetben, a kilépő keresztmetszet állapotát jellemző pont pedig a Fanno görbén elmozdul a „b” pont felé. Bármely kiinduló állapotra, csőgeometriára és sűrűdési tényezőre a végállapot (kilépő keresztmetszet) állapotjelzői könnyen meghatározhatóak az interneten elérhető online számító programmal (*Compressible Aerodynamics Calculator*) [4], vagy a (*Compressible Flow Calculator*) androidos applikáció segítségével. A kiválasztott égőtér vizsgálatánál ezeket a szoftvereket használtam.

Rayleigh áramlás

A Rayleigh görbe (5. ábra jobb oldala) hasonlóan a Fanno görbéhez az áramló közeg fajlagos entrópiájának és hőmérsékletének összefüggését $s = s(T)$ ábrázolja arra az esetre, ha az áramlás közben a rendszer (cső) és a környezete között hőcsere van, de az áramlás maga sűrűdésmentes. Ebben az esetben is a görbe felső ága a szubsónikus, az alsó ága pedig a szupersónikus áramlást jellemzi. Szubsónikus áramlásnál a hőközlés hatására az M szám nő, szupersónikus áramlásnál

pedig csökken. A maximális statikus hőmérséklet értéke a „c” pontnál lesz, ahol $M=1/\kappa^{1/2}$. A „B” pont ebben az esetben is $M=1$ értékhez tartozik, ahol a csatorna lezár. Az égőtér vizsgálatánál a szubsónikus görbén (pl. 1’ pontnál) vagyunk a belépő keresztmetszetben, a kilépő keresztmetszet állapotát jellemző pont pedig a Rayleigh görbén elmozdul a „c” pont felé hasonlóan a Fanno görbéhez. A fenti program [4], illetve applikáció tartalmazza erre az esetre is.

Fanno áramlás alkalmazása a TV2-117A hajtómű égőterére

A vizsgálatot egy ún. „Felszálló” üzemmódon működő erőforráson végeztem el. A hajtóműre korábban elvégeztem a hajtómű körfolyamat számítását és a kompresszor fokozatok elemzését. Ennek megfelelően a kiinduló adatok. A belépő keresztmetszet fékezett nyomása, hőmérséklete, Mach száma sorrendben és adiabatikus kitevője: 662070 Pa, 523 K, 0,1744, 1,384 [6]. A kilépő keresztmetszet fékezett hőmérséklete 1148 K [6]. Az égőtér hossza és effektív átmérője mérések alapján: 0,34 m és 0,086 m. Az égőtér becsült súrlódási tényezője 0,04 [8].

Fanno Flow Perfect Gas, Gamma = 1.383

INPUT: Mach number ▾ = 0.1744 Calculate

M=	0.1744	T/T*=	1.18460024	P/P*=	6.24078798
P ₀ /P ₀ *=	3.38512015	U/U*=	0.18981581	4fL*/D=	20.1867614

6. ábra Az égőtér belépő keresztmetszetében a Fanno paraméterek [4]

Az adatokat beírva megkapjuk a viszonyított paramétereket jelen esetben a belépési keresztmetszetre.

ahol:

T, P, U – sorrendben hőmérséklet, nyomás és sebesség;

T_0 – az adott paraméterek fékezett értéke;

P^* – az adott paraméterek értéke a hangsebesség elérésekor (Fanno görbe jobb szélső pontja);

P_0^* – az adott paraméterek fékezett értéke a hangsebesség elérésekor (Fanno görbe jobb szélső pontja);

$4fL^*/D$ – dimenzióatlan keresztmetszet-átmérő viszonyszám;

f – Fanno súrlódási tényező ($1/4 \cdot \text{Darcy}$ súrlódási tényező);

L – égőtér hossza;

D – Égőtér effektív átmérője;

σ_{sur} – az égőtér súrlódásból származó nyomásveszteségi tényezője (a kilépő és belépő keresztmetszetek fékezett nyomásainak viszonyzáma).

Következő lépésként a belépési keresztmetszetre megkapott $\left[\frac{4fL^*}{D} \right]_1$ tényezőt módosítjuk a vizsgált áramcső (égőtér) adataival, majd ezt input adatként beillesztve megkapjuk a kilépő keresztmetszetre is a viszonyított paramétereket.

$$\left[\frac{4fL^*}{D} \right]_1 = 20,1867 \quad \left[\frac{4fL^*}{D} \right]_{1-2} = \frac{4 \cdot 0,04 \cdot 0,34}{0,086} = 0,6325 \quad \left[\frac{4fL^*}{D} \right]_2 = 20,1867 - 0,6325 = 19,5542 \quad (1)$$

Fanno Flow Perfect Gas, Gamma = 1.383

INPUT: 4fL*/D (sub) = 19.5542 Calculate

M=	0.17685928	T/T*=	1.18440544	P/P*=	6.15350172
P ₀ /P ₀ *=	3.33975715	U/U*=	0.19247665	4fL*/D=	19.5542000

7. ábra Az égőtér kilépő keresztmetszetében a Fanno paraméterek [4]

Mivel T_0^* és P_0^* ugyanaz mindkét esetben, így a két viszonyszámot elosztva egymással megkapjuk a súrlódásból származó nyomásveszteségi tényezőt (σ_{sur}) a kilépő és belépő keresztmetszetek P_0/P_0^* értékeinek hányadosaként.

$$\sigma_{sur} = \frac{p_0 / p_0^*(kilépő)}{p_0 / p_0^*(belépő)} = \frac{3,3397}{3,3851} \approx 0,9865 \quad (2)$$

Reyleigh áramlás alkalmazása a TV2-117A hajtómű égőterére

Ebben az esetben a közölt hőből származó hőmérséklet emelkedés okozta nyomásveszteséget vizsgáljuk.

Rayleigh Flow Perfect Gas, Gamma = 1.383

INPUT: Mach number = 0.1744 Calculate

M=	0.1744	T ₀ /T ₀ *=	0.13427033	T/T*=	0.15905667
P/P*=	2.28680674	P ₀ /P ₀ *=	1.24040676	U/U*=	0.06955405

8. ábra Az égőtér belépő keresztmetszetében a Rayleigh paraméterek [4]

$$T_0^* = \frac{523K}{0,1342} = 3897K \quad p_0^* = \frac{662070Pa}{1,2404} = 533755Pa \quad \frac{T_{0u}}{T_0^*} = \frac{1148K}{3897K} = 0,2945 \quad (3)$$

Rayleigh Flow Perfect Gas, Gamma = 1.383

INPUT: To/To* (sub) = 0.2945 Calculate

M=	0.27211301	T ₀ /T ₀ *=	0.29450000	T/T*=	0.34599070
P/P*=	2.16163767	P ₀ /P ₀ *=	1.20806595	U/U*=	0.16005952

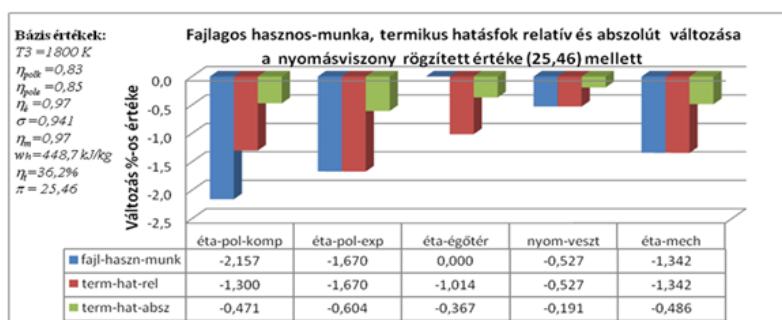
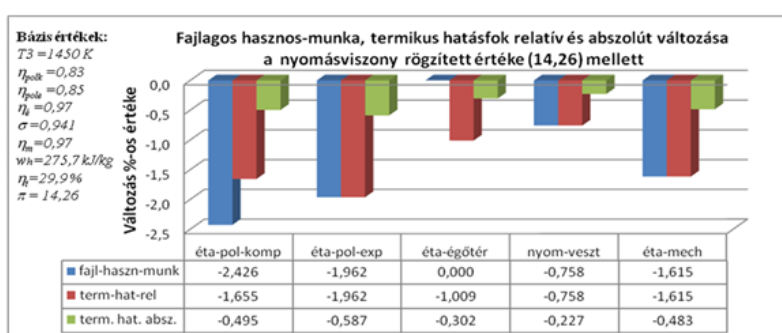
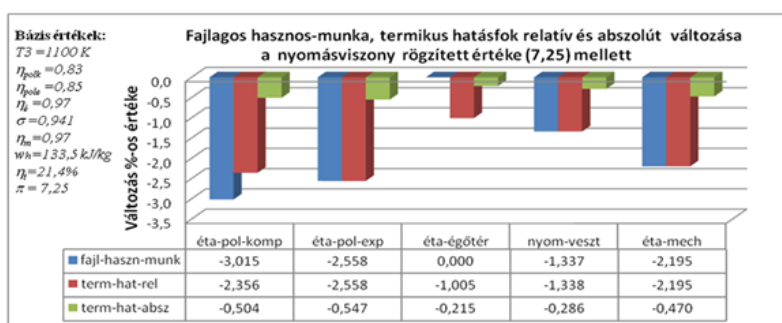
9. ábra Az égőtér kilépő keresztmetszetében a Rayleigh paraméterek [4]

$$p_{0u} = 1,2080 \cdot 533755Pa = 644776Pa \quad \sigma_{hő} = \frac{644776Pa}{662070Pa} \approx 0,9738 \quad \sigma_{\Sigma} \approx 0,9865 \cdot 0,9738 = 0,9607 \quad (4)$$

A számítás során négy tizedesig jelöltem az értékeket. Természetesen egyéb pontatlanságok miatt ez nem indokolt, de az eredményként kapott 4% körüli nyomásveszteség reálisnak tekinthető. Általában termikus körfolyamat számításakor is 3–5%-os nyomásveszteséget szoktunk feltételezni az égőterekben.

A NYOMÁSVESZTESÉG HATÁSA A HAJTÓMŰ FAJLAGOS HASZNOS MUNKÁJÁRA ÉS TERMIKUS HATÁSFOKÁRA

A gázturbinás hajtóművek gépegység hatásfokainak és veszteségeinek jelentős, de nem azonos mértékű hatásuk van a hajtómű fajlagos-hasznos munkájára és termikus hatásfokára (mindkettő fontos jellemzője a hajtómű jóságának), illetve maximumukhoz tartozó optimális kompresszor-nyomásviszony értékekre.



9. ábra A gépegység veszteségek hatása a fajlagos hasznos munkára és a termikus hatásfokra változatlan turbina előtti gázhőmérséklet és nyomásviszony mellett [7]

A szerzők egyikének PhD értekezésében létrehozott modell segítségével ábrázolásra kerültek ezek a paraméterérzékenységi adatok, az ábrák bal felső sarkában feltüntetett gépegység veszteségeket feltételezve (9. ábra) [7]. Az ábra alapján megállapíthatjuk, hogy a gépegység nyomásvesztései (benne az égőtér nyomásvesztése, balról a negyedik oszlop) növekedésének hatására mind a fajlagos hasznos munka, mind a termikus hatásfok viszonylag mérsékelten csökken, de a turbina előtti hőmérséklet növekedésével a romlás csökkenő jelleget mutat.

Konklúzióként levonható, hogy a hajtómű legérzékenyebben a kompresszor politrópikus hatásfokára reagál, ezt követi az expanzió politrópikus hatásfoka, a mechanikai veszteségek, az összegzett nyomásvesztések (amibe beletartozik az égőtér nyomásvesztése is) és végül az égőtér hatásfok.

ÖSSZEFOGLALÁS

A gázturbinás hajtóművek égőtereinél alapvetően kétféle veszteséget definiálhatunk. Az egyik az égés tökéletlenségéből adódó veszteség, amit az égési hatásfokkal jellemezhetünk. A másik a nyomásvesztési tényező, amelynek vizsgálata a jelenlegi cikkünk témája. Az égőtér nyomásvesztés két részből áll. Ennek egyike az áramlás surlódásosságából származó nyomásvesztés. Sajátossága az égőtereknek, hogy az előbb említett égési hatásfok csak ennek a surlódásból származó nyomásvesztésnek a rovására javítható. Ennek megfelelően a tervezőknek kompromisszumos megoldást kell találniuk olyan szempontból, hogy a legjobb égési hatásfokhoz a turbulencia még elégséges, de csak a szükséges mértékű legyen. További nyomásvesztés származik a hőközlés okozta ún. hőellenállásból. Jelen vizsgálat alapján a teljes veszteség kb. 2/3 része származik ez utóbbiból, míg a maradék 1/3 a surlódásból. Megvizsgálva a hajtóművek paraméterérzékenységi mutatóit egy átlagos hajtómű esetében az égőtér nyomásvesztési tényező romlása viszonylag mérsékelten rontja a hajtómű teljesítmény adatait, ellentétben a kompresszor, vagy a turbina hatásfokok romlásával, amelyek igen intenzív [7].

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] url: [http://it.wikipedia.org/wiki/File: Whittle_Jet_Engine_W2-700.JPG](http://it.wikipedia.org/wiki/File:Whittle_Jet_Engine_W2-700.JPG), (2013.07.15.)
- [2] url: http://www.ara.bme.hu/oktatas/letolt/ljegyzet/GD_05p.htm, (2017.01.01.)
- [3] url: http://nptel.ac.in/courses/112104118/ui/Course_home-12.htm, (2017.01.01.)
- [4] url: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~devenpor/aoe3114/calc.html>, (2017.01.01.)
- [5] Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal, Gas Turbine Combustion, Alternative Fuels and Emissions, Taylor and Francis Group, 2010
- [6] Varga Béla: A TV2-117A hajtómű termikus matematikai modellje, Diploma munka, Budapesti Műszaki Egyetem, 1990.
- [7] Varga Béla: Gázturbinás hajtóművek teljesítmény és hatásfok növelésének műszaki technológiai háttere, és ezek hatása a katonai helikopterek korszerűsítésére, PhD értekezés, Budapest, 2013, http://uni-nke.hu/downloads/konyvtar/digitgy/phd/2013/varga_bela.pdf, p. 47-81
- [8] Ronald D Flack, Fundamentals of Jet Propulsion with Applications, Cambridge University Press, Cambridge, 2005.

GAS TURBINE ENGINE COMBUSTORS AND THE ESTIMATION OF THEIR PRESSURE LOSS

Combustor is a crucial component of the gas turbine engine through which the chemical energy of the fuel is converted into thermal energy with minimal pressure loss and maximal efficiency meanwhile the emitted harmful pollutants and the deposit must be minimised. That condition can be achieved through highly turbulent flow which description with numerical methods is difficult even today. In accordance with it the design of combustor is based more empiricism collected from the previous experiences and tests. In this paper we deal with the pressure loss in the combustors examining what kind of methods, empirical equations can be used to predict the estimated value of pressure loss. Using the Fanno and Rayleigh line flow we tried to determine the pressure loss in the combustor of TV2-117A turboshaft engine.

Keywords: gas turbine engine, combustor, pressure loss, Fanno line flow, nonisentropic irreversible flow, Rayleigh line flow, heat drag.

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

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

Kavás László (PhD)
Egyetemi docens
Nemzeti Közszolgálati Egyetem
Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar
Katonai Repülő Intézet
Sárkány-hajtómű Tanszék
kavas.laszlo@uni-nke.hu
orcid.org/0000-0002-7375-3527

Kavás László (PhD)
Associate professor
National University of Public Service
Faculty of Military Science and Officer Training
Institute of Military Aviation
Department of Aircraft and Engine
kavas.laszlo@uni-nke.hu
orcid.org/0000-0002-7375-3527

A GINOP 2.3.2-15-2016-00007 „A légitözlekedés-biztonsághoz kapcsolódó interdiszciplináris tudományos potenciál növelése és integrálása a nemzetközi kutatás-fejlesztési hálózatba a Nemzeti Közszolgálati Egyetemen – VOLARE” című projekt az Európai Unió támogatásával, az Európai Regionális Fejlesztési Alap társfinanszírozásával valósul meg.

A kutatás a fenti projekt „AVIATION_FUEL” nevű kiemelt kutatási területén valósult meg.



http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2017_2/2017-2-07-0380-Varga_Bela-Kavas_Laszlo.pdf