

Najpomembnejši rezultati so naslednji:

$$(k_z/k_0)_{\max} = 1,37 \text{ pri eni vrsti cevi} \quad (8)$$

in

$$(k_z/k_0)_{\min} = 0,87 \text{ pri šestih vrstah cevi} \quad (9).$$

Vmes poteka to razmerje približno linearno.

4. RAZPRAVA

Meritve so potrdile, da v primeru motenega zračnega toka ni mogoče oceniti toplotne prehodnosti na podlagi enega samega parametra, namreč povprečne hitrosti zračnega toka. Priporočljivo je opazovati tri parametre:

- povprečno hitrost zračnega toka,
- koeficient μ_1 (enačba (6)), ki ponazarja povečanje toplotne prehodnosti,
- koeficient μ_2 (enačba (7)), ki opisuje zmanjšanje toplotne prehodnosti.

Iz raziskave izhaja:

$$\frac{k_z}{k_0} = p \mu_1^n \mu_2^m \quad (10),$$

UDK 629.7.035.3

Izračun zračne turbine simulatorja turbopropellerskega motorja letalskega modela Iljušin IL-114

EDVARD HÖFLER — BRANE ŠIROK — MIHA PIŠLJAR

0. UVOD

Projekt razvoja in izgradnje makete letala IL-114, pri katerem je Turboinštitut udeležen z razvojem in izdelavo dveh turbopropellerskih motorjev makete, je v obrisih predstavljen z že objavljenim prispevkom [1]. S tem člankom pa želimo prikazati postopek načrtovanja zračne turbine za pogon propelerja in potisnika motorja. Moč razvitega motorja je tolikšna, da bi zadoščala za pogon športnega letala, pa vendar je to le simulator turbopropellerskega motorja in ne bo vgrajen v pravo letalo.

1. ZASNOVA SIMULATORJA

Ustroj simulatorja se samo na sebi ujema z uveljavljenimi in preizkušenimi konstrukcijami turbopropellerskih letalskih motorjev [2], [3]. Posebnost in obenem poenostavitev je v tem, da kompresor in gorilna komora nista v sklopu simulatorja, pač pa se komprimirani in ogreti zrak dovaja od zunaj. Konstrukcija je shematično prikazana na sliki 2 v SV 1991/4-6, str. 81. Gonilnik turbine je konzolno vležan. Turbinska gred je dvojna; zunanja vodi gonilnik

$$k_0 = f(v_{z2})$$

$$p; n; m \rightarrow \text{konst}$$

$$k_z = k_0 \quad p = 1$$

$$\mu_1 = 1$$

$$\mu_2 = 1$$

$$k_z \neq k_0 \quad p \geq 1$$

$$\mu_1 > 1$$

$$\mu_2 > 1$$

V toplotni prehodnosti k_0 se kaže vpliv povprečne hitrosti zračnega toka; p , n in m so eksperimentalno izmerjene konstante.

Naslova avtorjev: doc. dr. Istvan Beck, dipl. inž.

Katedra za ogrevanje, prezračevanje in

klimatizacijo, Univerze v Budimpešti

izr. prof. dr. Jurij Krope, dipl. inž.

Tehniška fakulteta Univerze v Mariboru

Prejeto: 9.1.1991

Recenzirano: 25.6.1991

in prenaša upogibne obremenitve, po notranji pa se prenaša vrtilni moment na planetni reduktor. Ta je bil vnaprej predpisan in ga je poslal naročnik. Vrtljaji propelerja v projektni točki so znani kakor tudi prestavno razmerje planetnika, tako da vrtljajev turbine ni mogoče izbirati. Vrtljaje propelerja — turbine, oziroma vrtilni moment glede na različen korak propelerja, se predvidoma regulira s tlakom oziroma pretokom in temperaturo pogonskega zraka. Vse ustrezne naprave so zunaj okvirov simulatorja in makete.

Podajmo povzetek projektne naloge za maketo, ki zadeva samo turbino:

— turbina je gnana s stisnjenim zrakom, ogrevanim v električnem grelniku, ki pa ni v sklopu motorja ali makete in ni predmet tega projekta;

— moč na gredi propelerja znaša 460 kW pri vrtilni frekvenci 2400 min^{-1} , glede na prestavno razmerje planetnega reduktorja AN-20A $i = 3,8709$ je vrtilna frekvenca turbinske gredi določena $n = 9290,3 \text{ min}^{-1}$;

— upošteva izkoristek reduktorja (kupec zagotavlja 98 odstotkov) ter izgub v krogličnih ležajih, te so zanemarljive, je računsko moč turbine v projektni točki $P_t = 470 \text{ kW}$;

— potisk ali reakcijska sila v statičnih razmerah (brez obtekanja zraka okoli makete) mora biti $S_u = 363 \text{ N}$, z upoštevanjem dovoljenega odstopka pa je od 285,8 do 438 N;

— premer reakcijske šobe je zaradi aerodinamične podobnosti makete tudi omejen: $D_s = 180$ do 190 mm ;

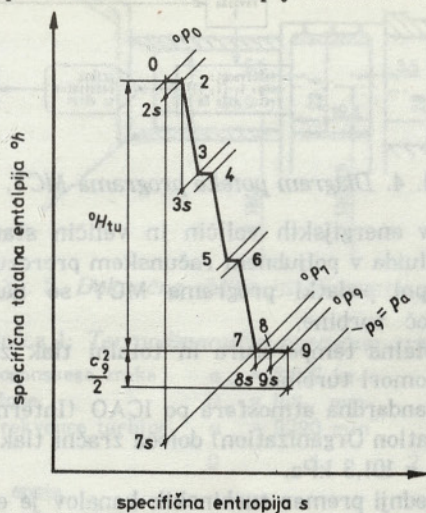
— temperatura curka zraka, ki zapuša šobo, sme biti zaradi aerodinamične podobnosti od 410 do 440 K;

— masni tok stisnjenega zraka za pogon ene turbine ne sme preseči $q_m = 3,2 \text{ kg/s}$, absolutni tlak pa ne 5 bar, tudi zaradi omejene dobave sistema, najvišja mogoča temperatura ogrevanja je 600 K, predvsem zaradi uporabe nezahtevnih tesnilnih materialov;

— velikost simulatorja oziroma turbine naj ne presega izmer notranjosti oplate motorja, in to je 460 mm v premeru.

2. TOPLOTNI PRERAČUN IN DIMENZIONIRANJE TURBINE

Toplotni izračun in preračun temeljita na kinematičnih in dinamičnih veličinah ter veličinah stanja reprezentančne tokovnice zraka v karakterističnih prerezih pretočnih kanalov turbine. Proces v turbini in potisniku je prikazan v diagramu specifična entropija — specifična totalna entalpija na sliki 1.



Sl. 1. Proces v turbini in potisniku.

Da dosežemo moč turbine P_t , je potreben masni tok zraka:

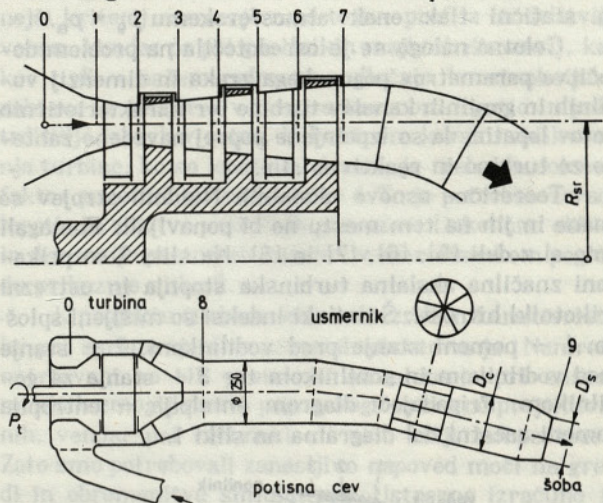
$$q_m = P_t / °h_{tu} \quad (1).$$

Dejansko delo plina na obodu turbine $°h_{tu}$ je za notranji izkoristek η_i manjše od dela idealne ekspanzije:

$$°h_{tu} = \eta_i (°h_1 - °h_{7s}) \quad (2).$$

Analiza vseh možnih parametrov turbine, predvideni tok pogonskega zraka, vrtiljaji, sprejemljivi

premeri stopenj in višine kanalov vodilnika in gonilnika je dala odločitev za tristopenjsko aksialno turbino. Na sliki 2 je shematično predstavljen prerez vodilnih in gonilnih kanalov turbine in potisne cevi.



Sl. 2. Shematični obris vodilnih in gonilnih kanalov turbine in potisne — izpušne cevi.

Lega točke (7s), ki pomeni končno točko vzornega procesa ekspanzije v turbini, je odvisna od tlaka $°p_7$ in izgub v turbini, kakor tudi od nadaljnjih izgub v potisni cevi. Te izgube ocenimo takole: kaskada smernih lopat za turbino je redkejša od vodilnika, vendar se tok obrne proti osi, zato vzamemo za koeficient izgub v tem delu izpuha $\zeta_{78} = 0,2$. Izgube zaradi razširitve pretočnega prereza od 7 do 8 pa računamo po impulznem zakonu kot najbolj neugoden primer. Oboje skupaj da izgubo:

$$z_4 = \frac{(c_7 - c_8)^2}{2} + \zeta_{78} \frac{c_7^2}{2} \quad (3)$$

ter dalje

$$°h_{8s} = °h_7 - z_4 \quad (4).$$

Izgube energije, ki se kažejo v padcu totalnega tlaka $°p$, se pojavljajo še v potisni cevi, ki je dejansko izpušna cev, zvezdastem usmerniku in šobi. Glede na podatke (4) in veliko Reynoldsovo število lahko računamo s konstanto $\zeta_{89} = 0,22$, tako je:

$$°h_{9s} = °h_8 - \zeta_{89} \frac{c_8^2}{2} \quad (5).$$

Zaradi toplotne izolacije je proces dejansko adiabaten in je totalna entalpija zraka konstantna od izstopa turbine do potisne šobe:

$$°h_7 = °h_8 = °h_9 \quad (6).$$

Potisk ali reakcija šobe za statične razmere (ni obtekanja makete letala) je:

$$S_u = q_m c_9 \quad (7),$$

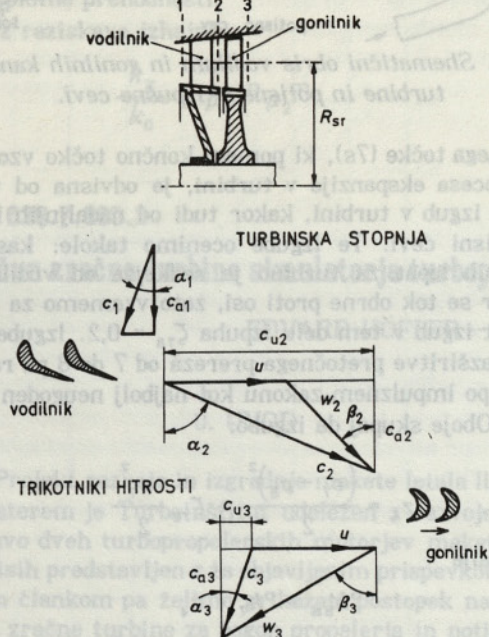
pri čemer pa mora biti statična entalpija:

$$h_0 = {}^0h_0 - c_0^2/2 \quad (8)$$

in statični tlak enak atmosferskemu $p_0 = p_a$.

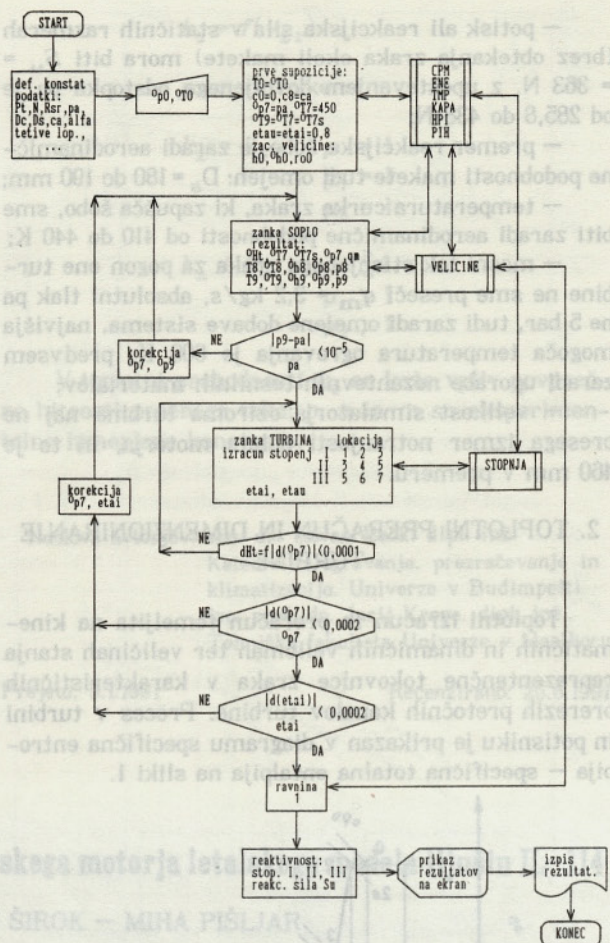
Celotna naloga se je osredotočila na problem določitve parametrov pogonskega zraka in dimenzij vodilnih in gonilnih kanalov turbine ter karakterističnih kotov lopatic, da so izpolnjene poprej navedene zahteve za turbino in reaktivno silo.

Teoretične osnove aksialnih fluidnih strojev so znane in jih na tem mestu ne bi ponavljali. Pomagali smo si z deli [5], [6], [7] in [8]. Na sliki 3 so prikazani značilna aksialna turbinska stopnja in ustrezni trikotniki hitrosti. Številski indeksi so mišljeni splošno: 1 – pomeni stanje pred vodilnikom, 2 – stanje med vodilnikom in gonilnikom ter 3 – stanje za gonilnikom. Pripadajoči diagram entalpija – entropija pomeni začetni del diagrama na sliki 1.



Sl. 3. Značilna aksialna turbinska stopnja.

Izdelan je bil računalniški program za dimenzioniranje turbine, izračun veličin v značilnih prerezih med turbinskimi stopnjami, v potisni cevi ter šobi. Diagram poteka programa MCY je prikazan na sliki 4. Izgube entalpije v posameznih elementih turbine so računane s hitrostnimi koeficienti. Ti koeficienti so empirično dobljeni, podani v literaturi, odvisni so predvsem od kotov hitrosti, pa tudi od relativnih izmer turbinskih kanalov. Postavljeno je, da vsaka turbinska stopnja predela enak delež celotnega entalpijskega padca turbine. Ob tem moramo poudariti, da je pri računanju veličin stanja zraka, specifične entalpije in njenih sprememb pri ekspanziji v popolnosti upoštevan zrak kot realni plin. Ustrezni podprogrami so opisani v dodatku. Podprogram VELIČINE rabi za



Sl. 4. Diagram poteka programa MCY.

uskladitev energijskih veličin in veličin stanja ter hitrosti fluida v poljubnem računskem prerezu.

Vstopni podatki programa MCY so naslednji:

- moč turbine,
- totalna temperatura in totalni tlak zraka v vstopni komori turbine,
- standardna atmosfera po ICAO (International Civil Aviation Organization) določa zračni tlak na izstopu, $p_a = 101,3$ kPa,
- srednji premer turbinskih kanalov je enak za vse tri stopnje,
- premer reaktivne cevi in šobe,
- kot absolutne hitrosti za statorskimi stopnjami ter aksialna komponenta absolutne hitrosti, tudi enako pri vseh stopnjah,
- tetive profilov lopatic vodilnikov in gonilnikov,
- koeficienti izgub v potisni cevi.

Rezultati izračuna so:

- masni pretok pogonskega zraka,
- potisna sila šobe,
- višine kanalov med stopnjami turbine,
- hitrosti zraka in pripadajoči koti,
- temperature in tlaki zraka v računskih prerezih turbine ter potisne cevi,
- izkoristek turbine.

3. SKLEP

Predstavljen je razvoj zračne turbine, ki je namenjen za pogon simulatorja turbopropellerskega letalskega potisnika, in sicer od zasnove do stopnje, kjer se začne razvoj konstrukcije. Izhodišče so moč turbine, vrtljaji ter največji premer stroja. Osrednji problem je bil določiti parametre pogonskega zraka in dimenzije vodilnih in gonilnih vencov ter lopatic. Turbino smo preračunavali korakoma, ker ni mogoče s prvim računom določiti vseh neznanih veličin. V ta namen je bil sestavljen poseben računalniški program za izračun in dimenzioniranje večstopenjske turbine. V programu je uporabljeno načelo konstantne aksialne hitrosti v kontrolnih prerezihi turbine ter enakega kota hitrosti za vsakim vodilnikom. To da enake profile lopatic vseh stopenj, pač pa so različno dolge, kar je sprejemljivo pri razmeroma kratkih lopaticah v našem primeru (razmerje višine zadnjega gonilnika proti srednjemu polmeru je $39,5/178 = 0,222$). Ta poenostavitev izredno poceni izdelavo vodilnikov in gonilnikov.

4. DODATEK

Za izračunavanje lastnosti in veličin stanja zraka uporabljamo preglednice za realne pline [10]. Preglednične vrednosti smo aproksimirali s potenčnimi vrstami in z ustreznim argumentom ter v območju pričakovanih temperatur: od 60 do 400 °C.

Postopek KAPA računa srednje razmerje specifičnih toplot $k = c_p/c_v$ med dvema temperaturama ter še pogosto uporabljeni eksponent $(\chi/(\chi - 1))$; $k = k(T_1, T_2)$.

Postopek CPM računa izobarno specifično toploto c_p za proces med dvema temperaturama T_1 in T_2 : $c_p = c_p(T_1, T_2)$.

Postopek ENE računa specifično entalpijo h , argument je statična T ali totalna temperatura $^{\circ}T$: $h = h(T)$ ali $^{\circ}h = ^{\circ}h(^{\circ}T)$.

Postopek TMP računa temperaturo T , argument je statična h ali totalna specifična entalpija $^{\circ}h$ (kJ/kg): $T = T(h)$ ali $^{\circ}T = ^{\circ}T(^{\circ}h)$.

Postopek HPI računa tlačno funkcijo Π , argument je statična h ali totalna specifična entalpija $^{\circ}h$ (kJ/kg): $\Pi = \Pi(h)$ ali $^{\circ}\Pi = ^{\circ}\Pi(^{\circ}h)$.

Postopek PIH računa specifično entalpijo h , argument je tlačna funkcija Π ali $^{\circ}\Pi$ za totalno stanje: $^{\circ}h = ^{\circ}h(\Pi)$ ali $^{\circ}h = ^{\circ}h(^{\circ}\Pi)$.

V postopku VELIČINE se določajo veličine v računskem prerezu. Vstopni podatki so prerez A , masni tok q_m , totalni tlak $^{\circ}p$, totalna temperatura $^{\circ}T$ in totalna specifična entalpija $^{\circ}h$. Kot rezultat pa dobimo tlak p , temperaturo T , gostoto zraka ρ , hitrost c in Machovo število Ma . Dejansko iščemo pravo hitrost, dokler niso vsi parametri usklajeni.

5. OZNAČBE

A	— pretočni prerez,
c	— absolutna hitrost fluida,
c_a	— aksialna komponenta hitrosti,
c_p	— specifična toplota pri konstantnem tlaku,
D_c, D_s	— premer cevi, premer šobe,
$^{\circ}H_{tu}$	— entalpijski padec vse turbine,
$h, ^{\circ}h$	— statična, totalna specifična entalpija fluida,
l	— višina turbinskega kanala — lopatice,
Ma	— Machovo število za absolutna hitrost,
n	— vrtilna frekvenca turbinske gredi,
P_t	— moč turbine,
$p, ^{\circ}p$	— statični, totalni tlak fluida,
p_a	— tlak atmosfere,
R_{sr}	— srednji premer turbinskega venca,
r	— stopnja reaktivnosti,
S_u	— potisna — reakcijska sila,
s	— specifična entropija,
$T, ^{\circ}T$	— statična totalna absolutna temperatura fluida,
q_m	— masni pretok,
w	— relativna hitrost,
z_v, z_g	— izguba entalpije v vodilniku, gonilniku,
α	— kot absolutne hitrosti,
β	— kot relativne hitrosti,
ζ	— koeficient izgub,
η_u, η_i	— izkoristek na obodu, notranji izkoristek,
χ	— razmerje specifičnih toplot,
Π	— tlačna funkcija,
ρ	— gostota fluida.

6. LITERATURA

- Širok, B.-Höfler, E.-Pišljar, M.-Kompere, M.: Razvoj in izdelava turbopropellerskega motorja za model letala Iljušin IL-114: Strojniški vestnik. Ljubljana 1991/4-6, str. 79-82.
- Skubačevskij, G. S.: Aviacionnie gazoturbinnie dvigatelj. 2. izd. Mašinstroenie. Moskva. 1965.
- Kopeljev, S. E.: Proektirovanie protočnoj časti turbin aviacionnyh dvigatelej. Mašinstroenie. Moskva. 1984.
- Takla, Amiard: Some data related to head losses for straight lengths of ducts and antiswirl devices. Document ISO/TC 117/SC 1 (France 8) 74 E. October 1976.
- Černigoj, B.: Toplotne turbine. teorija in toplotni preračun. 2. predelana izdaja. Založba: Fakulteta za strojništvo Ljubljana. 1987.
- Černigoj, B.: Plinske turbine v teoriji in praksi. Založba: Fakulteta za strojništvo. Ljubljana. 1983.
- Müller, K.J.: Thermische Strömungsmaschinen. Springer-Verlag. Wien. 1978.
- Rao, S. S.-Gupta, R. S.: Optimum Design of Axial Flow Gas Turbine Stage. Part I: Formulation and Analysis of Optimization Problem. Trans. ASME. Journal of Engineering for Power. Vol. 102. October 1980.
- Novak, D.: Simulacija zračne turbine i sapnice. Jugoturbina. Institut. 1990.
- Rivkin S L.: Termodinamičeskie svojstva gazov. 3. izd. Energija. Moskva. 1973.

Naslovi avtorjev: Edvard Höfler, dipl. inž.
dr. Brane Širok, dipl. inž.
mag. Miha Pišljar, dipl. inž.
Turboinštitut. Ljubljana

Prejeto: 22.3.1991