

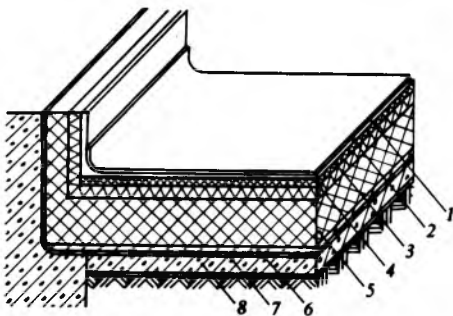
PREVLAKE

Prevlake služe za oblaganje podova. Proizvode se u obliku smotaka velike površine ili manjih ploča. Sastav prevlaka je vrlo raznolik i ovisi o namjeni prostorije. One se lijepe, napinju ili polažu na ravnu, glatku, suhu podlogu koja je zaštićena od vlage. Upotrebljavaju se različite vrste prevlaka, pa se razlikuju prevlake od linoleuma, gumene prevlake, prevlake od poli(vinil-klorida) i tekstilne prevlake.

Linoleum. Trake linoleuma široke su do 2 m, a duge do 30 m. Izrađene su od linoksina, plutnog ili drvenog brašna, smole i pigmenta. Ta se masa nanaša na juteno pletivo i suši duže vremena u toplim komorama. Debljina je linoleuma 1,7...7 mm. Linoksin nastaje oksidacijom lanenog ulja, i to prirodno i sporo (Waltonov postupak), ili umjetnom brзом oksidacijom (Taylorov postupak). Zbog toga postoje dvije vrste linoleuma: Waltonov linoleum, koji ima glatku, jednoboјnu ili višeboјnu površinu, i Taylorov linoleum, koji ima jednoboјnu, hrapavu površinu i sadrži mnogo grubo mljevenog pluta. Linoleum se lijepe na masivnu podlogu ljepljivom od šelaka i kopala, koji su rastopljeni u špiritu, ili neoprenskim ljepljivom, a na drvo ljepljivom od dekstrina. Trake se lijepe okomito na stijenu s prozorima, a na dodir sa zidom postavlja se drveno nisko podnožje, ili se uz zid izvede užljebina i linoleum se uzdigne, pa se sudar sa žbukom prekrije drvenim ili metalnim prutićima. Linoleum je elastičan, prigušuje zvuk, otporan je prema trošenju i teško je upaljiv. Zbog proizvoda oksidacije lanenog ulja uništava bakterije i klice. Ne podnaša mineralna ulja.

Gumeni pod. Prevlake od gume proizvode se od sintetskog ili prirodnog kaučuka, mljevenih mineralnih dodataka i pigmenta. Proizvode se u trakama širine do 2 m, duljine do 15 m, debljine 2...5 mm, izuzetno 10 mm, ili u pločama debljine do 12 mm. Masa se uvalja na podlogu od gustog pletiva u jednom sloju, ili bez pletiva u dva sloja. Površina može biti glatka ili rebrasta, jednoboјna ili višeboјna. Podloga za gumeni pod ne smije biti od magnezita, a betonska podloga mora se premazati bitumenskom emulzijom. Polaganje, te izradba uglova i užljebina jednaka je kao za pod od linoleuma. Lijepe se ljepljivom od kopalne smole ili specijalnim ljepljivima. Gumene prevlake su elastične, trajne, prigušuju zvuk i dobri su električni izolatori. Ne podnose ulja ni više temperature.

Prevlaka od poli(vinil-klorida) (sl. 18) proizvode se na osnovi poli(vinil-klorida) kao veziva uz dodatak punila, stabilizatora, omekšivača i pigmenta u obliku traka širine do 2 m, duljine do 20 m, debljine 1,5...3 mm, ili u obliku ploča veličine do 50 × 50 cm. One su jednoslojne i višeslojne na podlozi od jute, pusti ili pluta ili bez podloge, sa sjajnom ili mutnom površinom. *Vinilazbestne ploče* (JUS U.F3.060, JUS U.M9.101) sadrže azbest kao punilo. Lijepe se ljepljivima na osnovi vinilnih i neoprenskih smola. Neravna podloga mora se prethodno izravnati masom za izravnjanje. Polaže se na temperaturi višoj od 10 °C.



SL 18. Pod od prevlaka (linoleum, guma, PVC). 1 prevlaka, 2 cementna glazura, 3 armiranocementna podloga, 4 toplinska izolacija, 5 armiranobetonska podloga, 6 zaštitni cementni namaz, 7 hidroizolacija, 8 betonska podloga

Tekstilne prevlake su različiti tekstilni proizvodi od biljnih ili životinjskih vlakana (kokos, manila, sisal, pust i sl.) od sintetskih vlakana (perlon, najlon, malon i sl.) ili od njihovih

kombinacija. Proizvode se u obliku traka širine do 4 m, duljine do 30 m, u obliku sagova, te ploča veličine do 100 × 100 cm. Za polaganje tekstilnih prevlaka podloga mora biti ravna, glatka i suha. Prevlake od tekstilnih traka međusobno se sašiju, napnu i učvrste uz rubove posebnim mjedenim vijcima, a trake od sintetskog materijala redovito se lijepe neoprenskim ljepljivom, ili ljepljivom na osnovi poli(vinil-acetata). Ploče se polažu u suho i bez ljepljiva. Sintetske tekstilne prevlake vrlo su dobra zvučna i toplinska izolacija, ali se u toploj i suhoj prostoriji naelektriziraju i privlače prašinu koja lebdi u zraku. Električno praznjenje postiže se uzemljenjem prevlake pomoću bakrene žice ili aluminijских folija postavljenih ispod prevlake.

LIT.: Z. Vrkljan, Građevne konstrukcije II. Sveučilište u Zagrebu, Zagreb 1963. — D. Smiljanić, Arhitektonske konstrukcije. Univerzitet u Sarajevu, Sarajevo 1965. — M. Mittag, Baukonstruktionslehre. Verlag Bertelsmann, Gütersloh 1970. — V. Kamenarović, Podovi. Izdavačko poduzeće Rad, Beograd 1972. — Đ. Peulić, Konstruktivni elementi zgrada. Tehnička knjiga, Zagreb 1975. — H. Schmitt, Hochbaukonstruktion. O. Maier Verlag, Ravensburg 1975.

Z. Vrkljan

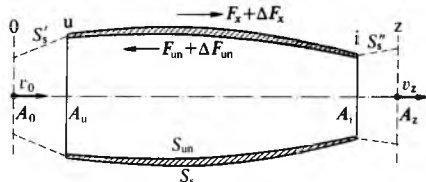
POGONSKI SISTEMI LETELICA služe za stvaranje potisne ili vučne sile potrebne za let letelice. Takav se pogonski sistem sastoji od motora kao izvora propulzivne snage, zatim opreme, nosača i komandi motora, te organa koji snagu motora pretvaraju u potisak.

Osnovni zakoni i činioci propulzije. Namena je propulzora letelice da proizvodi pogonsku silu koja će, savladavajući otpore, omogućiti letenje letelice. Već prema uzajamnom dejstvu i odnosu *pogonskih*, tj. *aktivnih*, i *otpornih*, tj. *pasivnih sila*, letelica može menjati ili održavati konstantnu brzinu kretanja. Odnos aktivnih i pasivnih sila zavisi ne samo od konstrukcijskog rešenja sistema propulzor—letelica već i od radnog režima propulzora i letnog režima letelice.

Kod mlazne propulzije javlja se u sistemu propulzor—letelica radno-propulzivni fluid kao posrednik koji dejstvo izvora pogonske energije prenosi na ceo sistem. Zato kompletan propulzivni sistem obuhvata ne samo propulzor već i radno-propulzivni fluid, čijim se sadejstvom stvaraju aktivne pogonske sile, potrebne za savladavanje otpora letenja.

Mlaznu propulziju može ostvariti svako telo kroz fluid bilo kakve gustine, pa čak i u potpunom vakuumu, izbacivanjem mlaza propulzivne materije (fluida) suprotno smeru letenja brzinom obavezno većom od brzine letenja letelice. Time se ostvaruje kretanje tela pod dejstvom pozitivnih propulzivnih sila: sila pritiska i trenja na spoljnim i unutrašnjim površinama tela propulzora. Unutrašnje i spoljne sile nastaju kao rezultat *unutrašnjih* energetskih zbivanja, u kojima se radni fluid tokom energetskih promena (prvenstveno zagrevanja) energetski obogaćuje da bi se konačno, kroz termodinamički proces širenja u termičkim propulzorima, ubrzavao i stvarao reaktivnu silu potiska. *Potisna sila* (potisak), nastala ubrzavanjem propulzivnog fluida, sledi II i III Newtonov zakon (tj. zakon količine gibanja i zakon akcije i reakcije).

Kad se isključi sila gravitacije na telo koje se kreće kroz gasnu sredinu, pored propulzivne sile pogonskog sistema, dejstvuju još i aerodinamički otpori sredine. To je telo dakle izloženo dejstvu (sl. 1): *spoljnog otpora* F_x , tj. aksijalne komponente sile pritiska gasne sredine na spoljne površine obloge propulzivnog tela S_x , *unutrašnjeg potiska* F_{un} ili aksijalne rezultante sile dejstva fluida na unutrašnje površine tela S_{un} i *efektivnog potiska* $F_e = F_{un} - F_x$.



SL 1. Shema dejstva mlaznog propulzora

Za razvijanje unutrašnjeg potiska, kroz unutrašnje energetske preobražaje u sistemu, merodavan je *unutrašnji mlaz*, kao onaj deo pritičućeg vazduha koji prolazi kroz ulazni, a izlazi kroz izlazni otvor sistema, bez obzira da li je pri tom njegova masa nepromenjena. S obzirom na to da energetske promene tako definisane unutrašnje struje radno-propulzivnog fluida počinju već ispred ulaza, a dovršavaju se iza izlaza, to se kao kontrolni preseki te struje smatraju *početni* ili *nulti presek* A_0 ispred ulaza i *završni presek* A_z iza izlaza, u kojima su pritisci unutrašnje struje i spoljne sredine jednaki: $p_0 = p_a = p_z$. Tako je unutrašnja struja omeđena početnim i završnim prescima, zatim delimično *omotačima* spoljne sredine S'_s i S''_s od početnog preseka A_0 do ulaznog preseka A_u , odnosno od izlaznog preseka A_i do završnog preseka A_z , a najvećim delom zidovima obloge S_{un} . Smatra se da na bočne površine unutrašnje struje izvan otvora S'_s i S''_s dejstvuju dopunske sile otpora ΔF_x i potiska ΔF_{un} , kao aksijalne rezultante sile dejstva okolne sredine, odnosno unutrašnje struje na te površine. Karakteristični parametri unutrašnje struje u početnom preseku jesu: pritisak p_0 , temperatura T_0 i relativna brzina v_0 , a u završnom preseku: p_z , T_z i v_z . Budući da se može usvojiti $\Delta F_x = \Delta F_{un}$, to je efektivni potisak:

$$F_e = (F_{un} + \Delta F_{un}) - (F_x + \Delta F_x). \quad (1)$$

S poznatom sumom spoljnih sila $F_x + \Delta F_x$ nalazi se suma unutrašnjih sila $F_{un} + \Delta F_{un}$ iz jednačine količine kretanja za fluid između početnog i završnog preseka u određenom vremenu t , ili unutrašnjih sila između ulaznog A_u i izlaznog A_i preseka sistema. Budući da je, prema II Newtonovu zakonu, količina kretanja u jedinici vremena ravna proizvodu masenog protoka $\dot{M}$ i brzine fluida v , biće:

$$F_{un} + \Delta F_{un} = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_z - \dot{M}_v v_0 - p_0(A_0 - A_z), \quad (2)$$

odnosno:

$$F_{un} = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_i - \dot{M}_v v_u + (p_i A_i - p_u A_u), \quad (3)$$

gde indeksi v i g označuju vazduh, odnosno gorivo. Ako se suma spoljnih otpora zanemari ili uključi u otpore aviona, dobija se kinetički ili univerzalni potisak sistema:

$$F_k = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_z - \dot{M}_v v_0. \quad (4)$$

Taj je potisak ostvaren samo promenom količine kretanja unutrašnje struje, pri čemu se brzina struje u početnom preseku izjednačuje s brzinom kretanja sistema, odnosno letenja letelice, $v_0 = -v_a$; brzina radno-propulzivnog fluida u završnom preseku može biti istovetna s aksijalnom brzinom mlaza na izlazu sistema, pod uslovom da se završni presek mlaza uglavnom poklapa s izlaznim presekom propulzora, $A_z = A_i$, što je ostvareno kad su pritisci mlaza i spoljne okoline na izlaznom otvoru jednaki. Izraz (4) za kinetički potisak važi za sve tipove propulzora kojima kroz ulaz propulzivni fluid prodire brzinom v_0 , a na izlazu ističe brzinom $v_i = v_m$.

Priroda i svojstva radno-propulzivne materije imaju vrlo snažan uticaj na konstrukciju i radna svojstva raznih propulzivnih sistema. U vazduhoplovstvu se propulzija postiže sadejstvom propulzora i pretežno gasovitog fluida (goriva, vazduha i proizvoda njihova sagorevanja), što je karakteristično za takozvane *hemijske* propulzore, dok je u vanzemaljskim ili kosmičkim (*nehemijskim*) propulzorima radno-propulzivna materija sasvim druge prirode i svojstava.

U hemijskim toplotnim propulzivnim sistemima energetske se promene fluida postižu kroz manje ili više procesa, ali uvek polazeći od osnovnog procesa sagorevanja ili oslobađanja latentne energije goriva. Prema tome, posrednik između propulzora i letelice je kombinacija radne materije (goriva plus oksidatora) i propulzivnog fluida. Radnu materiju karakterišu sposobnost oslobađanja latentne energije u procesu sagorevanja i mogućnost hemijsko-fizičkih i energetskih promena kroz ceo propulzor. Pojam *propulzivna materija* odnosi se na fluid ubrzavan dejstvom propulzora, odnosno procesima u propulzoru, u čemu postoje bitne razlike između hemijskih i nehemijskih propulzivnih sistema. U nekim sistemima postoje osetne razlike u

svojstvima, ponašanju i dejstvu radne i propulzivne materije, a ima i sistema u kojima ista materija ima i radnu i propulzivnu ulogu. Stepem i prirodom razlika između radnog i propulzivnog fluida utiču na konstrukcijska i funkcionalna svojstva propulzivnih sistema. U nehemijskim propulzorima te su razlike uglavnom ili vrlo malene ili ne postoje, jer ista materija, iako promenljivog agregatnog stanja tokom energetskih procesa, ima i radnu i propulzivnu ulogu, ali je i u tim sistemima agregatno stanje pogonske materije u najužoj vezi s tipom propulzivnog sistema.

Dejstvo hemijskih propulzivnih sistema počiva na dva osnovna energetska sistema: strujanju i sagorevanju, i njihova je efikasnost i usklađenost od prvorazrednog značenja za radna svojstva propulzora i letna svojstva letelice. Prema tome, hemijski propulzivni sistemi su strujno-toplotne mašine u kojima su sve energetske promene, počev od energije goriva pa do energije propulzivnog mlaza, podvrgnute zakonima strujanja i sagorevanja. Nehemijski, a to su pretežno kosmički propulzivni sistemi, samo delimično podležu tim zakonima, a neki među njima ostvaruju propulziju na drugim principima, odnosno energetskim procesima.

Ostvareni potisak u bilo kom propulzivnom sistemu najvažniji je činilac performansi, jer od potiska najneposrednije zavisi propulzija. Naime, potisak mora da bude jednak ili veći od sile otpora kretanja, tj. aerodinamičkih i gravitacionih sila otpora, dok je vreme dejstva potiska sporedniji činilac u zemaljskim propulzorima, ali je važan za ukupnu potrošnju pogonskih materija, odnosno za radijus dejstva letelice. Radijus dejstva zemaljskih letelica relativno je malen, a u vanzemaljskim sistemima mnogo je veći, što zahteva veoma dugo vreme dejstva propulzora. U vezi s tim pogodno je izražavati performanse svih sistema proizvodom potiska i vremena dejstva (*impulsom*) umesto samo potiskom. Tako se izraz (4) za kinetički potisak zemaljskih hemijskih sistema može preinačiti u:

$$F_k t = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_m - \dot{M}_v v_0. \quad (5)$$

Iz izraza (5) vidi se da treba trošiti velike mase pogonske materije $\dot{M}_v + \dot{M}_g$, uz što veću brzinu izbacivanja propulzivnog mlaza v_m i u što dužem vremenu, da bi se postigao određeni potisak. Pošto je brzina mlaza v_m hemijskih pogonskih materija ograničena dozvoljenim radnim temperaturama i relativno malom koncentracijom energije u gorivima, to se dovoljno visoki potisci u toku dugog vremena dejstva mogu ostvariti samo povećanjem mase pogonske materije, što postavlja nove probleme i ograničenja u vezi s nosivošću i veličinom letelice. Važnost mase pogonskih materija iziskuje da se performanse prikazuju specifičnim potiskom, tj. potiskom po jedinici masenog protoka radno-propulzivne materije (potrošnje):

$$\text{za aspiracione sisteme: } F_{sp} = \frac{F}{\dot{M}_v + \dot{M}_g} = v_m - \frac{v_0 \mu}{\mu + 1}, \quad (6)$$

$$\text{za raketne propulzore: } F_{sp} = \frac{F}{\dot{M}_0 + \dot{M}_g} = v_m, \quad (7)$$

gde je $\mu = \dot{M}_v / \dot{M}_g$, a $\dot{M}_0$ protok (potrošnja) oksidatora. U oba slučaja specifični potisak ima dimenziju brzine i njegovo povećanje je moguće porastom brzine mlaza, a u aspiracionim sistemima još i preko odnosa protoka vazduha i goriva. Izuzetno za raketne hemijske i nehemijske propulzivne sisteme upotrebljava se pojam jediničnog ili specifičnog impulsa:

$$I_j = \frac{I}{G} = \frac{Ft}{G} = \frac{F}{\dot{G}} = \frac{F_{sp}}{g} = \frac{v_m}{g}, \quad (8)$$

gde je $\dot{G}$ masa utrošene pogonske materije u vremenu t . Jedinčni impuls ima dimenziju vremena i zavisi od istih činilaca od kojih i njemu srazmerna brzina mlaza v_m . Vidi se da je, za postizanje veoma dugog vremena dejstva propulzora, potrebna vrlo velika brzina mlaza, uglavnom nedostizna za današnje hemijske propulzore. To je razlog što se za kosmičku propulziju, s mnogo dužim vremenima dejstva, umesto hemijskih goriva pribegava novim izvorima osnovne energije, a umesto termodinamičkog procesa širenja, novim principima ubrzavanja mase.

Podela propulzivnih sistema letelica. U podeli mlaznih propulzora, počev od klasičnih pa preko danas opšte primenjenih propulzora sve do propulzivnih sistema bliže i dalje budućnosti, postoje vrlo različiti kriterijumi, različitog značenja i obima.

Najopštiji, mada ne i najčešće primenjivani, jeste kriterijum prema misiji letelica: da li je letelica namenjena za letove oko Zemlje, do bližih i daljih planeta ili kroz kosmička prostranstva, što daje podelu na *zemaljske* i *kosmičke letelice*. Takva se podela prilično dobro slaže s podelom prema izvorima osnovne energije, tj. na hemijske i nehemijske propulzivne sisteme. Dok su nehemijski propulzori predodređeni za kosmičke misije, dotle su hemijski ograničeni na zemaljske misije, iako se u novije vreme pojavljuju i neki nehemijski propulzori za letove oko Zemlje.

Zemaljski hemijski propulzori podležu široj podeli prema tipu i načinu obezbeđenja potrebnog oksidatora za hemijske reakcije i propulzivnog fluida za stvaranje potisne sile. Takva podela ističe dve jasno izdvojene grupe propulzora: *aspiracione* i *autonomne*. Prvi dobavljaju potreban oksidator i propulzivni fluid iz atmosfere usisavanjem vazduha, dok ga drugi, raketni propulzori nose sa sobom. Aspiracioni propulzori dalje se svrstavaju na *kompresorske* i *beskompresorske*, prema tome da li za neophodno sabijanje vazduha upotrebljavaju kompresor (elisna i turbinska varijanta) ili umesto kompresorskog sabijanja primenjuju dinamički princip direktnim pretvaranjem kinetičke u potencijalnu energiju (dinamička varijanta).

Prema broju struja radnog i propulzivnog fluida u aspiracionim propulzorima postoji razvrstavanje na *jednostrujne* i *dvostružne* tipove: jednostružnim pripadaju turbinski i dinamički propulzori, a dvostružnim elisni (klipni i turbinska varijanta) i dvostružni turbomlazni propulzori. Takvo se razvrstavanje dobro podudara s razvrstavanjem prema položaju struje propulzivnog fluida s obzirom na propulzor: s unutrašnjom (*toplom*) i spoljnom (*hladnom*) propulzivnom strujom i primerenim procesima ubrzavanja fluida. Klipnoelisni propulzor je tipičan primer sadejstva unutrašnjih energetskih procesa u klipnom motoru i spoljnih propulzivnih sila na elisi, odnosno sadejstva radnog (*toplog*) fluida u motoru i propulzivnog (*hladnog*) fluida na elisi. To uglavnom važi i za kombinaciju gasne turbine i elise u turboelisnoj varijanti. Bez obzira na izvor pogonske energije za elisu, obe varijante elisnih propulzora, klipna i turbinska, spadaju u grupu sa spoljnim propulzivnim fluidom, iako turbinska varijanta spada pre u kombinovanu grupu. Nasuprot grupi sa spoljnim propulzivnim fluidom stoji grupa s unutrašnjim propulzivnim fluidom, što je i odlika jednostružnih propulzora. Zajedničko obema grupama jeste *unutrašnji* termodinamički proces oslobađanja toplotne energije goriva u prvoj fazi i ubrzavanja propulzivnog fluida u drugoj, završnoj fazi unutrašnjih zbivanja.

Svakako je najpoznatiji i najlogičniji kriterijum i metod podele propulzivnih sistema prema izvoru i vrsti osnovne energije. Tako toplotnoj grupi pripadaju propulzori koji kao osnovnu ili izvornu energiju koriste hemijsko-toplotnu i nuklearno-toplotnu energiju. Svi su ostali postojeći, a naročito budući propulzivni sistemi bilo na termoelektričnom ili samo električnom principu, ili su specijalni tipovi koji pripadaju opštoj grupi *kosmičkih* propulzivnih sistema.

HEMIJSKI PROPULZORI

Od svih zemaljskih hemijskih propulzora aspiracioni propulzori su zasad najbrojniji. Postoje tri glavna tipa aspiracionih propulzivnih sistema: klipnoelisni, turboelisni i turbomlazni.

KLIPNOELISNI PROPULZIVNI SISTEM

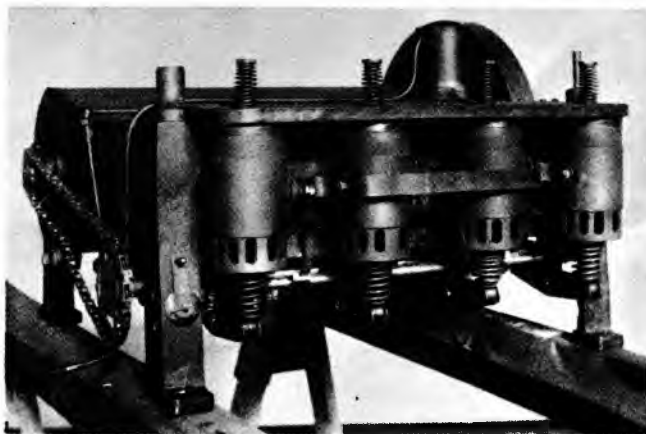
Klipnoelisni propulzor je propulzivna grupa sa dve konstrukcijski i funkcionalno posebne radne jedinice: klipnim motorom i elisom. Zadatak je klipnog motora da proizvodi samo mehaničku energiju potrebnu za pogon elise. Dejstvom elise ubrzava se vazduh kao propulzivni spoljni fluid, i tako stvara potisna ili vučna sila elise. Ta je sila, kao i kod ostalih mlaznih propulzora, rezultat porasta količine kretanja vazduha kroz polje elise:

$$F_E = \dot{M}_v(v_m - v_0), \quad (9)$$

gde su: $\dot{M}_v$ maseni protok vazduha kroz polje elise, v_m brzina vazduha na izlazu, a v_0 brzina na ulazu elise (brzina letenja). Prema tome, elisa je propulzivni, a klipni motor radni ili pogonski element za elisu.

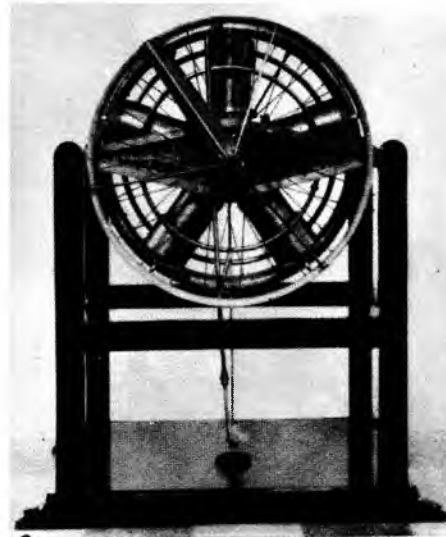
M. Vujić

Prve letelice sa klipnoelisnim propulzivnim sistemom bili su dirizabli. Francuz Henri Giffard konstruisao je 1852. god. malu parnu mašinu i ugradio u dirizabl kojim je uspešno preleteo od Pariza do Trappesa. Giffardova parna mašina snage 2,2 kW i mase ~159 kg, skupa sa parnim kotlom, pogonila je elisu koja je pokretala dirizabl brzinom od 11 km/h. Godine 1872. Austrijanac Paul Händlein konstruisao je dirizabl s Lenoirovim gasnim motorom specifične mase 125 kg/kW, i to je u vazduhoplovstvu bila prva primena motora s unutrašnjim sagorevanjem. U Francuskoj su braća Tissandier 1883. god. prvi primenili za pogon dirizabla elektromotor napajan iz akumulatorske baterije. Taj je elektromotor imao snagu 1,1 kW, a skupa s akumulatorskom baterijom masu 244 kg/kW. Već sledeće, 1884. god. Renard i Krebs su za svoj dirizabl *La France* konstruisali savršeniji elektromotorni propulzivni sistem snage 6,7 kW i specifične mase 79 kg/kW. Nemač Wölfert je 1888. god. prvi upotrebio za propulziju dirizabla 1-cilindarski benzinski klipni motor snage 1,5 kW. Bilo je i predloga da se za propulziju dirizabla upotrebi motor na komprimirani vazduh, ali praktično rešenje tog predloga nije nikad ostvareno.



Sl. 2. Klipni motor aviona braće Wright (1903. god.)

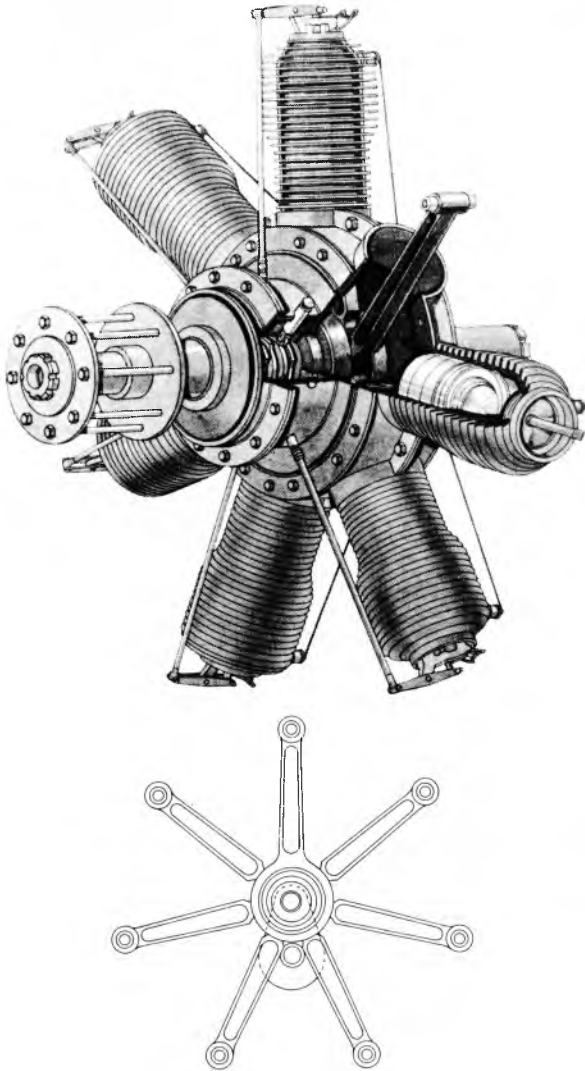
Za propulziju prvog aviona, koji je uspešno poleteo 17. decembra 1903. god., braća Wright i njihov mehaničar Ch. Taylor konstruisali su benzinski klipni motor sličan današnjim automobilskim Ottovim motorima (sl. 2); imao je 4 cilindra u jednoj liniji, hlađenje vodom i vazduhom, razvijao je snagu od 9 kW, a specifična masa motora bila je ~9 kg/kW. Iste je godine Ch. M. Manly konstruisao za Langleyev avion *Aerodrome* klipni 5-cilindarski zvezdasti motor snage 39 kW i specifične mase od samo 1,78 kg/kW (sl. 3), ali let tog aviona nije uspeo jer je način poletanja bio pogrešno rešen.



Sl. 3. Avionski zvezdasti motor Ch. Manleya (1903. god.)

Prvi avionski klipni V-motor, koji je imao 8 cilindara, snagu 37 kW i specifičnu masu samo 1,34 kg/kW, konstruisao je 1905. god. Francuz Léon Lavasseur. Po koncepciji je Lavasseurov motor bio ispred svog vremena; imao je direktno ubrizgavanje goriva i hlađenje vodenom parom, ali tadašnja

mašinogradnja nije mogla obezbediti potrebnu preciznost izvedbe, pa taj motor nije bio dovoljno pouzdan u pogonu i ubrzo su ga potisnuli jednostavniji i pouzdaniji avionski motori. U Francuskoj su 1908. god. braća Séguin počeli serijsku proizvodnju laganog, jednostavnog i veoma pouzdanog avionskog zvezdastog motora *Gnome* sa 5 cilindara, snage 37 kW i specifične mase 1,22 kg/kW (sl. 4). *Gnome* je odmah postao najpopularniji evropski avionski motor, pa se po licenci proizvodio i u Engleskoj, Nemačkoj i Švedskoj, broj cilindara je povećan na 7, pa na 9, i konačno na 2×7 cilindara u dvostrukoj zvezdi. Pred prvi svetski rat među značajne uspehe u konstrukciji avionskih klipnih motora spadaju francuski Renaultov 8-cilindarski V-motor od 60 kW s vazдушnim hlađenjem i reduktorom broja obrtaja (1910. god.), engleski RAF V-motori sa 8 i 12 cilindara snage do 194 kW (1913. god.) i nemački veoma robusni, vodom hlađeni 6-cilindarski linijski motori snage do 200 kW, koje su proizvedile firme Mercedes, Maybach, BMW, Benz i Daimler.

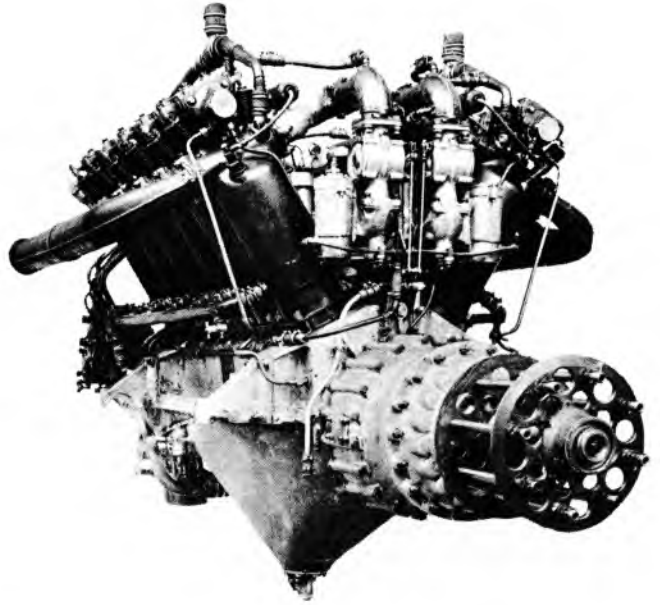


Sl. 4. Avionski zvezdasti motor *Gnome* braće Séguin (1908. god.)

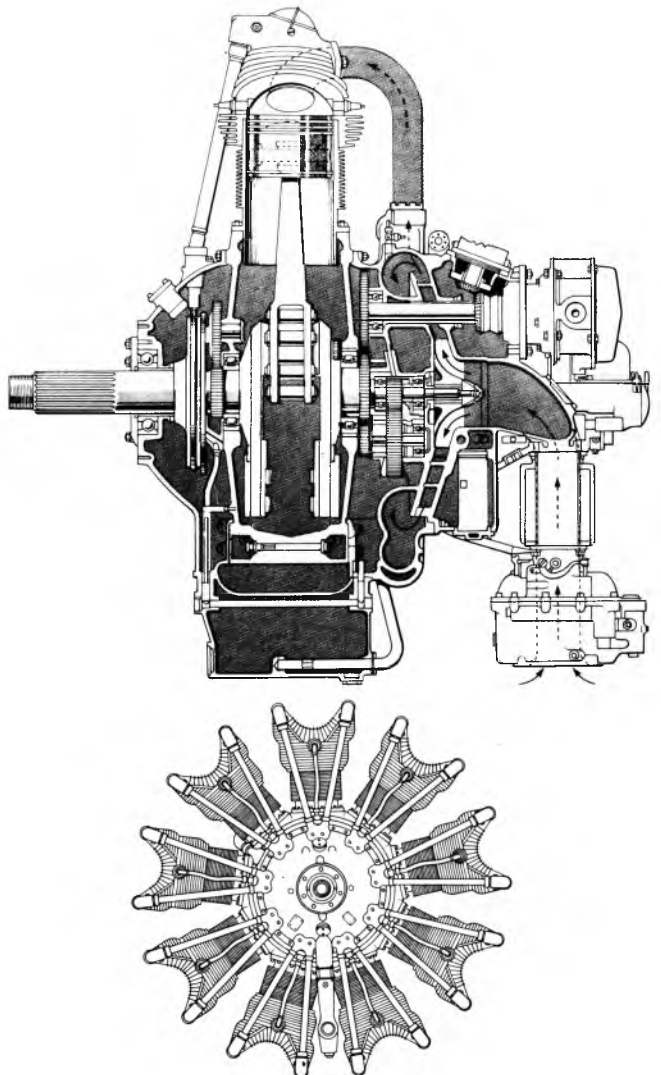
Za vreme prvoga svetskog rata u zaraćenim zemljama proizvodili su se najviše avionski zvezdasti motori tipa *Gnome*, ili neki veoma slične konstrukcije, sa snagom 60...170 kW i specifičnom masom 1,2...1,8 kg/kW, pa je do 1917. god. takve motore imalo ~80% svih borbenih aviona zaraćenih strana. U Engleskoj je 1914. god., prema Mercedesovu automobilskom motoru, konstruisan snažan avionski 12-cilindarski V-motor *Rolls-Royce Eagle* od 268 kW i specifične mase ~1,4 kg/kW (sl. 5). Među uspele konstrukcije snažnih avionskih motora tog vremena spada i 12-cilindarski V-motor *Hispano-Suiza* od 224 kW, koji se proizvodio u Engleskoj, Francuskoj i SAD, ali najuspešnijim se smatra veoma jednostavan 12-cilindarski V-motor *American Liberty* snage ~300 kW i specifične mase 1,29 kg/kW, koji je 1916. god. konstruisala firma Packard za ratno vazduhoplovstvo SAD. U Nemačkoj su BMW, Junkers, Benz i ostali fabrikanti snažnijih avionskih motora nastavili proizvodnju pred rat razvijenog i veoma pouzdanog 6-cilindarskog linijskog avionskog motora snage 225 kW i specifične mase 2,1 kg/kW, dakle oselljivo težeg nego što su u to vreme bili engleski i američki avionski V-motori sličnih snaga.

U periodu između dva svetska rata avionski motori su se veoma brzo usavršavali. Već 20-tih godina našeg stoleća reduktor broja obrtaja motora postao je redovan deo propulzivnog sistema aviona, sistemi hlađenja i podmazivanja motora znatno su poboljšani, usavršen je karburator tako da je mogao održavati pravilnu smešu goriva i vazduha nezavisno od promene snage i

visine leta, uveden je električni starter motora, pojavili su se prvi avionski motori s kompresorom, a preciznost izrade elemenata motora i kontrola kvaliteta materijala osetno su povećani.



Sl. 5. Avionski 12-cilindarski V-motor *Rolls-Royce Eagle* snage 268 kW (1914. god.)



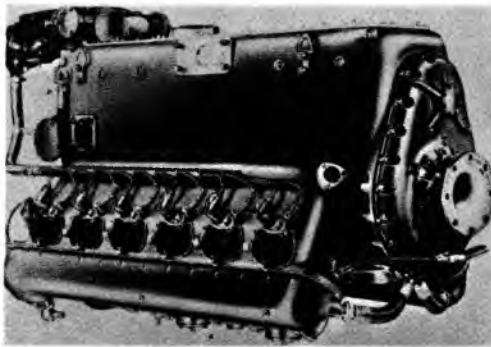
Sl. 6. Presek 9-cilindarskog zvezdastog motora *Pratt & Whitney Wasp* (1926. god.)

U prvim godinama posle prvoga svetskog rata među najuspešnije engleske avionske motore ubrajaju se *Armstrong Siddeley Jaguar* snage 300...335 kW sa 14 cilindara u dvostrukoj zvezdi, opremljen kompresorom i reduktorom broja obrtaja (1920. god.), 9-cilindarski vazduhom hlađeni zvezdasti motor *Bristol Jupiter* snage 300 kW, koji se proizvodio od 1920. do 1935. god., i 12-cilindarski vodom hlađeni V-motor *Rolls-Royce Condor* snage 485 kW namenjen za teške avione (1922. god.).

U SAD 20-tih godina našeg stoleća najviše su se proizvodili avionski zvezdasti motori s vazdušnim hlađenjem. Veoma uspešna konstrukcija bio je 5...9-cilindarski zvezdasti motor *Wright Whirlwind* snage 105...224 kW, pa je i avion *Spirit of St. Louis*, kojim je Ch. Lindbergh 1927. god. prvi uspešno preleteo Atlantski okean, imao takav 7-cilindarski motor. Jedan od najpopularnijih i najuspešnijih zvezdastih motora svih vremena, 9-cilindarski *Pratt & Whitney Wasp* (sl. 6) snage 300 kW, konstruisan je 1925. god. i do 1960. kad je proizvodnja tog motora prestala, izrađeno je više od 35 000 takvih motora.

Početkom 30-tih godina američka firma General Electric konstruisala je turbokompresor na izduvne gasove avionskog motora. Budući da se za pogon turbokompresora ne troši mehanička energija motora, kao što je to bilo s ranijim centrifugalnim kompresorima, to se primenom turbokompresora povećala ne samo snaga nego i efektivni stepen korisnosti propulzivnog sistema, pa je stoga turbokompresorski uređaj postao redovan pomoćni deo avionskih motora većih snaga. Primena turbokompresora, upotreba novih avionskih visokootpinskih goriva i novih konstrukcijskih materijala, te poboljšanja pojedinih mehanizama motora, kao što je npr. bilo uvođenje cevastih ventila, doprineli su da se pred drugi svetski rat snaga avionskih klipnih motora povećala na ~750 kW, a specifična masa smanji na ~0,61 kg/kW.

U Nemačkoj je 1935. god. firma Daimler-Benz konstruisala prvi avionski Ottov motor s direktnim ubrizgavanjem goriva *DB 600* (sl. 7) sa 12 cilindara u obrnutoj V-konfiguraciji, snage 514 kW, a 1938. god. poboljšani tip *DB 601* snage 754 kW. Istovremeno je firma Junkers proizvela dva tipa prvih avionskih Diesellovih motora *Jumo 210* i *Jumo 211* snage ~740 kW. To su bili jedini avionski Diesellovi motori koji su se proizvodili u velikim serijama, ali se posle drugoga svetskog rata više nisu primenjivali za propulziju aviona, iako im je ekonomičnost bila veća nego avionskih Ottovih motora.



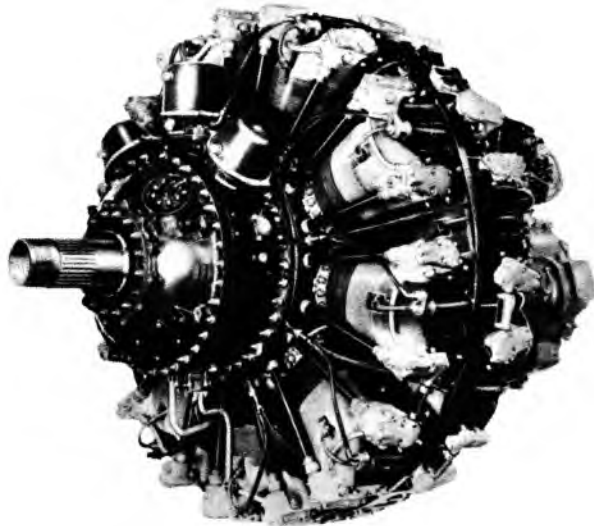
Sl. 7. DB-600, prvi avionski klipni motor sa direktnim ubrizgavanjem goriva (1935. god.)

U Engleskoj je 1936. god. počela proizvodnja 12-cilindarskog V-motora *Rolls-Royce Merlin* snage ~670 kW (sl. 8), namenjenog za propulziju poznatih lovačkih aviona *Spitfire* i *Hurricane*. Motor je bio snabdeven turbokompresorom, hlađenje je bilo smešom vode i etilen-glikola, a snaga mu je stalno povećavana, pa je početkom drugoga svetskog rata 1939. god. iznosila 768 kW uz specifičnu masu 0,81 kg/kW, da bi potkraj rata 1945. god. narasla na 1364 kW uz specifičnu masu motora od 0,57 kg/kW. U periodu od 1939. do 1945. god. proizvedeno je u Engleskoj više od 150 000 tih veoma uspešnih avionskih motora.

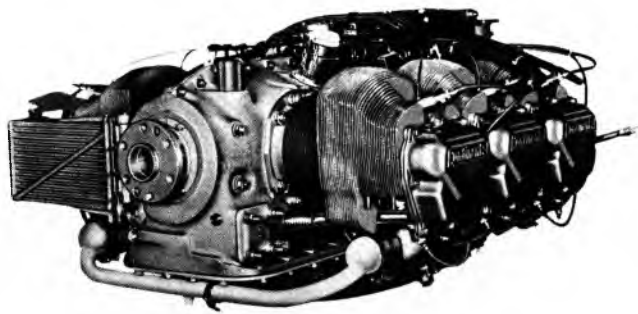
Pored motora *Rolls-Royce Merlin*, za vreme drugoga svetskog rata u Engleskoj su vodeći motori bili *Bristol Hercules*, 14-cilindarski vazduhom hlađeni

zvezdasti motor s cevastim ventilima snage ~1500 kW, i *Napier Sabre*, 24-cilindarski tečnošću hlađeni H-motor snage 1640 kW. Među najpoznatije avionske motore koje su od 1939. do 1945. god. proizvodili u SAD za potrebe vojnog i civilnog vazduhoplovstva, spadaju: 18-cilindarski zvezdasti motor *Pratt & Whitney Double Wasp* (sl. 9) snage 1340...2087 kW, koji se proizvodi još i danas za neke specijalne tipove aviona; 14-cilindarski motor sa 2x7 cilindara u dvostrukoj zvezdi *Pratt & Whitney Twin Wasp* snage 895...1490 kW, ugrađivan u bombardere *Consolidated B-24 Liberator*; zvezdasti motor *Wright Cyclone* snage 895...1640 kW namenjen za bombardere *Boeing B-17* i *B-29 Superfortress*, te *Pratt & Whitney Wasp Major* sa 28 cilindara raspoređenih u četverorednoj zvezdi, snage iznad 2236 kW. U Nemačkoj su za ratno vazduhoplovstvo proizvodili veoma uspešan zvezdasti motor *BMW 801* snage ~1500 kW, te 12-cilindarske V-motore *Daimler-Benz DB 603* i *605*, te *Junkers Jumo 211* i *213*.

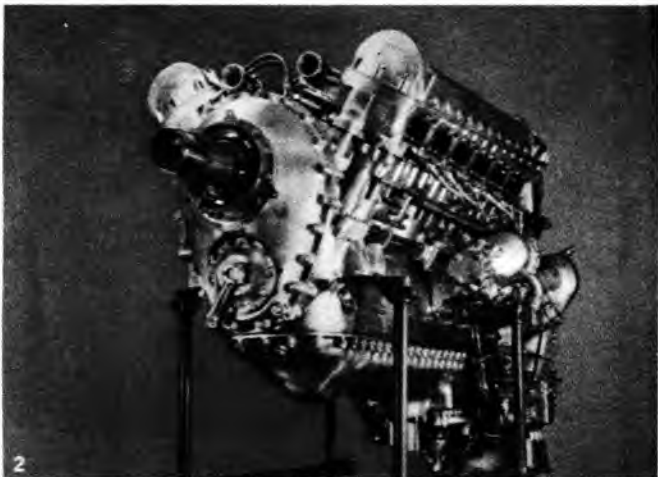
Konac drugoga svetskog rata značio je i vrhunac razvoja velikih avionskih klipnih motora, jer ubrzo posle rata, na području velikih snaga, gasna turbina i mlazni propulzori potisnuli su klipne motore s elisnim propulzorom. Avionski klipni motori malih snaga i dalje su se razvijali, pa se još i danas primenjuju



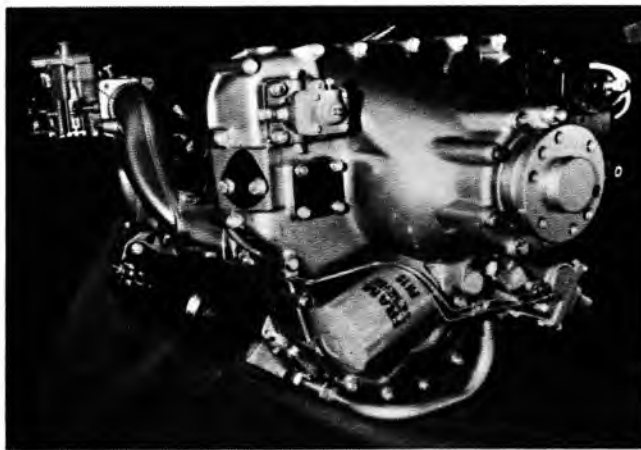
Sl. 9. Avionski klipni motor *Pratt & Whitney Double Wasp* sa 18 cilindara u dvostrukoj zvezdi, snage 2087 kW (1940. god.)



Sl. 10. Lagani avionski 6-cilindarski linijski motor *Teledyne Continental 10520-A* sa direktnim ubrizgavanjem goriva, snage 212 kW



Sl. 8. Avionski 12-cilindarski V-motor *Rolls-Royce Merlin* (1939. god.)



Sl. 11. Avionski Wankelov motor firme *Curtiss-Wright*

za propulziju malih sportskih aviona, aviona poljoprivredne avijacije, malih sanitetskih aviona, helikoptera itd. To su veoma lagani i kompaktni zvezdasti ili linijski motori (sl. 10) s direktnim ubrizgavanjem goriva, reduktorom broja obrtaja i često s turbokompresorom, a imaju snagu 50...370 kW. Danas su glavni proizvođači takvih laganih avionskih klipnih motora firme *Avco Lycoming* i *Teledyne Continental* u SAD i nekoliko fabrika u ČSSR, Poljskoj i SSSR. Velik interes postoji da se za propulziju malih aviona primeni Wankelov motor s rotirajućim klipom (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, TE 9, str. 54). Na razvoju avionskog Wankelova motora danas u SAD radi firma *Curtiss-Wright* (sl. 11) i više firmi u Japanu i SR Nemačkoj.

Redakcija

Klipni motor

Avionski klipni motor pripada grupi motora unutrašnjeg sagorevanja. To je uglavnom Ottov motor, poznat još i kao benzinski ili karburatorski motor, koji s Dieslovim motorom u vazduhoplovstvu i automobilizmu obrazuje porodicu lakih motora.

Avionski klipni motor, iako konstrukcijski i funkcionalno skoro identičan s automobilskim Ottovim motorom, s gledišta ostvarenih performansi nesumnjivo najuspelija je varijanta Ottova motora, ali nije i s gledišta ekonomičnosti izrade i eksploatacije. O termodinamičkom radnom ciklusu, stepenima korisnosti i performansama Ottova motora v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, TE 9, str. 1.

Performanse i karakteristike avionskog klipnog motora. Efektivna snaga i specifična potrošnja goriva, pored obrtnog momenta na vratilu, jesu glavni činioci ili parametri performansi motora. Efektivna snaga i obrtni moment su merila radne sposobnosti, a specifična potrošnja goriva ekonomičnosti motora.

Efektivna snaga motora P_e prikazana je izrazom

$$P_e = p_{em} V_l n, \quad (10)$$

gde je p_{em} srednji efektivni pritisak radne materije u cilindru tokom jednog radnog ciklusa, V_l ukupna radna zapremina svih cilindara, n broj obrtaja. Do danas ostvarene vrednosti efektivne snage P_e avionskih klipnih motora iznose između 15 i 2500 kW.

Obrtni moment na vratilu $M_0 = P_0/n$ u avionskim motorima nema takvo značenje kao u automobilskim, pa se retko upotrebljava za prikazivanje performansi.

Specifična potrošnja goriva $b_g = \dot{M}_{gh}/P_e$, gde je $\dot{M}_{gh}$ masa goriva potrošena u jedinici vremena, najvernije je merilo ekonomičnosti rada motora i prvenstveno zavisi od stepena korisnosti motora i kvaliteta goriva, a manje od koncepcije i veličine motora. Vrednosti su specifične potrošnje goriva između 0,35 i 0,44 kg/(kW h).

Na glavne parametre performansi, efektivnu snagu P_e i specifičnu potrošnju goriva b_g , radni režim motora neposredno utiče preko broja obrtaja, a letni režim posredno preko brzine i visine letenja. Zato se snaga motora i specifična potrošnja prikazuju kao funkcije od tri nezavisno promenljiva parametra, tj. broja obrtaja, brzine i visine letenja u obliku *karakteristika motora*.

Pri konstantnoj brzini i visini letenja, zavisnost snage i potrošnje od broja obrtaja zove se *prigušna karakteristika*, jer se prigušivanjem protoka smeše kroz karburator pomoću komandnog leptira menja broj obrtaja, a time i snaga, odnosno specifična potrošnja (sl. 12a). Prigušna karakteristika može se

odnositi ili na punu efektivnu snagu P_e i odgovarajuću specifičnu potrošnju (*spoljna karakteristika*), ili na elisnu, odnosno apsorbovanu snagu i odgovarajuću potrošnju (*unutrašnja ili elisna karakteristika*). Postojanje spoljne i unutrašnje karakteristike posledica je razlika između *pune* i *prigušene* (elisom apsorbovane ili upotrebne) snage. Puna se snaga postiže na vratilu motora pri stalno punom otvoru leptira u karburatoru, tj. pri maksimalnom punjenju smešom, ali s promenljivim otporima elise, dakle za različite elise. Prigušena snaga dobija se, za jednu određenu elisu s određenim otporom, promenom prigušenja u karburatoru, počev od najmanjeg broja obrtaja pri najvećem prigušenju (*režim usporenog rada*) pa do najvećeg broja obrtaja s punim otvorom leptira, tj. bez prigušenja (*maksimalni režim rada*). Za svaku elisu konstantnog koraka, kojoj je otpor karakterisan odgovarajućim koeficijentom otpora K , dobija se druga kriva prigušene snage prema zakonu $P_e = Kn^3$. Geometrijsko mesto tačaka maksimalnih režima za razne spoljne otpore, odnosno elise konstantnog koraka, biće kriva pune snage. Za elise promenljivog koraka s konstantnom brzinom obrtanja ne važi ovaj zakon kubne parabole za apsorbovanu ili prigušenu snagu.

Pri konstantnom broju obrtaja i konstantnoj brzini letenja zavisnost efektivne snage i specifične potrošnje goriva od visine letenja zove se *visinska karakteristika* (sl. 12b). Visinska karakteristika je takođe važna performansa avionskih motora, s obzirom na to da tokom letenja avion može menjati osetno visinu letenja, a time i snagu motora i potrošnju goriva. Uticaj visine je izražen preko pada pritiska, temperature i gustine spoljnog atmosferskog vazduha, a time i količine smeše u cilindrima, što izaziva pad efektivne snage prema približnom zakonu:

$$P_{ez} = P_{e0} \frac{p_z}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_z}}, \quad (11)$$

gde je p pritisak, T temperatura, a indeksi 0 i z odnose se na nivo mora i na visinu z. Taj izraz važi za beskompresorske motore namenjene manjim visinama letenja, gde je gubitak snage s visinom još podnošljiv. Pravi *visinski motori* su opremljeni kompresorom, a promena snage s porastom visine data je prilično složenim izrazom

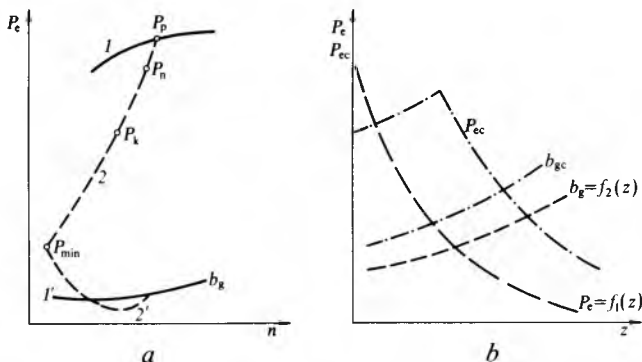
$$P_{ez} = P_{e0} \frac{p_z}{p_0} \left(\frac{T_0}{T_z} \right)^m \cdot C \frac{1}{\eta_{mo} - C_1 - C_2} + C_3, \quad (12)$$

gde je η_{mo} mehanički stepen korisnosti motora, indeks c odnosi se na izlaz kompresora, odnosno na ulaz u cilindar, dok popravni koeficijenti C , C_1 , C_2 i C_3 uzimaju u obzir uticaje svih činilaca na snagu, preko pritiska i temperatura spoljnog i u kompresoru sabijanog vazduha, kao i mehaničkog stepena korisnosti motora i ukupnog stepena korisnosti kompresora.

Brzinska karakteristika, tj. zavisnost efektivne snage i specifične potrošnje od brzine letenja na konstantnoj visini i pri nepromenjenom broju obrtaja, nije važna za klipne motore, zbog relativno umerenih brzina letenja i malog uticaja brzine na protok vazduha kroz motor, a time i na snagu motora.

U praksi avionskih klipnih motora više se operiše s prigušnom (*unutrašnjom*) nego s punom (*spoljnom*) karakteristikom, jer su njom obuhvaćeni svi režimi, odnosno sva opterećenja motora, počev od minimalnog do maksimalnog, a povrh toga ona pokazuje najpovoljnije performanse motora u eksploataciji pod nominalnim uslovima. Za *beskompresorske* ili *neprehranjivane* motore elisna (*unutrašnja*) karakteristika odnosi se na rad motora na tlu pod normalnim atmosferskim uslovima, a određuje se eksperimentalno. Efektivna snaga motora menja se pri promeni broja obrtaja po istom zakonu prigušene snage (zakonu kuba) kao i elisom apsorbovana snaga.

Motor s određenom elisom konstantnog koraka može raditi s punim otvorom leptira samo na jednom određenom, i to maksimalnom broju obrtaja, koji odgovara preseku krivih pune i prigušene snage za dati tip elise. Tom režimu maksimalnog opterećenja odgovara kratkotrajna maksimalna snaga (*snaga polletanja*), sa strogo ograničenim vremenom trajanja (3...5 minuta), da bi se izbegla mehaničko-toplotna preopterećenja



Sl. 12. Tipične karakteristike avionskog klipnog motora. a prigušna karakteristika, b visinska karakteristika

motora. Međutim, broj obrtaja na maksimalnom režimu poletanja ne mora biti maksimalan, čak je kod mnogih motora manji, uz uslov da je maksimalan broj obrtaja samo pri obru-šavanju aviona.

Prigušivanje pomoću karburatorskog leptira smanjuje efektivnu snagu na tzv. *nominalnu* ili *maksimalnu trajnu snagu*, koja je za 5...15% manja od pune snage poletanja. Ta rezerva snage može se upotrebiti izuzetno pri poletanju ili opasnosti, i to samo za kratkotrajno povišenje snage. S nominalnom snagom motor obično radi pri penjanju ili pri letenju maksimalnom brzinom. S daljim se prigušivanjem u usisnom vodu efektivna snaga još smanjuje na 6/10 do 7/10 nominalne snage, a vreme njena dejstva nije ograničeno. Budući da tako smanjenoj nominalnoj snazi odgovara minimalna specifična potrošnja, to se ona naziva *ekonomskom snagom* ili *snagom krstarenja*. S maksimalnim prigušivanjem u karburatoru opterećenje motora, odnosno broj obrtaja, pada na minimum (*režim usporenog rada* ili *relanta*), kad motor razvija samo toliko snage koliko je potrebno za savlađivanje unutrašnjih i spoljnih otpora.

U teoriji avionskih klipnih motora motorske performanse izražavaju se i preko litarske i specifične snage, jer su te snage veoma važne za eksploatacionu svojstva motora. Litarska snaga

$$P_l = P/V_l, \quad (13)$$

tj. snaga po jedinici radne zapremine V_l svih cilindara ima kvalitativno značenje, jer zavisi samo od unutrašnjih energetskih procesa, odnosno srednjeg efektivnog pritiska p_{em} i broja obrtaja n

$$P_l = p_{em} n. \quad (14)$$

Tako svako poboljšanje unutrašnjih procesa i povećanje koeficijenta punjenja cilindra smešom (npr. prehranjivanjem pomoću kompresora) može povisiti srednji efektivni pritisak p_{em} , a preko njega i preko povećanog broja obrtaja može se povećati litarska snaga motora. U avionskim motorima litarska snaga pretežno se povećava preko većeg srednjeg efektivnog pritiska, a u automobilskim motorima preko većeg broja obrtaja, što se tumači velikim razlikama u dimenzijama i radnim uslovima jednih i drugih motora, a manje u konstrukcijskim razlikama. To se još bolje ističe *specifičnom snagom* P_{sp} (snagom po jedinici mase motora)

$$P_{sp} = \frac{P_e}{G_M} = \frac{P_l V_l}{G_M}, \quad (15)$$

gde je G_M masa motora.

Pojam specifične snage uvodi, pored unutrašnjeg energetskog faktora, još i konstrukcijski faktor, kako preko gabarita tako i preko mase motora, pa je i zavisnost specifične snage od osnovnih radnih činilaca vrlo složena. S obzirom na neposrednu vezu između litarske i specifične snage, svako povećanje litarske snage preko bilo kojeg parametra (p_{em} ili n) trebalo bi da dovede i do povećanja specifične snage, pod uslovom da je pri tom $V_l/G_M = \text{const.}$, što je uglavnom nemoguće. Statistički podaci za izvedene motore pokazuju da jači motori, s vrlo velikim efektivnim snagama, imaju manju specifičnu masu, odnosno veću specifičnu snagu, jer im snaga brže raste nego masa pri povećanju ukupne radne zapremine cilindra. Drugim rečima, oni su specifički lakši, pa se zato zovu *laki motori*. Tako su snažni avionski motori od 2580 kW specifički lakši od mnogo manjih automobilskih motora, iako im je apsolutna masa mnogo veća. Dostignute su minalne specifične mase avionskih motora ~0,68 kg/kW, prema približno 2,72 kg/kW za automobilske Ottove motore, odnosno 5,4 kg/kW za Dieslove motore.

Povećanjem litarske, a preko nje i specifične snage avionskih motora ne povećavaju se i brojevi obrtaja (što je uobičajeno na automobilskim motorima), zbog očiglednih nedostataka tog metoda. Naime, sa porastom broja obrtaja brzo rastu inercijalne sile u pokretnim elementima motora, a time i napezanja klipa, klipnjače i vratila, pa zahteva njihove pojačane dimenzije, što znači i povećanje mase delova i motora. Pored toga, s povećanjem broja obrtaja raste i vrlo važan eksploata-

cioni činilac: *srednja brzina klipa*, čime se skraćuje radni vek elemenata i motora. Najzad, povećanju broja obrtaja suprotstavlja se i elisa, a zbog pojave stišljivosti na vrhovima njenih krakova, porastu i aerodinamički gubici. Doduše, te se nezgode s elisom donekle ublažuju primenom reduktora broja obrtaja između vratila motora i elise, ali uz izvesne komplikacije i povećanje mase propulzivnog sistema.

Efektivniji način da se poveća specifična snaga avionskih motora jeste primena *prehranjivanja*, tj. ubacivanja smeše u cilindre pod većim pritiskom od normalnog potpritiska usisavanja. Tako se povećavaju gustina i masa smeše, pa dakle i punjenje cilindra smešom, što konačno povećava srednji efektivni pritisak p_{em} , odnosno efektivnu snagu motora P_e . Iako se prehranjivanje može primeniti i na specijalnim automobilskim motorima, ipak se najčešće primenjuje u vazduhoplovstvu da bi se povećala visina upotrebe motora i aviona.

Da s porastom visine ne bi opadala snaga motora zbog opadanja pritiska i gustine spoljnog vazduha, kompresor održava pritisak smeše (*pritisak prehranjivanja*) konstantnim do visine upotrebe uz sadejstvo posebnog leptira na svom ulazu. Taj je leptir na tlu pritvoren, a postepeno se i automatski otvara s porastom visine, što omogućuje kompresoru da kompenzira neizbežni pad spoljnog pritiska i spreči opadanje snage motora do dostizanja visine upotrebe, gde je leptir potpuno otvoren i dostignuta najveća nominalna snaga (sl. 12b). Iznad te visine snaga opada približno proporcionalno opadanju gustine spoljne atmosfere, dok je leptir potpuno otvoren. Prigušenje od tla do visine upotrebe potrebno je da bi se sprečilo preopterećenje i eventualno oštećenje motora. Izuzetno je pri poletanju dopušteno smanjeno prigušenje, odnosno veći pritisak punjenja, da bi se dobila kratkotrajna veća snaga, a odmah po uspelom uzletanju komandnom ručicom snaga se naglo snižava na nominalnu, tako da dalje postepeno raste sve do visine upotrebe, kad dostiže svoj maksimum.

Prema maksimalnoj snazi na visini upotrebe dimenzionisani su i proračunati elementi motora, i svako prekoračenje te snage ugrozilo bi mehaničku sigurnost delova, pogotovo ako bi se bez prigušenja ispod visine upotrebe, a naročito na tlu, postigle mnogo veće snage (*ekvivalentna snaga* pri tlu s otvorenim leptirom). Budući da kompresor s mehaničkim pogonom s vratila motora troši prilično snage za sopstveni pogon i sabijanje smeše, snaga će motora ispod visine upotrebe biti obavezno manja od snage ekvivalentnog beskompresorskog motora s istim pritiskom punjenja pri tlu. To smanjenje snage za kompresorski motor na manjim visinama nadoknađeno je većim snagama na većim visinama s obzirom na beskompresorski motor, pa se zato kompresorski motor naziva *visinskim motorom*.

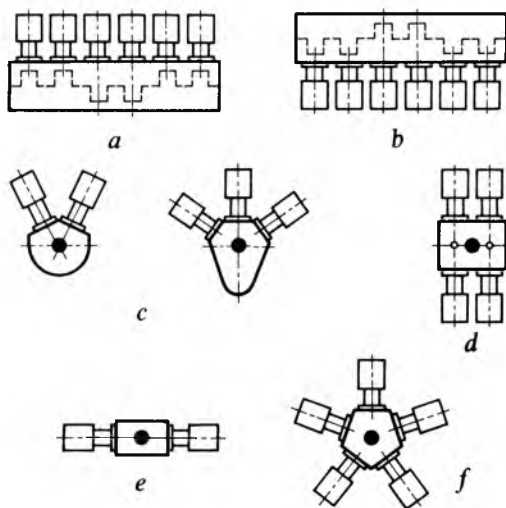
Visina upotrebe zavisi neposredno od stepena sabijanja u kompresoru, jer sa njegovim porastom raste i visina upotrebe, bilo primenom većeg kompresora, što nije povoljno s gledišta gabarita i mase, bilo povećanjem broja obrtaja kompresora. Povećanje broja obrtaja moguće je stepenastim uključivanjem raznih stepena prenosa u menjaču brzina kompresora (*dvobrzinski* i *trobrzinski kompresori*) ili kontinualno pomoću hidrauličnog menjača, odnosno uljne turbine, a još bolje pomoću gasne turbine. Rešenje je s gasnom turbinom najbolje jer za pogon kompresora služi snaga turbine dobijena iz energije izduvnih gasova, umesto snaga s vratila motora (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, *Turbopuhalo*, TE 9, str. 20). Takva kombinacija turbine i kompresora (*turbokompresor*) veoma je poboljšala performanse snažnih avionskih motora i predstavljala je prethodnicu docnije mnogo snažnije turbokompresorske grupe u turbomlaznim propulzorima.

Elementi konstrukcije. Iako je konstrukcijska koncepcija avionskih motora i njihovih elemenata vrlo slična koncepciji ostalih, a pogotovu automobilskih benzinskih motora, ipak postoje manje ili veće razlike u detaljima i celini zbog izuzetnih radnih i letnih uslova avionskih motora, među kojima se ističu: mnogo veće snage, veća zahtevana sigurnost u radu, velike brzine i visine letenja, ali i veća specifična potrošnja, kraći radni vek, veći troškovi izrade i eksploatacije motora.

Osnovna je koncepcija cilindra svih klipnih motora ista, (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, *Elementi motora*, TE 9,

str. 38), ali cilindri avionskih motora imaju osetno veću radnu zapreminu, gabarit i masu. Zbog većih toplotnih i mehaničkih opterećenja zahtevaju se bolji materijali, obavezno čelik ili ojačana laka legura. Vazduhom hlađeni motori, koji se često upotrebljavaju u vazduhoplovstvu, imaju cilindre posebne konstrukcije sa spoljnim rebrima i skretačima vazduha (*deflektorima*) radi pojačanja hlađenja. Veličina i broj ventila na glavi cilindra variraju prema veličini cilindra i snazi motora, ali su u svakom slučaju ventili veći i brojniji nego u automobilskom motoru. *Klip*, mahom zbog svojih velikih dimenzija, izrađuje se od lakih legura radi smanjenja inercijalnih sila i boljeg hlađenja, a opremljen je većim brojem kompresionih (gasnih) i stružnih (uljnih) prstenova.

Zbog veoma velikog i promenljivog naprezanja, *klipnjače* zahtevaju visokokvalitetne čelike, ređe ojačane lake legure, precizno kovanje i veoma finu obradu. Budući da se radi mahom o višecilindričnim motorima, klipnjače su, prema broju i rasporedu cilindara, složene konstrukcije kako bi se ostvarila čvrsta i jednostavna veza između glavne i sporednih klipnjača. Naravno, čito je u zvezdastom motoru konstrukcija glavne klipnjače veoma složena i delikatna, jer se preko nje prenose sile iz svih sporednih klipnjača na zajednički rukavac kolenastog vratila. Velika je pesnica glavne klipnjače najopterećenija i najglomaznija. Izrađuje se kao dvodelna, kad je vratilo iz jednog dela, ili jednodelna za dvodelno vratilo, da bi se klipnjača mogla ugraditi na vratilo. Sporedne (pomoćne) klipnjače uobičajene su konstrukcije, kao na automobilskim motorima.



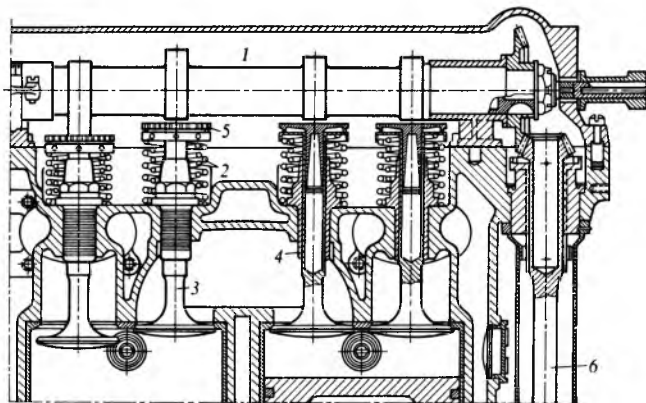
Sl. 13. Raspored cilindara avionskih klipnih motora. a) linijski raspored sa stojećim cilindrima, b) linijski raspored sa visećim cilindrima, c) V-raspored, d) H-raspored, e) bokser, f) zvezdasti raspored

Teško opterećeno *kolenasto vratilo* zahteva visokokvalitetne čelike i vrlo preciznu izradu i obradu. Broj kolena vratila zavisi od broja i rasporeda cilindara (sl. 13). Za jednoredni (linijski) raspored cilindara broj kolena odgovara broju cilindara, dok za dvoredni raspored cilindara broj je kolena jednak polovini broja cilindara, jer su po dva cilindra povezana preko svojih klipnjača s jednim rukavcem kolena. Izuzetno je kod zvezdastog rasporeda cilindara broj kolena ravan broju zvezda, tj. ravni u kojima su smešteni svi cilindri jedne zvezde. Broj cilindara jedne zvezde je mahom 5, 7 ili 9, dok broj zvezda varira od 1 do najviše 4 (kod najsnažnijih motora od 2 500 kW). Tako ukupan broj cilindara zvezdastih avionskih motora varira između 5 u jednoj zvezdi i 28 u četiri zvezde. U višerednim motorima, s velikim brojem cilindara, mogu postojati i dva kolenasta vratila, s rasporedom cilindara u obliku slova X ili H, dakle četvororedni raspored s maksimalnim brojem cilindara do 24 i snagama iznad 2 500, pa čak i do 3 600 kW.

Motorska kućica, u kojoj su smešteni cilindri i drugi elementi, i koja prenosi sva opterećenja na motorski nosač, zajedno s kolenastim vratilom najteži je deo motora. Zbog vrlo složenih, promenljivih i velikih naprezanja motorska kućica

mora biti izrađena od vrlo kvalitetnog materijala, mahom od pojačane lake legure, s visokim stepenom krutosti. Njen oblik zavisi od broja i rasporeda cilindara, a izrađuje se obično kao dvodelna.

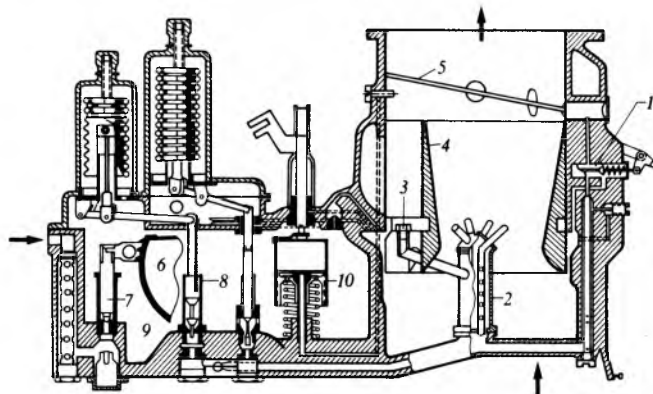
Pomoćni uređaji. Ventilski mehanizam je neophodan pomoćni uređaj koji kontroliše uvođenje smeše iz karburatora u cilindre i ispuštanje iz cilindara proizvoda sagorevanja u tačno određenim količinama i trenucima (sl. 14). Taj se mehanizam sastoji od usisnog i izduvnog ventila, klackalica s oprugama za otvaranje i zatvaranje ventila, bregastog vratila ili ploče u zvezdastim motorima, i jednak je kao u automobilskom motoru (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, *Razvodni mehanizam*, TE 9, str. 43).



Sl. 14. Ventilski mehanizam avionskog klipnog linijskog motora. 1 bregasto vratilo, 2 opruge, 3 ventil, 4 vodica, 5 tanjirić, 6 pogonsko vratilo

Na nekim novijim i snažnim avionskim motorima zvezdastog rasporeda primenjeni su, namesto uobičajenih *pečurkastih*, tzv. *čaurasti ventili* koji otklanjaju neke urođene nedostatke pečurkastih ventila, ali uz konstrukcijske komplikacije.

Uređaj za pripremu i razvođenje smeše obuhvata *karburator* i *sistem usisnih cevi* koje sprovode smešu iz karburatora do cilindara. Osnovni zadatak karburatora je doziranje strogo određene količine goriva u vazdušnoj struji te obezbeđenje propisnog sastava i količine smeše prema trenutnim potrebama motora, odnosno prema režimu rada motora (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, *Priprema gorive smjese*, TE 9, str. 23). Vrlo promenljivi uslovi rada motora i letenja aviona zahtevaju od karburatora veliku elastičnost, tj. prilagodljivost ovim promenama da bi obezbedio uvek povoljnu količinu i sastav smeše za stabilno i efikasno sagorevanje u cilindrima i stabilan rad motora. Za to je potreban niz dopunskih elemenata, što veoma komplikuje konstrukciju i dejstvo karburatora (sl. 15).



Sl. 15. Savremeni tip karburatora avionskog motora. 1 šikljač usporenog hoda, 2 glavni šikljač, 3 šikljač za dopunski vazduh, 4 Venturijeva cev, 5 leptir, 6 pločak, 7 igla plovka, 8 igla visinskog korektora, 9 komora plovka, 10 pumpa za ubrzavanje

Pri startovanju motora karburator treba da obezbeduje male količine bogate smeše, a tokom režima ubrzavanja da s istovremenim povećanjem količine smeše smanjuje njeno bogatstvo da bi na ekonomskom režimu (*režim krstarenja*) davao siro-

mašniju i ekonomičniju smešu, jer se od motora očekuje minimalna specifična potrošnja, ali ne i najveća snaga. S porastom potrebne snage, preko povećanja broja obrtaja, količina smeše povećava se daljim otvaranjem karburatorskog leptira, a njen sastav se ponovo obogaćuje, čime se povećava razvijena snaga, ali i specifična potrošnja goriva.

Savremen karburator ima dopunske šikljače za kompenzaciju promene protoka kroz glavni šikljač, zatim pomoćni šikljač za trenutno obogaćenje smeše itd. Jedan od takvih uređaja jeste *pumpa za prihvatanje ili ubrzavanje* koja sprečava osiromašenje smeše pri naglom otvaranju leptira. *Ekonomajzer* omogućuje, čak i pri maksimalnom otvoru leptira, dalje povećanje snage dopunskim ubacivanjem goriva, odnosno preobogaćenjem smeše, kad je za kratko vreme motoru potrebna supersnaga. Za avionske motore tipičan je i *visinski korektor* koji sprečava preobogaćenje smeše, a time i preteranu specifičnu potrošnju pri povećanju visine letenja. Savremeni avionski karburatori imaju i grejanje smeše pomoću toplih gasova ili tople vode iz motora da bi pri niskim temperaturama zimi ili na visini olakšali karburaciju. Dejstvo se karburatora još poboljšava zamenom klasičnog lončeta membranskim doziranjem goriva i ubrizgavanjem goriva u usisni vod umesto isisavanjem na Venturijevu principu.

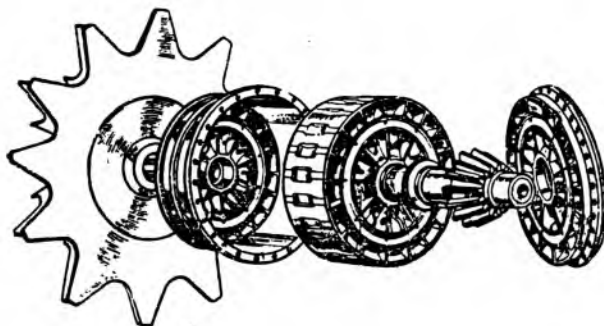
Umesto karburatora, na savremenim vrlo snažnim avionskim motorima primenjen je *sistem ubrizgavanja* primenom jake pumpe visokog pritiska koja ubacuje benzin u strogo odmerenim količinama u usisni vod ili neposredno ispred svakog usisnog ventila (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem, Uštrčavanje tekućeg goriva*, TE 9, str. 25). Time su izbegnuti mnogi nedostaci klasičnog karburatora kao što su stvaranje leda, teškoće paljenja po hladnom vremenu, uticaj položaja aviona na karburaciju itd. Sistemom ubrizgavanja postignuti su odlični rezultati najpre u osetnom smanjenju specifične potrošnje goriva, povećanju sigurnosti rada motora i uprošćenju sistema usisnih vodova.

Usisni vodovi višecilindričnih motora prilično su složeni i izvor su znatnih strujnih gubitaka i neujednačenosti napajanja pojedinih cilindara, naročito po hladnom vremenu. Instalacija za napajanje cilindara smešom, a karburatora gorivom, mora da raspolaže prečistačima, manometrima pritiska, meračem protoka goriva i regulacionim ventilom. Instalacija za napajanje mora biti tako izvedena da spreči nepoželjno i opasno ključanje goriva u rezervoarima na velikim visinama i da je dobro osigurana od oštećenja i eventualnog požara.

Uređaj za paljenje je vrlo merodavan ali i osetljiv za ispravan rad motora, a sastoji se od proizvođača (izvora) električne energije, prenosnika i korisnika, tj. pretvarača električne u toplotnu energiju (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem, Uređaj za paljenje*, TE 9, str. 27). Izvor osnovne (primarne) struje je magnet (umesto baterije u baterijskom uređaju na automobilima) u kome se obrtanjem kotve stvara primarna struja malog napona da bi se prekidanjem primarnog strujnog toka (kola) indukovala u sekundarnom strujnom toku struja visokog napona (do 15 000 V). Sekundarna se struja preko razvodnika sprovodi svakom pojedinom cilindru onim redom kako je predviđen redosled paljenja po cilindrima. Time vodovi do razvodnika i od njega, a i razvodnik sam, čine prenosni uređaj sekundarne struje do svećice na cilindru. Vodovi sekundarne struje vrlo su delikatni deo prenosnog sistema zbog osetljivosti na kvarove i zbog obrazovanja viših frekvencija, čime se stvaraju parazitske smetnje radio-talasima. Taj nedostatak je uspešno otklonjen *blindiranjem (radio-izolacijom)* vodova, magneta i svećica, ali uz izvesni gubitak energije. Izolacija električnih vodova mora da bude besprekorna u električnom, toplotnom i mehaničkom pogledu.

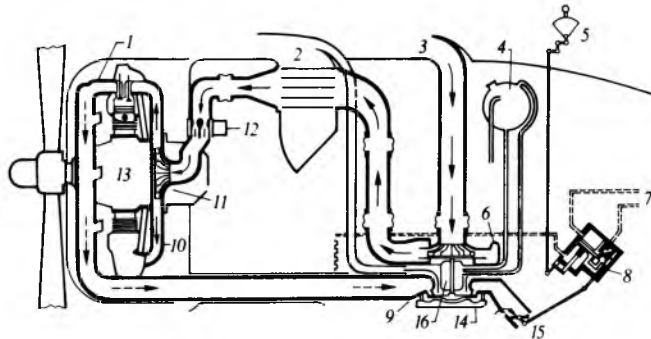
Završni deo celog uređaja za paljenje je *svećica*, koja pretvara primljenu električnu energiju u toplotnu jonizacijom okolne smeše pri preskakanju snažne električne varnice visokog napona između centralne i bočne elektrode. Elektrode su obično od niklene legure ili od platine, da bi imale što duži vek trajanja i da bi bile što bolje usklađene s materijalom izolatora svećice s obzirom na toplotnu provodljivost i koeficijent toplotnog širenja, što je bitno za dobro hlađenje i mehaničku sigurnost svećice. Za izolator je, umesto ranije primenjivanog

porcelana a docnije liskuna (mike), na savremenim avionskim motorima opšte primenjen prženi aluminijum-oksidi, jer je otporniji prema štetnom dejstvu etiliziranih goriva i ima dobra izolaciona svojstva. Zbog velikih stepena sabijanja u cilindrima i obilnog podmazivanja zidova cilindra uljem *toplotni broj* svećice veoma je važan jer, kombinovan s konstrukcijom svećice, treba da spreči zauljavanje i onesposobljenje svećice te njeno pregrevanje i podsticanje detonacije. Radi veće sigurnosti dejstva, svećice imaju dve pa i više bočnih elektroda, što smanjuje specifičnu potrošnju i produžava vek trajanja svećice. Postoji više varijanta magnetskog uređaja na avionskim motorima, ali im je svima zajedničko: manja težina i gabarit, veća pouzdanost u radu i neograničeno vreme dejstva.



Sl. 16. Hidraulički pogon avionskog kompresora, sistem Voigt

Kompresor je takođe važan, ali ne uvek i obavezan pomoćni uređaj avionskih motora. Kompresor treba sabiti ili vazduh ili smešu pre ulaska u cilindre, što zavisi da li je ugrađen ispred karburatora ili iza njega. Prema načinu pogona kompresor je *mehanički* ako dobija snagu s vratila motora preko sistema zupčanika, *hidraulički* ako preuzima obrtni moment vratila preko turbopumpnog uređaja s uljem (sl. 16) i *turbinski* (turbo-kompresor) ako za pogon služi gasna turbina koja iskorišćuje energiju izduvnih gasova iz cilindara motora (sl. 17).



Sl. 17. Turbinski i mehanički pogon avionskog kompresora. 1 izduvni kolektor, 2 hladnjak sabijenog vazduha, 3 ulaz ka turbokompresoru, 4 rezervoar ulja, 5 komanda punjenja, 6 turbokompresor, 7 servoulje, 8 regulator, 9 sprovodni aparat, 10 usisna cev za cilindre, 11 mehanički kompresor, 12 karburator, 13 zvezdasti motor, 14 izlaz kroz turbinu, 15 leptir za gasove, 16 gasna turbina

Reduktor je specifičan i neobavezan mehanizam na avionskom motoru koji treba omogućiti da motor radi sa što većim brojevima obrtaja, a time i sa što većom litarskom i apsolutnom snagom, dok elisa radi sa manjim brojevima obrtaja, a velikim stepenom korisnosti i sigurnosti. Smanjenje broja obrtaja od vratila motora do vratila elise postiže se ili preko sistema dezaksijalnih zupčanika ili aksijalno ugrađenih vratila motora i elise sa planetarnim sistemom zupčanika (sl. 18). Prvo je rešenje konstrukcijski jednostavnije, ali ima sledeće nedostatke: pojavu aksijalnih opterećenja na ležištima vratila, povećan gabarit i smetnje u hlađenju cilindara, pa se prvenstveno upotrebljava za linijske motore hladene tečnošću. Drugi je sistem planetarni i konstrukcijski i funkcionalno složeniji, ali ima manji gabarit i bolji pristup vazduha ka cilindrima, te je nezamenljiv na zvezdastim motorima. Međutim, poboljšanje performansi motora i elise pomoću reduktora popraćeno je povećanjem

gabarita, mase i složenosti motora, te većim mehaničkim gabarima.



Sl. 18. Planetarni tip reduktora avionskog motora

Instalacija hlađenja je neophodan i vrlo važan uređaj na svakom motoru (v. *Motori s unutrašnjim izgaranjem*, TE 9, str. 34). Konstrukcija tog uređaja zavisi da li je hlađenje direktno ili indirektno. Uređaj s direktnim hlađenjem iskorišćuje spoljni vazduh kao rashladno sredstvo za odvođenje toplote s cilindara. Sastoji se samo od nizova rebara, skretača vazduha i eventualno žaluzinskih kapaka oko motora. Odlikuje se velikom jednostavnošću i sigurnošću dejstva, manjom masom i manjim gabaritom u odnosu na indirektni sistem hlađenja. Indirektni sistem iskorišćuje tečnost (vodu ili mešavinu s etilen-glikolom) za odvođenje toplote s cilindara i njenu dalju predaju spolnjom vazduhu u hladnjaku. Zato je taj sistem mnogo složeniji, osetljiviji na oštećenja, glomazniji i teži, ali je efikasniji u hlađenju zahvaljujući mnogo jačem toplotnom kapacitetu tečnosti u odnosu na vazduh kao rashladni medijum. Indirektni sistem hlađenja ima široku primenu na snažnijim motorima, dok ga je sistem vazdušnog hlađenja istisnuo na malim avionskim motorima.

Instalacija za podmazivanje je neophodan uređaj na motoru, a služi da bi se izbeglo nedopustivo jako habanje delova, pregrevanje i oštećenje taruči delova u težim slučajevima, te sprečilo preveliko trenje, pad snage i skraćanje veka trajanja taruči delova. Zbog vrlo različitih uslova rada pojedinih pokretnih elemenata postoje velike teškoće u izboru najprikladnijeg ulja koje bi efikasno dejstvovalo pod svim mogućim uslovima podmazivanja. U vezi sa tim ističu se tri posebne grupe podmazivanih elemenata: klizne površine cilindara, klizna ležišta vratila i zupčanici. Uslovi podmazivanja elemenata tih grupa bitno se razlikuju i zavise od tri osnovna činioca: temperature, pritiska i brzine pokretnih elemenata. Zbog vrlo složenih i teških uslova podmazivanja u savremenim, veoma opterećenim avionskim motorima biljna i životinjska ulja zamenjena su najpre mineralnima, a ova docnije sintetičkim uljima velikih indeksa viskoznosti koja su, zahvaljujući raznim popravnim aditivima, otporna na visokim brojevima obrtaja i na visokim temperaturama i pritiscima.

Primena klipnoelisnih propulzora. Klipni motori u sadejstvu s elisom primenjuju se za propulziju u vazduhoplovstvu već od prvih dana vazduhoplovnih letova braće Wright i do drugoga svetskog rata zadržali su primat kao isključivi pogonski sistem. To ima da zahvale svojim očiglednim preimustvima nad ostalim motorima unutrašnjeg sagorevanja, prvenstveno visokoj specifičnoj snazi, kao najbitnijem činiocu na lokomocionim motorima primenjenim za pogon vozila u vazduhu, na tlu i na vodi. Istovremeno su visoke litarske snage avionskih motora značile visok kvalitet unutrašnjih procesa i relativno veliku sažetost s obzirom na razvijenu snagu. To je omogućilo da se klipnoelisni propulzori grade za široko područje efektivnih snaga, počev od nekoliko desetina pa do nekoliko hiljada kilovata.

Kategorija motora malih snaga vezana je za laku avijaciju, tj. pogon lakih sportskih, turističkih, sanitetskih, poljoprivrednih i školskih aviona, od kojih se zahtevaju manje brzine i manje visine letenja, lakša i jeftinija eksploatacija, te mogućnost da upotrebljavaju manje pa i prirodne aerodrome. Kategorija motora srednjih snaga, od nekoliko stotina kilovata, primenjuje se na većim školskim, trenažnim, putničkim i vojnim avionima. Najzad, motori velikih snaga, od 750 do 2 500 kW, iskorišćeni su i još danas se ograničeno iskorišćuju za pogon velikih putničkih i transportnih aviona, te vojnih aviona svih kategorija, počev od lakših lovačkih i izviđačkih aviona do teških bombardera i transportera.

Međutim, tokom drugoga svetskog rata, klipnoelisna pogonska grupa dostigla je zenit svog razvoja s ostvarenim maksimalnim brzinama ~800 km/h, visinama do 20 km i nosivošću tereta do 10 t. Svako dalje poboljšanje takvih performansi zahtevalo je teške napore od pogonske grupe motor—elisa, odnosno poboljšanje radnih svojstava motora i elise, što je prevazilazilo stvarne mogućnosti. Tako bi, povećanje brzine letenja iziskivalo mnogo veće poraste snage motora (s kubom porasta brzine), a time i gabarita i mase motora, što bi pogoršalo nego poboljšalo letna svojstva aviona. Neizbežno opadanje specifične snage motora, po jedinici mase i po jedinici čeonog preseka motora, bilo bi popraćeno povećanjem složenosti i troškova proizvodnje i eksploatacije motora, otežanom ugradnjom itd. Te su činjenice i ubrzale prelazak na nove pogonske sisteme u vazduhoplovstvu, a u prvom redu na turbomlazne propulzore, sasvim nove koncepcije iako istog principa propulzije. Pa ipak, ni pojava mlaznih propulzora nije značila da je klipnoelisna grupa potpuno istisnuta iz vazduhoplovstva, već je samo potisnuta u domen manjih brzina i visina letenja, jer su na lakšim sportskim, turističkim, sanitetskim i poljoprivrednim avionima klipnoelisni propulzori dokazali svoje preimущество nad turbomlaznim zbog manje specifične potrošnje, jednostavnije konstrukcije, manjih troškova izrade i eksploatacije itd.

M. Vujić

Elise

Elisa aviona je uzgonska površina koja obrtanjem stvara propulzivnu (potisnu) silu T . Snagu P klipnog ili turboelisnog motora elisa pretvara u raspoloživu snagu $T \cdot v$, gde je v brzina leta aviona. Elisa i motor čine radnu celinu koja se naziva klipnoelisna, odnosno turboelisna pogonska grupa aviona.

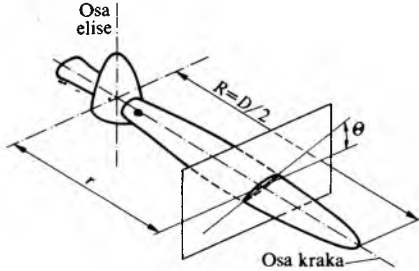
Elisa je kao sredstvo za propulziju poznata već mnogo godina, a njeni najraniji opisi nadeni su u kineskoj literaturi iz ~320. godine. Prva dokumentovana primena elise u vazduhoplovstvu zabeležena je u Francuskoj 1784. godine, a služila je za pokretanje balona J. P. Blanchara. Za pokretanje letelice teže od vazduha elisa je upotrebljena već u prvom letu braće Wright 1903. godine. Ta prva elisa imala je prečnik 2,6 m (8,5 ft), a bila je napravljena od omorike. Elise tog perioda bile su tzv. elise konstantnog koraka: one su u toku prvog svetskog rata tehnički unapređivane i 1917. godine prvi put je primenjena četvorokraka elisa promenljivog koraka u Royal Aircraft Establishmentu. Mehanizam za kontinualnu promenu koraka sa hidrauličnim pogonom razvijen je 1925. godine, što je omogućilo da se korak kraka elise automatski menja prema uslovima leta, pa su tako performanse aviona značajno poboljšane. Dalji razvoj elisa usledio je početkom pedesetih godina kada se za izradu elisa umesto drveta počeo upotrebljavati metal.

Osnovne karakteristike. Savremene avionske elise izrađuju se uglavnom od metala i kompozitnih materijala. Metalne elise izrađuju se kovanjem od legura aluminijuma (jedan kraći period i od legura magnezijuma) ili kao šuplje, varanjem od čeličnog lima. Na bazi kompozitnih materijala kraci elisa se izrađuju potpuno od kompozita ili u kombinaciji sa metalom.

Potpuno kompozitno rešenje obično se sastoji od dve rame-njače, koje su napravljene od laminata staklenih vlakana i epoksidne smole, a ojačane su karbonskim vlaknima (Dowty Rotol) ili vlaknom od kevlara (TRW Hartzell), i oplata od višeslojnog laminata platna od staklenih vlakana i epoksidne smole. Unutrašnja šupljina kraka elise ispunjena je poliuretanskom penom. Kombinovano rešenje ima metalnu ramenjaču (obično od duraluminijuma) potpuno presvučenu nitima i platnima od staklenih vlakana koja su impregnirana epoksidnom smolom. Oko tako obložene ramenjače formirana je oplata, takođe od laminata platna od staklenih vlakana i epoksidne smole, dok je

jezgro kraka ispunjeno poliuretanskom penom (Hamilton Standard). Napadna ivica u korenju kraka kompozitnih elisa većeg prečnika zaštićena je od erozije trakom od poliuretana, a u spoljnom delu metalnom trakom (obično od nikla).

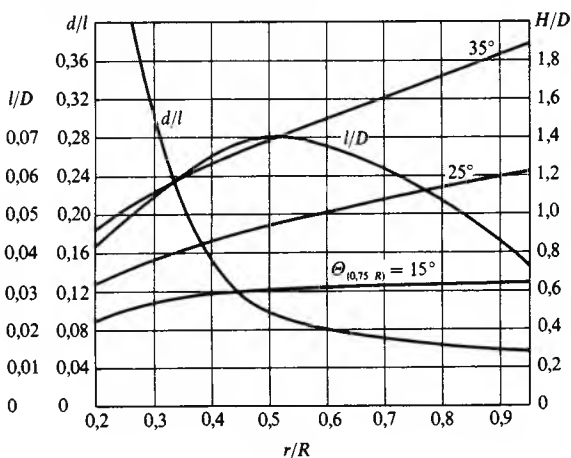
Kraci elise prave se posebno i postavljaju u glavu elise. Elisa od kompozitnih materijala ima dva do šest krakova, dok savremene elise od metala mogu imati i do deset krakova (Prop-Fan sistem). Za vrlo velike snage služe udvojene elise (tzv. koaksijalne elise) sa suprotnim smerovima obrtanja. Radi promene koraka kraci elisa obično se mogu okretati u glavi oko ose koja se naziva *osom kraka*, dok je osa obrtanja *osa elise*. Prečnik kruga D , opisanog vrhom kraka, jeste *prečnik elise* (sl. 19).



Sl. 19. Osnovne geometrijske karakteristike elise. R poluprečnik elise, D prečnik elise, r rastojanje lokalnog preseka kraka od ose elise, θ lokalni geometrijski nagibni ugao

Presek kraka sa ravni normalnom na osu kraka jeste *lokalni presek kraka*, čiji je položaj određen rastojanjem r ravni preseka od ose elise (sl. 19). Kontura preseka je lokalni aeroprofil kraka (sl. 32). Referentni pravac kojem se određuju uglovi aeroprofila jeste njegova podužna tetiva ili tangenta na donjaku kada je ona ravna.

Lokalna širina kraka l najveća je dimenzija lokalnog aeroprofila merena paralelno sa referentnim pravcem. Odnos l/D jeste *relativna širina kraka*. *Lokalna debljina kraka* d najveća je dimenzija lokalnog aeroprofila merena normalno na referentni pravac. Odnos d/l relativna je debljina kraka. Najveća relativna širina kraka $(l/D)_{\max}$ iznosi obično $0,07 \dots 0,10$. *Relativna debljina kraka*, odnosno aeroprofila kraka, d/l , na mestu $r = 0,75 R$, iznosi za metalne elise obično $0,06 \dots 0,09$, za elise od kompozita $0,09 \dots 0,12$, a za drvene $0,12 \dots 0,15$. Na sl. 20 dijagramom je prikazana promena relativne debljine i relativne širine kraka za tri serije metalnih elisa Hamilton Standard.

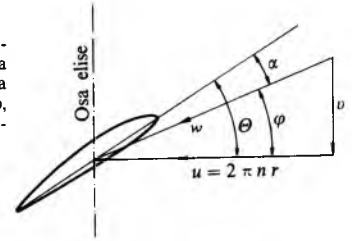


Sl. 20. Promene relativne debljine kraka d/l , relativne širine kraka l/D i relativnog geometrijskog koraka H/D duž kraka metalnih elisa Hamilton Standard serije HS 6101, 6129 i 6131

Elisa, i svaki presek r njenog kraka, ima obrtno i translatorno kretanje. Vektorski zbir translatorne brzine v i obimne brzine $u = 2\pi nr$ daje rezultujuću brzinu preseka kraka

$$w = \sqrt{(ur)^2 + v^2}, \quad (16)$$

Sl. 21. Brzine i uglovi lokalnog aeroprofila kraka elise. v translatorsna brzina, u obimna brzina, w rezultujuća brzina, θ geometrijski nagibni ugao, φ aerodinamički nagibni ugao, α aerodinamički napadni ugao



gde je $\omega = 2\pi n$ ugaona brzina elise, a n broj obrtaja.

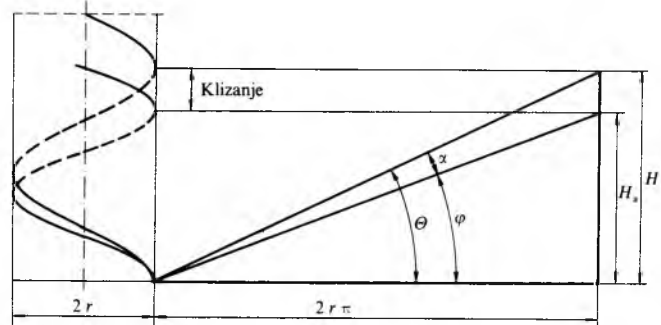
Ugao θ između referentnog pravca aeroprofila i ravni normalne na osu elise (npr. ravan obrtanja) jeste *lokalni geometrijski nagibni ugao kraka* (sl. 21). Ugao φ između pravca rezultujuće brzine w i ravni normalne na osu elise jeste *aerodinamički nagibni ugao*. Razlika geometrijskog i aerodinamičkog nagibnog ugla

$$\alpha = \theta - \varphi \quad (17)$$

daje *aerodinamički napadni ugao* lokalnog aeroprofila kraka.

Hod lokalnog preseka r za jedan obrtaj, kada bi se kretao po zavojnici kojoj je ugao nagiba θ , zove se *lokalni geometrijski ili konstruktivni korak* i iznosi (sl. 22)

$$H = 2r\pi \tan \theta. \quad (18)$$



Sl. 22. Lokalni geometrijski i aerodinamički korak elise. H geometrijski korak, H_a efektivni ili aerodinamički korak

Korak elise može da bude stalan ili evolutivan duž kraka. Kad je korak evolutivan, merodavan je tzv. *nominalni presek*, pa njegov korak i ugao predstavljaju *nominalni korak* i *nominalni geometrijski ugao* kraka. Najčešće je to presek $r_0 = 0,75 R$, ređe $0,70 R$ ili $2/3 R$. Nominalni korak H_0 i nominalni ugao θ_0 zovu se *geometrijski korak* i *geometrijski nagibni ugao* kraka. Geometrijski korak može da bude stalan duž kraka samo za jedan geometrijski nagibni ugao. Ako se taj ugao promeni, tj. ako se krak zaokrene oko svoje ose, stalan korak prelazi u evolutivan.

Stvarni hod preseka za jedan obrtaj pri letu manji je od geometrijskoga i određen je translatornom brzinom v aviona. On odgovara kretanju po zavojnici sa uglom nagiba φ i iznosi

$$H_a = \frac{v}{n} = 2r\pi \tan \varphi, \quad (19)$$

a zove se *lokalni efektivni ili aerodinamički korak* (sl. 22). Razlika geometrijskog i efektivnog koraka jeste *klizanje elise*. Odnosi

$$h = \frac{H}{D} \quad \text{ i } \quad h_a = \frac{H_a}{D} = \frac{v}{nD} \quad (20)$$

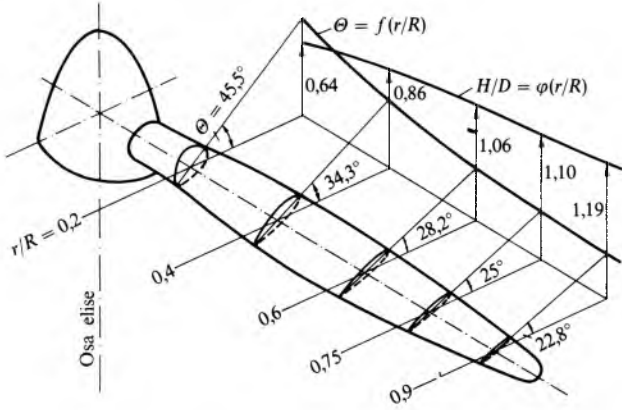
jesu *relativni geometrijski* i *relativni aerodinamički korak*.

Relativni aerodinamički korak obično se obeležava sa γ i zove se *koficijent rada elise*. Između relativnoga geometrijskog koraka H/D i geometrijskoga nagibnog ugla θ postoji veza

$$\theta = \arctan \frac{H/D}{\pi(r/R)}, \quad (21)$$

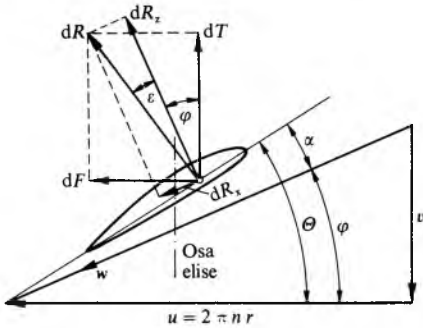
pa se, dakle, ugao Θ menja duž kraka, bilo da je geometrijski korak stalan, bilo evolutivan.

Promena relativnoga geometrijskog koraka H/D i geometrijskog nagibnog ugla Θ duž kraka prikazana je na sl. 23 za neke serije metalnih elisa Hamilton Standard, za nominalni geometrijski nagibni ugao $\Theta = 25^\circ$.



Sl. 23. Promena relativnog geometrijskog koraka H/D i geometrijskog nagibnog ugla Θ duž kraka metalne elise Hamilton Standard serije HS 6101, HS 6129 i 6131 za nominalni geometrijski nagibni ugao kraka $\Theta_{0,75 R} = 25^\circ$

Teorija elemenata kraka. Na rastojanju r od ose elise, odnosno ose obrtanja, nalazi se element dr kraka elise. Na taj element, kao element uzgonske površine, deluje elementarna aerodinamička sila dR kojoj su komponente sila uzgona dR_z u pravcu normale na rezultujuću brzinu w i elementarna sila otpora dR_x u pravcu rezultujuće brzine (sl. 24). Komponenta u pravcu



Sl. 24. Sile koje deluju na element kraka elise. dR rezultujuća aerodinamička sila, dR_z aerodinamička sila uzgona, dR_x aerodinamička sila otpora, dT propulzivna sila, dF otporna sila

ose elise jeste elementarna propulzivna sila dT , a komponenta dF , koja leži u ravni normalnoj na osu elise, jeste otporna sila koja se suprotstavlja obrtanju. Da bi se savladao njen obrtni moment $dQ = rdF$, treba utrošiti snagu

$$dP = 2\pi n r dF. \quad (22)$$

Koeficijent korisnosti elementa kraka η_e jeste odnos raspoložive snage $v dT$ i snage potrebne za obrtanje elementa kraka

$$\eta_e = \frac{v dT}{2\pi n r dF}. \quad (23)$$

Prema sl. 24 dobija se

$$dT = dR \cos(\varphi + \varepsilon), \quad (24)$$

$$dF = dR \sin(\varphi + \varepsilon), \quad (25)$$

gde je $\tan \varepsilon = c_x/c_z$ recipročna vrednost aerodinamičke finese (c_z/c_x) elementa kraka. Ako se u jednačinu (23) uvrste izrazi (24) i (25), dobija se

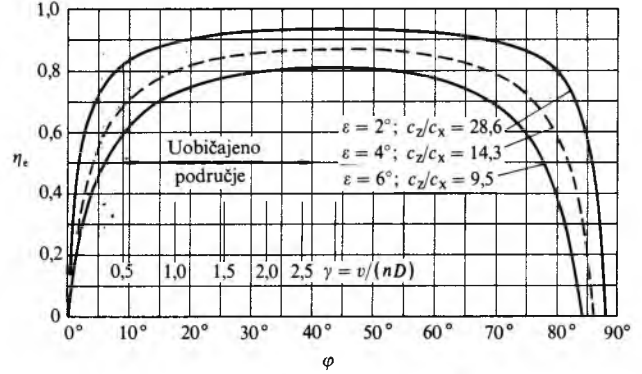
$$\eta_e = \frac{v}{\tan(\varphi + \varepsilon) 2\pi n r}. \quad (26)$$

Kako je $v/(2\pi n r) = \tan \varphi$, to je konačno

$$\eta_e = \frac{\tan \varphi}{\tan(\varphi + \varepsilon)}. \quad (27)$$

Izraz (27) identičan je izrazu za koeficijent iskorišćenja mašinskog zavrtnja kome je ugao nagiba zavoynice jednak φ , a ugao trenja jednak ε .

Zavisnost $\eta_e = f(\varphi, \varepsilon)$ za tri vrednosti ugla ε , tj. tri vrednosti finese, prikazana je dijagramom na sl. 25. Isprekidana linija odgovara približno vrednostima koeficijenta korisnosti savremenih elisa.



Sl. 25. Promena koeficijenta korisnosti elementa kraka η_e u zavisnosti od aerodinamičkog nagibnog ugla φ za tri vrednosti finese c_z/c_x aeroprofila kraka

Izraz (27) dovodi do bitnih zaključaka: koeficijent korisnosti elementa kraka za dati aeroprofil zavisi samo od aerodinamičkog nagibnog ugla φ i koeficijent korisnosti biće to veći što je ugao ε manji, tj. što je finesa aeroprofila veća. Dakle, maksimalni koeficijent korisnosti elementa kraka dobija se pri onom režimu leta za koji je napadni ugao $\alpha = \Theta - \varphi$ jednak napadnom uglu maksimalne finese. Kako se za isti režim leta v/n ugao $\varphi = \arctan[v/(2\pi n r)]$ povećava prema osi elise, mora se i geometrijski ugao Θ povećati, da bi svi elementi kraka bili pod optimalnim napadnim uglom (tj. pri uglu maksimalne finese), ili bar blizu njega. Drugim rečima, geometrijsko vito-perenje kraka elise treba tako izvesti da svaki element kraka ostvaruje najbolji koeficijent korisnosti. U blizini ose elise zbog prisustva trupa ili motorske gondole smanjuje se lokalna translatorska brzina v , pa se zato geometrijski nagibni ugao Θ uz koren kraka mora nešto povećati, što donekle smanjuje geometrijski korak.

Ako se krak elise ne može obrtati oko svoje ose, tj. ako se geometrijski nagibni ugao kraka ne može menjati, elisa je nepromenljivog koraka. Tada kraci elise mogu da rade pod optimalnim uslovima samo za jedan određeni režim leta, tj. za određenu vrednost odnosa v/n . Elise nepromenljivog koraka ugrađuju se obično na lake avione malih snaga. Međutim, režim rada brzih aviona, koga karakteriše odnos v/n , menja se u širokim granicama, pa je neophodno menjati geometrijski ugao krakova u zavisnosti od promene režima leta. To su elise promenljivog koraka. Ima ih raznih vrsta, ali se danas elisom promenljivog koraka smatra elisa koja može kontinualno da menja geometrijski ugao u letu i koja ima uređaj za održavanje stalnog broja obrtaja, odnosno stalne ugaone brzine. Takve elise znatno doprinose poboljšanju performansi aviona, a takođe i motora, jer omogućuju da motor radi pod optimalnim uslovima za koje je i projektovan.

Aerodinamički koeficijenti. Ako je raspodela elementarnih sila dT i dF duž kraka poznata, može se integracijom duž kraka dobiti propulzivna sila T elise i obrtni moment Q , odnosno snaga $P = 2\pi n Q$ potrebna za njeno obrtanje. Sila T i snaga P zavise od fizičkih svojstava fluida, geometrije elise i odnosa v/n . Dimenzionom analizom dobija se

$$T = c_T \rho n^2 D^4, \quad (28)$$

$$P = c_P \rho n^3 D^5, \quad (29)$$

gde je ρ gustina vazduha, n broj obrtaja elise, D prečnik elise, c_T i c_P su aerodinamički koeficijenti elise koji za određenu elisu zavise samo od koeficijenta rada $\gamma = v/(nD)$. Koeficijent c_T jeste koeficijent propulzivne (potisne) sile, a c_P koeficijent snage. Ponekad se u proračunima umesto snage upotrebljava obrtni moment $Q = P/(2\pi n)$, a njegov je koeficijent

$$c_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}, \quad (30)$$

odnosno

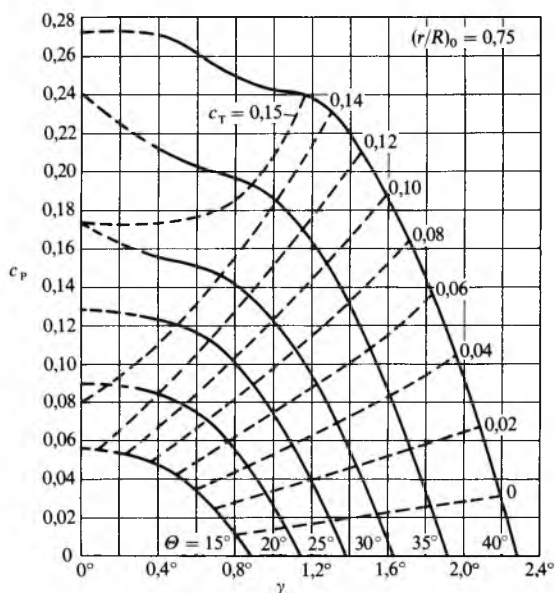
$$c_Q = \frac{c_P}{2\pi}. \quad (31)$$

Koeficijent korisnosti elise jeste $\eta = T v/P$, što zamenom T i P prema jednačinama (28) i (29) daje

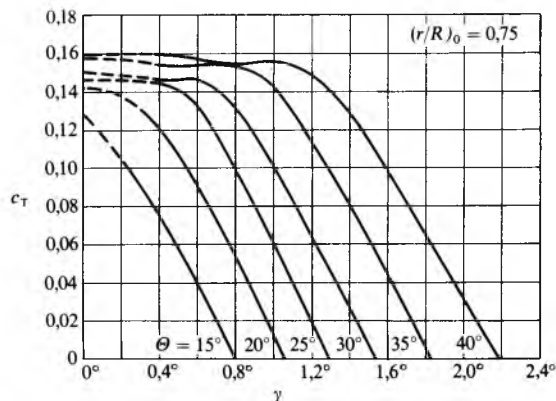
$$\eta = \frac{c_T}{c_P} \gamma, \quad (32)$$

pa η takođe zavisi od koeficijenta rada γ .

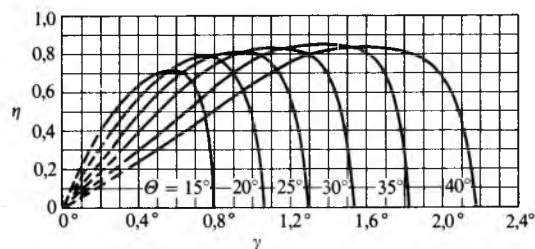
Aerodinamički koeficijenti elisa određuju se iz jednačina (28), (29), (30), (31) i (32) na osnovu eksperimentalnih ispitivanja u aerotunelima ili u letu i prikazuju se dijagramima raznih oblika. Obično su to dijagrami (sl. 26, 27 i 28) koji prikazuju aerodinamičke koeficijente serije elisa. Za parametar serije uzima se nominalni relativni geometrijski korak $h = H/D$, ili nominalni geometrijski nagibni ugao Θ_0 , kao geometrijska karakteristika po kojoj se elise neke serije jedino razlikuju.



Sl. 26. Zavisnost $c_P = f(\gamma)$ sa krivama $c_T = \text{const}$ trokrakih metalnih elisa Hamilton Standard serije HS 6129; pogon zvezdastim motorom



Sl. 27. Zavisnost $c_T = f(\gamma)$ trokrakih metalnih elisa Hamilton Standard serije HS 6129; pogon zvezdastim motorom

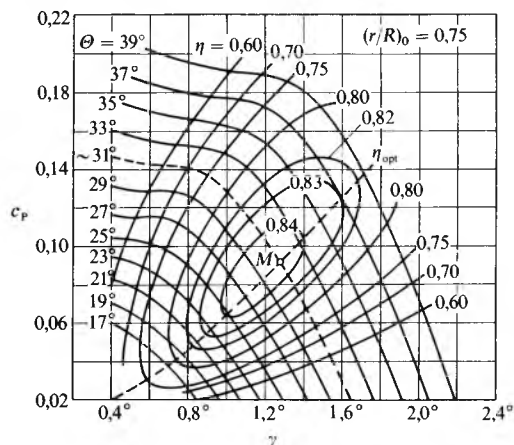


Sl. 28. Zavisnost $\eta_e = f(\gamma)$ trokrakih metalnih elisa Hamilton Standard serije HS 6129; pogon zvezdastim motorom

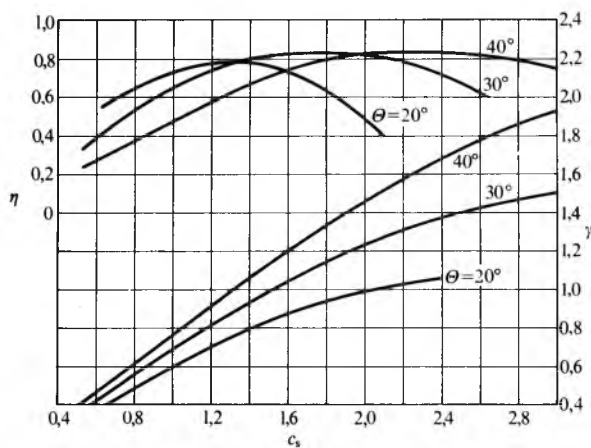
Korisnost promene geometrijskog nagibnog ugla kraka u toku leta još je očiglednija iz dijagrama na sl. 28. Vidi se, naime, da elisa nepromenljivog koraka može da ostvari najveće η samo u jednoj uskoj oblasti koeficijenta rada γ , tj. odnosa v/n . Kad se želi da η sledi anvelopu serije, mora se korak u toku leta automatski podešavati prema promeni v/n , ako se taj odnos menja u širim granicama.

Aerodinamički koeficijenti prikazuju se i u zavisnosti od $c_P = f(\gamma)$, sa ucrtanim krivama jednake korisnosti (sl. 29). Takav dijagram zamenjuje dijagrame na sl. 26, 27 i 28, i potpuno je dovoljan za praktične proračune. Isprekidana kriva η_{opt} u dijagramu na sl. 29 odgovara maksimalnim koeficijentima korisnosti svakog koraka serije. Tačka M je maksimalna vrednost koeficijenta korisnosti serije, a isprekidana linija $c_P = f(\gamma)$ kroz tu tačku određuje geometrijski ugao kraka Θ_{opt} kojim se taj maksimum postiže, i predstavlja, dakle, optimalni nominalni geometrijski nagibni ugao serije.

Da bi se za poznatu snagu motora P i broj obrtaja elise n mogao izračunati koeficijent snage na određenoj visini leta, mora se, prema jednačinama (28) i (29), znati i vrednost preč-



Sl. 29. Zavisnost $c_P = f(\gamma)$ sa krivama jednake korisnosti η trokrakih metalnih elisa serije NACA 4415



Sl. 30. Zavisnost $\gamma = f(c_P)$ i $\eta = \varphi(c_P)$ trokrakih metalnih elisa Hamilton Standard serije HS 6129; pogon zvezdastim motorom

nika elise D . Ta vrednost obično nije unapred poznata, što zadaje izvesne teškoće pri izboru elise. Da bi se teškoće izbegle, uveden je *koeficijent izbora* c_s , koji se dobija eliminacijom prečnika D iz koeficijenta snage zamenom $D = v/(n\gamma)$:

$$c_s = \frac{\gamma}{\sqrt{c_p}} = v \sqrt{\frac{q}{n^2 P}} \quad (33)$$

Dakle, koeficijent izbora c_s predstavlja karakteristiku elise koja zavisi od koeficijenta rada γ , ali se može odrediti i za poznato P , n i v na određenoj visini leta. Uobičajeni način prikazivanja aerodinamičkih karakteristika elisa u zavisnosti od c_s vidi se iz dijagrama na sl. 30.

Glavni uticaji na aerodinamičke karakteristike. Mnogi činioci utiču na vrednost aerodinamičkih koeficijenata elisa, a glavni su: broj krakova, oblik kraka i relativna debljina, aeroprofil kraka, međusobni uticaj elise i delova aviona (krila, trupa, motorskih gondola) uslovljen njihovim položajem i veličinom, te uticaj stišljivosti vazduha pri velikim brzinama vrha kraka elise.

Eksperimentalna ispitivanja pokazuju složenost tih raznih uticaja, tako da za većinu od njih ne postoje dovoljno sigurne metode popravki aerodinamičkih koeficijenata pomoću kojih bi se, u svakom pojedinom slučaju, aerodinamičke karakteristike elisa sa uslova eksperimentalnih ispitivanja mogle prevesti na stvarne uslove u letu.

Elise se u aerotunelima eksperimentalno ispituju pomoću modela pri uslovima rada koji, što je moguće više, odgovaraju uslovima rada stvarne elise. Razlike koje se ne mogu izbeći jesu u odnosu D_m/D prečnika modela elise prema prečniku obližnjeg dela, trupa ili gondole, i u obimnoj brzini vrha kraka elise. Odnos D_m/D ispitivanja je tako izabran da približno odgovara srednjoj vrednosti stvarnih odnosa, pa su popravke, ako su uopšte potrebne, obično male i dobro poznate. Ostaje još, kao važan činilac, uticaj velikih obimnih brzina vrha kraka.

Za male translatorne brzine aviona v , kakve imaju laki avioni sa motorima malih i srednjih snaga, i za male prečnike elise D rezultujuća brzina vrha kraka elise

$$w = \sqrt{(\pi n D)^2 + v^2} \quad (34)$$

osetno je manja od brzine zvuka c na visini leta, pa su i aerodinamičke karakteristike elise nezavisne od Machova broja. Takve elise imaju vitke krakove, blago zaobljene prema vrhu (sl. 31), a ugrađuju se u lake avione malih i srednjih snaga motora.



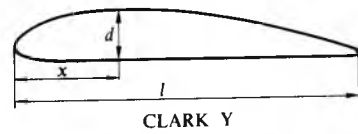
Sl. 31. Elisa za male brzine

Oblik i relativna širina kraka l/D vezani su za tzv. *radni faktor kraka* koji se definiše izrazom

$$RF = 6250 \int_{0.2}^1 \frac{l}{D} \left(\frac{r}{R} \right)^3 d \left(\frac{r}{R} \right), \quad (35)$$

gde je 6250 proizvoljno izabran množitelj da bi se dobile pogodno brojčane vrednosti radnog faktora kraka RF . Za avionske elise vrednosti su radnog faktora u granicama 50...180 (za elise od kompozitnih materijala 70...120). Jedna je od karakteristika elisa za male brzine i mala vrednost radnog faktora kraka, koja retko prelazi 80. Te elise imaju konstantan aeroprofil duž kraka, i to obično RAF 6 ili CLARK Y, klasične aeroprofile razvijane tridesetih godina (sl. 32).

Sa povećanjem brzine leta v i obimne brzine elise povećava se i rezultujuća brzina w vrha kraka, a Machov broj $Ma = w/c$ približava se kritičnoj vrednosti aeroprofila kraka, pa je i prelazi. Aerodinamičke karakteristike aeroprofila osetno se menjaju: koeficijent uzgona opada, a koeficijent otpora raste. Posledica toga je pad koeficijenta propulzivne sile c_T i porast koeficijenta snage c_P , pa prema tome i pad koeficijenta korisnosti η . Za deblje aeroprofile te promene nastaju već pri $Ma \approx 0,7$, a za tanke aeroprofile savremenih elisa pri $Ma \approx 0,9$.



CLARK Y



RAF 6



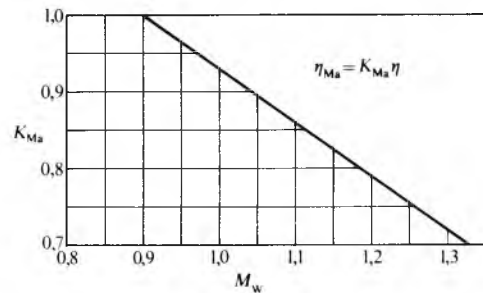
HS-1

Sl. 32. Osnovni aeroprofil lokalnih preseka kraka elise; d debljina aeroprofila, l tetiva aeroprofila

Za savremene elise (kompozitne i metalne elise) kojima relativna debljina u blizini vrha kraka ne prelazi $d/l = 0,06$ može se uticaj Machova broja na koeficijent korisnosti izraziti jednačinom

$$\eta_{Ma} = K_{Ma} \eta, \quad (36)$$

gde je η koeficijent korisnosti dobijen u uslovima nestišljivosti vazduha, a K_{Ma} faktor redukcije koeficijenta η , zavisen samo od Machova broja. Faktor K_{Ma} prikazan je dijagramom na sl. 33 kao srednja vrednost brojnih ispitivanja. Promena koeficijenta snage c_P može se za približne proračune zanemariti.

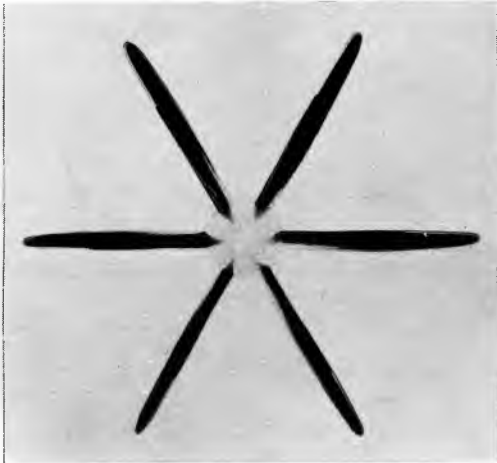


Sl. 33. Zavisnost faktora redukcije K_{Ma} od Machova broja na vrhu elise, $Ma = w/c$

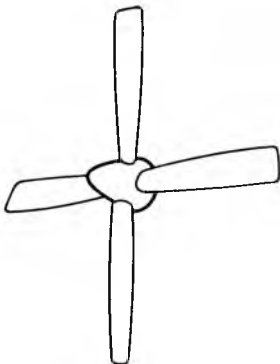
Uticaj velikih brzina, izražen naročito kod aviona sa turboelinsnim pogonskim grupama, može se smanjiti, pa i izbeći, povećanjem kritičnog Machova broja spoljašnjeg dela kraka, smanjenjem prečnika i smanjenjem broja obrtaja elise. Prvi je način da se za spoljašnji deo kraka, obično krajnju petinu ili četvrtinu kraka, upotrebe tanki laminarni aeroprofil koji imaju veće kritične Machove brojeve. Uglavnom se primenjuju tzv. laminarni aeroprofil serije NACA 16 koji su razvijani pedesetih godina. Druga je mogućnost da se upotrebe potpuno novi aeroprofil. U tu je svrhu firma Dowty Rotol, u kasnim sedamdesetim godinama, u kooperaciji sa Aircraft Research Association razvila seriju *superkritičnih aeroprofila* ARA-D, a odmah zatim Hamilton Standard, takođe novu seriju aeroprofila sa oznakom HS-1 (sl. 32). Taj je razvoj novih serija aeroprofila, pored povećanja kritičnog Machova broja, dao elisu manje težine sa boljim karakteristikama u poletanju uz smanjenje tetive lopatice za 30%. Na sl. 34a prikazana je naj-savremenija šestokraka elisa prečnika 4,19 m od kompozitnih materijala sa aeroprofilom serije HS-1 koja je ugrađena na dvomotornom avionu British Aerospace ATP.

Smanjenje prečnika radi smanjenja uticaja velikih brzina kraja kraka elise, a za istu apsorbovanu snagu, zahteva promenu oblika kraka. Za velike brzine krak je veće širine, gotovo konstantne duž kraka, i sa ravno odsečenim krajevima. Tipičan izgled takve elise prikazan je na sl. 34b. Radni faktor kraka tih elisa znatno je veći nego elisa za male brzine i iznosi $RF \geq 90$ (a obično je veći od 120). Prema ispitivanjima, povećanjem radnog faktora malo se smanjuje koeficijent korisnosti, ali se to nadoknađuje smanjenjem gubitaka usled obimne brzine.

Broj obrtaja elise može se smanjiti, odnosno održati u optimalnim granicama, ugradnjom reduktora između vratila motora i osovine elise. Reduktori su obično zupčasti, dakle mehaničkog tipa. Ugradnja reduktora korisna je ne samo zbog smanjenja obimne brzine već i zbog mogućeg smanjenja konstruktivne mase motora po jedinici snage, jer masa po jedinici snage opada sa povećanjem broja obrtaja motora. Reduktorom se, dakle, ta oba protivurečna zahteva mogu zadovoljiti. Reduktor ipak donekle povećava ukupnu masu propulzivnog sistema, a i dodatne gubitke u prenosu, pa se ne preporučuje za primenu na lakim avionima, tj. za motore malih snaga, već se elisa ugrađuje neposredno na radilicu motora. Jednostavnost i pouzdanost takvog sklopa ima tada nesumnjivu prednost. Međutim, motori srednjih i velikih snaga danas gotovo redovno imaju reduktore. Za turboelisne pogonske grupe, zbog veoma velikog broja obrtaja, reduktori su neophodni.



Sl. 34a. Savremena šestokraka elisa od kompozitnih materijala sa aeroprofilom HS-1



Sl. 34b. Elisa sa odsečenim krajevima kraka

Uticaj velikih brzina može se sasvim izbeći ako veličina prečnika elise za datu brzinu leta v ne pređe graničnu vrednost, tako da bude

$$\sqrt{(\pi n D)^2 + v^2} \leq w_1, \quad (37)$$

gde je w_1 granična rezultujuća brzina vrha kraka do koje se uticaj stišljivosti može zanemariti i koja obično iznosi $w_1 = 0,9c$, gde je c brzina zvuka na visini leta. Tada se iz jednačine (37) može izračunati granični prečnik elise D_g za koji se uticaj stišljivosti vazduha na promenu aerodinamičkih karakteristika može zanemariti, pa je

$$D_g \leq \frac{c}{\pi n} \sqrt{0,81 - Ma^2}, \quad (38)$$

gde je $Ma = v/c$ Machov broj leta aviona.

Smanjenjem rezultujuće brzine kraja kraka, koje je ostvareno smanjenjem broja obrtaja i smanjenjem radnog faktora uz pogodno oblikovanje vrha (sl. 34a), može se smanjiti buka elisa savremenih putničkih aviona. Pravilnom sinhronizacijom relativnog položaja (faznom sinhronizacijom) krakova elisa na

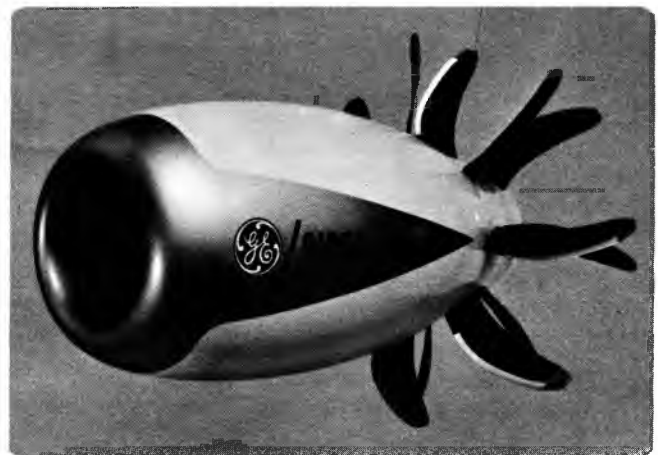
višemotornim avionima može se znatno smanjiti buka u kabini i na aerodromu pri poletanju.

Ekonomska atraktivnost elisnog pogona transportnih aviona i nagli skok cene goriva sedamdesetih godina stimulisali su studije optimizacije pogonskih sistema i konstrukcije aviona. Tako je elisa, koja je do tada gubila primat u primeni prema turbomlaznom pogonu, ponovo rođena!

Od 1975. godine Lewis Research Center of the National Aeronautics and Space Administration (NASA) u saradnji sa Hamilton Standardom razvija koncepciju *elisnog ventilatora* (Prop-Fan) sa osam ili deset krakova (sl. 34c), čija je napadna ivica sa znatnom pozitivnom strelom (unazad). Takva višekraka konfiguracija, sa povećanim radnim faktorom, dozvoljava veće opterećenje diska elise, a kraci su kosi da bi se povećao kritični Machov broj kraja kraka elise uz smanjeno stvaranje buke. Prva ispitivanja su pokazala izuzetnu efikasnost koncepcije elisnog ventilatora i njegovu prednost nad svim propulzivnim sistemima. On zadovoljava dva osnovna imperativa današnjice: prvo, troši 20...40% manje goriva nego avioni sa turbomlaznim pogonom, drugo, buka u poletanju je smanjena za više od 50%. Treba napomenuti da je to ostvareno uz zadržavanje maksimalne brzine na nivou koji imaju transportni avioni sa turbomlaznim motorima (Machov broj $\sim 0,8$).



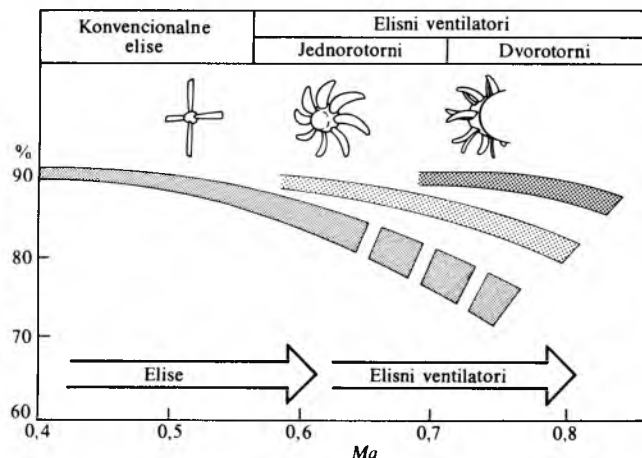
Sl. 34c. Jednorotorni elisni ventilator (Prop-Fan)



Sl. 34d. Dvoroćni elisni ventilator sa kontrarotirajućim elisama (nekanalisan ventilator — Unducted Fan)

Dalji razvoj ovog sistema (NASA i General Electric) doveo je do elisnog ventilatora sa *kontrarotirajućim elisama* (*nekanalisani ventilator* — Unducted Fan, sl. 34d).

Glavna je odlika tog sistema udvojeni elisni ventilator, čije se elise okreću u suprotnim smerovima a direktno su spregnute sa turbinom, eliminišući time reduktor koji je bio neophodan za prenos snage na elisni ventilator. Elisni ventilatori mogu da ostvaruju propulzivnu silu kao vučni ili potisni (sl. 34d) propulzivni sistem. Ušteda goriva u odnosu na standardne dvomotorne i tromotorne mlazne avione iznosi 40–60%, a u odnosu na avione sa kanalisanim ventilatorom (Turbo-Fan) 25%. Atraktivnost je tog sistema u tome što se rotaciona energija, koja bi se normalno izgubila, iskorišćava efektom ispravljanja struje obrtanjem zaklonjenog rotora u suprotnom smeru. To značajno poboljšava performanse, što se vidi sa slike 35, koja daje zavisnost koeficijenta korisnosti od Machova



Sl. 35. Zavisnost koeficijenta korisnosti od Machova broja leta konvencionalnih elisa u upoređenju sa sistemima elisnog ventilatora

broja leta konvencionalne elise u upoređenju sa sistemima elisnog ventilatora. Prednost je sistema elisnog ventilatora sa kontrarotirajućim elisama za veće Machove brojeve leta očigledna. On će biti primenjen, najpre, na podzvučnim transportnim avionima kratkog i srednjeg doleta krajem osamdesetih i početkom devedesetih godina.

D. Gajić B. Rašuo

Konstrukcija elisa

Pri vrtnji elise na njezinim krakovima djeluju aerodinamičke, centrifugalne i giroskopske sile (sl. 36). Neke su od tih sila (sile uzgona, centrifugalne sile torzije) korisne, a druge uzrokuju opterećenja pojedinih elemenata elise, motora, nosača motora i letjelice, pa se moraju pri konstrukciji uzeti u obzir.

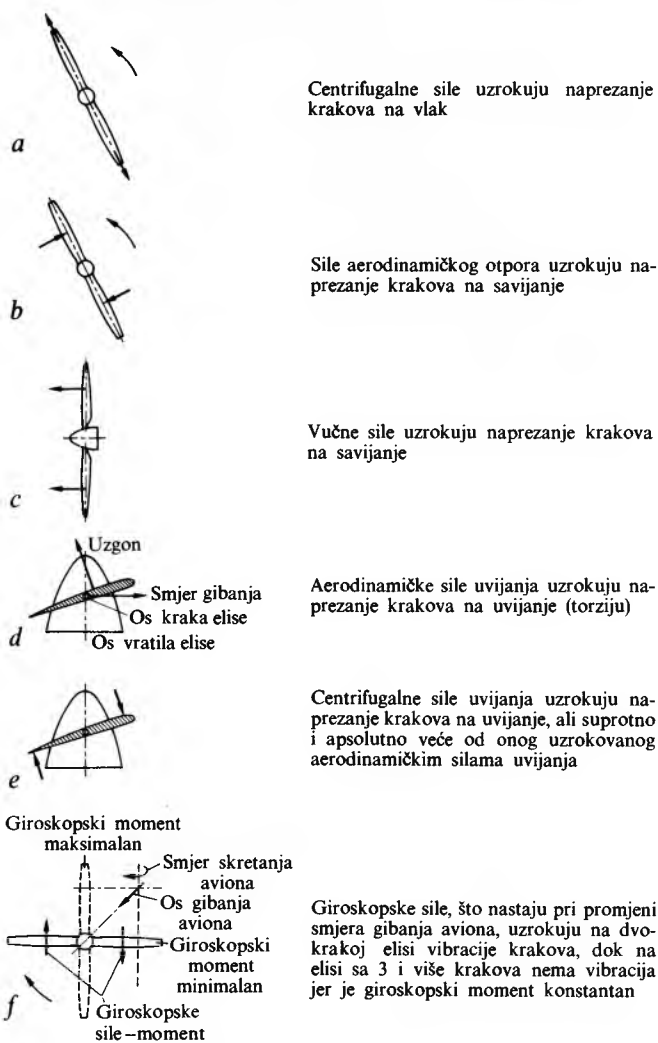
Da bi elise udovoljile složenim uvjetima rada koji nastaju pri promjeni režima leta, kao što je polijetanje, let, penjanje, krstarenje ekonomskom brzinom, let velikom brzinom, poniranje i slijetanje, razvijene su mnoge, različite konstrukcije elisa. Taj razvoj nije ni do danas završen, nego još uvijek nastaju nova, poboljšana konstrukcijska rješenja.

Vrste elisa. Konstrukcije elisnih sistema idu od najjednostavnijih pa do veoma složenih koji automatski podešavaju korak krakova elise pri svakoj promjeni uvjeta leta. Prema mogućnosti promjene koraka krakova razlikuju se tri osnovna tipa elisa: *elise nepromjenljivog koraka*, *elise kojima se korak može podesiti dok motor ne radi* i *elise promjenljivog koraka*.

Elise su nepromjenljivog koraka najjednostavnije. Izrađene su od jednog komada lameliranog drva ili aluminijске legure i krakovi su čvrsto vezani za glavinu u položaju koji se ne može promijeniti, pa se ni korak s kojim su krakovi izrađeni više ne može mijenjati. Takve elise imaju najbolji stupanj korisnosti samo u strogo određenim uvjetima, tj. pri jednoj određenoj brzini vrtnje elise i jednoj određenoj brzini i visini leta aviona. Bilo koje odstupanje od tih uvjeta smanjuje stupanj korisnosti elise. Konstrukcijom elise nastoji se postići da to smanjenje

stupnja korisnosti bude što manje u što širem području brzina vrtnje elise te brzina i visina leta. Elise nepromjenljivog koraka upotrebljavaju se na malim, lakim avionima koji imaju motore male snage i lete malom brzinom na malim visinama.

Malo složenije su elise kojima se korak može promijeniti samo dok je avion na tlu, a motor ne radi. Krakovi takve elise vezani su za glavinu posebnim držačem. Kad se mehanizam držača otpusti, krak se može zakrenuti za neki kut oko svoje uzdužne osi, pa mu se time promijeni korak. Nakon što se krak zakrene i korak podesi za uvjete leta koji slijedi, mehanizam držača ponovno se pritegne i krak učvrsti u novom položaju. U letu se takve elise ponašaju kao elise nepromjenljivog koraka, pa se upotrebljavaju za avione s motorima malih snaga i malih brzina i visina leta.



Sl. 36. Djelovanje sila na krakovima elise

Elisama promjenljivog koraka može se za vrijeme leta, dok se elisa vrti, mijenjati korak zakrećući krakove oko njihove uzdužne osi. Tako se može za svaki određeni uvjet leta primijeniti onaj korak koji daje elisi najpovoljnije performanse. Broj mogućih promjena koraka može biti ograničen, kao što je to npr. kod elisa sa dva koraka, koje imaju mali korak za polijetanje i veliki za let, ili se korak može po volji mijenjati između najvećega i najmanjega s neograničenim brojem međupoložaja.

Elisa promjenljivog koraka omogućuje motoru održavanje određene brzine vrtnje u svakoj situaciji leta. Povećanjem koraka povećava se otpor krakova elise, pa se zbog toga smanjuje brzina vrtnje motora, dok se smanjenjem koraka smanjuje otpor i povećava brzina vrtnje motora. Tako se može promjenom koraka upravljati brzinom vrtnje motora.

Za promjenu koraka služi regulator brzine vrtnje elise koji povećava, odnosno smanjuje korak. Pri polijetanju, s povećanja

Giroskopske sile, što nastaju pri promjeni smjera gibanja aviona, uzrokuju na dvokrakoj elisi vibracije krakova, dok na elisi sa 3 i više krakova nema vibracija jer je giroskopski moment konstantan

njem brzine kretanja aviona, korak se postepeno povećava i tako održava stalnu brzinu vrtnje motora. Isto tako u letu, kad avion prelazi iz vodoravnog leta u penjanje, zbog povećanog otpora smanjit će se brzina vrtnje, što će regulator ispraviti smanjenjem koraka. Kad avion prijeđe u poniranje, povećava mu se brzina, pa će se zbog toga povećati brzina vrtnje motora, što će regulator ispraviti povećanjem koraka. Kad je snaga motora jednom podešena, elisa će se, zahvaljujući regulatoru, uvijek vrtjeti istom brzinom, bez obzira na režim leta, dok će se razvijena snaga mijenjati već prema odabranom položaju regulatora snage motora. Budući da se brzina vrtnje mijenja odabranim položajem regulatora elise, to se takve elise nazivaju *elise stalne brzine vrtnje* i njihov se korak mijenja potpuno automatski.

Većina uređaja za promjenu koraka elise ima hidraulički pogon pomoću klipa i cilindra. Postoje dva osnovna principa: ili se klip giba u mirujućem cilindru, ili klip miruje, a giba se cilindar. Pravocrtno gibanje klipa prenosi se mehaničkim vezama na krakove elise te ih zakreće oko uzdužne osi i tako im mijenja korak. Većinom se ulje za hidraulički sistem promjene koraka uzima iz sistema za podmazivanje motora. Da bi se smanjile dimenzije cilindra i postigla brža promjena koraka, u regulatoru elise nalazi se pumpa za povećanje tlaka ulja. Regulator za upravljanje korakom elise vezan je zupčastim prijenosom s vratilom motora, pa se na regulatoru očituju sve promjene brzine vrtnje motora. Kad brzina vrtnje premaši vrijednost na koju je regulator podešen, regulator pomoću hidrauličkog mehanizma poveća korak elise, čime se poveća njen otpor i tako održava stalna brzina vrtnje. Obrnuto, kad padne brzina vrtnje, regulator smanjenjem koraka smanji otpor elise, pa se opet održava stalna brzina vrtnje.

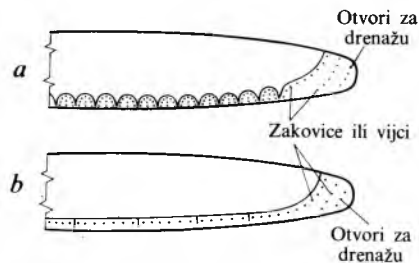
Automatske elise i elise stalne brzine poboljšavaju se uređajem koji omogućuje da se krakovi elise postave na obrnuti korak, i tako obrne smjer potiska elise, te uređajem kojim se krakovi mogu postaviti u položaj najmanjeg otpora (*položaj jedrenja*). Pomoću obrnutog koraka postiže se velika potisna sila, suprotna od smjera leta, kojom se pri naglom spuštanju smanjuje brzina aviona, a pri slijetanju na tlo skraćuje staza zaustavljanja aviona. Elise s postavljanjem kraka u položaj najmanjeg otpora bezuvjetno su potrebne na višemotornim avionima da bi se pri kvaru jednog motora smanjio otpor i sila na kormilu potrebna za održavanje leta u pravcu.

Elise lakih aviona. Mnogi laki avioni imaju elise nepromjenljivog koraka, izrađene od drva ili od aluminijske legure. Neki od takvih aviona imaju elise promjenljivog koraka, elise stalne brzine i uređaje za postavljanje obrnutog koraka i postavljanje krakova u položaj najmanjeg otpora.

Drvene elise nepromjenljivog koraka (sl. 37). Drvene elise izrađuju se od pažljivo odabranog, dobro osušenog drva javora, jasena, trešnje, crnog oraha, hrasta, mahagonija i sl. Obično se uzme 5–12 dasaka koje se međusobno zalijepe vodoopornim ljepilom u blok. Nakon što u preši ljepilo veže daske, grubo se izradi elisa, pa se zatim suši 7–15 dana da bi se izjednačila vlažnost pojedinih slojeva i tako spriječilo kasnije izvijanje i pucanje drva. Konačni oblik elise izrađuje se pomoću šablona za pojedine presjeke kraka. U serijskoj proizvodnji izradba se obavlja na kopirnoj glodalici. Na vrhove krakova izrađene elise zaljepi se na duljinu od 250–500 mm platno i zatim se prednji rubovi oblože metalnom zaštitnom trakom od mjedi, monel-metala ili nerđajućeg čelika. Obloga se učvrsti na krak vijcima za drvo ili zakovicama. Radi osiguranja zaleme se glave vijaka na oblogu. Da bi voda koja se skuplja zbog kondenzacije između obloge i kraka mogla otjecati, na vrhu kraka predviđeni su u oblozi drenažni otvori na koje voda izlazi djelovanjem centrifugalne sile. Na sl. 38 prikazane su dvije najčešće upotrebljavane vrste zaštitnih obloga drvenih elisa.

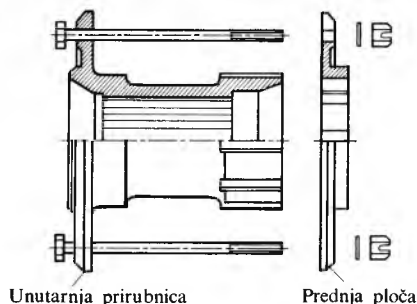


Sl. 37. Drvena elisa nepromjenljivog koraka



Sl. 38. Metalna zaštitna traka na prednjem rubu krakova drvene elise. a) laticasta traka, b) usporodna traka

Završena elisa lakira se u više slojeva bezbojnim vodoopornim lakom, a zatim se vrlo pažljivo statički i dinamički uravnotežuje. Drvene elise učvršćuju se na vratilo motora pomoću standardnih višedijelnih metalnih glavina (sl. 39).



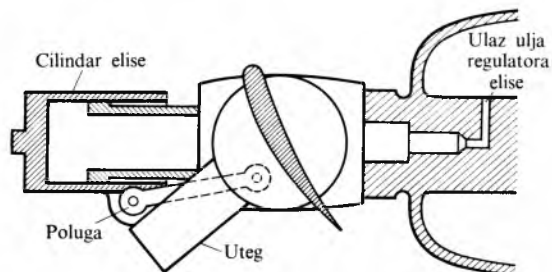
Sl. 39. Glavina drvene elise

Metalne elise nepromjenljivog koraka (sl. 40) izrađene su od aluminijske legure i po svom su geometrijskom obliku slične drvenim elisama, ali obično imaju tanje profile i učvršćuju se na vratilo glavinom jednostavnije konstrukcije nego u drvenih elisa. Metalne elise izrađuju se kovanjem, glodanjem i na kraju brušenjem. Osnovna im je prednost da su otporne na utjecaje atmosferskih promjena, pa zato duže traju. Nakon određenog broja sati rada krakovi se moraju prebrusiti da bi se odstranio površinski sloj koji je oštećen udarima stranih tijela (pijesak, kapljice vode) i u kojemu je došlo do zamora materijala.



Sl. 40. Metalna elisa nepromjenljivog koraka

Elise stalne brzine. Zahtjevi za boljim performansama doveli su do konstrukcije elise promjenljivog koraka i za lake avione. To su metalne dvokrake i višekrake elise upravljane pomoću regulatora brzine. Redovno su to elise stalne brzine vrtnje, koje mogu imati i uređaj za postavljanje krakova u položaj najmanjeg otpora i u položaj obrnutog koraka. Glavine su im izrađene od čelika, a krakovi od aluminijske legure. Na glavini, u smjeru osi, nalazi se hidraulički cilindar koji pomoću poluga zakreće krak u smjeru smanjenja koraka. Korak se povećava djelovanjem centrifugalne sile utega učvršćenih na krakove i aerodinamičkih sila uvijanja. Na sl. 41 shematski je prikazan uređaj za promjenu koraka takve elise.



Sl. 41. Uređaj za promjenu koraka elise lakog aviona

Radni klip-cilindar vezan je za krakove pomoću poluga. Utezi na krakovima elise svojom centrifugalnom silom, potpomognuti aerodinamičkim silama uvijanja, nastoje zakrenuti krak u smjeru povećanja koraka. Tom se povećanju koraka odupire ulje u cilindru, a regulator regulira tlak ulja. Ispuštanjem ulja smanjuje se tlak u regulatoru i povećava korak, a time se povećava otpor i smanjuje brzina vrtnje elise. Obrnuto, povećanjem tlaka ulja u cilindru smanjuje se korak i povećava brzina vrtnje, jer povećana tlačna sila ulja nadvladava centrifugalnu silu utega i aerodinamičke sile uvijanja.

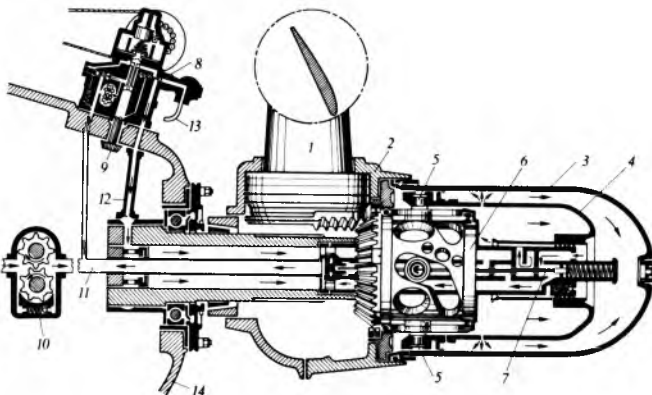
Slične su i konstrukcije s krakovima koji se mogu postaviti u položaj najmanjeg otpora (jedrenja) i koje imaju još i dodatnu oprugu što pomaže utezima u povećanju koraka. Krakovi se postavljaju u položaj jedrenja tako da se ulje iz regulatora ispusti u sistem podmazivanja motora, pa utezi i opruge zakrenu krakove u položaj jedrenja. Da bi se spriječilo povećanje koraka kad je avion na tlu a motor se vrti sporo, na elisi su ugrađeni graničnici velikog koraka. Ti se graničnici sastoje od utega opterećenih oprugom, a sprečavaju da se korak poveća kad se motor vrti s brzinom manjom od 500 min^{-1} . Pri većim brzinama vrtnje centrifugalna sila isključuje graničnike, pa se korak može povećati sve do položaja jedrenja.

Elise s krakovima koji se mogu postaviti u položaj negativnog koraka imaju dodatni uljni sistem koji zakreće krakove iz položaja malog koraka u položaj negativnog koraka. Taj je uljni sistem potpuno neovisan o regulatoru za upravljanje elise i njime se upravlja pomoću ručnog ventila. Kad se iz dodatnog uljnog sistema ispusti ulje, opruga za položaj jedrenja zakrene krakove iz obrnutog koraka na mali korak.

Elise težih aviona. Teži avioni redovito imaju motore veće snage i elise promjenljivog koraka. S vremenom su razvijene različite konstrukcije elisa kojima se za vrijeme leta može mijenjati korak. Uređaji za promjenu koraka mogu biti automatski, poluautomatski ili njima upravlja pilot, a pogon uređaja može biti mehanički, mehaničko-hidraulički, hidraulički, električni ili aerodinamički. Od svih tih mnogobrojnih rješenja elisa promjenljivog koraka najširu primjenu u cijelom svijetu ima elisa tipa *Hamilton Standard Hydromatic Propeller*. Ta elisa ima mehaničko-hidraulički uređaj za promjenu koraka i održavanje stalne brzine vrtnje elise, te dodatni uređaj za zakretanje krakova elise u položaj najmanjeg otpora. Čitav se sistem sastoji od elise s glavinom, regulatora brzine vrtnje elise i pomoćnog uređaja za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora (sl. 42).

Promjena koraka elise postiže se pomoću mehanizma za zakretanje krakova, smještenog u glavi i kapi glavine. Osnovni elementi toga mehanizma jesu: šuplji, uzdužno pomični klip koji je na čelu zatvoren i cilindrična okretna kulisa koja završava koničnim zupčanicom spregnutim s ozubljenjem na korijenu krakova. Na klipu su ugrađena četiri palca koji klize u prorezima kulise i kad se klip translatorno pomakne oni zakreću kulisu, pa se preko zupčanog prijenosa zakrenu i krakovi elise.

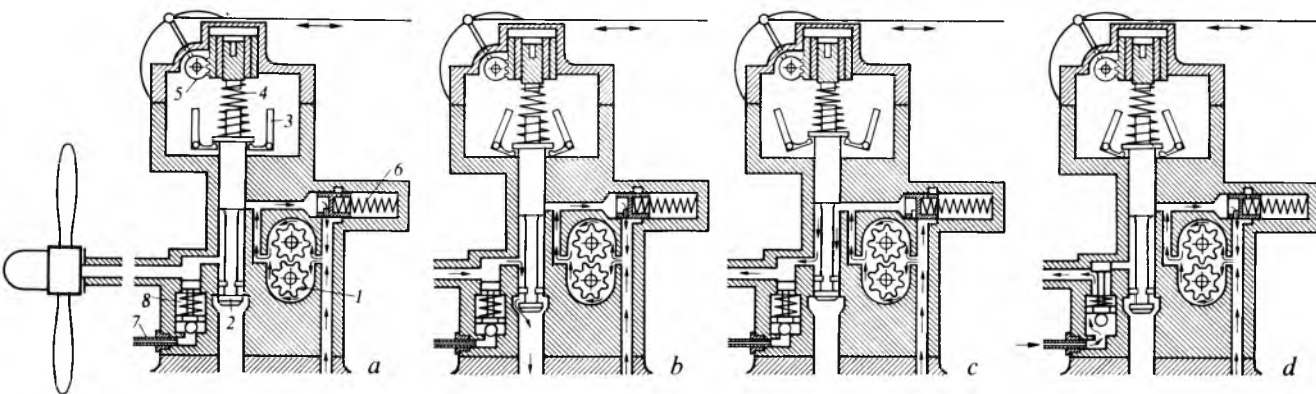
Cio mehanizam za promjenu koraka potpuno je zatvoren i stalno radi u ulju, jer je šupljina glavine i njene kape ispunjena uljem i uljovodom spojena s regulatorom brzine vrtnje elise i sa sistemom za podmazivanje avionskog motora. Ulje iz regulatora brzine vrtnje dovodi se na unutrašnju stranu klipa, a ulje iz motora na vanjsku stranu. Tako se može proizvoditi razlika tlakova zbog koje se klip pokrene naprijed ako je veći tlak na unutrašnjoj strani klipa, a natrag ako je tlak veći na vanjskoj strani.



Sl. 42. *Hamilton Standard Hydromatic*, mehaničko-hidraulički uređaj za promjenu koraka elise. 1 krak elise, 2 glavina elise, 3 kapa glavine, 4 šuplji klip mehanizma za zakretanje krakova, 5 palac klipa, 6 okretna kulisa, 7 pomoćni razvodni ventil uređaja za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora, 8 regulator brzine vrtnje elise, 9 zupčanic prijenosa vrtnje vratila avionskog motora na centrifugalne utege i uljnu pumpu regulatora, 10 pumpa ulja za podmazivanje avionskog motora, 11 uljni vod vezan s motorom, 12 uljni vod vezan s regulatorom, 13 priključak na uređaj za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora, 14 kućište avionskog motora

Regulator brzine vrtnje elise regulira protok ulja u hidrauličkom sistemu za promjenu koraka elise i na taj način automatski održava stalnu brzinu vrtnje elise, ili prema ručnim komandama pilota upravlja mehanizmom za zakretanje krakova elise. Kućište regulatora je pričvršćeno na gornjoj ili donjoj strani kućišta motora. U kućištu su smješteni zupčana visokotlačna uljna pumpa, razvodni ventil za ulje, centrifugalni utezi i zavojna opruga, koji upravljaju radom razvodnog ventila, te povratni ventil koji se otvara kad tlak ulja prijeđe određenu granicu i prijelazni ventil za upuštanje ulja pod tlakom iz dodatnog uređaja za postavljanje krakova elise u položaj minimalnog otpora (sl. 43).

Uljna pumpa, koja dobiva ulje iz sistema za podmazivanje motora, i centrifugalni utezi vezani su zupčanim prijenosom s vratilom motora, pa su njihove brzine vrtnje stalno proporcionalne brzini vrtnje motora, odnosno elise. Promjenom brzine vrtnje motora mijenja se i centrifugalna sila na utezima, pa oni promijene svoj položaj, a time se mijenja i aksijalna sila



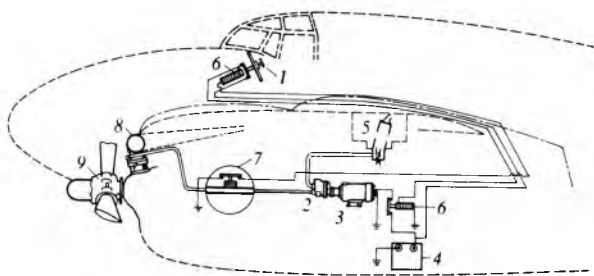
Sl. 43. Shema hidrauličkog regulatora brzina vrtnje elise. a) ravnotežni položaj regulatora: 1 uljna pumpa, 2 razvodni ventil, 3 centrifugalni utezi, 4 zavojna opruga, 5 uređaj za podešavanje napetosti zavojne opruge i za ručnu komandu rada regulatora, 6 povratni ventil, 7 priključak na uređaj za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora, 8 prijelazni ventil visokotlačnog ulja iz uređaja za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora; b) položaj regulatora pri kojem se smanjuje korak elise a povećava brzina vrtnje; c) položaj regulatora pri kojem se povećava korak elise a smanjuje brzina vrtnje; d) položaj regulatora kad je uključen uređaj za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora

kojom utezi djeluju na vreteno razvodnog ventila za ulje. Aksijalnoj sili centrifugalnih utega suprotstavlja se aksijalna sila zavojne opruge kojom je opterećeno vreteno razvodnog ventila. Napon zavojne opruge može se podesiti tako da za određenu brzinu vrtnje motora aksijalne sile centrifugalnih utega i zavojne opruge budu u ravnoteži (sl. 43a). Tada razvodni ventil zatvara vodove tlačnog ulja prema glavini elise, tlak u izlaznom vodu uljne pumpe regulatora broja okretaja poraste i zbog toga se otvori povratni ventil, tako da uljna pumpa počinje raditi u zatvorenom krugu. To se ravnotežno stanje poremeti kad se promijene uvjeti leta, pa se zbog promjene opterećenja elise promijeni i brzina vrtnje motora.

Ako brzina vrtnje elise postane manja od one za koju je regulator brzine vrtnje podešen, smanjuje se centrifugalna sila utega i opruga potisne prema dolje razvodni ventil koji otvori uljni vod što veže glavinu elise s kućištem motora (sl. 43b). Zbog toga se smanji tlak ulja na unutrašnjoj strani klipa u kapi glavine i klip se pomiče natrag, potiskujući unutrašnjom stranom ulje u kućištu motora i zakrećući pomoću kulise i zupčanog prijenosa krakove elise na manji korak, sve dok se ponovno ne uspostavi podešena brzina vrtnje elise pri kojoj su aksijalne sile centrifugalnih utega i zavojne opruge regulatora u ravnoteži. Tada se klip prestane gibati, jer su tlakovi ulja na njegovoj vanjskoj i unutrašnjoj strani izjednačeni, uljna pumpa regulatora ponovno radi u zatvorenom krugu, a elisa s novim, manjim korakom ima raniju konstantnu brzinu vrtnje.

Kad se brzina vrtnje elise poveća iznad one što je podešena na regulatoru, poveća se i centrifugalna sila utega i oni stisnu oprugu, pa razvodni ventil otvori uljovod između uljne pumpe regulatora i glavine elise (sl. 43c). Ulje visokog tlaka poteče na unutrašnju stranu klipa u kapi glavine i klip se pomiče naprijed, potiskujući vanjskom stranom ulje u kućište motora, pa zakretni mehanizam u glavini zakrene krakove elise na veći korak. Zbog povećanja koraka smanjuje se brzina vrtnje elise sve dok se na regulatoru ne postigne podešena brzina vrtnje i time uspostavi ravnoteža aksijalnih sila centrifugalnih utega i zavojne opruge. Tada se povratni ventil otvori, a protok ulja kroz glavinu zatvori, pa uljna pumpa regulatora počne raditi u zatvorenom krugu.

Uređaj za postavljanje krakova elise u položaj minimalnog otpora (položaj jedrenja) zasebni je elektrohidraulički sistem (sl. 44). Sastoji se od visokotlačne uljne pumpe s pogonskim elektromotorom napajanim iz akumulatorske baterije, električnih vodova s relejima, posebnog spremnika hidrauličkog ulja, vodova ulja, pomoćnog razvodnog ventila smještenog u kapi glavine elise unutar sklopa mehanizma za zakretanje krakova elise i prijelaznog ventila smještenog u kućištu regulatora brzine vrtnje elise.



Sl. 44. Uređaj za postavljanje krakova elise u položaj minimalnog otpora. 1 tipka za uključivanje uređaja, 2 visokotlačna uljna pumpa, 3 elektromotor pumpe, 4 akumulatorska baterija, 5 spremnik ulja, 6 relej, 7 sklopka, 8 regulator brzine vrtnje elise, 9 elisa

Pritiskom na komandnu tipku pilot stavlja u pogon pumpu visokotlačnog ulja. Pumpa crpi ulje iz spremnika i tlači ga u regulator brzine vrtnje elise, gdje zbog porasta tlaka prijelazni ventil otvori uljni vod u glavinu elise, a zatvori ulaz ulja u regulator (sl. 43d). Time se prekida hidraulička veza između regulatora i glavine elise, pa na rad mehanizma za zakretanje krakova djeluje samo uređaj za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora. Zbog porasta tlaka ulja na unutrašnjoj

strani klipa mehanizma za zakretanje krakova klip se pomiče naprijed zakrećući krakove na sve veći korak i potiskujući vanjskom stranom ulje u uljovod motora. Položaj minimalnog otpora krakova određen je graničnim položajem palaca klipa u prerezima okretne kulise, pa se, kad klip dođe u krajnji prednji položaj, automatski prekida rad visokotlačne uljne pumpe uređaja i kraci ostaju u položaju minimalnog otpora.

Da bi se krakovi elise vratili iz položaja minimalnog otpora u normalni položaj, ponovno se pusti u rad visokotlačna pumpa uređaja i kad tlak ulja u glavini elise prijeđe određenu granicu pomakne se pomoćni razvodni ventil u mehanizmu za zakretanje krakova, pa ulje pod tlakom dolazi na vanjsku stranu klipa, a otvori se uljovod između unutrašnje strane klipa i kućišta motora. Zbog razlike tlakova ulja klip se pomiče unazad i pomoću kulise zakreće krakove postepeno smanjujući korak elise. Kad se korak elise dovoljno smanji, elisa se počne okretati zbog djelovanja vanjske struje zraka, pa na elisi nastanu dodatne centrifugalne sile koje uvijaju krakove u smjeru smanjenja koraka. Kad brzina vrtnje elise postigne određenu vrijednost, pilot isključi uređaj za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora, pa tlak ulja padne i prijelazni ventil se pomakne u normalni položaj. Time se hidraulički ukopča regulator broja okretaja elise i započinje normalan rad elise.

Posebni dodatni uređaji. Elisni sistemi većih aviona imaju i posebne dodatne uređaje kao što je npr. uređaj za odleđivanje krakova elise, a višemotorni avioni su opremljeni i uređajima za sinkronizaciju brzine vrtnje elisa i za sinkronizaciju faze vrtnje elisa.

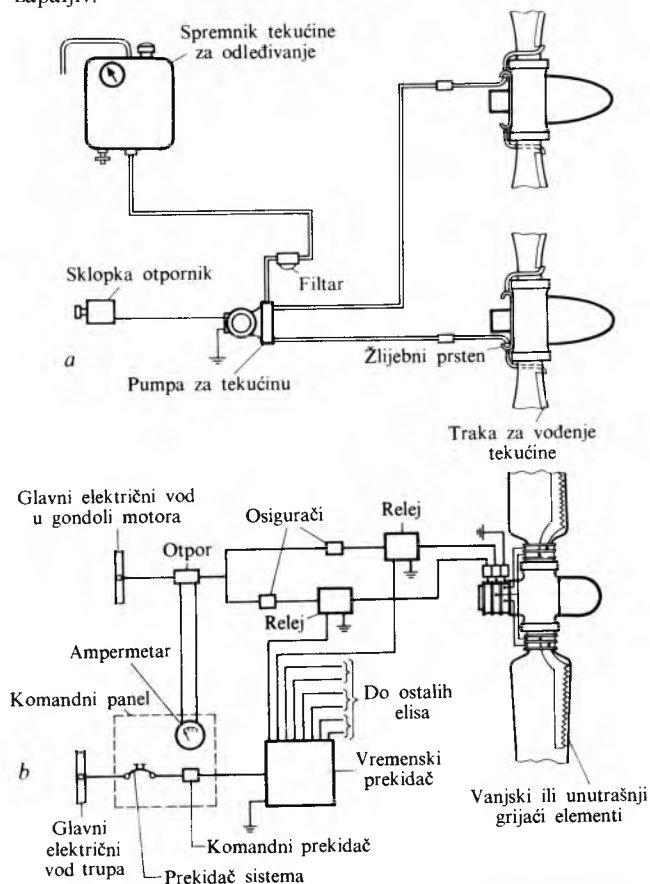
Uređaj za sinkronizaciju brzine vrtnje elisa. Na višemotornim avionima dolazi do neugodnih pulsacija zvuka ako brzine vrtnje elisa nisu potpuno jednake. Pomoću tahometra, a i prema sluhu, mogu se ručno podesiti svi motori da rade istom brzinom. Najmanja nejednolikost opterećenja pojedinih motora, npr. zbog zakretanja aviona ili uzburkanosti zraka, uzrokuje promjenu brzine motora te je potrebno ponovno podešavanje.

Postoji nekoliko sistema za sinkronizaciju brzine vrtnje elisa, a svima je zajedničko da su pojedini motori električki vezani na jedan od motora, tzv. *glavni motor*. Na glavnom motoru nalazi se sinkroni električni generator vezan s vratilom zupčastim prijenosom, a na pomoćnim su motorima sinkroni elektromotori vezani s regulatorom elisa. Prvo se ručno, što je više moguće, ujednače brzine svih motora, a zatim se uključuje uređaj za sinkronizaciju brzine vrtnje. Ako se neki motor vrti brže od glavnog motora, sinkroni će elektromotor pomoću regulatora povećati korak elise dok se ne izjednače brzine vrtnje, i obrnuto, ako se motor vrti sporije, sinkroni će elektromotor pomoću regulatora smanjivati korak elise dok se ne smanji brzina. Kasnije, u letu, sve će se elise vrtjeti istom brzinom dok je uključen uređaj za sinkronizaciju, pa i kad se promijene opterećenja motora u toku leta i kad se zajednički promijene snage svih motora. Takvi se uređaji primjenjuju na avionima s turboelisnim pogonom.

Uređaj za sinkronizaciju faze vrtnje elisa. Višemotorni avioni imaju redovno motore smještene na krilima, pa krakovi elisa kad prolaze u blizini trupa stvaraju valne udare. Ako se elise vrte istom brzinom s kutnim pomakom u fazi, udari se naizmjenice smjenjuju na bočnim stranama trupa, što uzrokuje vibraciju trupa. Da bi se to spriječilo, služi tzv. sinkrofazni uređaj koji dovodi vrtnju svih elisa u istu fazu. Pomoću tog uređaja mijenja se korak elisa tako dugo dok se sve elise ne vrte u jednakom kutnom položaju. Time se povećava udobnost leta i smanjuju dinamička opterećenja konstrukcije aviona.

Uređaj za odleđivanje elisa. Pri letu kroz zrak u kojemu lebde pothlađene kapljice vode stvara se led na krakovima elise. Nakupljeni led mijenja geometrijski oblik profila krakova, što uzrokuje porast otpora elise i uzgona, tj. smanjenje vučne sile elise. Nesimetrično nakupljanje ili otpadanje leda uzrokuje jaku dinamičku neuravnoteženost elise, što može imati vrlo teške posljedice. Da bi se to izbjeglo, elise aviona predviđeni su za let u složenijim meteorološkim uvjetima opremljene su uređajem za odleđivanje krakova i kape glavine. U upotrebi su dva sistema: sistem s tekućinom za odleđivanje i sistem s elektrotopnim zagrijavanjem.

Uređaj za odleđivanje tekućinom (sl. 45a) ima pumpu koja iz spremnika siše tekućinu za odleđivanje i tlači je u žlijebne prstenove elisa. Iz žlijebnog prstena tekućina izlazi kroz cijevi na korijene krakova elise. Tekućina odleđuje unutrašnji dio krakova, a na vanjskom dijelu, zbog velike centrifugalne sile, nema opasnosti da se uhvati led. Obično se za odleđivanje upotrebljava izopropilni alkohol, jer je djelotvoran, jeftin i teško zapaljiv.



Sl. 45. Uređaj za odleđivanje elisa. a uređaj za odleđivanje tekućinom, b uređaj za odleđivanje elektrotopnim zagrijavanjem

Elektrouređaj za odleđivanje elisa (sl. 45b) sastoji se od električnih grijaćih elemenata nalijepljenih na površinu krakova ili postavljenih u unutrašnjost šupljih krakova, sistema za dovod i regulaciju električne struje te potrebnih električnih vodova. Električnom energijom grije se kapa glavine elise. Da se grijaći elementi previše ne zagriju, grijanje je na prekide, jer je dovoljno da se krakovi elise zagriju do tališta leda pa da on otpadne. Cijeli ciklus odleđivanja krakova i glavine traje obično ~2 min. Uređaj za odleđivanje ima u svom sistemu sklopku za uključivanje, osigurače, ampermetar i automatsku sklopku za cikličko uključivanje.

Elise turboelisnih propulzora. Za avionske turboelisne propulzore postoje specijalne konstrukcije elisnih sistema jer je osnovna karakteristika razvijanja snage plinske turbine potpuno različita od one u klipnih motora. Snaga plinske turbine ovisi u prvom redu o temperaturi na ulazu u turbinu, a ne o brzini vrtnje turbine. U letu od praznog hoda pa do najveće snage penjanja brzina se vrtnje neznatno mijenja, dok se veoma mijenja temperatura na ulazu u turbinu. Najmanjoj snazi odgovara najniža temperatura na ulazu u turbinu, a najvećoj snazi najviša dopuštena temperatura. Snaga turbomotora povećava se većim dovodom goriva, a elisa, da bi apsorbirala razvijenu snagu, povećava korak tako da ostaje stalna brzina vrtnje. Obrnuto, kad se oduzima gorivo, smanjuje se snaga, pa elisa smanjuje korak tako da se opet održava stalna brzina vrtnje.

Sve elise za turbinske motore imaju dva radna područja. U letu elisa radi u tzv. području *alfa*, koje ide od praznog hoda (najmanji korak elise) pa do najveće snage (najveći korak elise). U tom području elisom upravlja regulator. Na tlu elisa radi u području *beta*, koje ide od negativnog koraka (služi za kočenje aviona kad sleti na tlo), pa do malog koraka za vožnju po tlu. U području *beta* elisom ne upravlja regulator.

Zbog velike brzine vrtnje plinske turbine mora se između nje i elise ugraditi zupčasti reduktor koji smanjuje brzinu vrtnje elise. Taj reduktor obavlja i još neke druge funkcije u kontroli rada propulzijskog sistema. Kad zračna struja obrnuto opstrujava elisu, senzor u reduktoru signalizira negativni moment torzije krakova, pa regulacijski sistem povećava korak elise i elisa prelazi na normalan rad. Ako pri polijetanju višemotornog aviona jedan od turbomotora izgubi snagu, poseban senzor u reduktoru daje signal sigurnosnom uređaju koji aktivira ručicu za postavljanje krakova u položaj minimalnog otpora. Reduktor djeluje kao sigurnosna spojka ako plinska turbina radi s negativnim momentom koji je veći od dopuštenog, te kao kočnica elise kad su u letu krakovi postavljeni u položaj minimalnog otpora ili kad se na prizemljenom avionu obustavi rad pogonskih turbomotora.

Radno područje elise u letu, tj. regulatorom upravljano područje *alfa*, pokriva raspon od 34° do 90° napadnog kuta kraka. Područje rada za vožnju na tlu, tj. područje *beta*, pokriva raspon od 0° do 34° napadnog kuta kraka. Mehanizam za promjenu koraka elise, tj. za zakretanje njenih krakova, jednak je kao u sistemu Hamilton Standard Hydromatic Propeller, samo što ima i tzv. *bravu koraka*, koja služi kao sigurnosni uređaj za blokiranje koraka ako nestane tlak ulja i ako



Sl. 46. Laki avion AISA I-11B s klipnim motorom Continental C90-12F snage 67 kW



Sl. 47. Veliki transportni avion Lockheed L 100-30 Hercules sa četiri turboelisna propulzora Allison T56, svaki snage 3 652 kW

brzina vrtnje elise poraste iznad dopuštene. Držači se brave oslobode čim se uspostavi normalan tlak ulja i normalna brzina vrtnje.

Danas se elisni propulzori primjenjuju na avionima od najmanjih lakih (sl. 46) pa do velikih transportnih sa 4...6 turbomotora pojedinačnih snaga do 1100 kW i brzine leta do ~650 km/h (sl. 47). Za još veće brzine klasične se elise nisu mogle primijeniti zbog pada stupnja korisnosti, jer obodna brzina krakova postaje jednaka ili veća od brzine zvuka. Posljednjih se godina eksperimentalno radi na razvoju elisa za snažne turbomotore i za brzine leta do ~950 km/h, koje će imati stupanj korisnosti povoljniji od dosadašnjih. To su elise sa 8...10 širokih krakova srpasta oblika, koji su na vanjskom dijelu veoma savijeni u smjeru suprotnom od smjera vrtnje. Konstruktivnu izvedbu takvih elisa vrlo tankih profila omogućili su novi materijali sačaste konstrukcije. Njihova upotreba u praksi predviđa se prije 1990. god., a imat će relativni potrošak goriva za 15...20% niži nego najsuvremeniji turbomlazni propulzori za avione iste brzine leta.

S. Bernfest

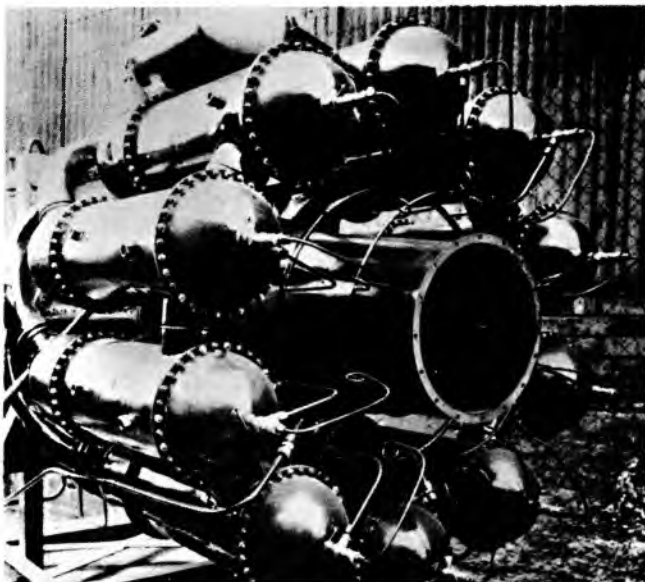
TURBOMLAZNI PROPULZORI

Turbomlazni propulzor ostvaruje propulziju na potpuno istom principu kao i ostali mlazni, pa i klipnoelisni propulzor, ali se od njih razlikuje po propulzivnom fluidu i načinu njegova ubrzavanja, iako je i turbomlazni propulzor, prema unutrašnjim termodinamičkim procesima, jedna vrsta motora s unutrašnjim sagorjevanjem kao i klipni motor. Ta sličnost potiče od primene istih radnih procesa pri pretvaranju osnovne hemijsko-toplotne energije u potencijalnu energiju radnog fluida, pa čak i u mehaničku energiju na vratilu rotorskog sklopa, iako je krajnji cilj, tj. ubrzavanje propulzivnog fluida, ostvaren neposrednije, u propulzoru, a ne preko spoljnog organa, tj. elise. Iako su unutrašnji procesi sabijanja, sagorjevanja i širenja isti kao u klipnom motoru, ipak suštinska razlika među njima nastaje prema mestu obavljanja tih procesa. U klipnom motoru svi se procesi, zajedno s usisavanjem i izduvavanjem, odigravaju u jednom istom elementu (cilindru), ali u vremenskim razmacima i naizmenično. U turbomlaznom propulzoru oni se odigravaju kontinualno, ali u različitim elementima. Odatle nastaju i krupne razlike ne samo u konstrukciji već i u performansama i radnom ciklusu.

M. Vujić

Ideja o primeni gasne turbine za propulziju aviona nastala je već u prvim počecima razvoja avijacije, ali je praktički realizirana tek 30-tih godina našeg stoleća. U Engleskoj je Frank Whittle konstruisao 1937. god. prvi uspešan avionski turbomlazni propulzor s centrifugalnim kompresorom (sl. 48), prema projektu što ga je sam razradio još 1928. god. Taj Whittleov turbomlazni propulzor bio je 1941. god. ugrađen u prvi engleski mlazni avion *Gloster E.28/29*. Takođe 1937. god. u Nemačkoj je Fabst von Ohain sagradio turbomlazni propulzor s vodonikom kao gorivom, što se pokazalo nepraktičnim. Ohain je nastavio razvojni rad na avionskim turbomlaznim propulzorima i konstruisao novi tip s potiskom od 490 kN, pa je augusta 1939. god., opremljen tim propulzorom, lovac *Heinkel He 178* poleteo kao prvi mlazni avion u povesti vazduhoplovstva. U Nemačkoj su od 1938. god. radile na razvoju

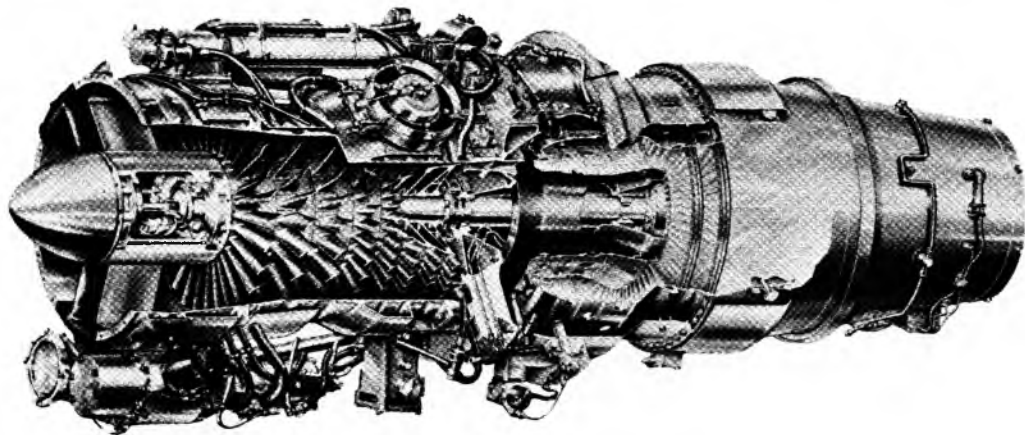
avionskih turbomlaznih propulzora s aksijalnim kompresorom firme BMW, Bramo i Junkers, koje su 1944. god. već masovno proizvodile aksijalne mlazne propulzore *BMW 003A* od 7,85 kN potiska i *Junkers Jumo 004B* od 8,83 kN potiska.



Sl. 48. Turbomlazni propulzor F. Whittlea (1937. god.)

Za vreme drugoga svetskog rata Nemačka je vodila u proizvodnji avionskih turbomlaznih i raketnih propulzora, ali se i u ostalim zemljama dosta radilo na tom području. U Engleskoj je A. A. Griffith 1941. god. konstruisao prvi engleski turbomlazni propulzor s aksijalnim kompresorom, koji je 1943. god. uspešno primenjen za propulziju mlaznog aviona *Gloster Meteor*. Potkraj 1942. god. firma *Rolls-Royce* počela je proizvodnju avionskih turbomlaznih propulzora prema Whittleovu projektu i od 1944. god. isporučivala za britansko ratno vazduhoplovstvo turbomlazne propulzore *Rolls-Royce Welland* od 7,57 kN potiska i *Rolls-Royce Derwent* od 8,90 kN potiska. Pojačani *Rolls-Royce Derwent* od 16 kN potiska proizvodio se do 1955. god. Početkom 1945. god. konstruisan je turbomlazni propulzor *Rolls-Royce Nene* (sl. 49) od 22,26 kN potiska, prema kojemu su posle građeni turbomlazni propulzori u SAD, Francuskoj i SSSR. U SAD je gradnja avionskih turbomlaznih propulzora počela posle 1940. god., i to prema vlastitim projektima i prema Whittleovoj tehnologiji koju su uvezli 1941. god. iz Engleske. Na razvoju avionskih turbomlaznih i turboelisnih propulzora radilo se i u Japanu, Švedskoj, Francuskoj i Italiji.

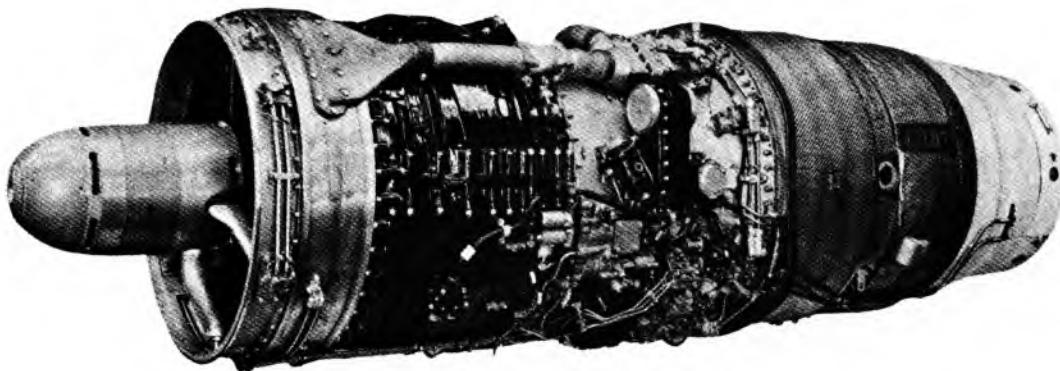
Odmah posle drugoga svetskog rata usledio je brzi razvoj avionskih turbomlaznih i turboelisnih propulzora. Primenom novih specijalnih niklenih legura kojima se ni pri veoma visokim temperaturama ne smanjuje čvrstoća bilo je moguće da se u periodu 1950. do 1977. god. poveća temperatura gasova u turbinu od 810 °C na 1300 °C, i time snaga poveća četverostruko uz samo dvostruko povećanje potroška goriva. Razvijeni su komplikirani sistemi vazdušnog hlađenja turbinskih lopatica tako da temperatura lopatica ostaje nekoliko stotina stepeni Celzijusa niža od temperature okolnih gasova. Uvedeni su automatski sistemi koji dobavljaju gorivo zavisno od potrebnog opterećenja turbomlaznog propulzora, a za naglo i veliko povećanje potiska dodana je iza gasne turbine dogreva komora. Za turbomlazne propulzore konstruisani su mlaznici koji prigušuju buku i mogu menjati smer potiska radi zaustavljanja aviona kad aterira, itd. Sva ta i ostala poboljšanja doprinela su da je turbomlazna i turboelisna propulzija potisnula avionske klipne motore na području snaga većih od 400 kW.



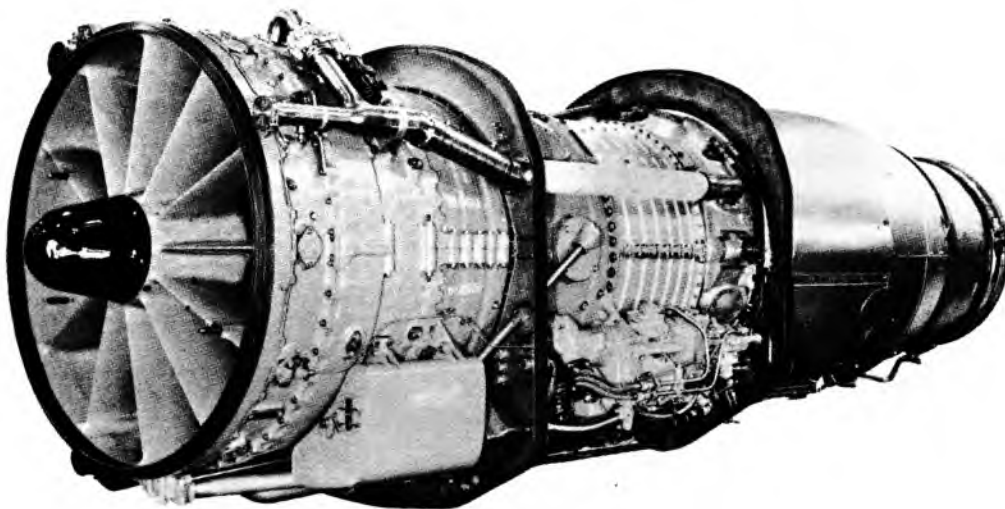
Sl. 49. Turbomlazni propulzor *Rolls-Royce Nene* potiska 22,26 kN (1945. god.)

1951. god. konstruisan je u Engleskoj turbomlazni propulzor s aksijalnim kompresorom *Rolls-Royce Avon*, potiska 28,93 kN (sl. 50). Taj se propulzor proizvodio sve do 1975. god. i u tom mu je periodu potisak povećan na 76,11 kN. To je bio prvi turbomlazni propulzor ugrađen u avion s vertikalnim poletanjem (1957. god.), prvi turbomlazni propulzor za avione na redovnim prekontinentalnim linijama (od 1958. god.) i prvi turbomlazni propulzor kojemu je bio potreban remont tek nakon 10 000 sati rada (od 1959. god.). Drugi važan britanski turbomlazni propulzor bio je *Bristol Olympus* s potiskom

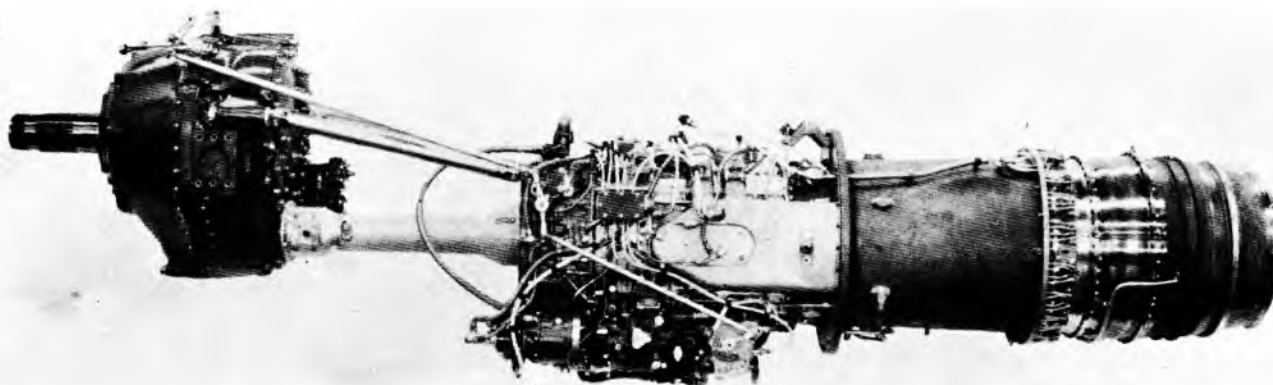
proizvodio od 1950. do 1965. god. (ukupno proizvedeno više od 21 200 motora) i ugrađivao u vojne avione, te civilne avione *Boeing 707* i *McDonnell Douglas DC-8*; *General Electric GE J79*, s potiskom 66,74...79,63 kN, koji se stalno proizvodi od 1953. god., te moderni snažni propulzori *General Electric GE CF6-50*, s potiskom 222,42...240,27 kN i *Pratt & Whitney JT9D*, s potiskom 191,28...235,76 kN. Još od 1956. god. proizvodi se turboelisični propulzor *Allison T56* (sl. 52) snage 3 652 kW i ugrađuje se u veliki vojni transportni avion *Lockheed C-130 Hercules*.



Sl. 50. Turbomlazni propulzor s aksijalnim kompresorom *Rolls-Royce Avon*, potiska 28,93 kN (1951. god.)



Sl. 51. Turbomlazni propulzor *Bristol Olympus* potiska 48,94 kN (1954. god.)



Sl. 52. Turboelisični propulzor *Allison T56* snage 3 652 kW

48,94 kN, proizveden 1954. god. (sl. 51). Početkom 60-ih godina potisak tog propulzora već se povećao na ~89 kN, da bi se zatim razvio u *Bristol Olympus 593*, s potiskom od 169,07 kN, i poslužio kao propulzor nadzvučnog putničkog aviona *Concorde Mach 2*. Među najnovija dostignuća britanske industrije turbomlaznih propulzora spada *Rolls-Royce RB.211-524* s potiskom 195,75...240,27 kN, koji je jedan od najsnažnijih današnjih avionskih propulzora.

Među najuspelije poratne američke konstrukcije avionskih turbomlaznih propulzora spadaju: *Pratt & Whitney JT3*, s potiskom 57,86...80,1 kN, koji se

U posleratnom periodu i u SSSR naglo se razvila proizvodnja avionskih turbomlaznih i turboelisičnih propulzora, pa se danas grade prema vlastitim projektima za potiske od najmanjih sve do ~100 kN i snage do ~11 000 kW. Od ostalih zemalja znatnu proizvodnju turbomlaznih i turboelisičnih propulzora, prema stranim licencama i vlastitim projektima, imaju Francuska, Kanada, Japan, SR Nemačka i Švedska.

Radni ciklus, stepeni korisnosti, performanse

Idealizirani radni ciklus. U turbomlaznom se propulzoru termodinamički procesi sabijanja, sagorevanja i širenja odigravaju prema Jouleovu ciklusu i pri tom su procesi usisavanja i sabijanja, odnosno širenja i izduvavanja jedinstveni, istovremeni procesi.

U idealiziranom Jouleovu ciklusu (sl. 53) procesi sabijanja i širenja slede zakone izentropa, dok se procesi dovođenja toplote (sagorevanja) i odvođenja toplote izvode prema izobarama. Za idealizirani ciklus polazi se od pretpostavke da su procesi sabijanja i širenja povratno-adijabatski (izentropski) bez ikakvih energetskih gubitaka, a procesi dovođenja i odvođenja toplote bez strujnih gubitaka, tj. izobarski. Pored toga pretpostavlja se konstantnost specifičnih toplota radne materije: vazduha i gasova. Te pretpostavke znače idealno funkcionisanje svih elemenata u kojima se pomenuti procesi odigravaju, dakle stepene korisnosti jednake 1. Ciklusni je stepen korisnosti Jouleova ciklusa:

$$\eta_J = \frac{q_s - q_i}{q_s} = \frac{1 - T_0}{T_{3i}} = 1 - \left(\frac{p_0}{p_3}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (39)$$

i ima isto značenje kao stepen korisnosti idealizovanog Ottova ciklusa u klipnom motoru. Drugim rečima, stepen korisnosti Jouleova ciklusa zavisi od stepena sabijanja radnog fluida pre sagorevanja π_s , s tim što se sabijanje izvodi pretežno ili potpuno u posebnom kompresoru, a delimično u uvodniku ispred kompresora. Tako je ukupni stepen sabijanja (stepen porasta pritiska):

$$\pi_s = \frac{p_3}{p_0} = \frac{p_3}{p_2} \cdot \frac{p_2}{p_0} = \pi_C \pi_U, \quad (40)$$

dakle jednak proizvodu stepena sabijanja u kompresoru π_C i uvodniku π_U . Dok je π_C isključivo funkcija geometrije i radnog režima kompresora, dotle je π_U funkcija geometrije uvodnika i režima letenja.

Slično se ukupni stepen širenja posle sagorevanja

$$\pi_e = \frac{p_4}{p_7} = \frac{p_4}{p_5} \cdot \frac{p_5}{p_7} = \pi_T \pi_{MI} \quad (41)$$

rašćlanjuje na stepene širenja u turbini π_T i mlazniku π_{MI} . Stepen širenja u turbini zavisao je od geometrije i radnog režima turbine, a stepen širenja kroz mlaznik zavisao je od geo-

metrije mlaznika i od režima rada propulzora i režima letenja aviona.

Stvarni radni ciklus ne operiše s pomenutim pretpostavkama već sa stvarnim zbivanjima u propulzoru, vodeći računa o svim strujno-toplotnim gubicima u svim elementima i o promenljivosti specifičnih toplota radnog fluida u ciklusu. Dijagram stvarnog radnog ciklusa može se prikazati bilo za statički režim (brzina letenja ravna nuli) ili za letni režim ($v_0 > 0$). Za ta dva režima razlike u parametrima stanja radnog fluida protežu se kroz ceo ciklus, a počinju već pri sabijanju u uvodniku. Tako pri statičkom režimu postoji u uvodniku (tačnije ispred njega) ubrzavanje vazduha, a time i pad njegova pritiska i temperature do ulaza uvodnika (tačka 1_{st} , sl. 53), što zahteva pojačano sabijanje u kompresoru do određenog pritiska p_3 , dakle veći utrošak rada na sabijanje u kompresoru. U letnom režimu, zahvaljujući letenju brzinom $v_0 > 0$, postoji manje ili više pred-sabijanje u uvodniku (od 0 do 2), posle čega sledi sabijanje u kompresoru (od 2 do 3).

Predsabijanje u uvodniku izvodi se sa strujnim, ali ne i toplotnim gubicima, jer je razmena toplote vazduha i okolne sredine zanemarljiva (adijabatska promena stanja), iako je proces nepovratan zbog trenja i vihorenja. Jedan deo (spoljni) procesa predsabijanja može teći izentropski, i to ispred uvodnika (od 0 do 1). Gubici u uvodniku obuhvaćeni su stepenom korisnosti:

$$\eta_U = \frac{h'_2 - h_0}{h_2 - h_0}, \quad (42)$$

odnosno nabožnim stepenom dejstva:

$$\eta_r = \frac{p'_2 - p_0}{p_2 - p_0}. \quad (43)$$

Sabijanje u kompresoru izvodi se s mnogo većim strujnim i toplotnim gubicima, te proces nije ni adijabatski ni povratan. To znači da se za postizanje određenog porasta pritiska od p_2 na p_3 mora utrošiti više mehaničke energije s vratila nego pri izentropskom procesu da bi se nadoknadili gubici strujno-toplotne prirode, koji su obično obuhvaćeni izentropskim stepenom korisnosti kompresora:

$$\eta'_C = \frac{h'_3 - h_2}{h_3 - h_2}. \quad (44)$$

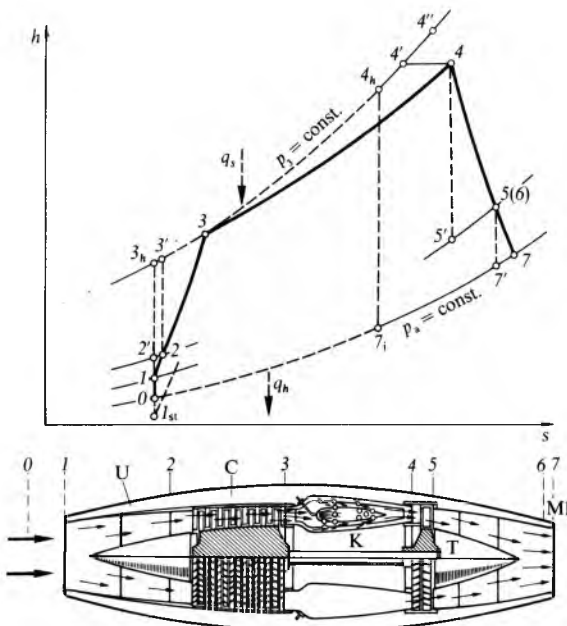
Međutim, budući da pri obrtanju kompresorskog kola i vratila postoje i mehanički gubici trenja u ležštima, to ih treba priključiti strujno-toplotnim gubicima, tako da je ukupni stepen korisnosti kompresora:

$$\eta_C = \eta'_C \eta_{mc}. \quad (45)$$

Proces dovođenja toplote radnom fluidu kroz termohemijski proces sagorevanja dalji je korak u energetskom obogaćenju radnog fluida, a odigrava se neposredno posle završenog sabijanja. U idealiziranom (teorijskom) ciklusu sagorevanje u grejnoj komori izvodi se izobarski, tj. pri konstantnom pritisku i bez toplotnih gubitaka. U stvarnom zbivanju postoje i strujni i toplotni gubici, tako da na izlazu komore radni fluid, tj. proizvodi sagorevanja u mešavini s vazduhom imaju niže pritiske i temperature nego u teorijskom slučaju (tačka 4' namesto tačke 4'', sl. 53). Manja vrednost entalpije posledica je toplotnih gubitaka kroz zidove komore i usled eventualnoga nepotpunog sagorevanja. Gubitak pritiska pri sagorevanju posledica je vihorenja i trenja, te zagrevanja fluida. Toplotne gubitke obuhvata toplotni stepen korisnosti komore:

$$\eta_K = \frac{h_4 - h_3}{h'_4 - h_3}. \quad (46)$$

Gubitak pritiska u komori, iako smanjuje entalpijsko stanje gasova na izlazu komore, nije uključen u stepen korisnosti komore, ali se njegovo nepovoljno dejstvo odražava na raspoloživi stepen širenja u mlazniku, a time i na brzinu mlaza, odnosno potisak. U h,s -dijagramu (sl. 53) tačka 4 nije samo završetak



Sl. 53. Shema turbomlaznog propulzora sa pripadnim dijagramom radnog (Jouleova) ciklusa. U usisnik, C kompresor, K grejna komora, T turbina, MI mlaznik (brojke na shemi propulzora odgovaraju onima na dijagramu radnog ciklusa)

procesa sagorevanja, već i tačka maksimalne entalpije radnog fluida, koja se stavlja na raspolaganje za procese širenja kroz turbinu i mlaznik radi proizvodjenja mehaničkog rada u turbini i porasta kinetičke energije gasova u mlazniku. Tačka 4 (na ulazu turbine) je i krajnja tačka prve faze, faze energetskih obogaćenja radne materije sabijanjem u uvodniku i kompresoru te sagorevanjem u grejnoj komori, a početna tačka druge faze, faze iskorišćenja tako stvorenog potencijala za proizvodjenje snage u turbini potrebne kompresoru i za ubrzavanje gasova u mlazniku. Vidi se da su u prvoj i drugoj fazi angažovane iste vrste energije: kinetička, potencijalna i mehanička, ali s potpuno obrnutim smerovima promena.

Proces širenja u turbini nije izentropski, kako je u idealiziranom teoretskom ciklusu pretpostavljeno, već nepovratan zbog trenja i vihorenja, i neadijabatski zbog razmene toplote između gasova i elemenata turbine. Postojeći strujno-toplotni gubici smanjuju količinu potencijalne energije pretvorene u mehanički rad na disku; entalpijski je pad $h_4 - h_5$ time smanjen s obzirom na raspoloživi $h_4 - h'_5$, pa je izentropski stepen korisnosti turbine:

$$\eta_T = \frac{h_4 - h_5}{h_4 - h'_5} \quad (47)$$

Budući da i u turbini, pri obrtanju diska i vratila, postoje u ležištima gubici na trenje, to ih treba obuhvatiti mehaničkim stepenom korisnosti η_{mT} , pa je ukupni stepen korisnosti turbine:

$$\eta_T = \eta'_T \eta_{mT} \quad (48)$$

Budući da pomenuti mehanički gubici trenja nemaju uticaja na stanje gasova, to se i ne prikazuju u h,s -dijagramu kao i kod kompresora.

Po izlasku iz turbine gasovi ne stupaju odmah u mlaznik, već najpre prolaze kroz izduvni vod, koji je konstrukcijski neophodan za prelaz s prstenastog preseka na izlazu turbine na puni kružni presek na ulazu mlaznika. U vodu se ne predviđa nikakvo širenje ni znatna promena potencijalne energije gasova. Budući da se ipak očekuje neki pad pritiska usled trenja, to se blagim porastom poprečnog preseka niz struju teži izvesnom usporavanju (*difuziji*) gasova radi smanjenja trenja i istovremenog kompenziranja pada pritiska (promene bi bile prikazane od 5 do 6 u h,s -dijagramu), pa se obično prihvata jednakost stanja gasova na izlazu turbine i ulazu mlaznika (tada bi se tačke 5 i 6 poklapale).

Završni deo energetskih promena ne samo druge faze već i celog ciklusa odigrava se u mlazniku, s krajnjim ciljem što većeg ubrzavanja gasova do izlazne brzine ($v_7 = v_m$) koja direktno utiče na potisak. To ubrzavanje je neposredno zavisno od raspoloživog entalpijskog pada iza turbine, odnosno stepena širenja kroz mlaznik. Proces širenja nije izentropski, već nepovratno-adijabatski; nema razmene toplote, ali postoje gubici na trenje i vihorenje. Stepen korisnosti mlaznika prikazan je izrazom:

$$\eta_{Ml} = \frac{h_5 - h_7}{h_5 - h'_7} \quad (49)$$

Budući da je zbog gubitaka manje raspoložive potencijalne energije pretvoreno u kinetičku energiju gasova, to će i stvarna brzina mlaza v_m biti manja od brzine na kraju izentropskog širenja v'_m , pa se efikasnost mlaznika može prikazati i pomoću takozvanog *koefficienta brzina*:

$$\varphi = \frac{v_m}{v'_m} = \sqrt{\eta_{Ml}} \quad (50)$$

Svi pobrojani strujno-toplotni gubici, počev od uvodnika pa do izlaza mlaznika, obuhvaćeni su jednim zajedničkim *motornim stepenom korisnosti* η_M , koji se ne može pogodnim i prostim izrazom prikazati u funkciji stepena korisnosti svakog pojedinog elementa, ali se može uopšteno prikazati sa: $\eta_M = f(\eta_U, \eta_C, \eta_K, \eta_T, \eta_{Ml})$. Proizvod motornog i ciklusnog stepena korisnosti daje *unutrašnji* ili *interni*, odnosno *termokinetički stepen korisnosti* propulzora:

$$\eta_i = \eta_{ik} = \eta_M \eta_J, \quad (51)$$

kojim su obuhvaćeni svi gubici pri pretvaranju uložene hemijsko-toplotne energije goriva u priraštaj kinetičke energije radno-propulzivnog fluida. Unutrašnji stepen korisnosti može se definisati odnosom korisne prema uloženoj energiji:

$$\eta_i = \mu \cdot \Delta E_k / E_g, \quad (52)$$

gde je $\mu = \dot{M}_v / \dot{M}_g$ odnos protoka vazduha i goriva, $\Delta E_k = (v_m^2 - v_0^2)/2$ priraštaj kinetičke energije radno-propulzivnog fluida kroz propulzor, a $E_g = h_g + v_0^2/2$ je totalna energija goriva, kojoj je entalpija $h_g = h_0 + H_+$. Kinetička energija goriva pri brzini letenja v_0 obično se zanemaruje, jer je relativno malena s obzirom na ekvivalentnu entalpiju, odnosno toplotnu moć goriva H_+ . Nazivi *unutrašnji* ili *termokinetički stepen korisnosti* pokazuju da se odnose na unutrašnje procese pretvaranja potencijalne ili toplotne energije u kinetičku.

Krajnji je cilj svih energetskih zbivanja u propulzoru da se ostvari propulzivna energija $F_e v_0$, potrebna za postizanje brzine letenja v_0 dejstvom potisne sile F_e . Iz raspoloživog priraštaja kinetičke energije ΔE_k dobija se propulzivna energija, uz neke gubitke u mlazu $(v_m - v_0)^2/2$, pa se *spoljašni stepen* korisnosti tog pretvaranja može izraziti sa

$$\eta_s = \frac{F_e v_0}{\Delta E_k M_v} = \frac{2v}{1+v}, \quad (53)$$

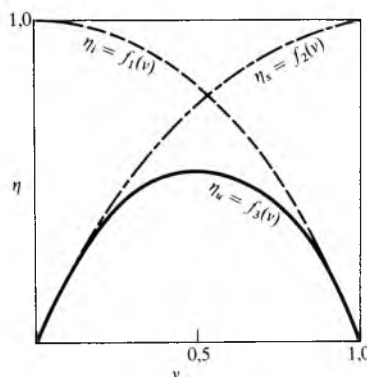
gde je odnos brzine letenja i mlaza $v = v_0/v_m < 1,0$. Taj je stepen korisnosti još poznat kao *propulzivni*, a vidi se da zavisi samo od odnosa brzina v_0/v_m . Spoljašni stepen korisnosti η_s raste s porastom odnosa v_0/v_m , ali nikad ne može dostići vrednost 1, jer bi se tada izjednačile brzine letenja i mlaza, pri čemu bi potisak $F_e = M_v(v_m - v_0)$ bio ravan nuli. Zavisnost η_s od v pokazuje svu korist od letenja velikim brzinama, bar s gledišta propulzivnog stepena korisnosti, dok se to ne odnosi i na ukupni stepen korisnosti propulzora:

$$\eta_u = \eta_i \eta_s = \eta_{ik} \eta_p = \frac{F_e v_0}{M_g E_g} \quad (54)$$

Naime, s porastom odnosa brzina v opada unutrašnji stepen korisnosti, kako to pokazuje njegov nešto preinačeni izraz:

$$\eta_i = \frac{\mu v_m^2}{E_g} \left[1 - \left(\frac{v_0}{v_m} \right)^2 \right], \quad (55)$$

dok spoljašni stepen korisnosti raste, pa će ukupni stepen, kao proizvod internog i spoljnog, pri povećanju odnosa brzina v najpre rasti dok ne dostigne maksimum pri $v \approx 0,5$, kad je brzina letenja približno jednaka polovini brzine mlaza, posle čega bi s daljim povećanjem odnosa brzina ukupni stepen korisnosti počeo da opada (sl. 54), jer je $\eta_u = 2Kv(1-v)$, gde je $K = \mu v_m^2 / E_g$.



Sl. 54. Zavisnost internog, spoljašnjeg i ukupnog stepena korisnosti od odnosa brzina letenja i mlaza $v = v_0/v_m$

Performanse (radna svojstva) turbomlaznog propulzora prikazuju, kao i kod klipnoelasnog i drugih propulzora, istovremeno

i radnu sposobnost i ekonomičnost rada propulzora. Radna sposobnost je izražena silom potiska:

$$F = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_m - \dot{M}_v v_0 + A_m(p_m - p_a). \quad (56)$$

U izrazu (56), dobijenom na osnovu drugog Newtonova zakona (promena količine kretanja), prva dva člana na desnoj strani predstavljaju takozvani *kinetički potisak*, nastao ubrzavanjem propulzivnog fluida od ulazne brzine ili brzine letenja v_0 do brzine mlaza v_m na izlazu propulzora; poslednji član izraza za potisak daje *pritisnu komponentu potiska*, nastalu zbog razlike pritisaka gasova p_m i spoljne sredine ili vazduha $p_a = p_0$ na izlazu mlaznika. U zavisnosti od režima rada propulzora i letenja aviona pritisna komponenta može biti pozitivna, tj. veća od nule (kad je $p_m > p_a$, podekspanzija), ravna nuli ($p_m = p_a$, puna ekspanzija) ili manja od nule ($p_m < p_a$, nad-ekspanzija), čime se utiče na razne načine na potisak. Budući da se obično operiše s punom ekspanzijom $p_m = p_a$, to se potisna komponenta svodi na nulu, te se dobija potisak: $F = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_m - \dot{M}_v v_0$. Za statički režim $v_0 = 0$, ako se zanemari protok goriva $\dot{M}_g$, dobija se *statički potisak*: $F_{st} = (\dot{M}_v + \dot{M}_g)v_m$, odnosno $F_{st} \approx \dot{M}_v v_m$. Zanemarivanje protoka goriva dovodi do izvesne greške u veličini potiska, ali je opravdano relativno malom vrednošću ovog protoka s obzirom na protok vazduha (prosečno $\sim 1\%$), a time i greške u potisku.

S tim uprošćenjima dobija se nov parametar performansi, tzv. *specifični potisak*:

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{M}_v} \quad \text{Ns/kg ili m/s.} \quad (57)$$

Taj parametar, s dimenzijom brzine, prikazuje ekonomičnost dejstva turbomlaznog propulzora na posredan način. Naime, pošto je odnos protoka vazduha i goriva $\mu = \dot{M}_v/\dot{M}_g$, to se izraz za specifični potisak svodi na $F_{sp} = F/\mu\dot{M}_g$, izražavajući ga prema potrošnji goriva. Recipročna vrednost izraza može se još preinačiti u $1/F_{sp} = \mu\dot{M}_g/F = \dot{M}_g/(F/\mu)$ ili:

$$b_g = \frac{3600 \dot{M}_g}{F} = \frac{3600}{\mu F_{sp}} \quad \text{kg/(Nh)}. \quad (58)$$

Izraz (58) prikazuje specifičnu potrošnju goriva, odnosno časovnu potrošnju po jedinici potiska, kao najneposrednije merilo ekonomičnosti rada propulzora i, zajedno s apsolutnim potiskom, najvažniji radni parametar propulzora.

Pored specifičnog potiska prema izrazu (58), merodavnog za ekonomičnost pogona, upotrebljava se još jedan oblik potiska redukovanog na jedinicu poprečnog preseka propulzora: $F_{sp}A = F/A$, važan za aerodinamička svojstva propulzora i konstruktora aviona. Kao karakterističan poprečni presek usvaja se obično *čeonni presek* A_p propulzora, merodavan za aerodinamičke otpore pogonske grupe, dok je za konstruktora propulzora pogodniji *ulazni presek* A_u na ulazu uvodnika, kao kontrolni činilac za protok vazduha kroz propulzor.

Iako ne mnogo primenjivan, važan parametar, i to prvenstveno za konstruktora aviona, jeste *specifična masa propulzora*

$$G_{sp} = G_p/F, \quad (59)$$

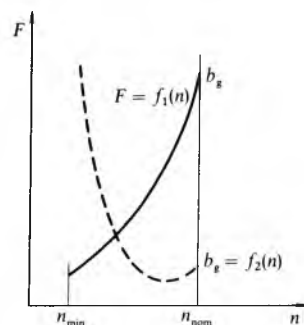
ili odnos mase prema potisku propulzora. Taj parametar je veoma važan za letne karakteristike aviona u vezi s pogonskom grupom. Vrednost je specifične mase turbomlaznog propulzora dva do tri puta manja nego klipnoelisnog propulzora. To je jedno od najvećih preimućstava turbomlaznog pogona i zbog toga je on brzo prodro u vazduhoplovstvo.

Za poređenje turbomlaznog s klipnoelisnim propulzorom naročito je pogodna *propulzivna snaga* $P_p = Fv_0$, jer daje mogućnost poređenja ne samo na osnovu razvijene snage već i ekonomičnosti, jer se u klipnoelisnoj pogonskoj grupi radna sposobnost obično izražava snagom na elisi $P_p = \eta_E P_e$ preko stepena korisnosti elise η_E i efektivne snage P_e na vratilu klipnog motora. Ekonomičnost tih dvaju pogonskih sistema može se prikazati po jedinici propulzivne snage, i to preko specifične potrošnje, koja je za klipnoelisni sistem $b_g = 3600 \dot{M}_g/(\eta_E P_p)$, a za turbomlazni $b_g = 3600 \dot{M}_g/(Fv_0)$, izraženo u kg/(kW h). U

području podzvčnih brzina klipnoelisni propulzor ima manju specifičnu potrošnju nego turbomlazni.

Budući da se svi pobrojani parametri performansi menjaju pri promeni režima rada propulzora i režima letenja aviona, performanse se uvek prikazuju u obliku tačno određenih zavisnosti potiska F i specifične potrošnje b_g od primarnih radno-letnih parametara: broja obrtaja, visine i brzine letenja. Dakle, prema nezavisno promenljivim parametrima razlikuju se: *prigušna, brzinska i visinska karakteristika propulzora*.

Prigušna karakteristika, prikazana zakonom promene potiska (čak i specifičnog potiska) i specifične potrošnje u funkciji promene broja obrtaja, tipična je za performanse propulzora, a naziv je dobila zbog činjenice da se promenom broja obrtaja menja protok kroz propulzor, odnosno stepen njegova prigušenja. Promene potiska i specifične potrošnje postiže pilot dejstvom na komandne ručice za regulisanje protoka goriva ili nekih drugih regulacionih činilaca. Pri tom je porast protoka radno-propulzivnog fluida rezultat istovremenog povećanja protoka goriva i vazduha, a porast potiska rezultat porasta protoka i brzine mlaza pri određenoj brzini letenja. Pad specifične potrošnje u području manjih i srednjih brojeva obrtaja posledica je poboljšanog rada kompresora i drugih vitalnih elemenata, dok pri visokim brojevima obrtaja specifična potrošnja počinje rasti zbog pojačanih unutrašnjih gubitaka u elementima propulzora (sl. 55).



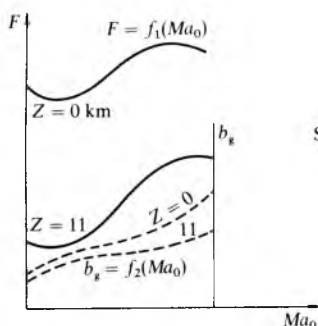
Sl. 55. Prigušna karakteristika turbomlaznog propulzora

S obzirom na to da se dejstvom pilotske komandne ručice reguliše potisak, moguće je tako menjati radni režim propulzora (opterećenje) u raznim fazama letenja aviona. Na prigušnoj karakteristici prikazuju se razni režimi, počev od režima usporenog rada pa do maksimalnog režima, zavisno od položaja komandne ručice za gorivo i prema trenutnim uslovima letenja. Tako je režim *usporenog rada* pri broju obrtaja koji iznosi 20...45% maksimalnog broja obrtaja, čemu odgovara potisak od 2 do 8% maksimalnog potiska. Taj se režim primenjuje samo pri rulanju aviona na pisti ili pred sletanje na pistu, a vremenski je ograničen zbog opasnosti pregrevanja propulzora. S pojačanjem ubrizgavanja goriva rastu broj obrtaja i opterećenje, te se režim *krstarenja* dostiže pri broju obrtaja od $\sim 0,90 n_{max}$ i s potiskom $(0,5 \dots 0,8) F_{max}$, sa skoro neograničenim vremenom dejstva. Taj se režim primenjuje za letenje na velikim rastojanjima i dugo vremena, pri čemu je osnovna težnja da se ostvari što veći prelet aviona po jedinici mase goriva, ali ne i velika brzina letenja, a to zahteva minimalnu specifičnu potrošnju goriva. Zbog toga se taj režim još zove *eksploatacioni* ili *ekonomski*. S daljim povećanjem ubrizgavanja goriva, odnosno porastom broja obrtaja do $(0,96 \dots 0,97) n_{max}$, dostiže se nominalni režim, odnosno nominalni potisak iznad 90% od F_{max} . *Nominalni režim* je vremenski ograničen na ~ 30 minuta i primenjuje se pri dugotrajnom penjanju ili pri letenju velikom horizontalnom brzinom. Najzad, *maksimalni režim* (režim *poletanja*) postiže se obično s maksimalnim brojem obrtaja, a zbog opasnosti opterećenja propulzorskih elemenata vremenski je ograničen na svega 5...10 minuta, pa se primenjuje pri poletanju ili pri kratkotrajnom povećanju potiska u borbi ili opasnosti.

Poseban režim, koji se ne nalazi na prigušnoj karakteristici, ali je direktno povezan s njom, jeste *startni režim* prilikom puštanja propulzora u rad. Startni režim počinje s aktiviranjem startera, zatim sistema ubrizgavanja goriva i posle ubrza-

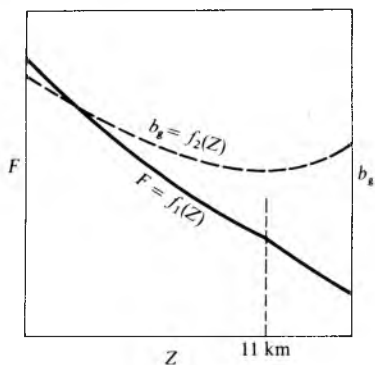
vanja rotorskog sklopa kompresor-turbina, uz isključenje startera, dostiže se režim usporenog rada na kome propulzor može samostalno da radi. Režim startovanja ne sme da traje više od nekoliko desetina sekundi i s režimom usporenog rada prelaz je od tipičnog statičkog na letni režim rada. Razni režimi letenja iziskuju i različite performanse propulzora, pa je na većim opterećenjima aviona potreban i veći potisak, ali uz veću specifičnu potrošnju, odnosno pogoršanje ekonomičnosti s obzirom na eksploatacioni režim.

Druge važna karakteristika jeste *brzinska karakteristika*. Ona daje zavisnost potiska, specifičnog potiska i specifične potrošnje od brzine letenja pri konstantnom broju obrtaja i konstantnoj visini letenja. S povećanjem brzine letenja, posle početnog opadanja potiska u području manjih brzina, obično nastaje porast potiska na većim brzinama, jer istovremeno rastu protok i brzina mlaza, ali uz opadanje specifičnog potiska, odnosno uz porast specifične potrošnje. Takve se karakteristike mogu snimiti na raznim konstantnim visinama, te se dobija snop krivulja koje istovremeno obuhvataju uticaj visine i brzine letenja (sl. 56).



Sl. 56. Brzinske karakteristike turbomlaznog propulzora

Visinska karakteristika daje zavisnost potiska i specifične potrošnje od visine letenja pri konstantnoj brzini i konstantnom broju obrtaja. Iz visinske karakteristike (sl. 57) vidi se opadanje potiska zbog opadanja masenog protoka, odnosno gustine spoljnog atmosferskog vazduha, a takođe i promena specifične potrošnje. Zbog složenog uticaja visine na ponašanje pojedinih



Sl. 57. Visinska karakteristika turbomlaznog propulzora

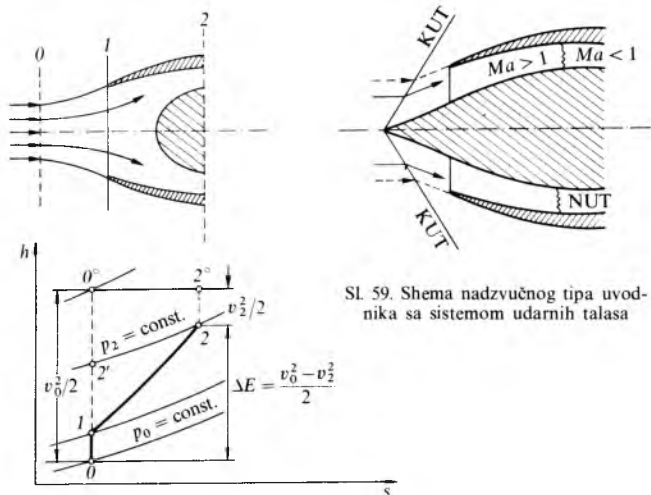
elemenata pad potiska nije proporcionalan opadanju gustine vazduha. Opadanje specifične potrošnje još jednom opravdava letenje na velikim visinama ako to dopuštaju drugi činioci, npr. potisak.

Elementi turbomlaznog propulzora

Uvodnik, kao prvi ili čeon element, smešten je na ulaznom delu propulzora sa zadatkom da, prvenstveno, propušta određene količine vazduha iz spoljne atmosfere ka kompresoru, zatim da reguliše te količine (protok) i da omogućujući izvesno sabijanje vazduha pre ulaska u kompresor. Značenje i uloga uodnika (sl. 58) rastu s povećanjem brzina letenja, jer naglo raste učešće uodnika u predsabijanju vazduha ako je njegova konstrukcija prilagođena takvim režimima. Tako je zadatak uodnika ne

samo regulisanje protoka već i efikasno predsabijanje uz što manje energetske i aerodinamičke gubitke. Uvodnik, dakle, preuzima ulogu tipičnog difuzora u kome će se (pa čak i ispred njega) pretvarati kinetička energija u potencijalnu, s istovremenim opadanjem brzine i porastom pritiska i temperature vazduha. Zavisno od režima letenja i konstrukcije uodnika, takvo tipično dinamičko sabijanje može da bude *spoljno* ili *unutrašnje*, ili pak *kombinovano*.

Budući da je brzina vazduha na izlazu uodnika, tj. na ulazu kompresora, nezavisna od režima letenja, a zavisna samo od broja obrtaja i geometrije kompresora, odnos brzina letenja i vazduha na ulazu će određivati tip predsabijanja (spoljni ili unutrašnji). Za brzine aviona manje od ulazne brzine vazduha postoji ubrzavanje umesto usporavanja vazduha te nema spoljne difuzije, a za unutrašnju difuziju je potrebno povećanje poprečnog preseka kanala niz struju. Koji će se režim strujanja i energetskih promena uspostaviti u uodniku, to zavisi od režima letenja, pa je potrebno proračunati uodnik da najbolje dejstvuje na nominalnom režimu letenja. Spoljno sabijanje, kad je brzina letenja veća od brzine na ulazu, izvodi se bez energetskih gubitaka, izentropski, pa je i stepen korisnosti maksimalan. Međutim, tada se povećavaju spoljni otpori vazdušne struje na oblozi uodnika i smanjuje protok kroz ulaz. Kombinovana spoljno-unutrašnja difuzija najčešće se primenjuje u praksi, pod uslovom da je i konstrukcija uodnika prilagođena režimu letenja.



Sl. 59. Shema nadzvučnog tipa uodnika sa sistemom udarnih talasa

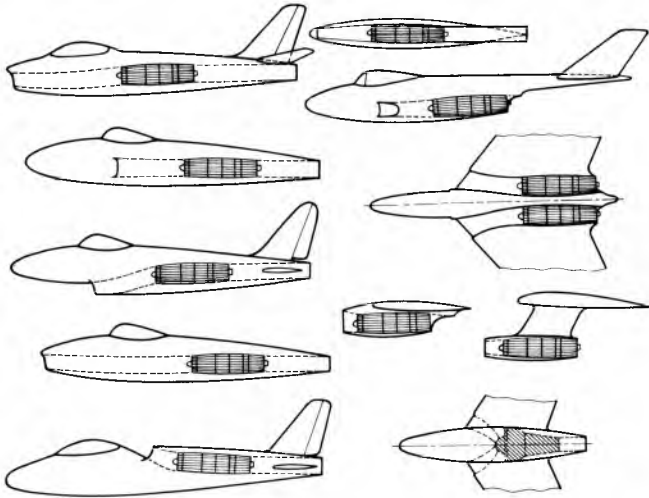
Sl. 58. Shema podzvučnog tipa uodnika (Pitotov uodnik) s pripadnim h,s -dijagramom

Konstrukcija podzvučnog tipa uodnika (*Pitotov uodnik*) prilagođena je podzvučnim i blago nadzvučnim brzinama letenja, te daje dobre rezultate sve do brzina do skoro $1,5 Ma$. Podzvučni uodnik omogućuje efikasno sabijanje kroz kontinualni proces podzvučne difuzije samo na brzinama manjim od brzine zvuka (Machov broj 1,0), dok na nadzvučnim brzinama sadejstvuje s mehanizmom diskontinualnog sabijanja u udarnom talasu, uz povećane gubitke. Budući da jačina udarnog talasa (tj. pad nadzvučne u podzvučnu brzinu) raste s povećanjem nadzvučne brzine letenja, što znači i porast gubitaka, to efikasnost podzvučnog Pitotova uodnika brzo opada s prekoračenjem brzina iznad $1,5 Ma$, te se zahtevaju nova rešenja u konstrukciji uodnika za veće nadzvučne brzine letenja.

Da bi se izbegli veliki energetske gubici u normalnom udarnom talasu (NUT), kakav je neizbežan ispred uodnika ili u njemu na nadzvučnim brzinama, upotrebljava se centralno telo na ulazu koje svojim vrhom proizvodi ispred ulaza jedan ili više kosih udarnih talasa (KUT) manjeg intenziteta. Na kraju kosih udarnih talasa obično je jedan slab normalni udarni talas za prevođenje nadzvučne u podzvučnu brzinu, a posle toga talasa sabijanje se nastavlja prema zakonima podzvučne difuzije, i to u kanalu uodnika (sl. 59). Tako se kroz složen sistem kosih i normalnih udarnih talasa nadzvučna struja postepeno usporava i sabija, uz manje gubitke nego u snažnom normal-

nom udarnom talasu. Tako je postignuto poboljšanje performansi uvodnika, ali uz pojačane aerodinamičke otpore i lošije dejstvo na nenominalnim režimima. Taj tip uvodnika zahteva veoma precizno profilisanje ne samo centralnog tela, odnosno njegovih bokova, već i difuzorskog kanala, i to za strogo određeni nominalni režim, gde će uvodnik najefikasnije sadejstvovati sa sistemom udarnih talasa u procesima nadzvučne i podzvučne difuzije ispred kompresora. Svako odstupanje od nominalnog režima letenja i rada dovodi do brzog pogoršanja dejstva sistema i osetnog pada stepena korisnosti uz porast aerodinamičkih otpora i povećanu nestabilnost strujanja vazduha.

Pri letenju aviona mora se računati s velikim promenama režima letenja, a sa time i strujanja kroz uvodnik, pa je potrebno obezbediti dobro dejstvo uvodnika u što širem području promena radnog i letnog režima. To je ostvarljivo promenom geometrije uvodnika aktiviranjem posebnih mehanizama kojima se menjaju bilo otvor ulaza uvodnika ili najužeg preseka u kanalu (grla), bilo položaj centralnog tela, ili otvaranjem pomoćnih otvora (kapaka) za ispuštanje viškova vazduha na nenominalnim režimima. Takvim se promenama omogućuje prilagođavanje uvodnika promenama režima letenja, a time i poboljšanje njegove efikasnosti. Na efikasnost uvodnika utiče i mesto gde je ugrađen njegov ulaz. Najbolje je rešenje da se propulzor postavi ispod krila ili na bokovima trupa, odnosno na kljunu aviona, jer je tada put vazduha do propulzora najkraći i najjednostavniji (sl. 60).



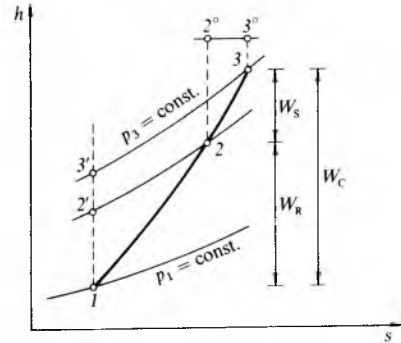
Sl. 60. Tipična mesta ugradnje turbomlaznih propulzora na avionu

Kompresori. Proces predsabijanja u uvodniku nije obavezan. Zavisí od režima letenja da li će u uvodniku doći do predsabijanja, a ako dođe, tada je taj proces vrlo promenljiv. Čak i u najboljem slučaju proces je dinamičkog predsabijanja pre pomoćni proces, jer se glavni proces sabijanja u turbomlaznom propulzoru obavlja iskorišćavanjem mehaničke energije obrtnja kola kompresora. Dok se u uvodniku predsabijanje izvodi pretvaranjem dela kinetičke energije vazduha u potencijalnu, dotle se u kompresoru za tu svrhu troši mehanička dobijena od turbine, a kao posrednik javlja se kinetička energija.

Strujno-energetski problemi kompresora. Proces sabijanja je u kompresoru, u idealnom slučaju, bez gubitaka, tj. izentropski (povratan proces bez promene entropije i adijabatski bez razmene toplote, sl. 61). Izentropski porast entalpije, od tačke 1 do tačke 3', ekvivalentan je uloženoj mehaničkoj radu po jedinici mase vazduha i prikazan je sa: $W_C' = h_3' - h_1$ (u kJ/kg). Stvarni rad za sabijanje mora da bude veći, $W_C = h_3 - h_1$, za iznos gubitaka u kompresoru ako je jednak stepen sabijanja, $\pi_C = p_3/p_1$. Gubici su rezultat nepovratnosti procesa i razmene toplote. Stvarno utrošeni mehanički rad za sabijanje 2 kg vazduha može se prikazati sa

$$W_C = c_p T_1 \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad \text{kJ/kg,} \quad (60)$$

gde je n eksponent politrope za vazduh, veći od eksponenta izentrope ($k = 1,4$), dok se oznake 1 i 3 odnose na ulaz, odnosno izlaz kompresora. Proces sabijanja u kompresoru može se prikazati strujnim umesto termodinamičkim veličinama, odnosno kinetičkim energijama vazduha na ulazu i izlazu stupnja kompresora umesto entalpijama.

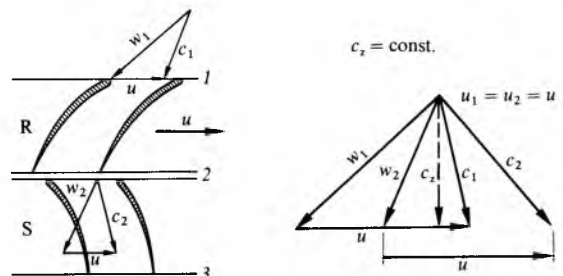


Sl. 61. h,s -dijagram procesa sabijanja u kompresoru

Tok energetskih promena u kompresorskom stupnju počinje sa pretvaranjem mehaničke energije kola u kinetičku i potencijalnu energiju vazduha u kolu, uz uslov da se u statoru stvorena kinetička energija pretvara dobrim delom u potencijalnu, što bi odgovaralo uobičajenom *reakcionom principu* ili tipu kompresora. Ako bi se u kolu mehanička energija pretvarala samo u kinetičku, a ne i potencijalnu energiju, kompresor bi delovao na *akcionom principu* sa stepenom reaktivnosti $q_R = 0$, što se u praksi ne primenjuje. Uobičajeniji je reakcioni princip, s istovremenim porastom i kinetičke i potencijalne energije na račun mehaničke energije u kolu, uz porast brzine, pritiska i temperature vazduha usled sabijanja. U statoru se proces sabijanja, odnosno porasta potencijalne energije nastavlja, ali uz pad kinetičke energije vazduha, dakle s padom brzine, ali s porastom pritiska i temperature vazduha. Usvajanjem oznaka za pojedine preseke u stupnju (1 ulaz za kola, a 2 za izlaz, dok je 3 za izlaz difuzora, sl. 62) može se primeniti Eulerova jednačina za energiju koju kolo predaje jedinici mase vazduha u toku prolaska kroz kanale kola:

$$E = \frac{1}{2} [(c_2^2 - c_1^2) + (u_2^2 - u_1^2) + (w_1^2 - w_2^2)] \quad \text{kJ/kg.} \quad (61)$$

Prvi izraz u zagradi na desnoj strani $\frac{1}{2}(c_2^2 - c_1^2)$ jeste porast kinetičke energije (za apsolutnu brzinu) u kolu ili *dinamički napor stupnja*, koji će se tek naknadno u difuzoru pretvoriti u potencijalnu energiju. Drugi član $\frac{1}{2}(u_2^2 - u_1^2)$ jeste porast kinetičke energije (za kružnu brzinu u), koji se odmah u kolu pretvara u porast potencijalne energije zbog centrifugalnog dejstva pri obrtnju kola, a zove se *statički napor*. Treći član $\frac{1}{2}(w_1^2 - w_2^2)$ jeste pad kinetičke energije (za relativnu brzinu w) u kolu, koji se također odmah u kolu iskazuje kao porast potencijalne energije na difuzorskom principu, a takođe se naziva *statičkim naporom*. Dakle, mehanička energija obrtnja kola pretvara se u kolu delom u porast potencijalne energije preko porasta kružne a pada relativne brzine (statički napor), a delom u porast kinetičke energije preko povećanja apsolutne brzine c (dinamički napor), koja se u statoru pretvara u potencijalnu



Sl. 62. Presek kroz stupanj aksijalnog kompresora

energiju. Odnos porasta potencijalne energije u kolu, tj. suma statičkih napora, prema porastu u celom stupnju, tj. kolu i statoru (ili porast entalpije vazduha u rotoru prema ukupnom porastu u stupnju), poznat je kao *stepen reaktivnosti* q_R i vrlo je važan radni čimilac svih kompresora:

$$q_R = \frac{(u_2^2 - u_1^2) + (w_1^2 - w_2^2)}{(c_2^2 - c_1^2) + (u_2^2 - u_1^2) + (w_1^2 - w_2^2)} = \frac{\Delta h_R}{\Delta h_R + \Delta h_s} \quad (62)$$

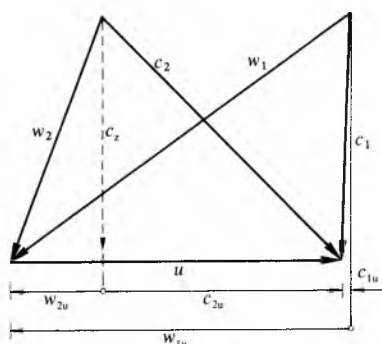
Pomoću trouglova brzina na ulazu i izlazu kola (sl. 63) može se opšti Eulerov izraz (61) preinačiti za aksijalni kompresor, jer je $u_1 = u_2 = u$:

$$E = \frac{1}{2} [(c_2^2 - c_1^2) + (w_1^2 - w_2^2)], \quad (63)$$

odnosno:

$$E = u(c_{u2} - c_{u1}) = u(w_{u1} - w_{u2}) = u \Delta c_u = u \Delta w_u \quad \text{kJ/kg}, \quad (64)$$

gde su indeksom u označene tangencijalne komponente apsolutne brzine c_u i relativne brzine w_u na ulazu i izlazu kola, dok je Δc_u promena viora u kolu. Iz izraza (64) vidi se direktan uticaj kružne brzine u i promene ili porasta viora u kolu na predavanu energiju (napor), što neposredno i posredno zavisi od geometrije kola i režima njegova obrtanja, dakle od prečnika kola i broja obrtaja te geometrije lopatica.



Sl. 63. Trouglovi brzina na ulazu i izlazu kola

U kompresoru se ulaganjem mehaničke energije (kao polazne) postavlja krajnji cilj dobijanje što veće potencijalne (završne) energije, dok je kinetička energija samo posrednik između njih. Pri tom kolo (rotor) igra glavnu i ne jedinu ulogu, dok stator (difuzor) ima dopunsku ulogu, koja zavisi od raspodele energija u ta dva elementa kompresora. Ta je raspodela izražena preko stepena reaktivnosti, a sa njim i princip dejstva kompresora. Za $q_R = 0$ kompresor deluje na čisto akcionom principu, što znači da u kolu nema porasta potencijalne, već samo kinetičke energije $\frac{1}{2}(c_2^2 - c_1^2)$, koju će stator pretvoriti u potencijalnu. To povećava ulogu i značenje statora, ali nema veću praktičnu važnost, jer se čisti akcioni princip primenjuje vrlo ograničeno.

U radijalnom kompresoru akcioni princip nije ni primenjen, a u aksijalnim kompresorima vrlo ograničeno, i to na jednom delu lopatica, pri korenu. Idući od korena prema vrhu lopatice akcioni princip prelazi u reakcioni s povećanjem stepena reaktivnosti, ali se ipak smatra stupanj akcionim ako je na srednjem radijusu $q_R = 0,15$, dok za veće vrednosti postoji naziv *reakcioni stupanj*.

Čist reakcioni princip bio bi za $q_R = 1,0$, s porastom entalpije samo u kolu, dok bi se stator sveo na običan sprovodni aparat za skretanje, ali ne i promenu energije vazdušne struje. Ni takav princip nije našao primenu zbog svojih krupnih nedostataka, tako da je u praksi svih obrtnih mašina (kompresora i turbina) u najširoj primeni kombinovani akciono-reakcioni princip, s težištem na reakcionom, što veoma zavisi od konstrukcije i namene kompresora.

Važan bezdimenzijski parametar kompresora jeste *stepen korisnosti*. On obuhvaća sve energetske gubitke u kompresoru,

počev od strujnih, koji su najveći, pa preko toplotnih do mehaničkih, koji su najmanji. Strujno-toplotni gubici nazivaju se *unutrašnjim gubicima* i prikazuju se izentropskim stepenom korisnosti

$$\eta_C = \eta_{iC} = \frac{h_3 - h_1}{h'_3 - h_1} \quad (65)$$

Mehanički gubici, nazvani *spoljašnjim gubicima*, prikazuju se mehaničkim stepenom korisnosti η_{mC} . Naziv *unutrašnji gubici* za strujno-toplotne gubitke potiče od činjenice da su ti gubici, kao posledica trenja, viorjenja, otepljenja vazdušne struje i odavanja topline zidovima, veoma važni i da utiču na energetsko stanje vazduha i tok krive sabijanja (politrope) u h,s -dijagramu, dok spoljašnji mehanički gubici ne utiču na termodinamičko stanje vazduha, ali utiču na veličinu potrebne snage za rad sabijanja. Uobičajene vrednosti jesu: $\eta_{iC} = 0,75 \dots 0,85$ (niže vrednosti za radijalne, a više za aksijalne kompresore), odnosno $\eta_{mC} = 0,95 \dots 0,97$. Izentropski stepen korisnosti može se prikazati i na druge načine, npr. odnosom stvarnog i idealnog skoka pritiska, ili odnosom odgovarajućih kinetičkih energija vazduha itd.

Dalji važan bezdimenzijski parametar je *značilac protoka*:

$$\varphi = \frac{\dot{V}}{\dot{V}_h} = \frac{c_z}{u} \quad (66)$$

kao odnos stvarnog prema hipotetičnom zapreminskom protoku vazduha, s tim što se hipotetičan protok dobija iz brzine obrtanja vrhova lopatica (kružne brzine u) namesto, stvarno merodavne za protok, aksijalne komponente apsolutne brzine c_z . Značilac protoka prikazuje kinematsko stanje kompresora i veoma utiče na gubitke aeroprofila lopatica aksijalnog kompresora, pa i na stepen korisnosti lopatice, a donekle je merilo pravca vazdušne struje u odnosu na pokretne lopatice.

Takođe je važan parametar *značilac napora*:

$$\psi = \frac{W_{iz}}{\frac{1}{2} u^2} \quad (67)$$

kao odnos ostvarljivog izentropskog rada sabijanja prema idealnom ili maksimalnom (ali neostvarljivom) Eulerovom radu $u^2/2$. Značilac napora je merilo dinamičkog stanja kompresora i može se prikazati u obliku $\psi = \Delta c_u/u$, s praktično ostvarljivim vrednostima (na srednjem radijusu aksijalnog kompresora) $0,40 \dots 0,60$. Između značilaca protoka φ i napora ψ te stepena korisnosti postoji vrlo uska analitička veza prema kojoj izentropski stepen korisnosti η_{iC} stupnja pri istom Machovu broju struje ima maksimalnu vrednost za određene vrednosti značilaca φ i ψ .

Da bi se izbegao uticaj dimenzija kompresora, koji postoji u pomenutim značiocima, izražavaju se performanse takozvanim *koficijentom brzohodnosti*, odnosno *specifičnim brojem obrtaja* dobijenim iz proizvoda značilaca protoka i napora:

$$n_{sp} = C n \frac{\sqrt{\dot{V}}}{W_t^{\frac{3}{4}}} \quad (68)$$

gde je $\dot{V}$ prosečan zapreminski protok vazduha kroz stupanj, a W_t teorijski napor stupnja. Specifični broj obrtaja odnosi se samo na jedan stupanj kompresora i njegove vrednosti (ispod 48 za radijalni, a iznad 80 za aksijalni tip) služe kao gruba orijentacija pri izboru tipa kompresora. Male vrednosti specifičnog broja obrtaja pogoduju kompresoru s većim naporom, a malim protokom po stupnju, dok veće vrednosti n_{sp} važe za kompresorski stupanj s velikim protokom, a srazmerno malim naporom. Maksimalne vrednosti stepena korisnosti postižu se s većim vrednostima n_{sp} .

U kompresoru, kao tipičnoj strujnoj mašini, najjači izvor energetskih gubitaka jeste strujanje vazduha kroz manje ili više složene kanale kola i difuzora. Strujni gubici su posledica trenja i viorjenja duž bokova elemenata (lopatice i zidova kućice), a zavise ne samo od geometrije elemenata već i od režima

strujanja kroz njih. Velike brzine, promene pravca strujanja, nagle promene preseka kanala i sl. uzrokuju znatne gubitke. Naročito promene pravca strujanja, pri promenljivim režimima strujanja, mogu uzrokovati gubitke, u kojima najviše utiče takozvani *napadni ugao* vazdušne struje u odnosu na aeroprofil lopatice. Naime, budući da je lopatica strogo profilisanog oblika i ponaša se kao niz spletenih vrlo tankih aeroprofila, ponašanje vazdušne struje u odnosu na lopaticu može se posmatrati i analizirati zakonima strujanja preko nekog aerodinamičkog profila, uz izvesna ograničenja i korekture. Kao približan kriterijum za tu analizu služi geometrijski parametar *relativna tetiva* $\sigma = L/t$, ili odnos tetive profila L prema koraku t , tj. razmaku dvaju susednih profila. Promenom koraka između dva profila sa istom tetivom L dobijaju se različite veličine relativne tetive, prema kojima se ocenjuje ponašanje vazdušne struje duž aeroprofila.

S velikim korakom, tj. malom relativnom tetivom (ispod 0,8) vazdušna struja ponaša se kao pri opstrujavanju usamljenog aeroprofila. Sa smanjenjem koraka, uz $L = \text{const.}$, raste relativna tetiva i za područje vrednosti 0,8...1,5 strujanje je kao kroz rešetku ili skup istovetnih, a relativno bliskih profila. To znači da su dva susedna aeroprofila dovoljno bliska da postoji međusobni uticaj jednog na drugi pri strujanju vazduha između njih. Sa još većim smanjenjem koraka je $L/t > 1,5$, pa se ponašanje vazdušne struje podvrgava zakonima *kanala*, kad je međusobni uticaj vrlo snažan, a veoma mali razmak diriguje pravcem i ponašanjem struje. Princip *kanala* primenjen je u gasnim turbinama, princip *rešetke* u aksijalnim kompresorima, a princip *usamljenog profila* retko i neobavezno primenjuje se samo na vršnim delovima lopatica. Radne osobine usamljenog aeroprofila lako se određuje ispitivanjem u aerotunelu. Tako određena svojstva usamljenog aeroprofila mogu se primeniti na lopatice u lopatičnom kolu jedino ako se uvedu neki popravni činioči preko kojih se uzima u obzir međusobni uticaj blisko smeštenih lopatica (*uticaj rešetke*). Zato je pogodnije ispitivati kompletnu rešetku u aerotunelu, ali to je složeniji posao. Ispitivanjem kompletne rešetke određuju se sile ili koeficijenti uzgona i otpora na profilima, a preko njih i rad sabijanja i ubrzavanja vazduha dejstvom lopatice ili profila, s prenošenjem mehaničke energije na vazduh.

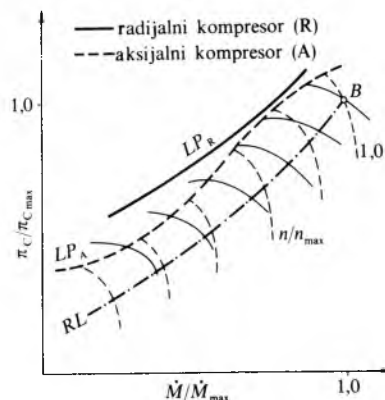
Uticaj relativne tetive $\sigma = L/t$ na obavljeni rad sabijanja, odnosno stepen porasta pritiska u stupnju, vidi se iz izraza

$$\frac{p_3}{p_1} = \left(1 + \frac{u w_m C_u}{2c_p T_1} \right)^{\frac{k \eta_{iz} C}{k-1}} \quad (69)$$

gde je w_m srednja ili beskrajnosna relativna brzina u kanalu. Vidi se da s povećanjem koeficijenta uzgona C_u , a naročito relativne tetive σ , raste stepen sabijanja u stupnju. Time se i opravdava teorija jačeg zbijanja lopatica u rešetki i napuštanje usamljenog profila u rotorskim i statorskim lopaticama. Povećanje stupanjskog stepena sabijanja značilo bi i porast ukupnog stepena sabijanja u kompresoru s više stupnjeva ili smanjenje broja stupnjeva pri određenom ukupnom stepenu sabijanja. Međutim, to uzrokuje ne samo veće konstrukcijske probleme već i pojačane strujne gubitke, pa je manji izentropski stepen korisnosti kompresora.

Ako se u analizu ponašanja vazdušne struje, dosad ograničenu samo na određen presek lopatice (aeroprofil), uvede nov i neophodan geometrijski činilac: visina ili dužina lopatice, problem performansi veoma se komplikuje, jer ponašanje ili dejstvo istog profila po visini lopatice nije isto, jer se po visini lopatice menjaju neki važni parametri, prvenstveno kružna brzina. Naime, brzina kruženja pojedinih preseka lopatice raste od korena prema vrhu, pa se menja i trougao brzina, odnosno veličine i nagibi vektora relativne brzine, a apsolutne brzine vazduha duž kanala. Nadalje sem aksijalne i tangencijalne postoji i radijalna komponenta brzine koja uzrokuje promene u strujanju i predaji energije. Pod takvim uslovima strujanje vazduha kroz rešetku lopatica može se izvoditi ili prema *zakonu slobodnog vihora* ili *zakonu konstantne reakcije*. Još veći strujni problemi nastaju s promenom protoka kroz kompresor, jer su

profili lopatica i njihov nagib sračunati samo za nominalni režim strujanja, kad je relativni nagib vazdušne struje prema lopatičnom profilu najpovoljniji s gledišta stabilnosti strujanja i odavanja energije. Svako odstupanje od nominalnog režima pri promeni protoka povlači za sobom i promenu napadnog ugla struje, a time i promenu sila uzgona i otpora. To uzrokuje lokalne poremećaje koji mogu dovesti do slabijeg ili često jačeg otepljenja struje od profila, što se može preneti dalje kroz kompresor. Tako nastaju kolebanja pritiska, brzina i protoka vazduha u pojedinim stupnjevima ili čak u celom kompresoru, poznata pod imenom *pumpanje*. Ta pojava, kad je lokalna i malog intenziteta, ne mora imati ozbiljnih posledica za rad kompresora, ali u težim slučajevima nestabilnost strujanja može da prekine rad, ošteti elemente i uzrokuje pad stepena korisnosti. Pumpanje nastaje obično pri padu protoka vazduha ispod neke minimalne vrednosti, a može se pojaviti ili u prednjim ili u zadnjim stupnjevima višestupanjskih aksijalnih kompresora, već prema momentalnom broju obrtaja i protoku. Ako je, pak, protok iznad svoje nominalne vrednosti, može nastati gušenje protoka pri određenom broju obrtaja, uz jak pad stepena korisnosti i porast nestabilnosti strujanja. Prema tome, područje vrednosti protoka između minimalnog, pri kojemu nastaje pumpanje, i maksimalnog, pri kojemu se javlja gušenje, jeste područje stabilnog rada kompresora. To područje je različitog opsega na raznim brojevima obrtaja, jer se raspon između nastanka pumpanja i gušenja menja s promenom broja obrtaja: veći je pri manjim brojevima obrtaja, a manji pri većim brojevima obrtaja.



Sl. 64. Tipične karakteristike radijalnog i aksijalnog kompresora. RL radna linija, LP linija pumpanja, indeksi R i A znače radijalni, odnosno aksijalni kompresor

Budući da od broja obrtaja zavisi i stepen sabijanja u kompresoru, to se veza između broja obrtaja, stepena sabijanja i protoka može analitički ili grafički prikazati tzv. *karakteristikama kompresora*. Karakteristika kompresora prikazuje grafički promene stepena sabijanja u funkciji masenog protoka za određen konstantan broj obrtaja. Za razne konstantne brojeve obrtaja dobijaju se krive karakteristika u stabilnom području rada, između granica pumpanja i gušenja (sl. 64). Na apscisi se ređe prikazuju apsolutne, češće redukovane, odnosno relativne vrednosti masenog protoka, dok se brojevi obrtaja daju ili u apsolutnim ili u redukovanom vrednostima. Geometrijsko mesto tačaka pumpanja, u kojima pri određenom protoku i broju obrtaja s određenim stepenom sabijanja nastaje pumpanje u kompresoru, zove se *linija pumpanja*. Ona ima penjući karakter pri porastu protoka; područje desno od linije pumpanja jeste područje stabilnog, a levo od nje nestabilnog rada. Uobičajeno je, ali ne i obavezno, da se ucrtta u dijagramu karakteristika još i kriva konstantnih stepena korisnosti kompresora. Te su krive elipsastog oblika i smeštene bliže liniji pumpanja, prikazujući maksimalne vrednosti u tom području. Radne tačke, koje karakterišu radni režim propulzora, treba da su smeštene u stabilnom području, i to po mogućstvu u oblasti visokih stepena korisnosti, što je teško ostvarljivo, jer bi, zbog blizine linije pumpanja, to značilo malu rezervu stabilnog rada. Geome-

trijsko mesto radnih tačaka propulzora, ucrtanih na dijagramu karakteristika kompresora, zove se *radna linija* ili *linija usklađenja*. Položaj i nagib radne linije zavise prvenstveno od stepena predsabijanja u uvodniku, a kako je stepen predsabijanja funkcija režima letenja, to se za razne režime, počev od statičkog sa $v_0 = 0$ pa do nekog kritičnog, kad se u mlazniku dostiže brzina zvuka i režim gušenja protoka, dobija snop konvergirajućih krivih radnih linija. Snop radnih linija treba da je obavezno u stabilnom području, dovoljno udaljen od linije pumpanja, tako da se rotorski sklop može ubrzati bez opasnosti pojave pumpanja u kompresoru, ali taj snop treba da bude još uvek u oblasti razumnih vrednosti stepena korisnosti, pa je potrebno naći kompromisno rešenje.

Elementi konstrukcije. Strujanje kroz kompresor snažno utiče ne samo na radnu sposobnost i delotvornost kompresora već i na njegovu konstrukciju, bilo preko pravca strujanja ili preko zakona strujanja. Takozvano *aksijalno strujanje*, kad svaka čestica vazduha prolazi kroz kompresor po spiralnoj putanji na približno jednakom radijalnom odstojanju od ose obrtanja, karakteristično je za aksijalne kompresore. Kombinovano aksijalno-radijalno strujanje, u kojemu je pretežno radijalno strujanje, postoji u radijalnim kompresorima, jer struja iz prethodnog aksijalnog pravca na ulazu u kolo skreće postepeno u potpuno radijalni pravac, da bi se na izlazu opet vratila u aksijalni pravac. Prema tome, u turbomlaznim propulzorima moguća je primena aksijalnih ili radijalnih kompresora. U poslednje vreme i na snažnim propulzorima tendencija je da se sve više primenjuju aksijalni tipovi zbog njihovih osetnih preimućstava.

U *aksijalnom kompresoru* osnovni radni element je *lopatica*. Na izbor aeroprofila lopatice utiču radni Machovi brojevi struje i željena radna oblast. Oblik lopatičnog aeroprofila usko je vezan sa strujnim skretanjem od ulaza do izlaza međulopatičnog kanala; njihovim usklađenjem dobija se najpovoljniji oblik koji treba da zadovolji zahteve pogodnih trouglova brzina, aerodinamičke efikasnosti i dozvoljenih naprezanja.

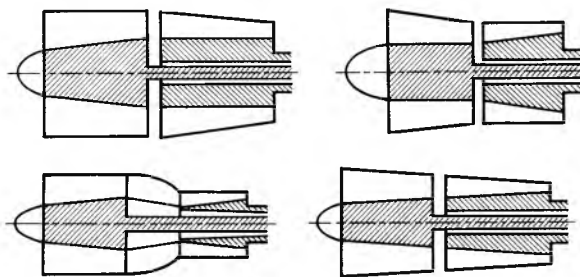
Tipična lopatica ima širu osnovu, a sužava se prema vrhu i istovremeno uvrće, pogotovo ako je strujanje prema zakonu slobodnog viora. Standardni aeroprofili, iako različiti od aeroprofila kompresorske lopatice, dobra su osnova za njeno projektovanje, ali je lopatični profil jače povijen da bi se povećalo strujno skretanje, a time i odavanje energije vazduhu. Na oblik lopatice veoma utiče tip strujanja. Tako princip slobodnog viora daje deblji aeroprofil pri korenu, a tanji pri vrhu lopatice, pa je pogodan za kompresore s malim brojevima obrtaja. Strujanje s konstantnom reakcijom pogodno je za velike brojeve obrtaja i zahteva tanji profil pri korenu, zbog većeg lokalnog Machova broja. Taj je tip i oblik lopatice pogodan za veće stupanjske napore te je pri određenom ukupnom stepenu sabijanja kompresora potrebno manje stupnjeva. U pogledu aksijalne dužine nema osetnije razlike između dvaju pomenutih tipova lopatica, odnosno kompresora. Lopatice s konstantnom reakcijom skoro su podjednake debljine od korena do vrha, što se kosi sa zahtevima mehaničke izdržljivosti i iskorišćenja materijala. Ako se takvoj lopatici skрати tetiva od korena pa do vrha, dobija se tzv. *konusna lopatica*, koja ima smanjen presek, naprezanje ravnomernije raspodeljeno po visini, manju ukupnu masu i manje naprezanje u korenu.

Raspored lopatica u rotorskoj i statorskoj rešetki jedan je od najvažnijih činilaca za konstrukciju kompresora. Postoji više rešenja tog rasporeda, bilo na akcionom, reakcionom, bilo kombinovanom principu. Kombinovani akciono-reakcioni princip sa stepenom reaktivnosti $\varrho_R = 0,5$, poznat kao *simetričan raspored*, najviše se primenjuje u vazduhoplovnim kompresorima kad se zahteva visok napor, ravnomerna raspodela napora na stator i rotor, a time i manje opterećenje lopatica. Za dati porast pritiska u kompresoru simetričan raspored smanjuje broj ukupno potrebnih stupnjeva, manje je mase nego nesimetričan i viorni stupanj, pa se primenjuje kad se od kompresora traži manji gabarit i težina, makar je stepen korisnosti nešto manji.

Broj stupnjeva kompresora ograničen je ukupnim stepenom korisnosti na nominalnom broju obrtaja. Kompromis između visokog stepena korisnosti i velikog stepena sabijanja (preko velikog broja stupnjeva), postiže se, uz izvesno žrtvovanje efi-

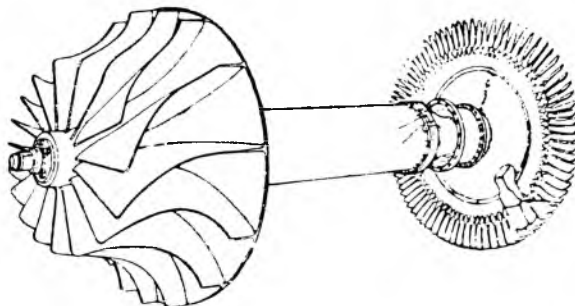
kasnosti, pogodnim izborom dužine, krivine i uglova aeroprofila lopatice, da bi se ostvario zadovoljavajući rad na niskim brojevima obrtaja. Veliki stepeni sabijanja mogu se postići ne samo poboljšanjem dejstva pojedinačnih lopatica i njihovih skupina u rešetki, odnosno u stupnju (povećanjem stupanjskog napora), već i povećanjem broja stupnjeva, ali samo do izvesne granice. Naime, s porastom broja stupnjeva smanjuje se sve više visina lopatica zadnjih stupnjeva (približno srazmerno povećanju gustine sabijanja vazduha) te lopatice zadnjih stupnjeva rade pod izuzetno nepovoljnim uslovima, s niskim stepenom korisnosti. To se može ublažiti bilo umerenim smanjenjem aksijalne brzine vazdušne struje u zadnjim stupnjevima, bilo pogodnim zakonom promene, ili opadanja protočnog preseka niz struju, od prednjih ka zadnjim stupnjevima.

Posebno konstrukcijsko rešenje snažnijih aksijalnih kompresora je *dvorotorno*, sa dve posebne konstrukcijske i radne jedinice, da bi se izbegle nepodobnosti suviše dugačkih jednorotornih kompresora, odnosno previše stupnjeva i time izazvanih teškoća u zadnjim stupnjevima. Iako je u praksi ostvaren stabilan rad i efikasno dejstvo jednorotornih kompresora sa brojem stupnjeva čak i do 20, ipak je, zbog vrlo teškog usklađenja rada i vrlo strmih karakteristika, prihvaćena u praksi avionskih aksijalnih kompresora granica do 7 stupnjeva kao razumna. Iznad te se granice koriste elementi kompresora sa promenljivom geometrijom (promenom nagiba statorskih, a ređe i rotorskih lopatica) ili se kompresor cepa u dve posebne jedinice s posebnim pogonskim izvorom, ali i radnim svojstvima. Prvi rotor kompresora zajedno sa sopstvenom turbinom predstavlja sklop niskog pritiska, dok je drugi (iza njega) sklop visokog pritiska. Takva kombinacija obezbeđuje veću elastičnost i stabilnost u radu, bolje stepene korisnosti i lakše startovanje, ali uz složeniju konstrukciju i više ležišta. Zbog svojih očiglednih preimućstava takav je dvorotorni kompresor opšte primenjen na savremenim snažnim turbomlaznim propulzorima (sl. 65).



Sl. 65. Sheme dvorotornih kompresora

Radijalni (centrifugalni) kompresor, ranije opšte primenjivan na prvim tipovima turbomlaznim propulzorima, danas se ograničeno primenjuje na manjim propulzorima, dok ga je u domenu velikih jedinica potisnuo kompresor aksijalnog tipa. Konstrukcija radijalnog kompresora, iako na istim principima kao i



Sl. 66. Shema osnovne konstrukcije radijalnog kompresora

aksijalni tip, sa dva neophodna i nerazdvojna elementa: kolom i difuzorom, bitno se razlikuje od konstrukcije aksijalnog kompresora, prvenstveno zbog različitih pravaca strujanja vazduha kroz stupanj (sl. 66). Za radijalni kompresor važi pun Eulerov obrazac:

$$E = \frac{1}{2} [(c_2^2 - c_1^2) + (u_2^2 - u_1^2) + (w_1^2 - w_2^2)] = \\ = u_2 c_{u2} - u_1 c_{u1}, \quad \text{kJ/kg.} \quad (70)$$

Velika promena pravca strujanja (iz aksijalnog u radijalni pa opet u aksijalni) inače vrlo brze struje jedan je od osnovnih uzroka većih energetskih gubitaka, odnosno manjeg izentropskog stepena korisnosti u poređenju s aksijalnim kompresorom. Međutim, radijalno strujanje vazduha omogućuje centrifugalnoj sili da učestvuje u povećanju potencijalne energije vazduha u kolu (pored difuzorskog dejstva u rotorskim i difuzorskim kanalima), te je stepen sabijanja po stupnju mnogo veći nego u aksijalnom tipu: maksimum 4,5:1 u radijalnom prema 1,3:1 u aksijalnom stupnju. To objašnjava zašto se radijalni kompresor primenjuje skoro samo kao mašina s jednim stupnjem, čemu treba dodati i vrlo loše radne uslove ostalih stupnjeva radijalnog kompresora. Konstrukcijski se jednostupanjski radijalni kompresor odlikuje malom aksijalnom dužinom, ali i velikim poprečnim presekom. Zbog velikog poprečnog preseka povećavaju se aerodinamički otpori propulzora i aviona, što, zajedno s dopuštenim mehaničkim naprezanjima u kolu i strujnim gubicima u kanalima, ograničava veličinu prečnika kola i celog kompresora, a time i njegovu radnu sposobnost, odnosno stepen sabijanja.

Kolo ima radijalne pravolinijske lopatice, jer je to najpovoljnije rešenje za avionske kompresore tog tipa, kako s gledišta naprezanja, tako i projektovanja i izrade, iako napred ili nazad povijene, krivolinijske lopatice daju veći stepen sabijanja, odnosno veći stepen korisnosti. Broj lopatica je veoma važan za odnos stvarnog i teorijskog napora: s povećanjem broja lopatica razlika između tih napora opada, ali uz povećanje trenja i opadanje stepena korisnosti i napora stupnja. Manji broj lopatica povećava opasnost otepljenja vazdušne struje i sekundarnih vihora u kanalima. Teškoća u izboru broja lopatica proističe iz teških radnih uslova, jer lopatice treba istovremeno da sprovode vazdušnu struju i da joj predaju energiju s vratila. Pri konstruisanju kola treba voditi računa o aerodinamičkim i o mehaničkim zahtevima diska i lopatica, opterećenih na zatezanje, savijanje i naročito na vibracije.

Difuzor (stator), sa zadatkom pretvarača kinetičke u potencijalnu energiju i istovremenog ispravljača pravca struje, ima oblik prstenastog elementa sa većim brojem lopatica, radi pojačanja promene vihora, odnosno ubrzavanja i skraćivanja procesa difuzije, a time i smanjenja spoljnog prečnika difuzora, odnosno kompresora. To je ostvareno po cenu povećanja strujnih gubitaka i nestabilnosti strujanja, odnosno složenosti konstrukcije. Postoje i bezlopatični difuzori, ali su neprimenljivi na avionskim kompresorima.

Materijali i izrada. Za elemente kompresora najvažniji su: radni vek, temperatura, izduženje i naprezanja, ali im je važnost različita; npr. za vojne mašine vek trajanja je manje važan nego za civilne, pa se dopuštaju veće temperature i naprezanja, odnosno kraći radni vek da bi se postigle bolje performanse. U propulzoru su kompresor, vratilo i turbina najteže napregnuti elementi, a od njih su rotorske lopatice i mehanički i toplotno najjače opterećeni elementi. Rotorske lopatice su izložene naprezanjima na zatezanje i savijanje dejstvom centrifugalnih i gasnih sila, čemu treba dodati i vrlo opasno dejstvo vibracija, odnosno njima uzrokovani zamor materijala. Toplotno-mehanička naprezanja izražena su preko puzanja materijala, ali mnogo manje nego u turbinskim lopaticama. Najveće je naprezanje na zatezanje i savijanje u korenu lopatice. Najčešća oštećenja lopatica nastaju od vibracija koje osetno skraćuju radni vek lopatica.

Materijal za izradu lopatica kompresora je laka legura, titan ili čelik. Na izbor materijala utiču proizvodni uslovi i namena propulzora. Zbog vrlo velikog broja lopatica aksijalnog tipa kompresora proizvodni troškovi važan su čimilac u izboru materijala i metoda izrade, s ciljem da se postigne kompromis između najboljeg aerodinamičkog i najpovoljnijeg ekonomsko-proizvodnog oblika. Primena lakih legura za rotorske lopatice ograničena je za male stepene sabijanja, odnosno umerene po-

raste temperature. U poslednje vreme upotrebljavaju se titan-ske legure zbog veće mehaničke otpornosti s obzirom na lake legure, a manje specifične mase s obzirom na čelik, a čak i veće otpornosti po jedinici mase s obzirom na čelik. Kompresori sa manjim brojevima obrtaja imaju dobošasti tip rotora, a sa većim brojevima obrtaja imaju diskovni tip rotora, ili pak diskovno-dobošastu kombinaciju. Kućica se kompresora mahom lije od aluminijumne ili magnezijumne legure.

Grejna komora. Zbog vrlo složenih termohemijskih procesa pri pretvaranju latentne energije goriva u toplotnu energiju grejna komora (komora sagorevanja) najdelikatniji je i najodgovorniji deo turbomlaznog propulzora. Proces burne oksidacije goriva nije ograničen na gorenje smeše, već se proteže i na potprocese pripreme smeše u prednjem delu komore, a sledi mu u zadnjem delu komore još proces hlađenja nastalih proizvoda sagorevanja. Pošto se ti složeni procesi odigravaju pri velikim brzinama strujanja, na vrlo ograničenom prostoru i pod vrlo promenljivim uslovima strujanja i dovođenja toplote (sagorevanja), uloga grejne komore i postavljeni joj zahtevi vrlo su složeni i teški.

Strujno-toplotni problemi. Složenost radnih uslova grejne komore potiče ne samo od zahteva efikasnog i pouzdanog dejstva pod vrlo različitim režimima rada propulzora već i od međusobnog kombinovanja dvaju, ionako vrlo složenih procesa: strujanja i sagorevanja na ograničenom prostoru. Potreba da komora bude zbijena iziskuje velike brzine strujanja i dovođenja toplote, da bi se na izlazu komore, pre ulaska u turbinu, blagovremeno završili proces sagorevanja i proces hlađenja gasova. Ulaz grejne komore je postavljen neposredno iza izlaza kompresora da bi se obezbedio kontinuitet i brz prelazak sa procesa sabijanja na proces sagorevanja i skratila dužina propulzora.

Veliku brzinu vazduha na izlazu kompresora potrebno je sniziti u prednjem delu komore, pre početka sagorevanja, da bi se olakšalo obrazovanje smeše, stabilizovalo sagorevanje smeše i istovremeno smanjili strujni gubici u komori. Već u početnoj fazi na ulazu komore vazdušna se struja deli u dve posebne struje: primarnu i sekundarnu, a sekundarna konačno u tercijarnu.

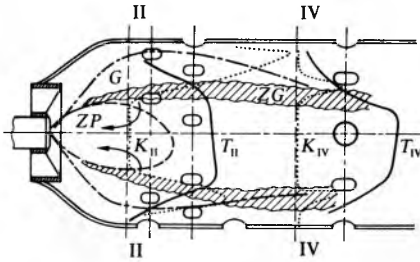
Primarna struja vazduha (količinski oko 1/4 celokupne mase vazduha iz kompresora) u kombinaciji s ubrizganim gorivom treba da obrazuje smešu pogodnog sastava, te time učestvuje neposredno u sagorevanju. Količina primarnog vazduha tako je odmerena da se s gorivom meša u odnosu manjem od 15:1, što znači bogatu smešu, radi lakšeg paljenja i stabilizacije gorenja. Za prodor primarnog vazduha u oblast obrazovanja smeše postoje posebni otvori ili vihorni elementi oko brizgaljke koji daju primarnoj struji vihorno kretanje radi boljeg i bržeg mešanja s ubrizganim gorivom. Gorivo se, takođe, ubacuje u obliku vihornog konusnog plašta, sačinjenog od velikog broja sitno raspršenih čestica. Jednom upaljena smeša neprekidno sagoreva, jer su pritanje primarnog vazduha i ubrizgavanog goriva kontinualni procesi.

Dobar deo nastalih vrelh proizvoda sagorevanja (gasova) biva prisiljen *sekundarnim strujama vazduha* kroz bočne otvore (ili siskove) da se vraća uz struju, čime obrazuje područje povratnog strujanja vrelh gasova u prednjem delu komore u blizini čela brizgaljke. Povratna struja vrelh gasova treba da novodolazećim količinama sveže smeše na periferiji te oblasti predaje dovoljne količine toplote za neprekidno paljenje. Samim tim sekundarne struje vazduha indirektno obezbeđuju paljenje smeše primarnog vazduha i goriva, ali i dogorevanje onih delova bogate smeše koji dotad još nisu sagoreli. Tako se proces gorenja nastavlja i u srednjem delu komore u području prodora sekundarnih mlazeva vazduha.

U zadnjem se delu komore u struju vrelh proizvoda sagorevanja uvode kroz bočne otvore snažni vihori hladnijeg, *tercijarnog vazduha*, koji treba da snizi temperaturu proizvoda sagorevanja na nivo propisan izdržljivošću lopatica gasne turbine. Snažnim vihorenjem tercijarnog vazduha postiže se i brzo i efikasno mešanje radi ujednačenja novonastale temperature gasova na samom izlazu komore, uz istovremeno ujednačenje pritiska, brzina i gustina u poprečnom preseku izlaza komore,

što je neophodno za nesmetan i propisan proces širenja kroz turbinu.

Prema tome, moglo bi se smatrati da je grejna komora podeljena u tri područja: za pripremu smeše, za njeno sagorevanje i najzad za hlađenje proizvoda sagorevanja. Sem ove uzdužne podele komore, ona se može raščlaniti i u poprečnom preseku na tri zone ili pojasa: pojas čistog vazduha i delova goriva (zona obrazovanja smeše), pojas termohemijskih reakcija (zona plamena ili plameni front) sa strmim gradijentima temperatura i koncentracija goriva, i najzad centralna zona s približno konstantnom maksimalnom temperaturom i minimalnom koncentracijom goriva, poklapajući se delimično sa zonom povratnih struja (sl. 67).



Sl. 67. Uzdužna i poprečna podela grejne komore sa profilima temperature i koncentracije goriva. K koncentracija, G glavni tok goriva, ZP zona plamena, ZG zona gorevanja, T temperatura

Prema teorijskom Jouleovu ciklusu, proces sagorevanja treba da bude izobarski, bez gubitaka pritiska i toplote. U stvarnosti su gubici neizbežni, najpre zbog brzog strujanja, a time i nastalog trenja i vihorenja, tako da je neizbežan izvestan pad pritiska do izlaza komore. Za dobro izvedene komore pad pritiska ne treba da prekorači 5% pritiska na ulazu komore. Tom strujnom padu pritiska treba pridodati i toplotni pad pritiska, uzrokovan zagrevanjem fluida pri sagorevanju. Gubitak pritiska načelno se može smanjiti smanjenjem brzine vazduha na ulazu komore i slabljenjem vihorenja u komori, ali bi to bilo nepovoljno za performanse komore. Smanjenje brzine vazduha zahtevalo bi pri konstantnom protoku veći prečnik komore, pogoršalo bi pripremu smeše, njeno sagorevanje i stabilizaciju plamena, dok bi slabljenje vihorenja pogoršalo homogenizaciju stanja gasova na izlazu komore, kao i uslove gorevanja i brzinu širenja plamena. Zato dopušteni pad pritiska u komori jeste kompromis između zahteva stabilnog dejstva komore i gubitka u potisku zbog pada pritiska. Naime, iako pad pritiska neposredno ne utiče na performanse i stepen korisnosti komore, ipak se njegov nepovoljan uticaj indirektno iskazuje preko smanjenja raspoloživog stepena širenja u mlazniku a time i brzine mlaza, odnosno potiska.

Drugu vrstu gubitaka u komori čine *toplotni gubici*. Oni nastaju najpre zbog predaje znatnih količina toplote od gasova na zidove, što predstavlja čist termodinamički gubitak za radni ciklus, jer se smanjuje raspoloživi entalpijski pad na ulazu turbine. Nemoguće je potpuno sprečiti toplotne gubitke, jer bi to zahtevalo savršenu toplotnu izolaciju zidova, a time stvorene konstrukcijsko-proizvodne komplikacije ne bi bile dovoljno kompenzirane skromnim poboljšanjem performansi. Naime, ti toplotni gubici su maleni, svega par procenata od uložene toplotne energije. Tim gubicima treba dodati i eventualne gubitke zbog nepotpunog sagorevanja, koje je moguće u prebogatoj smeši ili strujanju neusklađenom s količinom dovedene toplote. Svi toplotni gubici obuhvaćeni su *termičkim stepenom korisnosti*:

$$\eta_{TK} = \frac{h_4'' - h_3}{h_4 - h_3}, \quad (71)$$

nazvanim još i *koeficijentom punoće sagorevanja*. Budući da termičkim stepenom korisnosti nisu obuhvaćeni gubici pritiska, već samo toplotni gubici, to on ne daje pravu sliku o termoeenergetskim svojstvima komore. Za dobro projektovane i dobro izvedene komore η_{TK} ima vrednost 0,95–0,98.

Strujno-toplotni gubici u grejnim komorama zavise od više činilaca, a prvenstveno od Machova broja ulazeće vazdušne struje, od zakona i režima ubrizgavanja goriva, sastava smeše, geometrije komore i režima rada propulzora, odnosno režima letenja aviona. Pogodnim zakonom ubrizgavanja ili odnosom mešanja goriva s vazduhom može se efikasno uticati na zbivanja u komori i na performanse komore i propulzora, jer se time menja količina razvijene toplote, a preko nje i brzina fluida u komori. Mogućnosti da se promeni sastav smeše nisu velike, pogotovu kad se leti na velikim visinama, jer se s visinom menja raspon područja *stabilnih smeša*, između *granice siromašne* i *granice bogate smeše*. Granica siromašne smeše najmanji je odnos goriva prema vazduhu u smeši, dakle najsiromašnija smeša, a njenim daljim osiromašenjem došlo bi do prekida gorevanja. Granica bogate smeše predstavlja najveći odnos gorivo-vazduh, dakle najbogatija smeša, a njenim daljim obogaćenjem opet bi nastalo gašenje u komori. Širina pomenutog područja, odnosno razmak granica smeše, raste s porastom brzine letenja, a opada s porastom visine, zbog različitih uticaja promena brzine, pritiska i temperature vazduha na ulazu komore pri povećanju visine i brzine letenja. Nesposobnost grejne komore da na velikim visinama obezbedi normalno sagorevanje, predstavlja granični činilac s obzirom na visinu upotrebe propulzora, jer iznad neke visine komora više nije u stanju da snabdeva turbinu dovoljnim količinama energije za održavanje konstantnog broja obrtaja, a pad broja obrtaja značio bi i sniženje radnog režima, pa i visine letenja. Ako propulzor raspolaže potrebnim viškom potiska, nepovoljno dejstvo porasta visine moglo bi se donekle kompenzirati povećanjem brzine letenja pod uslovom da je uvodnik sposoban da iskoristi efikasno povećanje brzine za dinamičko predsabljanje ispred kompresora.

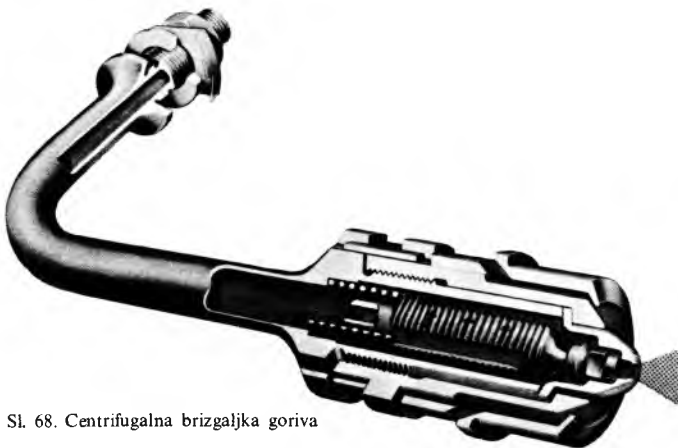
Ako se uzmu u obzir navedeni strujno-toplotni problemi grejne komore, mogli bi se definisati sledeći zahtevi grejnoj komori: a) velika efikasnost (punoća) sagorevanja; b) stabilnost sagorevanja na svim režimima; c) lako startovanje na tlu, a još više na visini; d) ujednačenost temperatura, pritiska i brzina gasova na izlazu; e) odsustvo gareži i dima; f) minimalan gubitak pritiska; g) minimalan gabarit i masa; h) dug život između revizija; i) lako skidanje i ugrađivanje.

Elementi konstrukcije. Za postizanje visoke efikasnosti i stabilnosti sagorevanja potrebna je vrlo stroga kontrola brzine strujanja kroz komoru, što, pri određenom protoku gasova, znači i kontrolu prečnika komore, a preko njega i dužine komore. Tako su broj i dimenzije komora često kontrolni činioci za čeonu preseku propulzora. Konstrukcija komore, sem svih pomenutih zahteva, ne sme stvarati posebne teškoće u proizvodnji i eksploataciji. Posmatrajući kompletan sklop grejne komore kao radne jedinice, mogu se izdvojiti dva izrazita, konstrukcijski i funkcionalno posebna elementa: sistem napajanja i skelet komore.

Sistem napajanja u konstrukciji komore učestvuje samo brizgaljkom. Brizgaljka je smeštena na samom ulazu komore i čini s komorom funkcionalnu celinu. Funkcionisanje grejne komore najtesnije je povezano s tipom i svojstvima brizgaljke, kao što je i dejstvo brizgaljke veoma zavisno od režima zbivanja u komori i njenih konstrukcijskih svojstava. Način dovođenja goriva u komoru može da bude direktnim ubrizgavanjem pod visokim pritiskom ili indirektnim putem s malim pritiskom. Prema tome komore mogu biti sa *direktnim ubrizgavanjem* i sa *isparavanjem goriva*.

U komorama sa direktnim ubrizgavanjem, koje se mnogo više primenjuju, brizgaljka je smeštena ispred zone pripreme smeše, u čeonom delu cevaste komore, sa otvorom mlaznika usmerenim prema zoni pripreme. Umesto prilično neefikasne strujne brizgaljke uobičajenija je centrifugalna brizgaljka, s vihornim konusnim plaštem rastanjene mase goriva (sl. 68). Vihorni konus, s centralnom šupljinom, postiže se dejstvom unutrašnjih vihornih komorica u brizgaljci. Postoje dva tipa brizgaljke: jednostrujna i dvostrujna. Dvostrujna brizgaljka je efikasnija pri kolebanjima protoka goriva, odnosno režima rada propulzora i režima letenja aviona. Dvostrujna brizgaljka raspolaže sa dva posebna dovoda goriva i dejstvuje s primarnim

tokom vazduha na manjim režimima, te uključuje i sekundarni tok pri povećanju režima rada, a pogotovu sa porastom visine kada se oba toka ubacuju zajedno u jednom konusu najpovoljnijeg ugla divergencije. Time je povećana elastičnost brizgaljke, pa i komore, s dobrim prilagođavanjem velikim promenama režima rada, odnosno protoka goriva, obezbeđujući kvalitetno rasprašivanje i pod najtežim uslovima i minimalnim protocima goriva. S dvostrukim brizgaljkama osetno se skraćuje vreme ubrzavanja rotora, što je naročito važno za lako i brzo puštanje u rad propulzora pri ograničenoj snazi startera. Postoji varijanta vrtložne brizgaljke sa dva otvora, poznata kao *prelivni tip*, koja omogućuje preliivanje i vraćanje viška goriva u instalaciju ako je to potrebno pri promeni režima rada. Tim je omogućeno ubrzavanje pod punim pritiskom pri svim protocima, dakle dobro rasprašivanje na svim režimima, od minimalnog do maksimalnog.

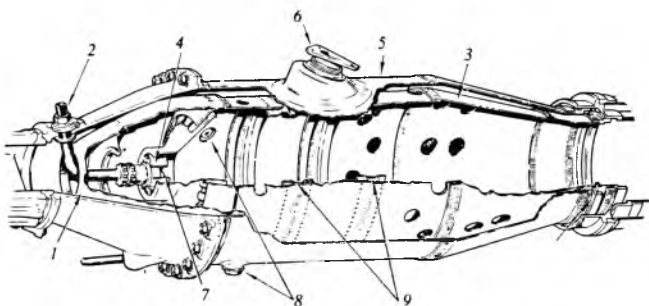


Sl. 68. Centrifugalna brizgaljka goriva

Zajedničko je svim tipovima komora da imaju otvore (siskove) za primarni i sekundarni vazduh, odnosno tercijarni vazduh. Broj tih otvora je različit, a različit im je i oblik, dimenzije i položaj u komori. Naročito je složena uloga otvora (siskova) za sekundarni vazduh, za koje ne postoje analitička rešenja, već se oni projektuju na osnovi empirije i eksperimenta. Preovladavaju kružni otvori zbog najbolje propustljivosti vazduha, a najmanje koncentracije mehaničkih naprezanja, dok su uski prorezi namenjeni propuštanju tankih mlazeva vazduha za hlađenje zidova komore. Poprečni presek komore može biti kružni ili prstenast, a uglavnom je konstantan duž komore. Svaka je komora jednim krajem fiksirana za kućicu propulzora, a drugim krajem slobodna, radi slobodnog širenja ili skupljanja pri promenama temperature. Za ulazak vazduha u obliku viora postoje ili viornici, sa spiralno ugrađenim krilcima, ili specijalno oblikovani otvori, dok stabilizatora nema jer se stabilizacija plamena postiže dejstvom povratnih struja vrelh gasova.

U turbomlaznim propulzorima postoje uglavnom dva tipa grejnih komora: cevasti i prstenasti, kojima treba dodati još kombinovani i L-tip.

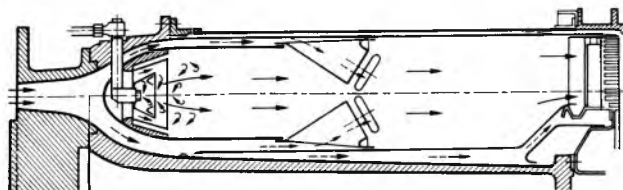
Cevasti tip komore sastoji se od plamene cevi i spoljne obloge (sl. 69). U plamenoj cevi odigravaju se procesi pripreme i sagorevanja smeše u prednjem i srednjem, a hlađenje pro-



Sl. 69. Cevasti tip grejne komore. 1 ulazni konus, 2 dovod goriva, 3 plamena cev, 4 vrtložnik, 5 spoljna obloga, 6 spoj sa susednom komorom, 7 brizgaljka, 8 oslonci plamene cevi, 9 skretači rashladnog vazduha

izvoda sagorevanja u zadnjem delu, dok prstenasti prostor između plamene cevi i spoljne obloge služi sprovođenju sekundarnog i tercijarnog vazduha. Na plamenoj cevi nalaze se potrebni otvori i prorezi, a na prednjem delu je ugrađena brizgaljka. Zahvaljujući malom poprečnom preseku može se veći broj (5-10) tih komora kružno smestiti u poprečnom preseku propulzora. Cevasti tip komore pogodan je za ispitivanja i eksploataciju, a obezbeđuje dobru homogenizaciju gasova na ulazu turbine. Nedostatak je u slabom iskorišćenju poprečnog preseka propulzora, zbog čega su potrebne veće brzine strujanja, uz veće strujne gubitke. Komora s isparavanjem goriva jedna je varijanta tog tipa. Na prednjem kraju takve komore nalaze se elementi u obliku lula u koje se pod umerenim pritiskom ubacuje gorivo, meša s delom primarnog vazduha radi obrazovanja vrlo bogate smeše, pri čemu brzo isparavanje goriva obezbeđuju topli zidovi lula, zagrevani sa spoljne strane sagorelim gasovima. Tek po izlasku iz lula stvara se upaljiva smeša i sagoreva izvan lula.

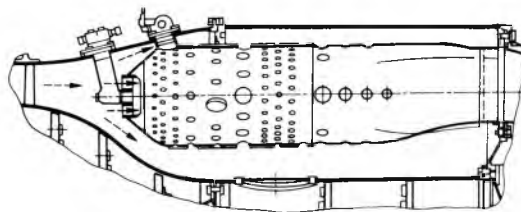
Prstenasta komora je u obliku prstena između spoljne kućice propulzora i unutrašnje obloge oko vratila (sl. 70). U poprečnom preseku prstenaste komore kružno su razmešteni elementi, tj. brizgaljke i siskovi primarnog, a dalje niz struju i siskovi sekundarnog, odnosno tercijarnog vazduha. Celi poprečni presek komore raspoloživ je za strujanje fluida, pa su brzine



Sl. 70. Prstenasti tip grejne komore

strujanja manje nego u cevastim komorama, a manji su i strujni gubici. Prstenasta komora ima bolji stepen korisnosti i bolje je prilagođena sadejstvu s aksijalnim tipom kompresora, pa se sve više upotrebljava na savremenim snažnim turbomlaznim propulzorima, iako je prilično nepodesna za eksperimentisanja, za eksploataciju i razvojne studije.

Kombinovani tip grejne komore nastao je od cevaste i prstenaste komore, s plamenim cevima razmeštenim u krug, po obimu prstenastog preseka, kao kombinacija dobrih strana jednog i drugog tipa (sl. 71). Kombinovani tip komore nešto je teži, ali konstrukcijski jednostavniji od cevastog tipa, a odlikuje se lakšim startovanjem, redim gašenjem i manjim obrazovanjem gareži.

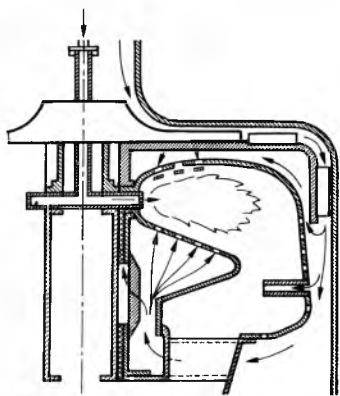


Sl. 71. Kombinovani tip grejne komore

Poseban i rede iskorišćen, ali vrlo originalan, jeste *centrifugalni* ili *L-tip* grejne komore (sl. 72) u koju se ubacuje gorivo u radialnom pravcu centrifugalnim dejstvom obrtanja šupljeg vratila. Za ovu L-komoru karakteristična je krivolinijska putanja sekundarnog vazduha, najpre kroz šuplje lopatice statora turbine (radi hlađenja), pa u povratku kroz otvore na zidovima komore. Taj tip ima široko radno područje, malu osnu brzinu i dobro iskorišćuje poprečni presek propulzora, slično prstenastoj komori.

Problem mehaničkih naprezanja u grejnim komorama turbomlaznog propulzora relativno je lak, naročito za cevasti tip, gde su mehanička naprezanja ograničena na unutrašnje napone u zidovima plamene cevi kad su dilatacije materijala neujednačene zbog neravnomernog hlađenja pojedinih delova zidova. Zbog unutrašnjih napona može koncentracija naprezanja na mestima

oštrih prelaza (oko zaseka, proreza, otvora) uzrokovati prskanje zidova. Mnogo su veća opasnost vibracije pobuđene mnogobrojnim uzrocima, a najčešće pulzacijama pritiska i brzine na izlazu kompresora ili na ulazu turbine. Radi smanjenja mase komora ima relativno tanke zidove, što od materijala zahteva veliku zateznu čvrstoću, dobre karakteristike puzanja, otpornost na zamor od vibracija, otpornost prema toplotnom udaru, oksidaciji i koroziji, te lakoću obrade.



Sl. 72. Centrifugalni ili L-tip grejne komore

Poseban oblik grejne komore, prvenstveno s gledišta eksploatacije, jeste *dogrewna komora*, postavljena iza turbine, a ispred mlaznika. Dopunskim ubrizgavanjem goriva u struju gasova iz turbine, i to na njenu ulazu, stvara se nova smeša, a njenim sagorevanjem nastaje osetan porast temperature uz mali pad pritiska, da bi se širenjem kroz mlaznik tako povećana entalpija iskoristila za povećanje brzine mlaza skoro srazmerno korenu iz porasta temperature u dogrewnoj komori. Kao dopunski element turbomlaznog propulzora dogrewna komora stupa u dejstvo aktiviranjem posebnog uređaja za gorivo u ograničenom vremenu, da bi se postigao kratkotrajan porast potiska (*superpotisak*) u slučaju opasnosti ili radi postizanja maksimalnih horizontalnih brzina letenja. Dogrewna komora je u stanju da povisi potisak i za 40...50%, ali uz jako povećanje specifične potrošnje goriva. Radi stabilizacije rada propulzora mora se, pri aktiviranju dogrewnne komore, menjati izlazni otvor mlaznika, bilo sistemom kapaka, krilaca ili žaluzina (*mehanička regulacija*), bilo ubacivanjem mlazeva sabijenog vazduha na periferiji gasnog mlaza (*aerodinamička regulacija*) da bi se gasni mlaz suzio.

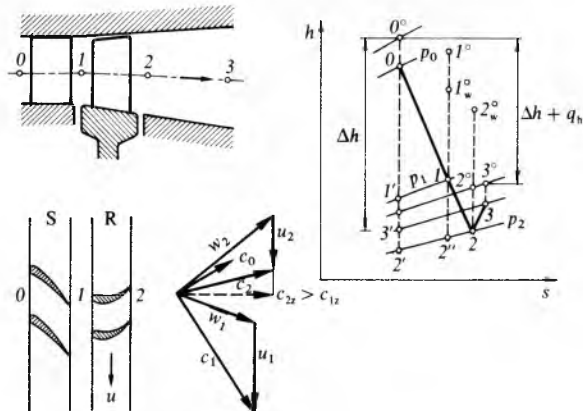
Od velikog broja zahteva, postavljenih dogrewnoj komori, sledeći su osnovni zahtevi: lako paljenje na svim režimima, glatko stupanje u dejstvo do punog potiska, široka oblast stabilnog rada, lakoća kontrole njena rada, mali hidraulični i toplotni gubici, velika mehanička sigurnost itd. Dogrewna komora je našla primenu samo na snažnijim turbomlaznim propulzorima, za kratkotrajno povećanje potiska, pogotovu pri letenju velikim nadzvučnim brzinama kad njena efikasnost dolazi do punog izražaja. Ona je, konstrukcijski funkcionalno, preteča mnogo snažnije grejne komore nabojno-mlaznog propulzora (Lorainov propulzor), čineći turbomlazni propulzor nekom vrstom *hibridnog propulzora*, odnosno kombinacije turbomlaznog i nabojno-mlaznog propulzora.

Materijali i izrada. Maksimalna dozvoljena temperatura zidova komore predstavlja glavno ograničenje postizanju veće efikasnosti sagorevanja i većeg specifičnog potiska propulzora. Taj se problem, uglavnom, rešava pogodnim izborom materijala i metodā izrade komore. Veoma je važno poboljšanje toplotne obrade materijala, bilo radi postizanja maksimalne otpornosti prema puzanju, bilo za obezbeđenje maksimalne elastičnosti. Važan je činilac i otpornost prema korozivnom dejstvu gasova, naročito sumpornih jedinjenja u proizvodima sagorevanja težih goriva. Velika naprezanja na visokim temperaturama stvaraju posebne probleme u vezi s uticajem sredine, kao što su korozija, oksidacija, površinsko habanje, zamor zbog vibracija itd. Tipični refraktorni materijali (vanadijum, cirkonijum, niobijum, hrom, molibden, volfram) dopuštaju

temperature i iznad 1000 °C, odlikuju se toplotnom otpornošću, ali su podložni oksidaciji. Velika toplotna opterećenja zidova komore iziskuju primenu refraktornih materijala u obliku prevlaka. Hrom, iako dobar refraktorni materijal, ima krupnih nedostataka te ne dolazi u obzir. Slično je i s niobijumom, molibdenom i tantalom. Najpoznatiji refraktorni keramički materijal je alumina (korund), otporan prema oksidaciji. Berilijum je takođe refraktorni materijal s izvanrednom toplotnom kondukcijom, ali je veoma otrovan. Oksid cirkonijuma, kao odličan refraktorni materijal, pogodan je za izolaciju zidova komore, ali mu je primena otežana zbog drugih urođenih nedostataka.

Neoksidni keramički materijali u obliku jedinjenja silicijuma (karbidi, nitridi) ili metalni karbidi (cirkonijuma, titana itd.) izvanredni su refraktorni materijali, ali podložni oksidaciji. Uglavnom postoje četiri klase materijala pogodnih za borbu s visokim temperaturama u grejnoj komori, od kojih u prvu klasu spadaju elastični refraktorni metali (legure niobijuma i tantala, zaštićene prevlakama, prilično krte, a time i nepouzdanе). I tri ostale klase karakteristične su svojom krtošću. Glavno je preimućstvo silicijum-nitrida mogućnost preciznog livenja najsloženijih oblika, čime se izbegava teška mašinska obrada keramičkih materijala. Toplo presovani silicijum-nitridi i silicijum-karbidi izrađuju se najpre u obliku grubih odlivaka, pa potom mašinski obrađuju na konačan oblik i dimenzije.

Gasna turbina. U gasnoj turbini se visoka potencijalna i kinetička energija gasova iz komore iskorišćuje za dobijanje mehaničkog rada procesom širenja (sl. 73). Raspoloživa će se totalna energija na ulazu turbine izentropskim širenjem (bez gubitaka) pretvoriti u maksimalan mehanički rad, pri određenom stepenu širenja π_t . Stvarni proces širenja odstupa od izentropskog zbog neizbežnih gubitaka strujno-toplotnog karaktera, te je manje proizvedenog mehaničkog rada, uprkos istim početnim i završnim pritiscima.



Sl. 73. Presek kroz stupanj gasne turbine i h,s -dijagram procesa širenja u turbini

Strujno-energetski problemi. U turbini, kao i u kompresoru, postoji promena istih vrsta energije (potencijalne, mehaničke i kinetičke), ali sa suprotnim smerovima energetskih promena. U turbini se iz potencijalne proizvodi mehanička energija, dok se u kompresoru iz mehaničke stvara potencijalna energija; u oba slučaja sa kinetičkom energijom kao posrednikom. Budući da kompresor i turbina pripadaju istoj porodici obrtnih mašina (turbomašina), to i za turbinu važi poznati Eulerov izraz za energiju koju međusobno razmenjuju radni fluid i lopatice rotora:

$$E = \frac{1}{2} [(c_1^2 - c_2^2) + (w_2^2 - w_1^2)] = u(c_{u1} - c_{u2}) = u \Delta c_u, \quad \text{kJ/kg.} \quad (72)$$

Ni ovde nema statičkog napora $\frac{1}{2}(u_1^2 - u_2^2)$, jer je $u_1 = u_2 = u$ zato što se radi o aksijalnoj turbini. Aksijalna turbina je jedina našla najširu primenu u turbomlaznim propulzorima, dok je radijalni tip isključen zbog svojih nedostataka,

prvenstveno velikog prečnika. Za aksijalnu turbinu važe ranije iznete činjenice s obzirom na konstrukciju i strujne probleme. Kompletan radni element (stupanj) sačinjen je od nepokretnog statora i pokretnog rotora. Rotor je veoma bitan, jer se u njemu, sem osnovnih energetskih promena potencijalne i kinetičke energije, prenosi energija od gasova na lopatice rotora. U statoru se samo pretvara potencijalna energija u kinetičku bez ikakvog rada, pa su i problemi strujanja lakši. Raspodela je energija i uloge statora i rotora promenljiva, a zavisi od zakona strujanja, odnosno veličine stepena reaktivnosti:

$$\varrho_R = \frac{w_2^2 - w_1^2}{(c_1^2 - c_2^2) + (w_2^2 - w_1^2)} = \frac{\Delta h_R}{\Delta h_R + \Delta h_S} \quad (73)$$

I u aksijalnoj turbini stepen reaktivnosti pokazuje raspodelu promena entalpija u statoru i rotoru, odnosno stupnju. Oblikom lopatica, odnosno uzdužnim profilom međulopatičnih kanala u statoru i rotoru mogu se fiksirati promene potencijalne, kinetičke i mehaničke energije i regulisati uloga svakog elementa, a time i vrednost stepena reaktivnosti. Slično kao u aksijalnom kompresoru, stepen reaktivnosti određuje tip turbine: akcioni, reakcioni ili akciono-reakcioni.

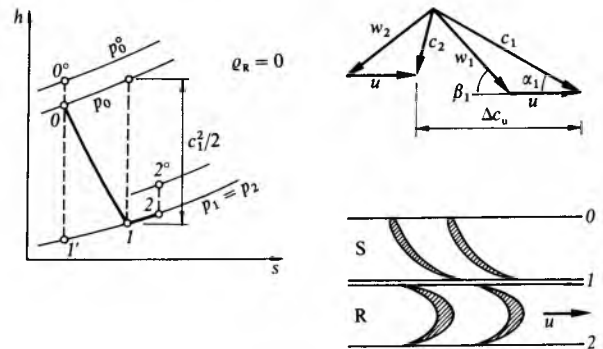
S obzirom na tip strujanja kroz lopatične kanale važe ranija izlaganja o strujanju kroz stupanj aksijalnog kompresora, ali postoje i neke suštinske razlike. Naime, i u turbini se javljaju problemi graničnog sloja, uticaja napadnih uglova struje, mogućnosti otcepljenja strujanja, vihorno strujanje, ali zbog suprotnog (negativnog) gradijenta pritiska mogućnosti su otcepljenja i vihorenja osetno manje nego u kompresoru, pa su i gubici strujne prirode manji, a stabilnost strujanja veća. To je jedan od glavnih razloga što je i stepen korisnosti turbine veći. Time je olakšano profilisanje turbinskih lopatica i omogućena primena većih padova pritiska, tj. većeg stepena širenja u turbinskom stupnju nego stepena sabijanja u kompresorskom stupnju. Zato je, pri istoj promeni pritiska u sabijanju (kompresor) i širenju (turbina) kroz celu mašinu, potrebno manje stupnjeva u turbini. Tome treba dodati da su visoki stepeni korisnosti u turbini omogućeni i mnogo većim brzinama gasova, tako da je i stupanjski pad veći. U turbini se, takođe, primenjuju pojmovi koeficijenta uzgona i otpora profila lopatica, pojmovi tetive i koraka, ali su osetno veće vrednosti relativne tetive ($L/t > 1,5$), što znači veću gustinu lopatične rešetke, odnosno veći broj lopatica pri istom prečniku kola. Zbog toga se u analizi problema ponašanja gasne struje primenjuje *metod kanala*, a ređe *metod rešetke*, jer se radi o striktnom vođenju gasne struje zidovima kanala i tipičnom ponašanju gasova u uskim kanalima. U poslednje vreme primenjuje se i *aerodinamički metod* kao povoljniji za turbine s malim entalpijskim padom (mnogo manjim nego u stacionarnim turbinama), velikim brzinama obrtanja, velikom brzohodnošću ($u/\Delta c_u$) i s malo uvrnutim lopaticama i skoro aerodinamičkim profilom lopatica, što je tipično za brzohodne turbine.

Tip strujanja je uglavnom vihorni, bilo da je *slobodni vikor* (s konstantnom cirkulacijom $rc_u = \text{const.}$), sa $c_z \neq f(r) = \text{const.}$, bilo da je *prisilni vikor* sa $c_z \neq \text{const.} = f(r)$. Slobodan je vikor važan tip strujanja u gasnim turbinama, te se često primenjuje, mada nije isključeno i malo odstupanje od njega prema principu konstantne reakcije sa $\varrho_R = 0,50$.

U akcionom stupnju turbine ($\varrho_R = 0$) nema promene entalpije, odnosno potencijalne energije u rotoru, već samo u statoru. Pad potencijalne energije u statoru, tj. pad pritiska i temperature, iskorišćen je za porast kinetičke energije, tj. brzine gasova, da bi se taj porast u rotoru iskoristio za proizvođenje mehaničkog rada na lopaticama rotora. Za postizanje potrebnog entalpijskog pada (procesa širenja) mora opadati protočni presek kanala statora niz struju (sl. 74), dok u rotorskim kanalima presek treba da bude nepromenjen da bi relativna brzina w takođe ostala nepromenjena kroz rotorski kanal, tj. da nema promene entalpije. Ta je teoretska pretpostavka neodrživa zbog postojanja trenja, a time i izvesnog gubitka pritiska (i promene entalpije pa i $\varrho_R \neq 0$). Da bi se ipak održao princip akcije, preko konstantnog pritiska u rotorskom kanalu, dopušta se malo povećanje protočnog preseka povećanjem visine lopatica

od ulaza do izlaza, dakle i difuzija uz izvestan vrlo ograničen pad relativne brzine ($w_2 < w_1$).

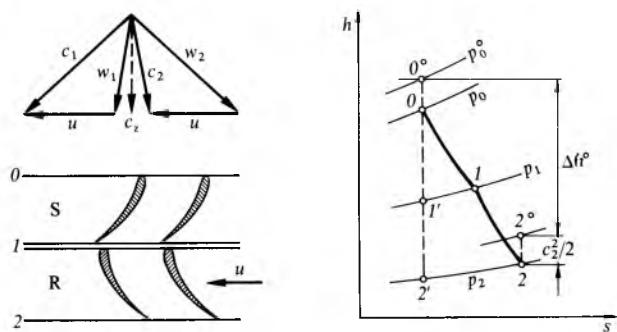
Budući da se ceo entalpijski pad izvodi u statoru, moguće je razviti veliku snagu na rotoru, jer je snaga proporcionalna kvadratu brzine gasova na izlazu statora (siska), pa bi za optimalne uslove s maksimalnim stepenom korisnosti stupnja, kad je $c_1 = 2u$, snaga bila po jednom stupnju $P_{st} \propto 4u^2$. Za postizanje ove snage bio bi potreban veliki stepen širenja, odnosno konvergentno-divergentni sisak, sa nadzvučnom brzinom na njegovu izlazu. Takav je sisak vrlo osetljiv na odstupanja od nominalnog režima i podložan je velikim gubicima, pa se zato odbacuje divergentni deo da bi se na izlazu konvergentnog dela postigao Machov broj gasne struje 1,1...1,2, čime je nešto izgubljeno u snazi, ali dobijeno u stepenu korisnosti na svim režimima. Maksimalni bi se stepen korisnosti akcionog stupnja postigao pri $u/c_1 = \cos \alpha_1/2$, i to za vrednost ugla nagiba gasne struje na izlazu siska $\alpha_1 = 0$, dakle pri $u/c_1 = 0,5$. To ne može biti ostvareno u praksi, jer ne bi bilo proticanja gasova kroz rotor, pa se zato teži što manjem uglu ($15^\circ \dots 30^\circ$) tako da se protočni presek suzi na izlazu siska. Zbog toga se u turbomlaznim propulzorima primenjuju nešto veće vrednosti ugla siska α_1 ali uz izvesni gubitak u stepenu korisnosti stupnja. Akciona turbina s jednim vencem pokretnih lopatica na kolu zove se *Rateauova turbina* i ima najširu primenu na turbomlaznim propulzorima nižih performansi, odnosno manjih potisa. Veći entalpijski pad na akcionom principu mogao bi se iskoristiti i u dva venca lopatica na jednom istom kolu, čime bi se izbegle preterano velike kružne brzine u , odnosno naprezanja elemenata. To bi bio *Curtisov tip akcione turbine*, koji se ne primenjuje na turbomlaznim propulzorima.



Sl. 74. Presek kroz stupanj akcione turbine i h,s -dijagram procesa širenja

Mnogo više je korišćen reakcioni tip turbine sa stepenom reaktivnosti većim od 0,3, a najviše $\sim 0,5$. U reakcionoj turbini, sem širenja u statoru s padom entalpije i porastom kinetičke energije, širenje se nastavlja i u rotoru, tako da se mehanički rad proizvodi na kolu jednim delom zbog pada kinetičke energije, a drugim delom zbog pada potencijalne energije, pa na lopatici rotora dejstvuju istovremeno i akciona i reakciona sila. Iako postoji mnogo kombinacija, odnosno konstrukcija statorskih i rotorskih lopatica prema primerenim vrednostima stepena reaktivnosti, ipak je najviše primenjen tzv. simetričan stupanj sa $\varrho_R = 0,5$, što znači jednake entalpijske padove u statoru i rotoru. Ta varijanta daje najveći stepen korisnosti, i to pri $u/c_1 = \cos \alpha_1 = 1$ (za $\alpha_1 = 0$). Tu se ne može operisati sa nultom vrednošću ugla siska, ali se takođe teži što manjim vrednostima ($15^\circ \dots 30^\circ$). Budući da je pad entalpije, a preko njega i razvijena snaga po stupnju srazmerna kvadratu izlazne brzine iz siska c_1 , u kome se obavi samo polovina ukupnog entalpijskog pada, to se dobija manja snaga nego u akcionom stupnju $P_{st} \propto 2u^2$. Međutim, s ograničenim Machovim brojem na izlazu akcionog siska, stupanjka je snaga reakcionog stupnja stvarno veća. Sem toga, zbog manjih brzina, ravnomerne raspodele entalpijskih padova i odsustva difuzije u rotorskim kanalima biće stepen korisnosti veći i manje osetljiv na promene odnosa brzina u/c_1 . Mnoga ograničenja za akcionu turbinu važe i za reakcionu, energetske jednačine su iste za oba tipa, što se odnosi i na strujno-energetske karakteristike, pa je i metod proračuna vrlo sličan (sl. 75).

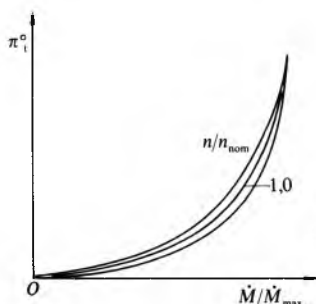
Najviše je primenjena kombinacija akciono-reakcionog tipa, poznata kao *vihorni tip*, zbog vihornog strujanja karakterističnog po $rc_u = \text{const.}$ i $q_R = f(r)$. U ovom slučaju, zbog porasta stepena reaktivnosti od korena do vrha lopatice, u korenu se može opisati sa $q_R = 0,5$ (čist akcioni princip) ako je na srednjem radijusu $q_R = 0,5$, a pri vrhu $q_R > 0,5$ (reakcioni princip). U praksi se naziva *akcionim stupnjem* kad je na srednjem radijusu $q_R < 0,15$, a *reakcionim* kad je $q_R > 0,30$, što bi za kombinovani akciono-reakcioni stupanj značilo vrednosti stepena reaktivnosti između 0,15 i 0,30. Reakcioni tip, kao važniji, javlja se u mnogo varijantama, odnosno sa vrlo različitim vrednostima stepena reaktivnosti, pa čak i u akcionoj turbini na gornjem delu lopatice. Kombinovani (vihorni) tip je omiljen u turbomlaznim polupulzorima zbog minimalnih gubitaka na vrhovima lopatica i boljeg podudaranja proračunskih i eksperimentalnih rezultata. Radi poboljšanja stepena korisnosti primenjuje se čak i pri korenu mali stepen reaktivnosti. Ipak, u težnji za većim stepenima korisnosti preko većih stepena reaktivnosti, a malih entalpijskih padova u stupnju, veoma su povećani gabarit i masa, pa se u avionskim gasnim turbinama radije primenjuje akcioni princip pri korenu lopatica jednostupanjske turbine. Za snažne dvorotorne kompresore, koji su vrlo veliki potrošači turbinske snage, mora se primeniti više turbina, pri čemu je prva na akcionom principu, da bi se u njoj ostvario što veći entalpijski pad i time smanjio broj stupnjeva sledeće reakcione turbine. S akcionim tipom smanjuju se gabarit i masa, a s reakcionim povećava stepen korisnosti celokupne turbine.



Sl. 75. Presek kroz stupanj reakcione turbine i h,s -dijagram procesa širenja

Radni parametri i režimi. Performanse turbine slično se izražavaju kao u kompresora. Totalni stepen širenja od ulaza do izlaza turbine prikazuje se u funkciji redukovano protoka gasova za razne konstantne vrednosti redukovano broja obrtaja (sl. 76). Te karakteristike pokazuju da su performanse turbine manje osetljive na promene broja obrtaja nego performanse kompresora. Budući da se za razne brojeve obrtaja karakteristike turbine međusobno malo razlikuju, mogu se prikazati jednom jedinom krivom $\pi_t = f(M)$. Za oblik te krive vrlo su važne karakteristike mlaznika, jer pritisak na ulazu mlaznika veoma utiče na strujanje i protok kroz turbinu. Pod određenim uslovima, turbina radi u uskoj oblasti karakteristika, uz vrlo mala kolebanja izentropskog stepena korisnosti, pa je zato opravdan prikaz jednom zajedničkom krivom umesto snopom krivih (sl. 76).

Proces širenja kroz turbinu može se prikazati termodinamički u h,s -dijagramu ili aerodinamički pomoću trouglova brzina (sl. 74 i 75). Ako nema hlađenja, biće totalna entalpija i



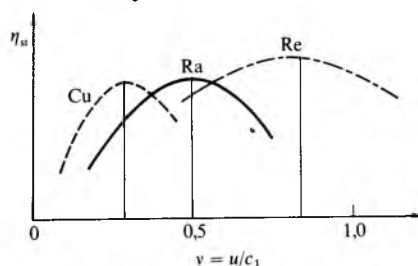
Sl. 76. Karakteristike gasne turbine

temperatura nepromenjeni kroz sisak, a ako postoji hlađenje, one će nešto opasti, i to proporcionalno količini toplota odvođene hlađenjem. Zbog nepovratnosti procesa i razmene toplota promena stanja sledi zakone politrope umesto izentrope. Ponašanje gasne struje na srednjem radijusu lopatice može se, s dovoljno tačnosti, iskoristiti za tumačenje zbivanja po celoj visini ako je odnos visine prema srednjem radijusu malen, a ako to nije, onda je potrebno uzeti u obzir uticaj promene radijusa.

U gasnoj turbini postoje tri vrste *strujnih gubitaka*: profilni, ivični i dopunski. *Profilni gubici* nastaju zbog virenja i trenja u graničnom sloju, eventualnog otcepljenja strujanja, mešanja u brazdi iza profila i udarnih talasa pri nadzvučnoj brzini struje, a zavise prvenstveno od geometrije profila, gustine rešetke, parametara struje, površinskog stanja bokova lopatice itd. *Ivični gubici* posledica su graničnih slojeva pri korenu i vrhu lopatica, trenja u graničnim slojevima, sekundarnih strujanja u međulopatičnim kanalima i prelivanja gasova preko vrhova lopatica u reakcionom stupnju. *Dopunski gubici* nastaju dejstvom centrifugalnih sila, nepostojanjem radijalne ravnoteže i nestacionarnim strujanjem gasova između pokretnog i nepokretnog lopatičnog venca.

Gubici toplota zračenjem i kondukcijom slabo utiču na temperaturu turbinskih lopatica (s obzirom na vrlo snažno odavanje toplota konvekcijom), a u vezi s tim je i mnogo niža temperatura rotorskih lopatica u odnosu na maksimalnu temperaturu gasova.

Gubici se mogu razvrstati i na unutrašnje i spoljne gubitke. *Unutrašnji gubici* nastaju pri pretvaranju uložene energije u toplotu ili su vezani s prenosom toplota. Oni uzrokuju promene stanja radnog fluida i predstavljaju glavne gubitke u turbini. *Spoljni gubici* ne utiču na stanje radnog fluida niti se prikazuju u h,s -dijagramu, a ne mogu se proračunati teoretski, već se određuju ogledima. To su takozvani *mehanički gubici* za savlađivanje raznih vrsta trenja u pokretnim taručim elementima, a delom tu pripadaju i gubici korisne snage za pogon pomoćnih uređaja.



Sl. 77. Stupajski stepeni korisnosti gasnih turbina tipa Rateau (Ra), Curtis (Cu) i reakcione (Re) turbine

Različitoš pobrojanih gubitaka u raznim režimima i tipovima turbina razlog je manje ili veće razlike u unutrašnjim stepenima korisnosti. Takve razlike u vrednostima i zavisnostima unutrašnjih stepena korisnosti stupnjeva akcionih Rateau-ovih (Ra) i Curtisovih (Cu) turbina, odnosno reakcione (Re) turbine prikazuje sl. 77, s tim da su obuhvaćeni samo gubici pri pretvaranju potencijalne energije u kinetičku u sisku, a kinetičke u mehanički rad u kolu. Za stvarni stupajski stepen korisnosti trebalo bi uzeti u obzir još i gubitke na trenje diska, propuštanje, ponovno zagrevanje itd. Gubici na trenje su veći u akcionom, a gubici na procepe u reakcionom stupnju. Stupajski stepen korisnosti jednak je proizvodu statorskog i rotorskog stepena korisnosti:

$$\eta_{st} = \eta_s \eta_R \quad (74)$$

Za prikazivanje efikasnosti procesa širenja i energetskih promena u turbini postoji više načina; tako npr. može se efikasnost prikazati odnosom stvarnog prema idealnom radu na vratilu turbine:

$$\eta_{izT} = f(\Theta_t^\circ, \pi_t^\circ, k), \quad (75)$$

gde su $\Theta_t^\circ = T_1^\circ/T_2^\circ$ i $\pi_t^\circ = p_1^\circ/p_2^\circ$ stepeni padova temperatura, odnosno pritiska (stepen širenja) u turbinskom stupnju.

Izentropski stepen korisnosti može se prikazati i pomoću politropskog stepena korisnosti:

$$\eta_{izT} = f(\eta_{pT}, \pi_1^*, k). \quad (76)$$

Ako je fiksirana vrednost politropskog stepena korisnosti, tada će izentropski stepen rasti s porastom stepena širenja π_1^* , a ako je politropski stepen korisnosti još i jednak za sve stupnjeve, tada će izentropski stepen rasti i s porastom broja stupnjeva. Zbog toga je za proračun politropski stepen korisnosti ponekad pogodniji od izentropskog.

Sem stepena korisnosti, važan radni parametar jest i stepen reaktivnosti, bilo *toplotni*:

$$\varrho_R = \frac{\Delta h_R}{\Delta h_S + \Delta h_R}, \quad (77)$$

bilo *kinetički*:

$$\varrho_R = \frac{w_2^2 - w_1^2}{(c_1^2 - c_2^2) + (w_2^2 - w_1^2)} \quad (78)$$

Kinetički stepen reaktivnosti retko se primenjuje u praksi i teoriji. S porastom stepena reaktivnosti opada izvršeni rad, odnosno promena vohora u stupnju, što je nedostatak, ali takve lopatice imaju manji skretni ugao te ih je lakše profilisati i izraditi. Za praksu dolaze u obzir vrednosti $0 < \varrho_R < 1$, a najpovoljnija je vrednost 0,5, kad je trougao brzina simetričan, a izlazna brzina ima aksijalan pravac. Time je postignut maksimalan stepen korisnosti, a zbog sličnosti statorskih i rotorskih lopatica izrada lopatica je lakša i jeftinija.

Performanse turbine uglavnom su ograničene sa dva činioca: pojavom stišljivosti gasova i mehaničkom izdržljivošću materijala. Stišljivost gasova ograničava protok kroz određenu turbinu, dok mehanička naprezanja ograničavaju kružnu brzinu rotorskih lopatica. Budući da se s porastom maksimalne radne temperature gasova u ciklusu ugrožava mehanička sigurnost turbine, ali poboljšavaju performanse celog propulzora, to se zahteva razuman kompromis između dopuštene maksimalne radne temperature i maksimalnog dopuštenog naprezanja, odnosno kružne brzine lopatica rotora.

Budući da kompresor i turbina imaju zajedničko vratilo, čineći jednu rotorsku celinu ili sklop, to turbina mora da bude usklađena prema zahtevima kompresora kako s obzirom na snagu, broj obrtaja i maseni protok tako i zbog potrebe da se izbegnu pojave pumpanja u kompresoru. Prema tome turbina mora da ispuni sledeće zahteve: a) maseni protok gasova kroz turbinu mora da bude jednak zbiru masenog protoka vazduha kroz kompresor i protoka goriva u komori, ako se vazduh delimično ne oduzima iz kompresora za određene svrhe, tj. za razlađivanje uvodnika, hlađenje ležišta itd.; b) pritisak gasova na ulazu turbine treba da je jednak razlici pritiska vazduha na izlazu kompresora i pada pritiska u komori; c) razvijena snaga u turbini mora da bude jednaka zbiru snage za pogon kompresora i snage za pogon pomoćnih uređaja. Da bi se uskladio rad turbine i kompresora, bitna su tri osnovna parametra: broj obrtaja, maseni protok i snaga. Pri proračunu kompletnog propulzora teži se takvu usklađenu rada da kompresor postiže skoro maksimalan stepen korisnosti u gotovo celom radnom području između minimalnog i maksimalnog broja obrtaja i linije pumpanja.

Elementi konstrukcije. Aeroprofil lopatice u turbini nema takvu važnost kao u kompresoru, jer dovoljno velik negativni gradijent pritiska niz struju smanjuje nepovoljno dejstvo lokalne raspodele pritiska na profilu, a time i mogućnost otepljenja strujnica. Međutim, velik pad pritiska duž aeroprofila dovodi do velikih lokalnih brzina i visokih Machovih brojeva. Sem toga postoje važni problemi naprezanja i postepene, kontinualne promene preseka kanala niz struju. Lakši strujni uslovi u kanalima siska smanjuju ograničenja geometriji i položaju aeroprofila, pa su i njegove karakteristike manje bitne za performanse.

Aeroprofil reakcione lopatice nije isti kao akcione. Izlazni ugao je manji, a izlazna ivica treba da je što tanja, dok je

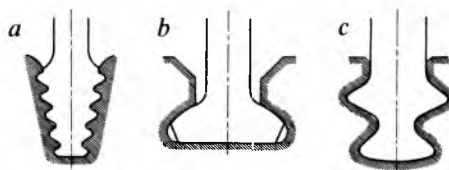
ulazna ivica deblja i zaobljena da bi se postigao bezudarni ulazak gasova u mnogo širem području vrednosti odnosa brzina u/c_1 i veći stepen korisnosti. Aeroprofil reakcione lopatice menja se po visini i zavisi od tipa strujanja, takođe promenljivog od korena do vrha. Najefikasniji je akcioni tip lopatice s vrlo malom reaktivnošću. Na izbor lopatičnog profila znatno utiču kompresor, grejna komora i namena turbine. Međutim, pri konačnom odlučivanju treba paziti da na gabarit turbine, uglavnom, utiču minimalna osna brzina gasova, primereni protočni presek i naprezanja.

Neuvrute (prave) lopatice siska ne zadovoljavaju zahteve strujanja prema principu slobodnog vohora, ali su veoma jednostavne za proizvodnju, jer se mogu izrađivati od lako obradljivih lopatičnih elemenata. Ugrađuju se s izvesnim nagibom prema radialnom pravcu u ravni venca diska, da bi donekle kompenzirale odstupanja od slobodnog vohora. Lopatice siska fiksiraju se za kućicu da bi se sprečile eventualne toplotne deformacije pri širenju, a time i strujni poremećaji; skoro uvek imaju spoljni ili unutrašnji obložni prsten.

Većina lopatica je konusnog oblika od korena do vrha da bi se smanjila masa lopatice, a time i centrifugalno naprezanje u korenu. Oblik, visina i korak lopatica utiču na protočni presek kanala i na gubitke trenja. Sa smanjenjem koraka rastu broj lopatica i gubici trenja, ali se poboljšava vođenje gasne struje kroz kanale i smanjuju eventualno gubici trenja na izlaznoj ivici lopatice.

Veći izlazni presek rotorskog kanala znači i veću dužinu lopatica te lošije strujne uslove pri korenu. U turbinama s više stupnjeva, zbog opadanja gustine gasova pri širenju, povećava se visina lopatica niz struju, bilo održavanjem konstantnog unutrašnjeg (pri korenu lopatica), a povećanjem spoljnog radijusa (pri vrhu) ili obratno, smanjenjem unutrašnjeg radijusa pri konstantnom spoljnom radijusu. To smanjenje uzrokuje jako skretanje struje, povećanje gubitaka i pad stepena korisnosti. Eventualne ispravljačke lopatice na izlazu turbine treba da smanje vohorno strujanje i da isprave gasnu struju u aksijalan pravac, pogodan za mlaznik.

Zbog velikog masenog protoka visina lopatica je prilično velika s obzirom na srednji radijus, pa se lopatice često profilisu na principu slobodnog vohora. Zbog jake toplotne dilatacije predviđa se velik aksijalni zazor između statorskih i rotorskih nizova lopatica, koji ima pozitivno dejstvo na stabilizaciju strujanja. Obložni prsten na vrhovima lopatica treba da smanji vibracije, a takođe i prelivanje gasova preko vrhova lopatica, što traži povećanje naprezanja i kompliciraniju izradu. Budući da je naprezanje turbinskih lopatica veće nego kompresorskih, to često naprezanje jače utiče na profilisanje lopatica nego uslovi strujanja.



Sl. 78. Tipovi brava za pričvršćenje lopatica za disk

Način pričvršćenja lopatica za disk je vrlo važan, jer naprezanja na obimu diska dostižu visoke vrednosti, skoro granične dozvoljene za određenu vrstu materijala. Pričvršćenje pomoću brave (sl. 78) treba da obezbedi podnošenje visokih opterećenja bez koncentracije naprezanja i da olakša zamenu neispravnih lopatica. Mali zazor u žlebovima na korenu omogućuje kompenzaciju toplotnog širenja, uklanjanje koncentracije naprezanja i prigušenje vibracija od gasnih sila. Tip brave utiče na maksimalan broj lopatica u jednom vencu. Najviše je primenjen tip brave *jelovo drvo* (sl. 78a), iako on zahteva vrlo fino brušenje i izvanredno stroge tolerancije izrade, da bi se postiglo tačno naleganje i izbegle koncentracije naprezanja. Taj se tip primenjuje na teško opterećenim lopicama akcionih turbina s jednim stupnjem. Na turbinama s više stupnjeva primenjuju se jednostavniji tipovi brava (sl. 78b i c) s jednim ili dva žleba, jer ti su tipovi mnogo jednostavniji za izradu i kontrolu a

pogodniji za prigušenje vibracija. Zavarivanje lopatica za disk smanjuje troškove izrade, ali slabi strukturu lopatice, stvara koncentracije naprezanja i manje prigušenje vibracija.

Brojevi statorkih i rotorskih lopatica zavise i od veličine strujnog skretanja, odnosno od snage na vratilu. Izborom broja lopatica teži se tome da preseki kanala na raznim radijusima budu pogodni i da se održe propisna naprezanja lopatica. Relativna visina lopatice ($b/L = 1,5 \dots 3,0$ za avionske turbine) i relativna tetiva ($L/t > 1,5$) određuju broj lopatica, jer prva dik-tira dužinu tetive L , a druga korak t , a time i broj lopatica pri određenom srednjem prečniku.

Broj stupnjeva u turbini bira se na osnovi namene propul-zora i veličine ukupnog entalpijskog pada. S gledišta konstruk-cije, gabarita i težine poželjan je što manji broj stupnjeva, koliko to dopušta maksimalni jedinični rad stupnja. Jedinični rad stupnja raste s opadanjem reaktivnosti, ali uz istovremeni pad stepena korisnosti, pa se usvaja nešto veći broj stupnjeva od minimalnog da bi se dobilo u stepenu korisnosti, odnosno snizio nominalan broj obrtaja, a time i naprezanja. S povećan-jem broja stupnjeva opada stupanjski stepen sabijanja, poboljšavaju se performanse ne samo svakog stupnja već i cele turbine i propulzora. Međutim, tim se povećavaju složenost turbine, gabarit, masa, proizvodni troškovi i teškoće hlađenja.

U akcionoj turbini stepen širenja je ograničen dozvoljenim naprezanjima koja zavise od broja obrtaja. Zbog sažete kon-strukcije i male mase akciona se turbina često primenjuje na turbomlaznim i turboelinsnim propulzorima. Za veće toplotne padove ugrađuje se iza akcione turbine reakciona turbina s jednim ili više stupnjeva. Turbina reakcionog tipa predviđa se samo za vrlo velike entalpijske padove kad se od turbine zahteva velika snaga (turboelisni, dvostrujni turbomlazni propulzori). Velik stepen širenja podoban je za dugotrajn rad propulzora, jer veći broj stupnjeva, iako povećava gabarit i masu, obezbeđuje ekonomičan rad, tj. manju specifičnu po-trošnju goriva, pod uslovom da je istovremeno povećana i maksi-malna radna temperatura, što opet zahteva bolji materijal i hlađenje lopatica.

Mehaničko-toplotni problemi. S gledišta izdržljivosti najugro-ženiji deo propulzora jest turbinski sklop, jer je istovremeno izložen velikim mehaničkim naprezanjima, visokom toplotnom opterećenju i eroziona-korozivnom dejstvu gasova. Ta kombi-novana opterećenja naročito su izražena u rotorskim a manje u statorkim lopaticama, dok se u disku svode, uglavnom, na mehanička naprezanja dopunjena donekle toplotnim optereće-njima.

Mehanička naprezanja u rotorskim lopaticama posledica su centrifugalnih i gasnih opterećenja. Pri obrtanju rotora centri-fugalne sile uzrokuju naprezanja na isticanje (zatezanje) i savijanje, dok gasne sile stvaraju tangencijalna i aksijalna opte-rećenja lopatica, odnosno momente savijanja u njihovu korenu. Može se reći da postoje tri osnovne grupe naprezanja rotor-skih lopatica: zatezna od centrifugalne sile, fleksiona ili na sa-vijanje od centrifugalne i gasne sile i vibraciona. Naprezanja na savijanje dejstvom gasnih sila, promenljivih po visini lopatice srazmerno promeni stepena reaktivnosti od korena do vrha, postaju osetna u dužim lopaticama i, dopunjavajući se sa za-teznim naprezanjem od centrifugalnih sila pri korenu, predsta-vljaju opasnost za izdržljivost materijala na ostrim i tankim ivicama lopatica. Moment savijanja može se ublažiti, pa čak i eliminisati blagim nagibom lopatica prema radialnom pravcu u smjeru obrtanja, da bi se stvorio kontramoment savijanja.

Zatezna naprezanja najveća su pri korenu, a opadaju prema vrhu lopatice rotora, prema zakonu koji zavisi od konstrukcije lopatica. Za cilindrične je lopatice zatezno centrifugalno na-preznanje:

$$\sigma_c = \frac{1}{12} \varrho \omega^2 b r_m^3, \quad (79)$$

gde je $\omega = \pi n/30$ ugaona brzina obrtanja lopatice, $r_m = \frac{1}{2}(r_k + r_v)$ srednji radijus lopatice, a b visina elementa lo-patice od posmatranog preseka do vrha (to znači da je pri korenu time označena puna visina lopatice). Budući da od ko-rena prema vrhu opada visina pripadnog elementa (odsečka)

lopatice, to pri konstantnom preseku ili površini profila lopatice opada i naprezanje svakog elementa što je element bliži vrhu. Tako je materijal lopatice sve slabije iskorišćen idući ka vrhu, odnosno s gledišta naprezanja postoji višak materijala u vršnim delovima lopatice, koji nepotrebno povećava masu lopatice, a time i njeno najveće naprezanje u korenu. To se izbegava određenim smanjenjem preseka lopatice od korena prema vrhu (*konusna lopatica*). Materijal bi se maksimalno iskoristio ako bi se presek lopatice tako smanjivao da se na svim radiju-sima, od korena do vrha, postigne maksimalno dozvoljeno naprezanje na zatezanje, dakle konstantno po visini lopatice. Ako bi zakon promene preseka lopatice bio:

$$a_x = a_k - \frac{(r_x - r_k)(a_k - a_v)}{r_v - r_k}, \quad (80)$$

gde indeksi k i v označuju koren i vrh lopatice, dobilo bi se skoro konstantno maksimalno naprezanje duž radijusa usled dejstva centrifugalne sile:

$$\sigma_c = \left[1 - \frac{1 - \alpha}{2} \left(1 + \frac{b}{6r_m} \right) \right] \frac{\varrho \omega^2}{12} b r_m^3, \quad \text{N/cm}^2, \quad (81)$$

gde je $\alpha = a_v/a_k$ stepen suženja lopatice od korena do vrha. Iz izraza (81) vidi se da je maksimalno naprezanje konusne lopatice manje nego cilindrične, jer je faktor popravke (izraz u uglatoj zagradi) uvek manji od 1,0. Za lopatice s malim odno-som b/r_m uticaj činioca $(1 + b/6r_m)$ na maksimalno naprezanje relativno je malen te se može zanemariti, a popravni faktor svesti na $k = 0,5 + \alpha/2$. U praksi se lopatice obično izrađuju kao konusne sa smanjenjem preseka i debljine profila, tako da na vrhu presek iznosi svega $1/5$ preseka pri korenu, čime je smanjeno naprezanje u korenu na $\sim 55\%$ naprezanja cilindrične lopatice.

Postoje različiti metodi određivanja naprezanja u lopati-cama. Veličina dozvoljenog naprezanja bira se s gledišta pu-zanja materijala, željenog radnog veka lopatice i otpornosti prema zamoru od vibracija. Zamor i oštećenja lopatica dej-stvom vibracija velik su problem zbog nepoznavanja veličina i zakona promene sila koje ih uzrokuju. Izvori vibracija jesu: neujednačene sile po obimu rotora (pri parcijalnom upustu gasova), presecanje brazda gasova iza statorkih lopatica, ne-ujednačenost protoka, neuravnoteženost turbinskog rotora itd. Za suzbijanje vibracija važan je činilac *prigušna karakteristika lopatice* koja se, kao prirodno prigušenje, javlja u tri oblika: *unutrašnje*, koje zavisi od svojstava materijala, *korensko*, koje zavisi od načina pričvršćenja lopatice za disk, i *aerodinamičko*, koje zavisi od režima strujanja. Unutrašnje se prigušenje može kontrolisati delimično, ali se retko primenjuje. Doduše, ono se može poboljšati prevlačenjem površine lopatica slojevima laka ili sličnih materijala, ali je taj postupak ograničen na kom-presorske lopatice. Korensko prigušenje varira naročito prema tipu usvojene brave. Aerodinamičko prigušenje je teško odre-diti i kontrolisati.

Naprezanja u disku su zatezna, kompresiona i smičuća. Na disk dejstvuju lopatične i sopstvene centrifugalne sile, što čini naprezanja vrlo složenim. S gledišta raspodele naprezanja duž radijusa može se disk profilisati na više načina. Jedan od na-čina je princip konstantnog naprezanja kojim se postižu pod-jednaka aksijalna, odnosno tangencijalna naprezanja duž ra-dijusa. Na tom principu profilisan disk najbolje iskorišćuje materijal, ali su poračun i izrada vrlo složeni i skupi. Jedno-stavniji za proizvodnju bio bi disk konstantnog preseka, ali bi materijal bio loše iskorišćen. Elastična naprezanja u disku, stvorena centrifugalnim silama i temperaturskim gradijentima, određuju se posebno, pa zatim sumiraju da bi se dobilo to-talno naprezanje. Toplotno naprezanje ne zavisi samo od razlike temperatura između centra i oboda diska, već i od načina variranja temperature između tih granica. Temperaturski profil veoma utiče na raspodelu naprezanja i mogućnost kontrole naprezanja pogodnim hlađenjem diska pomoću vazdušnih struja.

Dodavanjem prstenova, brava i lopatica povećavaju se disku masa i centrifugalna naprezanja, što zahteva njegovo pojačanje. Proračun centrifugalnog naprezanja u nekom disku s tačno

određenim profilom teži je nego u disku s konstantnim naprezanjem ili konstantnim presekom. Disk konstantnog naprezanja menjao bi presek prema eksponencijalnom, vrlo složenom zakonu, profil bi bio krivolinijski i za izradu vrlo težak, pa je umesto krivolinijskog šire primenjen pravolinijski (konusni) profil diska s promenljivim naprezanjem duž radijusa.

Vratilo turbine je opterećeno na savijanje ne samo težinom rotora već i eventualno neuravnoteženom centrifugalnom silom. Pri izvijanju vratila može nastati giroskopsko dejstvo ili moment, što ga ležište i nosač treba da priguše. Alternativne sile koje se prenose s rotorskog sklopa na postolje ili nosač propulzora relativno su manje nego u ostalim tipovima motora.

Ranije su turbine bile vrlo robustne i jednostavne konstrukcije koja je svojom velikom krutosti lako uravnotežavala ceo sklop. Sa povećanjem potisa i sa razvojem turbomlaznih propulzora rasla je složenost turbina, a time i teškoće uravnoteženja rotorskog sklopa. To je zahtevalo nova i složena konstrukcijska rešenja, naročito ako se povećavala specifična snaga propulzora (odnos propulzivne snage prema masi propulzora), zbog čega se kostur propulzora gradi tanak i manje krut, pa ne može da apsorbuje oscilatorna opterećenja od neuravnoteženog sklopa.

Zbog mnogobrojnih uticajnih činilaca varijacije temperature moguće su ne samo duž aeroprofila već i po visini lopatice. Po visini je raspodela takva da su temperature niže ne samo pri korenu (zbog jačeg odvođenja toplote kondukcijom preko brave i diska) već i pri vrhu (usled jakog zračenja na vrlo bliske zidove kućice turbine), dok su oko srednjeg dela lopatice temperature najviše. Raspodela po preseku, odnosno aeroprofilu takođe je neujednačena, pa su temperature maksimalne na ulaznoj i izlaznoj ivici, što uzrokuje koroziju, puzanje i toplotni zamor materijala. Toplotna naprezanja materijala obično su kompresiona u toplijim, a zatezna u hladnijim delovima lopatice. Ako lopatice nisu hladene, zaštićuju se od korozije bilo prskanjem zaštitnim sredstvima bilo primenom difuzionih prevlaka. Pri periodičnim promenama temperature moguć je lom zbog *toplotnog zamora* ili *udara*. Do tog dolazi pri poletanju, a takođe pri prekidu rada propulzora, zbog naglih i velikih promena temperature. Tako pri svakom letenju aviona postoje dva obrnuta temperaturska ciklusa, s naglim skokovima pri poletanju i naglim padovima temperature pri gašenju turbine, što može oštetiti lopatice pojavom prskotina na ulaznoj i izlaznoj ivici.

Jednako su opasna kombinovana naprezanja, pri istovremenom mehaničkom i toplotnom opterećenju lopatica, što uzrokuje promene u strukturi materijala, poznate kao *puzanje*. Ta je pojava direktno povezana sa centrifugalnim naprezanjem rotorskih lopatica. Lopatice siska, iako su manje napregnute, treba da su otporne na koroziju i eroziju brze gasne struje i brza kolebanja temperatura.

Produženje radnog veka lopatica je ekonomski važno te zahteva tehnološku i termodinamičku zaštitu, kao što su primena boljeg materijala i hlađenje lopatica. Potrebne zaštite rastu sa porastom potisa i radnih temperatura na ulazu turbine.

Toplotna zaštita ugroženih turbinskih elemenata izvodi se na razne načine, a najjednostavniji bi bio u primeni zaštitnih prevlaka izolacionog tipa. Za tu svrhu su najpogodniji aluminijum, cirkonijum, silicijum, azbest. Toplotna zaštita hlađenjem pomoću nekog rashladnog fluida je efikasna, ali štetna za performanse. Tečnost za hlađenje nije podobna zbog složenosti instalacije, problema uravnoteženja diska i ograničenog vremena dejstva, ali je taj način najefikasniji. Za duži rad propulzora vazduh je pogodniji kao rashladno sredstvo, iako je manje efikasan od vode zbog mnogo nižeg koeficijenta predaje toplote konvekcijom.

Rashladni vazduh uzima se iz jednog od stupnjeva kompresora, pod dovoljnim pritiskom da savlada otpor kroz uske kanale u disku i u lopaticama. Za hlađenje su potrebne prilične količine vazduha, do 8% celokupnog protoka po jednom lopatičnom nizu, što umanjuje radni kapacitet turbine i propulzora. Uređaj s vazдушnim hlađenjem je jednostavniji, ima manji gabarit i masu i sigurnije dejstvo nego uređaj s tečnim hlađenjem.

Za efikasno vazdušno hlađenje određenog tipa i broja turbinskih lopatica postoje neka ograničenja: dozvoljeni pad pritiska u kanalima, teškoće izrade uskih kanala, opasnost da se kanali začepi. Teškoće izrade kanala visoke efikasnosti glavno su ograničenje primene vazdušnog hlađenja. Mala kondukcija lopatičnog materijala i teškoće smeštaja kanala u tankim delovima napadne, a naročito izlazne ivice profila smanjuju rashladno dejstvo, pa zato toplotna naprezanja ograničuju radnu temperaturu gasova i lopatica a time i performansi propulzora. Inače su koristi vazdušnog hlađenja očigledne: veća radna temperatura, a time i bolje performanse, mogućnost iskorišćenja niskolegiranih čelika, a ako se primene visokokvalitetni materijali, postiglo bi se osetno produženje radnog veka lopatica. Negativne su strane: porast dimenzija, mase i troškova izrade šupljih lopatica itd. Zbog tih i drugih nedostataka, i u težnji za povećanjem radnih temperatura, a time i pojačanjem hlađenja, primenjuje se ubacivanje rashladnog vazduha kroz sićušne otvore i kanaliće na bokovima lopatica, čime se stvara zaštitni i ujedno rashladni sloj na bokovima (*transpiraciono* ili *efuziono hlađenje*). Problem efuzionog hlađenja jeste u izradi dovoljno otpornih lopatica od poroznog materijala kao i u strujnim poremećajima pri mešanju brze gasne struje s poprečno ubacivanim mlazovima rashladnog vazduha. Efuziono hlađenje je najefikasniji ali i najsloženiji metod hlađenja.

Izrada i materijali. Postoji više metoda izrade šupljih lopatica, npr. metod livenja s umecima, presovanje sa sinterovanjem metalnog praha, voštani metod livenja, metod izvlačenja. Lopatice hladene po efuzionom principu izrađuju se od listova sinterovane gusto tkane žice kroz koju se elektronskim snopom buše kanalići ili se primenjuje porozna košuljica od sinterovanog metalnog praha na čvrstoj podlozi. Da bi se izbegla začepjenja sitnih pora, potrebno je dobro prečišćavanje vazduha za hlađenje, što komplikuje i poskupljuje instalaciju. Hlađenje šupljih statorskih lopatica lakše je nego rotorskih, zbog lakšeg sprovođenja vazduha.

Izrada punih lopatica mnogo je lakša nego šupljih, ali ipak uz velike teškoće, jer treba da se vrlo precizno izradi veoma mnogo lopatica s vrlo složenim profilima i geometrijom, i to od visokokvalitetnih materijala koji se vrlo teško obrađuju. Velik broj metoda izrade zavisi od namene propulzora, ekonomskih činilaca i primene. Tako postoji metod grubog kovanja sa naknadnom mašinskom obradom, metod finijeg kovanja sa manje naknadnih operacija, metod izvlačenja za jednostavnije oblike sprovodnih lopatica, metod finog i grubog livenja, metod presovanja, metod oblikovanja lima (za šuplje lopatice) itd. Neki od pomenutih metoda su precizniji, ali sporiji, te se primenjuju za izradu lopatica namenjenih ograničenoj upotrebi (npr. za laboratorijska ispitivanja i sl.), drugi su masovniji i grublji, odnosno jednostavniji ili složeniji i skuplji itd.

Kovanje lopatica je veoma pogodan metod, ali su kalupi veoma skupi i kratkog veka. Mašinska obrada daje najbolje rezultate, ali je skupa. Glavno preimućstvo livenih lopatica jeste, sem niže cene, mogućnost da se upotrebe materijali koji se mašinski ne mogu obraditi. Lopatice livene po voštanoj metodi ne zahtevaju naknadno otvrdnjavanje, za razliku od normalno livenih lopatica. Precizno je livenje voštanom metodom, doduše, brzo i ne zahteva mnogo konačne, završne dorade pri oblikovanju, ali ne daje homogen sastav materijala; moguća je pojava prskotina, šupljina i primesa.

Metodi izrade su u najužoj vezi s korišćenim materijalom i proizvodnim zahtevima. Materijali na bazi gvožđa (legirani čelici) i nikla (niklene legure) obrađuju se kovanjem, dok se složene legure nikal—hrom, kobalt—hrom—nikal liju. Neke od legura mogu se kovati i liti, dok se neke najpre liju, pa zatim precizno kuju na konačne dimenzije i oblik. Dok se diskovi obavezno kuju, dotle se lopatice, mahom, precizno kuju ili liju sa završnom obradom. Liveni materijali veoma su otporni prema visokim temperaturama, ali malo otporni na zamor, a kovani materijali imaju obrnuta svojstva. Kovanje se može izvoditi na više načina: grubo kovanje s naknadnom mašinskom obradom, precizno kovanje itd. Prva varijanta, zajedno s naknadnim poliranjem iskovanog dela, skupa je i dugotrajna, pa je bolja druga varijanta sa naknadnim ručnim poliranjem.

Metod oblikovanja metalnih listova pri izradi šupljih lopatica odlikuje se manjom cenom, manjom masom i manjim centrifugalnim naprezanjima lopatice, a zahvaljujući unutrašnjem hlađenju, može se upotrebiti jeftiniji materijal i obezbediti bolje performanse lopatica. Najnoviji metod metalurgije praha primenjuje cementirane karbide u izradi lopatica i daje vrlo dobre rezultate, ali je zasad ograničen na izradu kompresorskih lopatica.

Pri izradi diska primenjuje se metod kovanja jer daje bolju homogenost materijala, postojanost, pouzdanost i mehaničku otpornost. Postoji i kombinovani postupak, kad se centralni deo diska izrađuje od materijala manje toplotne otpornosti, a periferi od materijala veće toplotne otpornosti; oba dela su spojena zavarivanjem. Time se postiže bolje i ekonomičnije iskorišćenje materijala.

Materijal za izradu elemenata turbine bira se ne samo prema opterećenju elemenata već i prema tipu, performansama i opterećenju propulzora. Za turbine s više stupnjeva u prednjim stupnjevima koji su jače toplotno opterećeni upotrebljavaju se visoko legirani, a u zadnjim stupnjevima nisko legirani čelici. Kvalitet metala za livene lopatice stvara probleme zbog obrazovanja mikrošupljina koje se teško otkrivaju i koje su opasne, a nema ih u kovanom materijalu. Ranije upotrebljavane kovane legure zamenjene su livenim legurama, zahvaljujući livenju u vakuumu. Među njima se ističu niklene legure, a još više kombinacije s hromom, volframom i molibdenom. Sve su te toplotnootporne legure s dobrim antioksidacionim i antikorozijskim svojstvima. Postoje velike mogućnosti primene keramike u izradi lopatica, bilo u obliku vrlo tankih prevlaka ili u mešavini sa metalnim prahom.

Centralni deo diska nije izložen puzanju materijala, te se može izraditi od materijala slabijeg kvaliteta u pogledu puzanja. Međutim, obod diska zahteva materijale velike toplotne provodljivosti i malog koeficijenta toplotnog širenja, što isključuje primenu niskolegiranih čelika. Za centralni deo zahteva se materijal velike mehaničke otpornosti. Osetno poboljšanje radnog veka diska postignuto je prelaskom od austenitskih čelika na feritne i pojačanim toplotnim rasterećenjem diska.

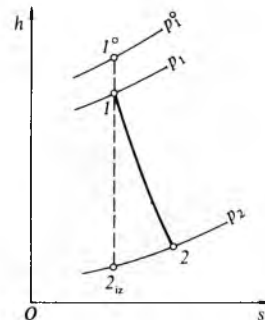
Mlaznik. Strujanje kroz mlaznik stvara manje problema i teškoća negoli strujanje kroz difuzor ili kroz uvodnik. Negativan gradijent pritiska u mlazniku dejstvuje mnogo manje nepovoljno na struju gasova nego pozitivni gradijent pritiska u difuzoru, u kome mnogo lakše dolazi do otepljenja struje, a time i do strujnih poremećaja i gubitaka.

Već prema međusobnom odnosu ili tačnije razlici pritiskova gasova p_m i pritiska spoljne sredine p_a moguća su tri režima širenja kroz mlaznik: podekspanzija $p_m - p_a > 0$, puna ekspanzija $p_m - p_a = 0$ i nadekspanzija $p_m - p_a < 0$. U prvom slučaju, sa $p_m > p_a$, širenje kroz mlaznik nije dovršeno na izlazu mlaznika i nastavlja se izvan njega, ali bez uticaja na brzinu mlaza v_m merodavnu za potisak propulzora, pa je mlaznik prekratak. U drugom slučaju, $p_m = p_a$, postoji puna ekspanzija, jer se na izlazu mlaznika izjednačuju pritisci gasova i spoljne sredine, što predstavlja najpovoljniji režim širenja u mlazniku, a dužina mlaznika je po meri. Treći slučaj, $p_m < p_a$, kad je ekspanzija prerano dovršena, i to u mlazniku pre izlaza, predstavlja takođe nepovoljan režim za mlaznik, jer su pojačani gubici strujne prirode, a mlaznik je predugačak.

Režimi strujanja u mlazniku mogu se posmatrati i s gledišta kritičnosti, tj. mogućnosti da brzina strujanja gasova dostigne i prekorači brzinu zvuka. To zavisi od stepena širenja kroz mlaznik $\pi_m = p_1^\circ/p_2$, odnosno stepena pada pritiska od p_1° na ulazu do $p_2 = p_m$ na izlazu. Kad je stepen širenja manji od kritičnog stepena širenja, tj. $\pi_m < \pi_{kr}$, režim strujanja je potkritičan; ako je veći od kritičnog $\pi_m > \pi_{kr}$, onda je režim natkritičan, a ako su stepeni širenja jednaki $\pi_m = \pi_{kr}$, tada je režim strujanja kritičan, s brzinom zvuka dostignutom u najužem preseku (grlu) mlaznika. Za određeni gas kritičan je stepen širenja:

$$\pi_{kr} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} = \left(\frac{p_1^\circ}{p_2} \right)_{kr}, \quad (82)$$

s kojima se u najužem preseku mlaznika dostiže lokalna brzina zvuka u gasovima i, kako se to iz izraza (82) vidi, π_{kr} zavisi samo od eksponenta izentropije za posmatrani gas. Za potkritični režim gasovi ne dostižu brzinu zvuka u najužem preseku, odnosno na izlazu konvergentnog ili u grlu konvergentno-divergentnog mlaznika. Za natkritični režim gas ne samo da dostiže brzinu zvuka u najužem preseku već bi mogao i da je prekorači, ali samo iza najužeg preseka ako bi se dodao mlazniku divergentni nastavak, čime bi se dobio konvergentno-divergentni mlaznik, namenjen postizanju nadzvučnih brzina mlaza na izlazu mlaznika.



Sl. 79. h,s -dijagram procesa širenja u mlazniku

Budući da gasovi odaju na zidove vrlo malo toplote, proces širenja kroz mlaznik vrlo je blizak adijabatskom procesu, ali je nepovratan jer postoji trenje (sl. 79). Pod pretpostavkom konstantne totalne entalpije $h_1^\circ = h_2^\circ = h_2 + (v_2^2/2)$, dolazi se do izraza za brzinu mlaza gasova na izlazu:

$$v_2 = v_m = \sqrt{2(h_1^\circ - h_2)} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \eta_{MI} R T_1^\circ \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1^\circ} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (83)$$

Na nominalnom režimu strujanja biće gubitak u mlazniku posledica površinskog trenja u graničnom sloju. Ti su gubici obuhvaćeni stepenom korisnosti mlaznika:

$$\eta_{MI} = \frac{h_1^\circ - h_2}{h_1^\circ - h_{2iz}}, \quad (84)$$

ili koeficijentom brzina:

$$\varphi = \frac{v_2}{v_{2iz}} = \sqrt{\eta_{MI}}, \quad (85)$$

pri čemu je $v_{2iz} = \sqrt{2(h_1^\circ - h_{2iz})}$.

Veličina brzine mlaza, merodavna za potisak, zavisi od ulaznih uslova (temperature T_1°), stepena širenja π_m i stepena korisnosti mlaznika η_{MI} , a manje i od svojstava gasa, tj. gasne konstante R i eksponenta izentropije k . Za fiksirane ulazne uslove stepen širenja direktno i snažno utiče na brzinu mlaza preko izlaznog pritiska $p_2 = p_m$, odnosno preko preseka izlaznog otvora, a time i dužine mlaznika, pod pretpostavkom pune ekspanzije $p_2 = p_a$ i konusnog oblika mlaznika. Svako smanjenje dužine mlaznika, a time i odstupanje veličine izlaznog otvora od njegove nominalne vrednosti, povlači za sobom izvestan gubitak brzine mlaza, a time i potiska. Ako je pri tom stepen širenja ravan kritičnom, gasovi će dostići brzinu zvuka u najužem preseku mlaznika, a veću brzinu samo kad je mlaznik opremljen i dodatnim divergentnim delom.

Turbomlazni propulzori s umerenim stepenima širenja obično nemaju divergentni deo, već samo konvergentni, što znači da se ne dostižu nadzvučne brzine gasova na izlazu mlaznika. Naime, pri vrednostima koeficijenta brzine $\varphi \approx 0,95$, koje su normalne u praksi, i stepena širenja $\pi_m < 6$, koji odgovara brzinama letenja ispod $2 Ma$, bolje je primeniti samo konvergentni deo s dostizanjem brzine zvuka na izlazu nego konvergentno-divergentni mlaznik, jer je gubitak u potisku relativno malen, a dobitak u stepenu korisnosti i smanjenju dužine i mase mlaznika prilično velik. Tome treba dodati da konvergentno-divergentni mlaznik prilično loše dejstvuje na nenominalnim režimima.

Za rad propulzora pod statičkim uslovima, $v_0 = 0$, $Z = 0$, širenje u mlazniku je uvek potkritično, a tek s povećanjem brzine i visine letenja stepen širenja raste, najpre dostiže kritičnu, a zatim i natkritičnu vrednost, s nadzvučnom brzinom izvan konvergentnog, odnosno na izlazu konvergentno-divergentnog mlaznika. Međutim, ako bi se stepen širenja u mlazniku π_m povećao više od 6,0, dostigle bi se, pri brzinama letenja iznad $2,5 Ma$, vrednosti $\pi_m = 15 \dots 20$, što bi omogućavalo da se u konvergentno-divergentnom mlazniku postignu velike nadzvučne brzine. Tada bi bilo neopravdano zadržati konvergentni mlaznik jer bi gubitak u potisku dostizao čak i 45%. Konvergentno-divergentni mlaznik je efikasan na umerenim nadzvučnim brzinama letenja, ali nepodoban na podzvučnim brzinama zbog znatnog gubitka potiska, jake nestabilnosti strujanja, mogućnosti otcepljenja gasne struje i oštećenja mlaznika. Konvergentno-divergentni mlaznik nije našao širu primenu na aspiracionim propulzorima, a pogotovu turbomlaznim, zbog relativno umerenih stepena širenja i krupnih nedostataka s obzirom na efikasnost i konstrukciju.

Dužina mlaznika je u najužoj vezi s njegovom efikasnošću i masom. Kraći mlaznik ima manju masu, ali i veće mogućnosti da se gasna struja otcepi i time povećaju strujni gubici. Duži mlaznik ima povoljnije strujne uslove, ali i veće površinsko trenje i otežano hlađenje, te veći gabarit i masu. Efikasnost mlaznika, zavisi i od uglova divergencije, odnosno konvergencije mlaza, jer neparalelnost gasnih strujica na izlazu mlaznika uzrokuje izvestan gubitak brzine mlaza, a time i potiska. Teorijski bi najpovoljniji bio cilindrični izlazni deo mlaznika, s paralelnim strujnicama na izlazu, ali bi dobitak u potisku bio diskreditovan nekorisno velikom dužinom i masom mlaznika te pogoršanim uslovima hlađenja. Konvergentni mlaznik uvek je konusnog oblika, s optimalnim uglom konvergencije $2\alpha \approx 10 \dots 15^\circ$.

Promenljivost režima letenja snažno utiče na ponašanje i efikasnost mlaznika, jer svako odstupanje od nominalnog režima znači pogoršanje dejstva mlaznika. Da bi se mlaznik mogao prilagoditi promenama režima letenja, potrebno bi bilo u toku letenja menjati stepen širenja ili odnos preseka ulaznog i izlaznog otvora mlaznika. Takav mlaznik bi omogućavao dobar rad propulzora u široj oblasti ulaznih uslova i bio bi izrazito nadmoćniji nad mlaznikom fiksne geometrije, ne samo pri startovanju već i u toku letenja, jer bi bolje usklađivao brzinu mlaza i aviona. Geometrija mlaznika može se regulisati na više načina i u razne svrhe. Za konvergentni tip to se izvodi specijalnim mehanizmima u obliku kapaka, krilaca, blendi itd., kojim se menja veličina izlaznog otpora. Postoji i aerodinamički metod regulisanja ubacivanjem struje sabijenog vazduha na periferiju gasnog mlaza radi promene preseka mlaza. Konvergentno-divergentni mlaznici teže se regulišu, i to promenom preseka grla i izlaznog otvora, aksijalnim pomeranjem strogo profilisanog centralnog čepa ili cilindrične obloge s ejektorskim dejstvom.

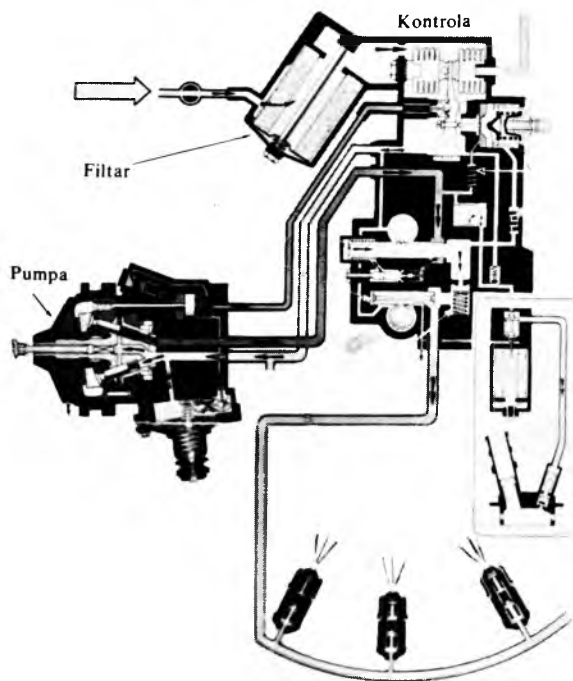
Za mehaničku regulaciju potiska upotrebljavaju se i skretači gasne struje (*gasne kočnice*). Pomoću skretača kontroliše se protok gasova i potisak, a smanjenjem ukupnog potiska na skretačima se istovremeno stvara sila kočenja.

Problem kočenja aviona s turbomlaznim propulzorima prilično je težak i složen zbog izvesnog zaostalog potiska pri

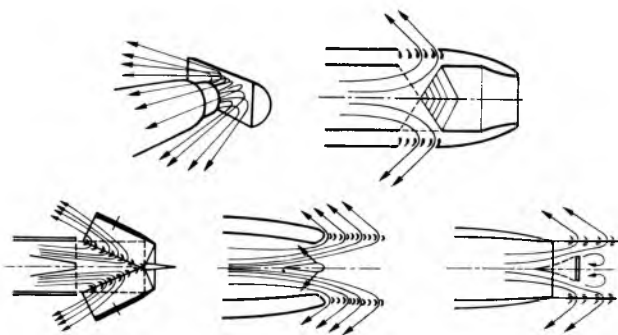
usporenom režimu rada propulzora tokom sletanja i zbog sporog reagovanja propulzora na dejstvo pilotskih komandi. Taj se problem rešava korišćenjem kinetičke energije gasova za stvaranje sile kočenja, skretanjem gasnog mlaza iz osnovnog pravca i smeru za određen ugao s obzirom na osu mlaza. Gasne kočnice (sl. 80) imaju dva bazična elementa: prigušni element za smanjenje i zatvaranje prolaza gasovima, i skretni element za skretanje gasnog mlaza za određeni ugao od prvobitnog pravca. Obično su ta dva elementa na međusobnom malom odstojanju ili su stopljeni u jednu celinu. Prema mestu ugradnje postoje dva tipa gasnih kočnica: prednji ispred mlaznika i zadnji iza mlaznika, a prema načinu skretanja gasnog mlaza: mehanički sa skretnim mehanizmom i aerodinamički sa vazdušnim mlazem kojim se skreće gasna struja iz prvobitnog pravca.

Pomoćni uređaji turbomlaznog propulzora

Uređaj za gorivo. Od pomoćnih uređaja na turbomlaznom propulzoru nesumnjivo je najvažniji i najsloženiji uređaj za gorivo. Performanse turbomlaznog propulzora funkcija su nekoliko promenljivih parametara koji se usklađuju strogom kontrolom rada propulzora pomoću preciznih automatizovanih uređaja. Uređaj za gorivo glavni je komandno-kontrolni sistem za rad propulzora, jer se regulisanjem protoka goriva neposredno i posredno utiče na potisak i potrošnju. Protok goriva zavisi od režima letenja i režima rada, pa automatski komandni uređaj treba pri promeni tih režima da brzo, tačno i automatski menja protok goriva i da promenom broja obrtaja rotorskog sklopa turbine—kompresor obezbedi željene vrednosti potiska i specifične potrošnje. Za kontrolu broja obrtaja stara se regulator broja obrtaja pomoću koga pilot komandnom ručicom odabire željeni protok goriva za postizanje predviđenog broja obrtaja. Sve složene operacije u vezi s tim obavlja *automatski kontrolnik goriva*, koji kontroliše pritisak i temperaturu vazduha na ulazu kompresora, pritisak u grejnoj komori i broj obrtaja kompresora, da bi na osnovu tih podataka dozirao potrebne količine goriva koje se ubrizgavaju u komoru (sl. 81).



Sl. 81. Poluautomatski komandni uređaj za gorivo na turbomlaznom propulzoru



Sl. 80. Tipovi gasnih kočnica na turbomlaznim propulzorima

Komandni uređaj za gorivo na propulzorima s dogrevnom komorom još je složeniji zbog posebne instalacije za povremeno napajanje dogrevne komore dopunskim količinama goriva. Komandni uređaj za gorivo raspolaže mehanizmima i elementima koji aktiviraju ili isključuju, odnosno regulišu njegovo dejstvo.

Postoje mehanički, hidromehanički i elektronski sistemi regulacije, ali bez obzira na tip uređaja svi oni obavljaju uglavnom iste funkcije, a razlikuju se mahom prema broju promenljivih parametara na osnovi kojih regulišu protok goriva ka komorama.

Gorivo za turbomlazne propulzore. Za performanse turbomlaznih propulzora najvažnija svojstva upotrebljanih goriva jesu efikasnost sagorevanja, stabilnost, lakoća paljenja, glatko sagorevanje, odsustvo čađi, stabilnost pri skladištenju, ali je od svih najvažnija toplotna moć goriva, odnosno koncentracija energije u jedinici mase. Ipak može se reći da fizička svojstva goriva imaju prevagu nad hemijskim.

Osnovna i najviše korišćena goriva jesu ugljovodonici tipa benzina (gazolina) i petroleuma (kerozina). Benzini imaju ograničenu upotrebu zbog visoke cene i zbog toga što ih treba besposlovno prečišćavati.

Sem ostalih zahteva, važno je ponašanje goriva na velikim brzinama i visinama. To je u vezi s isparljivošću i ključanjem goriva na velikim visinama ili pri jakom zagrevanju na velikim brzinama, što se rešava dobrom toplotnom izolacijom, hermetičnošću rezervoara i održavanjem veštački stvorenog pritiska u rezervoarima (*presurizacija*).

Zapaljivost goriva predstavlja opasnost da nastane požar. Pored isparljivosti goriva, na opasnost od požara veoma utiču lokalni i trenutni uslovi za požar. Tako je pri udesima opasnost od požara mnogo veća ako su goriva benzinska, ali kad metak pogodi rezervoar goriva, opasnost je veća ako su goriva petroleumska. Sem isparljivosti goriva, važan činilac je i brzina razlivanja goriva i njegove pare, jer manje isparljiva goriva (petroleum) imaju i manju brzinu razlivanja, pa su i manje opasna za nastanak požara. Uopšte uzev, petroleum je manje opasan ne samo zbog teže upaljivosti već i manje brzine širenja plamena pri požaru.

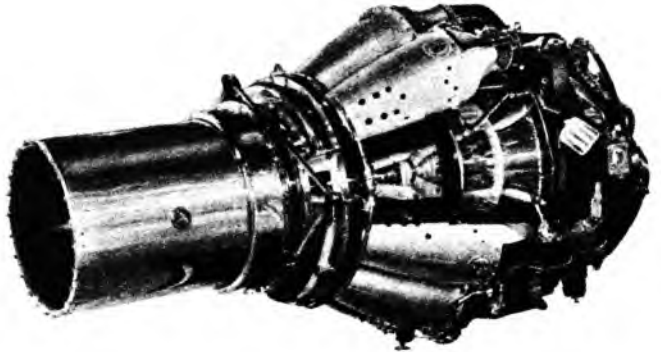
U vezi s najvažnijom karakteristikom goriva, toplotnom moći, postoje dva različita kriterijuma prema kojima se toplotna moć izražava. Naime, toplotna moć ili koncentracija latentne hemijske energije može se izraziti po jedinici mase ili jedinici zapremine. To ima veze s namenom propulzora, odnosno aviona: vojni avioni zahtevaju veliku toplotnu moć po jedinici zapremine, dok civilni po jedinici mase. Na sporijim avionima teži se što većoj toplotnoj moći po jedinici mase, jer gabarit i masa rezervoara nisu bitni, dok je na brzim avionima, s vrlo tankim krilima i relativno malim trupom, raspoloživi prostor za rezervoare kritičan činilac, te je visoka toplotna moć po jedinici zapremine važniji kriterijum za koncentraciju energije u gorivu.

Uređaj i instalacija za podmazivanje u turbomlaznom propulzoru mnogo su jednostavniji nego u klipnom motoru ili instalacija za gorivo na turbomlaznom propulzoru. Podmazivanje na turbomlaznom propulzoru je mnogo lakše, a i bezbednost je turbomlaznog propulzora manje zavisna od efikasnosti uređaja za podmazivanje. Ipak postoje problemi podmazivanja zbog visokih temperatura ležišta, posebno turbinskog, zbog velikih brojeva obrtaja vratila i visokih temperatura susednih elemenata, što se sve još pojačava s povećanjem potisaka i radnih temperatura. Time se problem podmazivanja vezuje za kvalitet upotrebljavanog ulja za podmazivanje. Zbog vrlo visoke temperature u ležištima prestala su se upotrebljavati mineralna ulja i prešlo se na sintetička. Tipična sintetička ulja jesu esterska ulja poboljšana drugim sastojcima. Odlikuju se malom isparljivošću, velikom nosivošću i viskoznošću pod opterećenjem te velikim indeksom viskoznosti, pa ne stvaraju teškoće pri pumpanju, čak i na sopstvenoj temperaturi od -50°C . Nedostatak sintetičkih ulja je što razorno deluju na zaptivače, izolatore i boje. Uopšte uzev, sintetička ulja sastoje se od organskih jedinjenja ili su mešavine jedinjenja s antioksidatorima. Instalacija za podmazivanje je jednostavna i uključuje pumpe, prečištače, hladnjake, rezervoare itd.

Uređaj za hlađenje nema ni izdaleka onu važnost kao u klipnim motorima i skoro se svodi samo na hlađenje turbinskih ležišta (s istovremenim podmazivanjem) ili, eventualno, šupljih turbinskih lopatica i diskova.

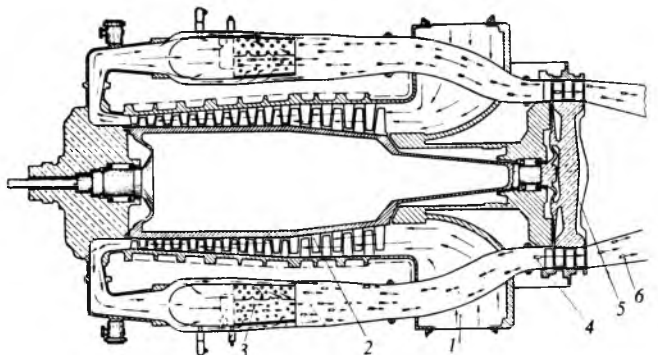
Tipovi i varijante turbomlaznih propulzora

U razvoju turbomlaznih propulzora osnovni činioci kojima su se nastojale poboljšati performanse bili su, sem konstrukcijskih i tehnoloških poboljšanja, stepen sabijanja u kompresoru, radna temperatura na ulazu turbine i maseni protok kroz propulzor. Povećanjem vrednosti tih činilaca postignuti su visoki potisci, snižena specifična potrošnja goriva i poboljšane performanse aviona. Međutim, u stalnom poboljšanju performansi i u razvoju turbomlaznih propulzora pribegavalo se i specijalnim rešenjima, kao što su ubrizgavanje rashladne tečnosti na ulazu kompresora ili grejne komore, dopunsko sagorevanje u dogrevoju komori ili razne kombinacije tih i sličnih činilaca. Pobrojana sredstva međusobno se razlikuju ne samo po mehanizmu već i prema trajnosti primene bilo kojeg postupka, odnosno povećanja potiska ili smanjenja specifične potrošnje.



Sl. 82. Turbomlazni propulzor s radijalnim kompresorom

Prvoj grupi postupaka pripadaju metodi poboljšanja ostvarenih promena u propulzoru, i to mahom konstrukcijske prirode. Povećanje potiska i poboljšanje performansi najčešće je postignuto pojačanjem turbokompresorske grupe, odnosno stepena sabijanja u kompresoru, pri čemu je bitan tip primenjenog kompresora. Od prvobitnih tipova propulzora s radijalnim kompresorom (sl. 82), kojemu su mogućnosti bile ograničene nekim urođenim nedostacima, prešlo se, i to prvenstveno u domenu srednjih i velikih potisaka, na tipove propulzora s aksijalnim kompresorom (sl. 83). Razlog je u tome što je propulzor s aksijalnim kompresorom pružao osetno veće mogućnosti najpre većim brojem stupnjeva, a time i ukupnim stepenom sabijanja, a zatim i boljim stepenom korisnosti i prilično većim potiskom po jedinici čeonog preseka propulzora, odnosno većom gustinom protoka. Najpre se operisalo s jednim aksijalnim kompresorom s više stupnjeva, da bi se zatim, u težnji za još većim stepenima sabijanja, prešlo na *dvorotorne kompresore*, sa dve posebne grupe kompresora. To je za sobom povlačilo povećanje snage i broja stupnjeva turbine, te su tako stvoreni dvorotorni tipovi turbomlaznih propulzora, koji su odmah pokazali očigledna preimućstva nad dotadašnjim jednorotornim tipovima.



Sl. 83. Turboelzni propulzor sa dvorotornim aksijalnim kompresorom. 1 ulaz vazduha, 2 aksijalni kompresor sa 14 stupnjeva, 3 grejna komora, 4 ulaz u akcionu gasnu turbinu sa dva stupnja, 5 kolo turbine, 6 izduvni vod ka mlazniku

Usavršavanje grejne komore je takođe, iako manje, uticalo na razvoj turbomlaznih propulzora, stvarajući tri osnovna tipa propulzora: a) s više cevastih komora, b) s jednom prstenastom komorom i c) s kombinovanim cevasto-prstenastim komorama.

Gasna turbina je svojim usavršavanjima, naročito primenom hlađenja lopatica i njihovim boljim profilisanjem, takođe doprinela daljem razvoju turbomlaznih propulzora, a u skladu sa kompresorom, povećanjem broja stupnjeva i kombinacijom akcionog i reakcionog principa, uspevala je da ostvari propulzore sve većih snaga. Za dvorotorne i trorotorne kombinacije kompresor—turbina prešlo se i na primenu šupljih vratila vrlo složene i delikatne konstrukcije.

Da bi se trajno povećali potisci i poboljšale performanse turbomlaznog propulzora, najveće konstrukcijske promene ostvarene su podelom radne struje fluida na *toplu* i *hladnu*, čime je dobijena posebna grupa ili varijanta turbomlaznih propulzora, tzv. *dvostrujni tip*. Taj tip propulzora primenjuje metod trajnog poboljšanja performansi, i to krupnim konstrukcijskim izmenama i s obavezno dvorotornim tipom kompresorsko-turbinskog sklopa.

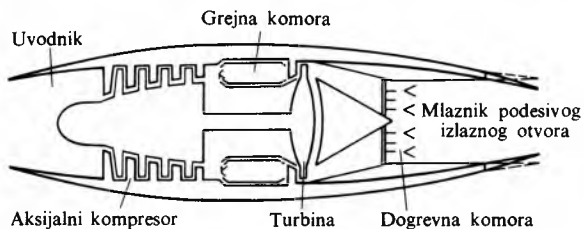
Nasuprot varijantama turbomlaznih propulzora s trajnim poboljšanjem performansi raznim manjim ili većim konstrukcijskim izmenama, pojavile su se varijante druge grupe s kratkotrajnim povećanjem potiska (*forsirani tipovi*), što je postignuto bez većih konstrukcijskih izmena osnovne radne jedinice. U poređenju s metodom trajnog povećanja potiska, taj kratkotrajni metod manje je efikasan s gledišta ekonomičnosti, ali je pogodan za specijalne namene ili režime u kratkotrajnim vremenskim intervalima. Kratkotrajni metod odnosi se na povremeno i kratkotrajno povećanje potiska bilo ubrizgavanjem rashladne tečnosti, bilo dopunskim sagorevanjem. Ubrizgavanje tečnosti ispred kompresora ili iza njega, iako daje manji porast potiska nego dopunsko sagorevanje, ipak pruža preimućstva u jednostavnijoj instalaciji i funkcionisanju, te u manjoj masi i složenosti celog uređaja. Zato je za mala i kratkotrajna pojačanja potiska taj postupak pogodniji, dok za veće i nešto trajnije poraste potiska dopunsko sagorevanje u dogrevnoj komori pruža bolje rešenje. Međutim, zajedničko za oba postupka jeste povećanje protoka goriva. Da bi se održavala propisna radna temperatura na ulazu turbine, kad se ubrizgava rashladna tečnost, mora se povećati količina ubrizganog goriva, što se postiže dodavanjem metanola vodi jer se sagorevanjem metanola nadoknađuje pad temperature sagorevanja. Kad je sagorevanje dopunsko, obavezno se povećava protok goriva dopunskim količinama ubrizgavanog goriva u dogrevnoj komori.

Metod ubrizgavanja tečnosti mahom je ograničen na režim poletanja, dok se metod dopunskog sagorevanja obično primenjuje pri brzom letenju ili u opasnosti. Upoređenjem tih dvaju metoda zaključuje se da je dogrevna komora nesumnjivo bolja za lovce-presretače i lovce-pratioce, dok je za bombardere povoljnija upotreba pomoćnih poletnih raketnih propulzora (*bustera*). Za civilne avione s dopunskim potiskom pri poletanju pogodnije je ubrizgavanje tečnosti, pogotovu što se time potisak pojačava bez znatnog povećanja buke. Za turboelisione propulzore ubrizgavanje je tečnosti očigledno bolje nego primena dogrevne komore, i to zbog niskog stepena širenja u mlazniku. Povećanje potiska ubrizgavanjem tečnosti ograničava se na režime poletanja s aerodroma koji se nalaze na velikim visinama (na planinskim terenima) ili s visokim temperaturama okolnog vazduha (u tropskim krajevima).

Karakteristično za obe spomenute grupe poboljšanih turbomlaznih propulzora jeste povećanje protoka goriva u prvoj grupi (s kratkotrajnim povećanjem potiska), a protoka vazduha u drugoj grupi (s trajnim povećanjem potiska).

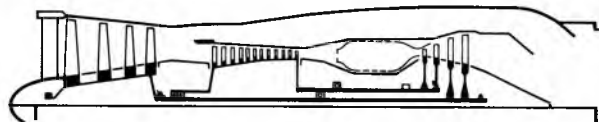
Turbomlazni propulzor s dogrevnom komorom (sl. 84) nastao je iz potrebe za velikim potiscima (*superpotiscima*), ali u ograničenom vremenskom intervalu, kad su u toku letenja povremeno potrebni izuzetno visoki potisci (kad je opasno ili kad se leti velikom brzinom). S obzirom na to da povremeno aktiviranje dogrevne komore ne sme uzrokovati promene u režimu rada osnovnog dela propulzora ispred dogrevne komore, njena ugradnja je prilično olakšana i izvodljiva na nekim postojećim turbomlaznim propulzorima serijske proizvodnje, bez naročitih

izmena njihove osnovne koncepcije. Doduše, ugradnja dogrevne komore znači povećanje dužine i mase propulzora do ~30%, uz porast složenosti gorivne instalacije i veliko povećanje specifične potrošnje goriva. Ipak, to je nesumnjivo opravdano kad treba da se postignu vrlo velike brzine, posebno u nadzvučnom režimu letenja, kad je i specifična potrošnja manja nego s isključenom dogrevnom komorom, a skok potiska još veći nego u podzvučnim režimima letenja pri uključenoj dogrevnoj komori. Kao najpovoljnije područje brzina letenja pri upotrebi dogrevne komore može se usvojiti područje između 1,0 do 2,5, pa čak i 3,0 *Ma*. Još jedno preimućstvo primene dogrevne komore je u povećanju potiska bez porasta čeonog preseka propulzora, odnosno odgovarajućih aerodinamičnih otpora. Turbomlazni propulzor s dogrevnom komorom pruža osetna preimućstva avionima za velike brzine letenja, a male radijuse dejstva (do 1600 kilometara).



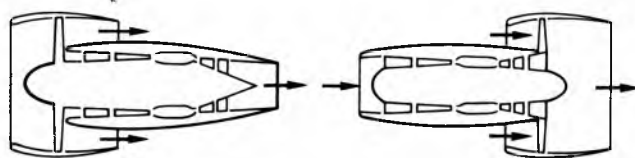
Sl. 84. Shema turbomlaznog propulzora sa dogrevnom komorom

Dvostrujni turbomlazni propulzor (sl. 85) ima dve radne struje: *toplu*, koja je izložena svim energetskim promenama kao što su sabijanje, zagrevanje—sagorevanje i širenje kao u običnom jednostrujnom propulzoru, te *hladnu*, podvrgnutu samo ubrzavanju neposredno u duvaljci ili posredno u odgovarajućem mlazniku. Prema zbivanjima s hladnom strujom postoje tri varijante ovog propulzora. Kad se hladna struja sabija u duvaljci (kompresoru niskog pritiska) i sprovodi kroz prstenasti vod oko osnovnog toplog dela i duž njega i najzad širi kroz sopstveni ili zajednički mlaznik radi ubrzavanja, radi se o kompresorskoj varijanti dvostrujnog turbomlaznog propulzora.



Sl. 85. Shema dvostrujnog dvorotornog turbomlaznog propulzora

Druga varijanta upotrebljava, umesto kompresora, ventilator za ubrzavanje, ali ne i sabijanje hladne vazdušne struje (sl. 86). Ventilator dejstvuje kao mnogokraka elisa i proizvodi hladni potisak (vućnu silu), ali bez sprovođenja vazduha duž propulzora i oko njega, niti ubrzavanja kroz sopstveni mlaznik. Položaj ventilatora može biti prednji ili zadnji s obzirom na topli deo propulzora. Najzad, treća je varijanta poseban oblik ventilatorske varijante, poznat kao *elisna varijanta* dvostrujnog turbomlaznog propulzora, tzv. *turboelisni propulzor*. U toj varijanti elisa preuzima ulogu ubrzača hladne struje, proizvodeći neposredno vućnu silu na svojim krakovima i istovremeno napajajući topli deo potrebnom količinom vazduha.



Sl. 86. Sheme ventilatorskih varijanti dvostrujnog turbomlaznog propulzora

Bez obzira o kojoj se varijanti radi, zajedničko je svim varijantama ostvarenje kombinovanog potiska F istovremenim dejstvom tople (*topli potisak* F_t) i hladne (*hladni potisak* F_h) struje:

$$F = F_t + F_h = \dot{M}_{vt}(v_{mt} - v_0) + \dot{M}_{vh}(v_{mh} - v_0), \quad (86)$$

gde je v_{mt} brzina toplog mlaza, v_{mh} brzina hladnog mlaza, a v_0 brzina letenja.

Specifični potisak F_{sp} prikazuje se bilo u odnosu na topli ili primarni protok $\dot{M}_{vt}$, bilo na ukupni protok $\dot{M}_{vt} + \dot{M}_{vh}$. U prvom slučaju se radi o *primarnom specifičnom potisku*:

$$F'_{sp} = F/\dot{M}_{vt} = (v_{mt} - v_0) + \mu(v_{mh} - v_0), \quad (87)$$

gde je $\mu = \dot{M}_{vh}/\dot{M}_{vt}$ vrlo važan radni parametar nazvan *odnos ili koeficijent protoka*. Od primarnog specifičnog potiska zavisi specifična potrošnja goriva:

$$b'_g = \frac{3600}{\alpha L_0 F'_{sp}}, \quad (88)$$

gde je α koeficijent viška vazduha, a L_0 odnos vazduha prema gorivu u teorijskoj (stehiometrijskoj) smeši. Iz izraza (88) vidi se da treba povećati primarni specifični potisak F'_{sp} da bi se smanjila specifična potrošnja goriva. *Sekundarni specifični potisak* jeste:

$$F''_{sp} = \frac{F}{\dot{M}_{vt} + \dot{M}_{vh}} = \frac{F'_{sp}}{1 + \mu'}, \quad (89)$$

i on određuje čeonu preseku propulzora, jer sa smanjenjem F''_{sp} raste ukupni protok kroz propulzor, a time i čeonu preseku propulzora, ali opada potisak po jedinici čeonog preseka F/A_p , što je negativno.

Raspodela ukupnog potiska na topli i hladni zavisi od raspodela energije za propulziju $E = E_t + E_h$, potrebne za ubrzavanje toplog mlaza do v_{mt} i hladnog mlaza do v_{mh} . Najpovoljnija raspodela je postignuta kad je ostvarena minimalna specifična potrošnja, odnosno maksimalni specifični i apsolutni potisak. U nešto uprošćenom obliku koeficijent je optimalne raspodele:

$$\varepsilon_{opt} = \left(\frac{E_h}{E}\right)_{opt} = 1 - \frac{\eta_{M1} v_0^2}{2 E (\eta_T \eta_D)^2}. \quad (90)$$

Iz izraza (90) vidi se da koeficijent optimalne raspodele dostiže manje vrednosti, a time je i učešće hladne struje u stvaranju propulzivne sile F manje što su manji koeficijent protoka μ i stepeni korisnosti turbine η_T i duvaljke η_D , a što su veći brzina letenja v_0 i stepen korisnosti mlaznika η_{M1} . Kad bi se otvor mlaznika mogao da podešava prema režimu letenja, odnosno brzini v_0 , moguća bi bila takva raspodela energija na topli i hladni deo radne struje da bi se uvek ostvarivala optimalna vrednost koeficijenta raspodele. Tako bi s porastom brzine letenja i odgovarajućim smanjenjem izlaznog otvora mlaznika opadao koeficijent raspodele, a time i dejstvo hladne struje, a raslo dejstvo tople struje, što bi značilo smanjivanje propulzivne uloge duvaljke, a povećanje uloge mlaznika. Budući da je takva regulacija otvora mlaznika vrlo složena, a i nedovoljno opravdana, ona se ne primenjuje iako se time nešto gubi u performansama.

S povećanjem koeficijenta protoka μ opada specifična potrošnja goriva, što je obilato iskorišćeno u ventilatorskoj varijanti da bi se povećala ekonomičnost eksploatacije, ali uz povećanje čeonog preseka propulzora i odgovarajuće povećanje aerodinamičkih otpora. U kompresorskoj varijanti, obrnuto, ide se na manje vrednosti koeficijenta protoka (ispod 1,0) da bi se postigla zbijenija konstrukcija i veći specifični površinski potisak F/A_p , iako uz veću potrošnju goriva. Elisna varijanta radi s najvećim vrednostima koeficijenta protoka te ima i najmanju specifičnu potrošnju goriva.

Ako se uzmu u obzir preimućstva dvostrujnih turbomlaznih propulzora, može se smanjiti masa propulzora (pri istoj specifičnoj potrošnji) ili sniziti specifična potrošnja (pri istoj masi) s obzirom na jednostrujni tip. Ta su poboljšanja prvenstveno ostvarena povećanom radnom temperaturom, što zahteva hlađenje lopatica turbine i bolji materijal lopatica. Dvostrujni tip propulzora razvija veći potisak pri poletanju i ima manju specifičnu potrošnju, što je važno za avione s malim radijusom

dejstva. Za izbor dvostrujnog tipa bitni su činioci: minimalna specifična potrošnja goriva b'_g i minimalna specifična masa propulzora G_p/F , što niži troškovi proizvodnje i eksploatacije te niska razina buke. Optimalno kompromisno zadovoljenje tih razolikih zahteva postiže se pogodnim izborom koeficijenta protoka, radne temperature i ukupnog stepena sabijanja.

Dvostrujna varijanta turbomlaznog propulzora mogla bi se smatrati kao običan jednostrujni turbomlazni propulzor koji daje pogon posebnom ventilatoru ili kompresoru niskog pritiska (duvaljci) odnosno elisi, i to pomoću reduktora. Reduktor se u ventilatorskoj ili kompresorskoj varijanti izostavlja i zamenjuje turbinom niskog pritiska za pogon duvaljke, dok je u elisnoj varijanti reduktor neizbežan i vrlo snažan. Poboljšanje performansi prvih dveju varijanata s duvaljkom moguće je primenom dopunskog sagorevanja u toploj ili, bolje, hladnoj struji iza duvaljke.

Hronološki najstarija turboelisna varijanta ima sve unutrašnje karakteristike kao i običan turbomlazni propulzor, s tom razlikom što se mnogo veći deo propulzivne sile postiže u obliku vučne sile elise, a samo mali, pa čak i nikakav, dejstvom mlaznika. Zahvaljujući visokom propulzivnom stepenu korisnosti i približno istom termokinetičkom stepenu korisnosti, turboelisni propulzor ima veći ukupni stepen korisnosti nego turbomlazni tip, a time i manju specifičnu potrošnju, ali ipak nešto veću nego klipnoelisni propulzor. Zapravo je turboelisni tip neka vrsta prelaza od klasičnog klipnoelisnog na turbomlazni propulzor, s manjom specifičnom masom, ali većom specifičnom potrošnjom nego klipnoelisni, a s većom specifičnom masom i manjom specifičnom potrošnjom nego turbomlazni propulzor. Pri poletanju turboelisni propulzor razvija mnogo veću propulzivnu silu te dopušta i veću masu aviona. U poređenju s klipnoelisnim tipom turboelisni ima još i sledeća preimućstva: ~50% manju masu, manji gabarit i čeonu preseku, mnogo duži radni vek, bolje performanse pri promeni brzine i visine letenja, jednostavnije održavanje, veću efektivnu snagu itd.

Propulzivna sila turboelisne varijante jednaka je zbiru vučne sile elise i potisne sile mlaza:

$$F = F_E + F_{M1} = \frac{P_{ef} \eta_E}{v_0} + \dot{M}_v (v_m - v_0), \quad (91)$$

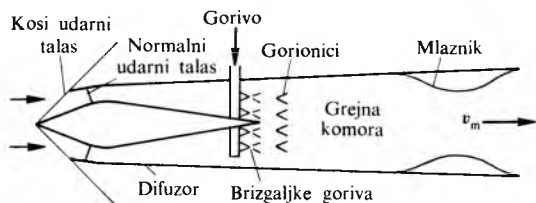
gde je P_{ef} efektivna snaga na vratilu elise, a η_E stepen korisnosti elise. Specifična potrošnja goriva prikazuje se prema propulzivnoj sili $b_g = 3600 M_g/F$ u kg/(N h) ili prema propulzivnoj snazi $b_g = 3600 M_g/P_p$ u kg/(kWh), gde je propulzivna snaga definisana sa $P_p = P_{ef} + F_{M1} v_0 \eta_E$.

Primena turbomlaznih propulzora

Turbomlazni propulzori brzo su potisli klasične klipnoelisne propulzore u skoro svim područjima brzina i visina letenja, izuzev u oblasti malih brzina i visina, kao npr. u poljoprivrednoj, turističkoj, sanitetskoj i sportskoj avijaciji, gde klipnoelisna grupa ipak ima preimućstvo i u primeni je racionalnija. U ostalim s područjima avijacije turbomlazni propulzori našli veoma široku primenu zbog osetno boljih performansi, manje specifične mase, manjeg gabarita, dužeg radnog veka itd. U području civilne avijacije turbomlazni propulzori služe na srednjim i velikim putničkim avionima (pretežno dvostrujna varijanta) i transporterima velikog radijusa dejstva i nosivosti. U vojnoj se avijaciji još više primenjuju na školskim, trenažnim, brzim kurirskim pa preko lovačkih, izviđačkih i bombarderskih aviona do teških transportnih aviona velikih radijusa dejstva, nosivosti i brzina. Upotrebljavaju se sve varijante i kategorije turbomlaznih propulzora, od najlakših jednostrujnih pa do najtežih dvorotornih, trorotornih i dvostrujnih tipova.

NABOJNO-MLAZNI PROPULZOR

Nabojno-mlazni propulzor (Lorainov propulzor) konstrukcija je najjednostavniji aspiracioni propulzor (sl. 87). Svoju propulzivnu funkciju ostvaruje samo na dinamici kretanja letelice, dok je pod statičkim uslovima potpuno nemoćan. To je zbog načina na koji se sabija vazduh pre procesa sagorevanja. Sa-



Sl. 87. Shema preseka nabojno-mlaznog propulzora

bijanje vazduha nije pomoću kompresora, kao u turbomlaznom propulzoru, već na dinamičkom principu: kinetička energija pretvara se u potencijalnu energiju ulazećeg vazduha, zahvaljujući kretanju, odnosno letenju letelice. Nabojno-mlazni propulzor nema kompresora za sabijanje vazduha, već to obavlja uvodnik. Time uvodnik postaje isto toliko vitalan deo propulzora kakav je grejna komora, te svojim dejstvom utiče snažno na sva dalja zbivanja do izlaza iz propulzora.

Uvodnik

Geometrija i kompresiono dejstvo uvodnika zavise prvenstveno od predviđene nominalne brzine letenja letelice, odnosno od određenog Machovog broja, tako da postoje konstrukcijske razlike između *podzvučnog* ($Ma_0 < 1$), *zvučnog* ($Ma_0 = 1 \dots 2$) i *nadzvučnog* ($Ma_0 > 2$) tipa uvodnika. Performanse uvodnika prikazuju se stepenom korisnosti η_U , koeficijentom obnove totalnog pritiska π_U° , koeficijentom dopunskog otpora C_{d0} i koeficijentom protoka φ .

Efikasnost ili stepen korisnosti uvodnika prikazuje se odnosom kinetičkih energija struje sabijenog vazduha i slobodne vazdušne struje:

$$\eta_U = \frac{(\pi_U^\circ)^{\frac{k-1}{k}} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_0^2\right)}{(\pi_U^\circ)^{\frac{k-1}{k}} \cdot \frac{k-1}{2} Ma_0^2}, \quad (92)$$

gde je $\pi_U^\circ = p_2^\circ/p_0^\circ = (p_2/p_1) \cdot (p_1^\circ/p_0^\circ) = \pi_D^\circ \cdot \pi_{ut}^\circ$ koeficijent obnove totalnog pritiska pri podzvučnom sabijanju u difuzoru i prethodnom dinamičkom sabijanju u udarnom talasu ispred ulaza uvodnika ili na ulazu samom. Strujni gubici u difuzoru obuhvataju gubitke na vihorenje, koji su nesumnjivo najveći, i gubitke na trenje i otepljenje struje. Ti gubici zavise, sem ostalog, od uzdužnog profila kanala difuzora, tj. da li je profil pravolinijsko-konusni ili krivolinijsko-parabolični. U konusnom difuzoru ugao divergencije zidova je konstantan, ali je gradijent pritiska promenljiv i opada niz struju, dok je u paraboličnom difuzoru ugao divergencije promenljiv i raste niz struju, a gradijent pritiska je konstantan.

Konstrukcija uvodnika. Uvodnik se konstrukcijski može raščlaniti na *ulazni otvor* i *difuzor*. Ulazni otvor utiče na zbivanja ispred ulaza i oko njega pa time na spoljnu i na unutrašnju vazdušnu struju, dok difuzor utiče samo na unutrašnju struju odnosno zbivanja u kanalu. Tzv. *Pitotov uvodnik* ima ulazni otvor punog, slobodnog preseka i pogodan je za podzvučne i zvučne brzine letenja. Pri nadzvučnim brzinama letenja, u Pitotovu uvodniku moguća su tri režima strujanja: *potkritični*, *kritični* i *natkritični* (sl. 88).

U potkritičnom režimu (sl. 88a) udarni talas je ispred ulaza, brzina vazduha na ulazu je podzvučna, protok vazduha ne

može biti maksimalan, već samo manji ($\dot{M}_v < \dot{M}_{v_{max}}$), odnosno koeficijent protoka $\varphi = \dot{M}_v / \dot{M}_{v_{max}} < 1$. Kritični režim (sl. 88b) postoji kad je udarni talas na samom ulazu, brzina vazduha kroz ulaz je zvučna, protok vazduha maksimalan i $\varphi = 1$. U natkritičnom režimu (sl. 88c) protok i njegov koeficijent su isti kao i za kritični režim, ali je udarni talas usisan u difuzor, tako da su zbog veće jačine talasa i pojačanih gubitaka u talasu i u difuzoru smanjeni stepeni korisnosti, odnosno koeficijenti obnove totalnog pritiska za udarni talas i difuzor. Potkritični režim, iako ima najmanje gubitke, nije najpovoljniji jer ima manji protok i povećane aerootpore te je, sem toga, nestabilan. Najbolji je kritični režim, dok se natkritični režim mora izbegavati kao vrlo loš.

Na potisak nabojno-mlaznog propulzora ne utiču samo strujni gubici u kanalu difuzora, već i spoljni aerootpori, koji najviše zavise od geometrije ulaznih usnica i obloge te od odnosa brzina v_1/v_0 . Već prema odnosu brzina u podzvučnom režimu letenja postoje tri oblika vazdušnog stuba ispred ulaza i na ulazu: *konvergentni* ($v_1/v_0 > 1$), *cilindrični* ($v_1/v_0 = 1$) i *divergentni* ($v_1/v_0 < 1$). Svaki od njih je ostvarljiv pri određenoj brzini letenja i protoku vazduha, što zavisi od geometrije ulaznog otvora i divergencije zidova difuzora.

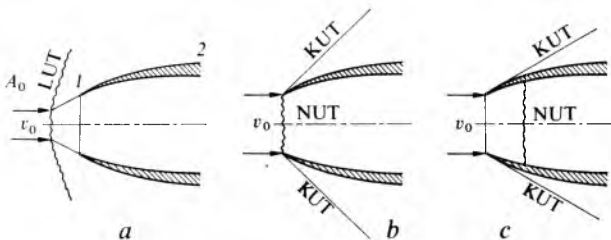
Uvodnik je najefikasniji za $v_1/v_0 < 1$, jer se vazduh do ulaza usporava bez gubitaka, a u difuzoru su gubici smanjeni zbog manje brzine vazdušne struje. Međutim, postoji dopunski aerootpor F_{d0} do ulaza, iako je unutrašnja aerodinamička sila na oblozi difuzora pozitivna i doprinosi osnovnom potisku propulzora. Sa smanjenjem odnosa brzina opadaju koeficijent protoka i unutrašnji potisak, a raste dopunski otpor s konačnom pojavom otepljenja vazdušne struje od zidova na spoljnoj strani i porastom spoljnih otpora, što znači izvesno smanjenje potiska propulzora. Najveći efektivni potisak jeste pri $v_1/v_0 \approx 0,5$, s tim što se spoljnom difuzijom ispred ulaza skoro 75% kinetičke energije vazduha pretvara u potencijalnu. U tom slučaju kanal može biti divergentan, cilindričan ili konvergentan, već prema željenoj brzini na ulazu grejne komore.

Ulazni otvor difuzora bira se tako da se u celom radnom području ostvaruje spoljna difuzija. Međutim, za vrlo promenljive režime letenja performanse Pitotova uvodnika fiksne geometrije dobre su samo na nominalnom režimu i oko njega, dok se na nenominalnim režimima pogoršavaju. To bi se moglo izbeći ili ublažiti promenom geometrije uvodnika (ulaznog ili izlaznog otvora). Za projektovanje uvodnika bitni su: maseni protok, stepen korisnosti i spoljni aerootpori. Najpovoljnije vrednosti tih činilaca ne mogu se istovremeno postići, pa se pribegava kompromisu ili pak promeni geometrije, što bi bilo opravdano za avionske propulzore, ali ne i za dalekometne projekte. Regulisanje geometrije uvodnika ima zadatak da uskladi potreban protok vazduha prema propusnoj moći uvodnika i da obezbedi smeštanje udarnog talasa na samom ulazu (kritični režim), čime se postiže maksimalni koeficijent obnove totalnog pritiska (najveća efikasnost sabijanja), a najmanji spoljni aerootpori.

Iako se Pitotov uvodnik s fiksnom geometrijom može racionalno upotrebiti do brzina $< 1,8 Ma_0$, preporučljivo je zameniti ga već na brzinama od $1,5 Ma_0$ konvergentno-divergentnim tipom, a za brzine $> 1,7 Ma_0$ složenijim tipovima nadzvučnih uvodnika.

Nadzvučni uvodnici konstrukcijski su karakteristični po tome što na ulazu imaju centralno telo s manje ili više isturenim šiljkom ili ostricom ispred ulaza i strogo profilisanim bokovima. Centralno telo stvara ispred ulaza sistem kosih udarnih talasa (nadzvučna difuzija) za kojima u difuzoru sledi podzvučna difuzija. Time se sabijanje izvodi kao spoljno, unutrašnje ili kombinovano s poboljšanom efikasnošću i pojačanim sabijanjem, ali uz veće aerodinamičke otpore, veću složenost konstrukcije i veću osetljivost prema odstupanjima od nominalnog režima letenja i dejstva. Od nadzvučnog uvodnika zahteva se efikasno i jako sabijanje, te dovoljno usporenje vazdušne struje (radi stabilnosti sagorevanja u komori).

Na dejstvo nadzvučnog uvodnika i ponašanje vazdušne struje može se uspešno uticati promenom položaja udarnog talasa, bilo promenom geometrije uvodnika i mlaznika (*meha-*



Sl. 88. Režimi strujanja kroz uvodnik Pitotova tipa. a) potkritični, b) kritični, c) natkritični

nička zapreka), bilo smanjenjem količine ubrizgavanog goriva u komoru (toplotna zapreka). Postoji sličnost uticaja promena mehaničke zapreke, npr. promenom preseka kanala dA , i toplotne zapreke, promenom količine dovodene toplote sagorevanjem dq količine goriva:

$$(1 - Ma^2) \frac{dc}{c} = K \frac{dq}{T} - \frac{dA}{A}. \quad (93)$$

Iz izraza (93) vidi se da smanjenje protočnog preseka kanala dA/A (npr. suženjem preseka u mlazniku) uzrokuje ubrzanje podzvučne struje dc/c isto tako kao povećanje količine ubrizgavanog goriva, odnosno toplote dq razvijene sagorevanjem u komori.

Promena bilo mehaničke bilo toplotne zapreke uzrokuje i promenu protoka kroz propulzor te zahteva prilagođavanje uvodnika, odnosno režima strujanja ispred uvodnika i kroz njega, novim potrebama komore i propulzora, što je moguće smanjenjem položaja udarnog talasa. Kako uvodnik i mlaznik, kao mehaničke zapreke, te grejna komora, kao izvor toplotne zapreke, čine celinu u kojoj se kombinuju strujni i toplotni procesi, postoji mogućnost kombinovanja jednih i drugih, a time i regulisanja rada propulzora. Tako će pri maloj količini ubrizgavanog goriva, odnosno dovodene toplote sagorevanjem (mala toplotna zapreka), ponašanje vazdušne struje biti u uvodniku kao kad je u strujnim kanalima mala mehanička zapreka (npr. blago suženje preseka u grlu mlaznika), pa će se udarni talas smestiti u difuzoru (natkritični režim strujanja). S pojačanjem zagrevanja udarni talas se penje uz struju dok se ne smesti na ulazu (kritični režim), a protok zadržava dotadašnju maksimalnu vrednost. Daljim pojačanjem zagrevanja ili suženjem grla mlaznika protok mora opasti ispod maksimuma, što zahteva istiskivanje udarnog talasa ispred ulaza (potkritični režim), da bi talas, kao neka vrsta regulatora protoka, prisilio višak vazduha na prelivanje mimo otvora ulaza i strujanje sa spoljne strane zidova difuzora. Taj je režim prilično nestabilan jer mogu nastupiti oscilacije položaja udarnog talasa ispred ulaza i kolebanja protoka kroz uvodnik i propulzor s mogućnošću prekida rada. U potkritičnom i kritičnom režimu postoji pozitivna aerodinamička sila (potisak) u uvodniku koja pojačava ukupni potisak propulzora.

Grejna komora

Komora nabojno-mlaznog propulzora je prema konstrukciji i dejstvu vrlo slična dogrevnoj komori turbomlaznog propulzora, iako su uslovi u njoj mnogo teži, ali su i performanse bolje. Zbog relativno velike brzine strujanja vazduha na izlazu uvodnika neophodno je da se na ulazu grejne komore upotrebe stabilizatori postavljeni na dovoljnom odstojanju iza venca brizgaljki, da bi ubrizgavano gorivo imalo dovoljno vremena i prostora za rasprašivanje, isparavanje i mešanje s vazduhom ispred stabilizatora. Sagorevanje smeše počinje tek od stabilizatora. Stabilizator treba da prvenstveno lokalno usporava smešu i da obezbedi njeno neprekidno paljenje, a time i stabilizaciju procesa sagorevanja posredstvom povratnih struja sagorelih gasova u brazdi iza stabilizatora. Plamenovi obrazovani na stabilizatorima pokrivaju ceo poprečni presek komore odmah iza stabilizatora i protežu se sve do izlaza komore, odnosno ulaza mlaznika. Deo komore od stabilizatora do ulaza mlaznika jeste toplotni deo komore, za razliku od hladnog dela za pripremu smeše, koji se proteže od venca brizgaljki do venca stabilizatora. Karakteristično je da aksijalna dužina hladnog dela opada s povećanjem nadzvučnih brzina letenja, zahvaljujući većim dinamičkim temperaturama i pritiscima na ulazu komore (zbog jačeg dinamičkog sabijanja u uvodniku), čime se poboljšava i ubrzo pripremanje smeše i skraćuje potrebna aksijalna dužina hladnog dela.

Stabilizacija plamena može se postići ne samo dejstvom mehaničkih stabilizatora (olučastih šipki ili prstenova) već i aerodinamički ubacivanjem sabijenog vazduha ili gasova pod pritiskom u glavnu struju smeše, čime se smanjuju aerodinamički otpori i dužina komore. Porast visine letenja zahteva dužu komoru zbog loših uslova za pripremu i sagorevanje smeše u

komori. Da bi se postiglo maksimalno sabijanje u uvodniku i minimalne brzine vazduha na početku procesa sagorevanja, potreban je maksimalno mogući prečnik komore, koliko to dozvoljava čeon presek celog propulzora. Taj je zahtev najbolje ispunjen u cilindričnoj komori kružnog poprečnog preseka.

Prema procesu sagorevanja, komore nabojno-mlaznog propulzora mogu biti *jednostavne* ili *dvojne* (kombinovane), prema tome da li se sva masa goriva dovodi neposredno u celokupnu masu vazduha (što je pogodno za dobijanje bogatih smeša) ili se vazduh deli na primarni i sekundarni za prethodno sagorevanje u pomoćnoj komori i glavno sagorevanje u glavnoj komori. Geometrija grejne komore, fizička i hemijska svojstva goriva i smeše, protoci goriva i vazduha, zatim brzine, pritisci i temperature vazduha na ulazu komore veoma utiču na performanse propulzora. Pri startovanju smeša se pali električnom varnicom, pirotehničkim patronama ili veoma zagrejanim vazduhom, a posle startovanja dodirno stalno pritičući količina sveže smeše s vrelim površinama stabilizatora i masom proizvoda sagorevanja u zoni povratnih struja, odmah iza stabilizatora.

Mlaznik

Konstrukcija i procesi u mlazniku imaju sve karakteristike kao i u drugim mlaznim propulzorima (puna ekspanzija, pod-ekspanzija, potkritični ili natkritični režim širenja itd.). Pri projektovanju mlaznika odabira se stepen širenja prema najmanjem pritisku sagorevanja u komori. Za mlaznik s fiksnom geometrijom najveći potisak je ostvaren pri nominalnom režimu, odnosno punoj ekspanziji gasova u mlazniku. Regulisanjem otvora mlaznika može se menjati stepen širenja u skladu s promenom režima letenja i tako ostvarivati uvek puna ekspanzija. Najjednostavniji način regulisanja je u aksijalnom pomeranju centralnog vretena u izlaznom otvoru podzvučnog mlaznika, dok je u nadzvučnim mlaznicima najbolje rešenje s pokretnim zidovima mlaznika.

Za brzine letenja bliske brzini zvuka bolje je primeniti konvergentni mlaznik, čak i na umerenim nadzvučnim brzinama. Za velike nadzvučne brzine konvergentno-divergentni mlaznik najbolje je rešenje, iako je tada stepen širenja ograničen jer maksimalni izlazni otvor divergentnog dela zavisi od veličine čeonog preseka propulzora.

Performanse

Ubrzavanjem radno-propulzivnog fluida kroz propulzor, od početnog (nultog) preseka 0 do završnog (izlaznog) preseka 5 (sl. 89), stvara se potisna sila

$$F = \int_0^5 (p_1 - p_0) dS, \quad (94)$$

gde je dS elementarna površina dodira fluida i zidova. Za održavanje neophodno potrebnog natpritiska p_1 u unutrašnjosti, s obzirom na spoljni atmosferski pritisak p_0 , primenjuje se toplotna zapreka (toplota sagorevanja) u komori i mehanička zapreka (suženje ili grlo mlaznika). S unutrašnje strane propulzora, uzajamnim dejstvom zidova i fluida, nastaje rezultujuća osna sila F_u kao unutrašnja potisna ili kočna sila, dok sa spoljne strane postoji sila spoljnog otpora F_{os} . Efektivni (neto) potisak je

$$F_e = F_u - F_{os} = \dot{M}_m v_m + p_m A_m - \dot{M}_v v_0 - p_0 A_0 - \int_0^m (p_s + \tau_s) dA, \quad (95)$$

gde je m oznaka za izlazni otvor mlaznika, dok izraz pod integralom označava zbir svih osnih komponentata spoljnih sila pritiska i tangencijalnih naprezanja, koje dejstvuju na spoljnu površinu propulzora i na unutrašnju vazdušnu struju. Unutrašnja potisna sila (gropotisak) jeste:

$$F_u = \dot{M}_m v_m - \dot{M}_v v_0 + A_m (p_m - p_0), \quad (96)$$

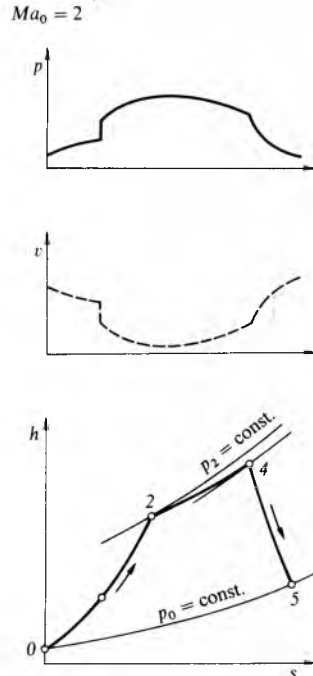
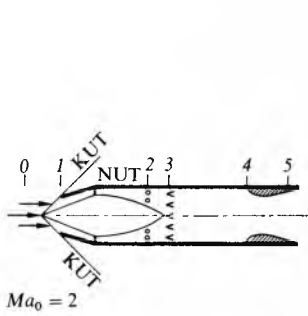
dok je sila spoljnog otpora prikazana izrazom:

$$F_{os} = \int_0^m (p_s + \tau_s) dA - p_0(A_m - A_0), \quad (97)$$

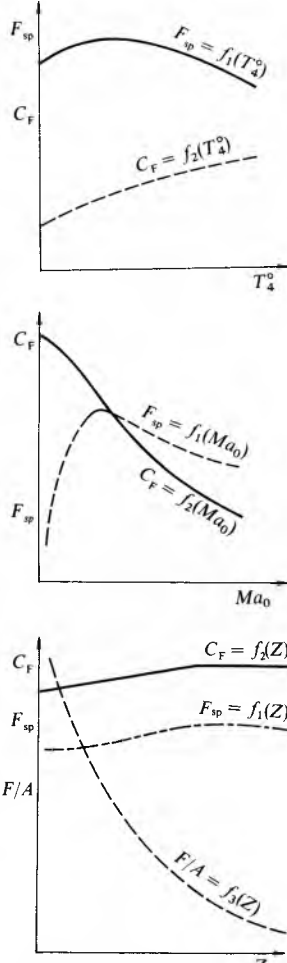
a zavisi od otpora površinskog trenja, otpora pritiska i dopunskog otpora. Važan i rado korišćen parametar jeste *koeficijent efektivnog potiska*, prikazan odnosom efektivnog potiska prema sili dinamičkog pritiska slobodne vazdušne struje na čeonu presek propulzora:

$$C_{Fe} = \frac{F_e}{p_{do} A_{Ml}} = \frac{2(F_u - F_{os})}{k p Ma_0^2 A_{Ml}}. \quad (98)$$

Slično se definira i *koeficijent unutrašnjeg potiska* C_{Fu} .



Sl. 89. Shema uzdužnog preseka, krive pritiska i brzine strujanja te h,s -dijagram nabojno-mlaznog propulzora



Sl. 90. Prigušna, brzinska i visinska karakteristika nabojno-mlaznog propulzora

Termički ili ciklusni stepen korisnosti, zavisao samo od brzine letenja, prikazan je sa:

$$\eta_{th} = 1 - \left(\frac{p_0}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{\frac{k-1}{2} Ma_0^2}{1 + \frac{k-1}{k} Ma_0^2}. \quad (99)$$

Budući da je *spoljni ili propulzivni stepen korisnosti*:

$$\eta_p = 2v/(1+v),$$

gde je $v = v_0/v_5 = \sqrt{T_0^*/T_5^*}$ i $T_5^* = T_4^*$, biće *ukupni stepen korisnosti* nabojno-mlaznog propulzora:

$$\eta_u = \eta_{th} \eta_p = \frac{(k-1) Ma_0^2}{\left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_0^2\right) \sqrt{\frac{T_4^*}{T_0^*} + 1}}. \quad (100)$$

Pomoću ukupnog stepena korisnosti dobiva se specifična potrošnja:

$$b_g = \frac{3600 v_0}{H_i \eta_u}, \quad \text{kg/(Nh)}, \quad (101)$$

gde je H_i toplotna moć goriva.

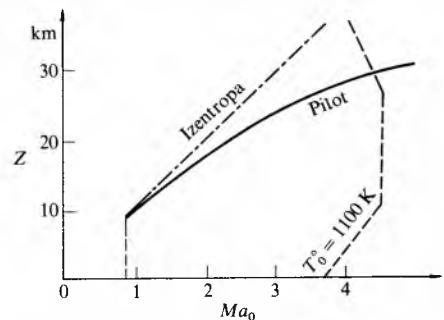
Performanse nabojno-mlaznog propulzora prikazuju se pri-gušnom, brzinskom i visinskom karakteristikom, odnosno krivama zavisnosti specifičnog potiska i specifične potrošnje, odnosno zavisnosti koeficijenta potiska od radne ili maksimalne temperature, brzine i visine letenja (sl. 90).

Uprkos velikoj jednostavnosti, nabojno-mlazni propulzor sa fiksnom geometrijom ima aerodinamičke i termodinamičke nedostatke zbog kojih nastaje naglo pogoršanje performansi pri odstupanju od nominalnog režima letenja i režima rada. Ako propulzor ima visok startni Machov broj na kome može samostalno dejstvovati, potreban je vrlo snažan i glomazan pomoćni propulzor za poletanje i ubrzavanje do te startne brzine. Nabojno-mlazni propulzor s promenljivom geometrijom održava dobre performanse na velikim brzinama, a ima poboljšane performanse na malim brzinama, te olakšava startovanje i poletanje. Podešavanjem izlaznog otvora mlaznika izbegava se gušenje protoka na malim brzinama i gubici potiska i efikasnosti na brzinama većim od nominalne, ali uz povećanje gabarita, mase i složenosti. Čak je na umerenim nadzvučnim brzinama opravdano zadržati konvergentni mlaznik radi uštede u gabaritu i masi, makar uz mali gubitak u potisku. Za postizanje maksimalnih potisaka iskorišćavaju se, mahom, maksimalne temperature u komori na svim brzinama letenja. Taj tip nema veliku elastičnost, odnosno prilagodljivost promenama radnih i letnih uslova, ali je izvanredno lagan i efikasan.

Primena

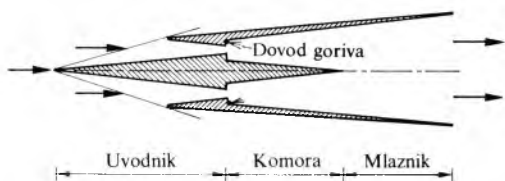
Za pogon aviona nabojno-mlazni propulzor, u kombinaciji s pomoćnim propulzorom za poletanje i ubrzavanje do startne brzine, može se uspešno i racionalno primeniti na visinama između 18 i 32 kilometra s brzinama letenja 2,5...7,0 Ma. Znatno povećanje radiusa dejstva i ekonomičnosti postiže se boljim materijalom i kvalitetnijim gorivima. Na nadzvučnim brzinama letenja aerodinamički i termodinamički činioci ograničavaju oblast primene nabojno-mlaznih propulzora. Zbog skoka temperature pri dinamičkom sabijanju poraste sabijanje, pa opada raspoloživi temperaturski skok sagorevanjem, i zbog toga opadaju potisak i stepen korisnosti. Time je ograničena maksimalna brzina letenja s kojom je u vezi i dopuštena maksimalna dinamička temperatura zagrevanja spoljnih površina letelice. Čak i s boljim materijalima ili hlađenjem pregrejanih delova dinamičko zagrevanje strogo ograničuje maksimalnu brzinu letenja, jer zbog pojave disocijacije unutrašnje maksimalne temperature ne smiju preći 2400 K.

Osnovni granični činioci za primenu nabojno-mlaznog propulzora jesu: svojstva uvođenika, maksimalna radna temperatura i minimalni pritisak sagorevanja u komori. U području primenljivih brzina i visina letenja (sl. 91) donju granicu brzine propisuje minimalni dopušteni pritisak u komori (između 0,05 i 0,1 MPa), potreban za uspešan rad propulzora, a to je brzina ~0,8 Ma. Gornju granicu brzine diktira izdržljivost materijala spoljne obloge pri dinamičkom zagrevanju. Granicu dostižnih visina propisuje efikasnost dejstva uvođenika.



Sl. 91. Brzinsko-visinsko područje primene nabojno-mlaznog propulzora

Za lansiranje kozmičkih letelica što lete ultrazvučnim brzinama ($> 5 Ma$), nabožno-mlazni propulzor bi mogao da uspešno zameni turbomlazni propulzor koji je teži, složeniji i nesigurniji. Od više mogućih varijanti najpovoljnija bi bila varijanta nabožno-mlaznog propulzora s nadzvučnim sagorevanjem, kojemu kroz komoru vazduh struji nadzvučnom brzinom, pa se zbog snažnog udarnog talasa proces sagorevanja obavlja izvanredno velikom brzinom, što zahteva specijalna goriva i specijalna konstrukcijska rešenja komore. Za taj tip propulzora (sl. 92) izvanredno je važan stepen dinamičkog sabijanja, kao funkcija odnosa brzina v_2/v_0 . Takav propulzor namenjen postizanju ultrazvučnih brzina mora imati malu specifičnu težinu da bi bio pogodan za postizanje ultrazvučnih brzina pri krstarenju ili za letelice podizake vrlo velikih tereta u orbitu.



Sl. 92. Nabožno-mlazni propulzor sa nadzvučnim sagorevanjem (scramjet)

Za uspešno sagorevanje u nadzvučnoj struji zahteva se govoru ne samo visoke toplotne moći već i s vrlo brzim hemijskim reakcijama. Vodonik ima te kvalitete, tim pre što je pogodan i kao pomoćno rashladno sredstvo. Naime, glavni problem propulzora s nadzvučnim sagorevanjem jeste regenerativno hlađenje unutrašnjih delova, dok se oštre usnice ulaza moraju hladiti na ablacionom principu ili transpiraciono, kao dopuna slobodnom zračenju. Još je teži problem hlađenje spoljnih površina letelice. Sve to zahteva, pored intenzivnog hlađenja, primenu vrlo otpornih (refraktornih) materijala, kao što su molibden, niobijum, volfram, tantal. Nabožno-mlazni propulzori s nadzvučnim sagorevanjem dolaze u obzir za brzine letenja veće od $10 Ma$, za kosmičke letelice i projekte, i to u strogo ograničenom letnom koridoru brzina i visina.

RAKETNI PROPULZORI

Raketni propulzori su konstrukcijski i funkcionalno najjednostavniji od svih mlaznih propulzora, jer se sastoje od samo dva radna elementa: grejne komore i mlaznika, a funkcionalno počivaju na dva energetska procesa: sagorevanju i širenju. Međutim, složenost tih procesa, vrlo velike mase goriva i količine energije, te velike brzine hemijskih reakcija stvaraju izvanredno velike i teške probleme uspešnom dejstvu i postizanju izuzetno visokih performansi raketnih propulzora.

M. Vujić

Prve projekte s raketnim pogonom napravili su Kinezi. Pouzdano se zna da su 1232. god. Kinezi upotreбили protiv Mongola, koji su opседали grad Kaifungfu, zapaljive strelice na raketni pogon. Te su strelice, uz veliku buku, letele dalje od običnih zapaljivih strelica, izazivajući požare i paniku. Mongoli su iskoristili taj kineski izum protiv Japanaca u pomorskoj bitki u tesnacu Tsushima i prilikom napada na grad Ikishimu 1274. god. Zahvaljujući osvajalčkim pohodima Mongola rakete su postale poznate u Japanu, Koreji, Javi i Indiji, ali su služile više za vatromet nego kao oružje.

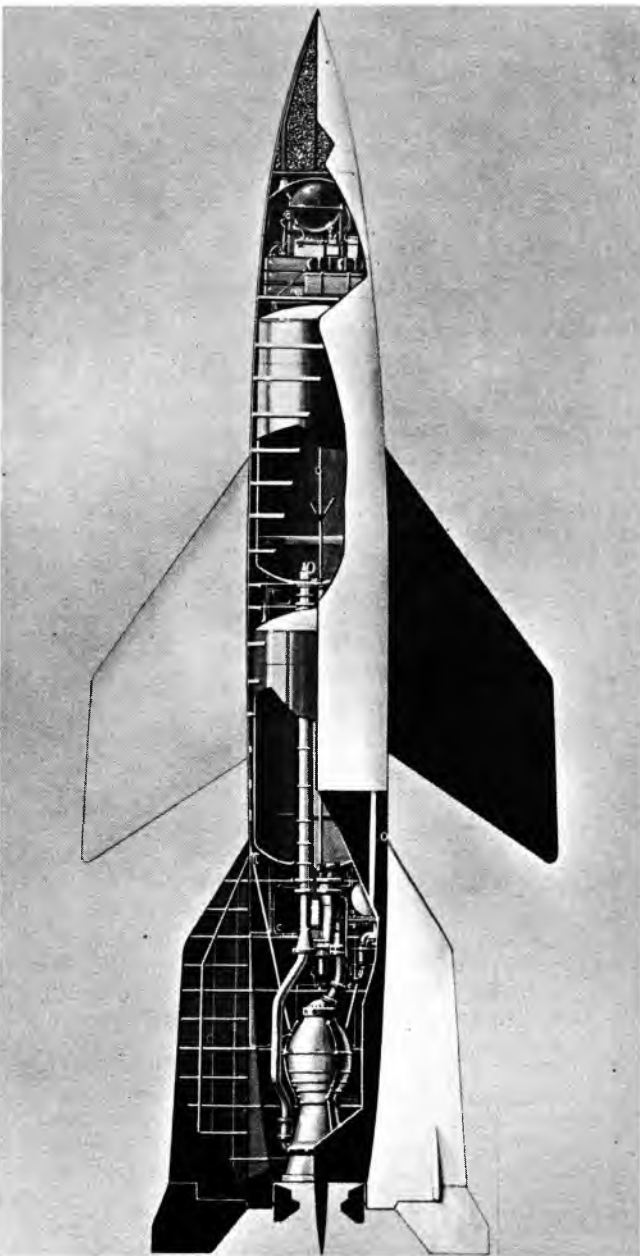
U Evropi su prvi raketni projektili konstruisani tek početkom XIX veka, nakon što su Englezi upoznali takvo oružje u kolonijalnom ratu u Indiji. Naime, u dve bitke kod Seringapatama 1792. i 1799. god. indijske su trupe zapaljivim raketnim projektilima nanele gubitke engleskoj kolonijalnoj vojsci, a posebno konjici. To je potaklo engleskog pukovnika W. Congrevea da konstruiše raketne projektili koji su imali masu od 15 do 136 kg i domet nešto ispod 2 km. Englezi su Congreveove raketne projektili upotrebljavali za vreme napoleonskih ratova (napad s mora na luku Boulogne 1806. god., napad na Kopenhagen 1807. god. i u bitki kod Leipziga 1813. god.) i u ratu sa Sjedinjenim Američkim Državama 1812—1814. god. Nakon toga je Englez W. Hale usavršio raketu dodavši joj repni stabilizator, što je povećalo domet i preciznost gađanja. Sem Engleza, Haleove rakete uveli su u svoje naoružanje Austrijanci, nizozemske kolonijalne trupe, a severoamerička armija koristila se njima u ratu s Meksikom 1846—1848. god. Međutim, potkraj XIX veka artiljerijska su oružja toliko usavršena da su dometom, tačnošću gađanja i razornom moći mnogo nadmašila raketne projektili i privremeno ih potisnula iz naoružanja.

Teoriju raketne propulzije i delovanja raketnog propulzora prvi je dao genijalni ruski naučenjak Konstantin E. Ciolkovski (1857—1935). On je već

1883. god. dokazao da raketni motor deluje i u vakuumu, 1898. god. predložio je za raketno gorivo tečne protergole, a početkom XX veka razvio je osnovne ideje i matematičke proračune za letenje kosmičkih letelica i za njihov povratak na Zemlju. Teorije Ciolkovskoga potvrdili su pioniri raketnog motora Francuz R. Esnault-Pelterie, Amerikanac R. H. Goddard i Nemač H. Oberth. Iako Ciolkovski nije nikad konstruisao niti jednu raketu, on je dao pored teorijskih i praktična rešenja za kontrolu potiska rakete, konstrukciju grejne komore, stabiliziranje rakete pomoću giroskopa, upravljanje raketom van atmosfere itd., i na njegovim su idejama zasnovane konstrukcije današnjih interplanetarnih letelica i velikih raketnih projektila.

Na razvoju raketnih motora radilo je između prvog i drugoga svetskog rata samo nekoliko stručnjaka i malo amatera okupljenih u privatnim udruženjima, kao što su bila: *Udruženje za vasiona putovanja* (Verein für Raum-schiffahrt, VfR) osnovano 1927. god. u Nemačkoj, *Američko interplanetarno društvo* (American Interplanetary Society) osnovano 1930. god. u SAD i *Britansko interplanetarno društvo* (British Interplanetary Society) osnovano 1933. god. u Engleskoj. Međutim, ni pojedinci konstruktori raketa ni privatna udruženja nisu imali dovoljno novaca, a ni ostale uslove potrebne za efikasniji rad.

Uprkos ograničenim finansijskim sredstvima R. H. Goddard je u SAD već 1926. god. uspešno lansirao prvu raketu na tečno gorivo (tečni kiseonik i benzin), a 1933. god. njegova je raketa mase ~ 35 kg, opremljena giroskopskim stabilizatorom, dosegla visinu od 1463 m, uz domet od 3962 m i prosečnu brzinu letenja od 885 km/h. Američko interplanetarno društvo obavilo je brojne pokuse s raznim konstrukcijama raketnih motora, dok je Britansko interplanetarno društvo dalo više važnih teoretskih radova o letenju rakete. U SSSR više se grupa entuzijasta bavilo konstrukcijama raketa. Jedna takva grupa, u kojoj je bio S. P. Koroljev, docnije poznati konstruktor sovjetskih interplanetarnih letelica, 1933. god. lansirala je na visinu od ~ 4900 m prvu sovjetsku raketu na tečno gorivo.



Sl. 93. Nemački raketni projektil V-2 (1944. god.)

U periodu između dva svetska rata najveći razvoj raketne tehnike postignut je u Nemačkoj. Dolaskom nacista na vlast 1933. god. nemačka je vojska dala velika finansijska sredstva za razvoj raketnih projektila, pa su već potkraj 1934. god. pod vodstvom W. von Brauna (1912—1977) izvršena uspešna ispitivanja rakete A-2 s girokopskim stabilizatorom i tečnim kiseonikom i alkoholom kao gorivom. Raketa A-2 dosegla je visinu od 2400 m i poslužila kao osnova za razvoj velikih nemačkih raketnih projektila konstruisanih u raketnom centru, koji je 1935. god. podignut na obali Baltičkog mora u Peenemündeu. U tom je centru von Braunova grupa konstruisala i 3. oktobra 1942. god. uspešno lansirala veliku raketu A-4 ukupne mase više od 12 500 kg, koja je bila prototip prvog balističkog raketnog projektila poznatog pod imenom V-2 (sl. 93). Pored razvoja raketnih projektila, radilo se i na razvoju avionskih raketnih motora. Nemačka firma Walter proizvela je 1939. god. prvi uspešan avionski raketni motor na tečno gorivo, koji je imao potisak od 4,9 kN. Zatim je prema tom prototipu konstruisan raketni motor HWK 509 s potiskom od 0,20 do 16,67 kN, koji je ugrađivan u nemačke avione presretače. S tim je raketnim motorom 1941. god. lovac M 163 bio prvi avion koji je leteo brzinom većom od 1000 km/h.



Sl. 94. Višestepena sovjetska raketa kojom je 12. 4. 1961. izbačena u orbitu Zemlje kapsula sa prvim astronautom, J. Gagarinom

Zbog čisto vojnih razloga razvoj raketne tehnike bio je posle drugoga svetskog rata vanredno brz. Glavne svetske velesile, SSSR i SAD, dale su poseban prioritet raketnim oružjima, a istovremeno su počele utrku za osvajanje vasione i kontrolu Zemljine površine pomoću umetnih satelita. Kao rezultat svega toga u posleratnom su periodu konstruisani kompleksni sistemi interkontinentalnih i taktičkih raketnih projektila, razvijene su snažne višestupne rakete sposobne da dovedu razne vrste veštačkih satelita u Zemljinu orbitu i sagrađeni su raketni motori za propulziju interplanetarnih letelica (sl. 94). Međutim, primena raketnih motora kao glavnih propulzora aviona praktički je napuštena, jer su u sadašnjim uslovima za tu svrhu povoljniji turbomlazni propulzori.

Redakcija

Grejna komora

Problemi sagorevanja. Priprema smeše u grejnoj komori obuhvata niz potprocesa, kojima je krajnji cilj dobijanje takva sastava i količine smeše da se u svakom trenutku rada propulzora obezbeđuje potpuno, efikasno i stabilno sagorevanje, pa čak, eventualno, i zaštita zidova od vrelih gasova. Između ovih potprocesa i procesa ne postoje oštre vremenske i prostorne granice, već se oni manje ili više prepliću, što još više komplikuje problem sagorevanja, pogotovu što se od sagorevanja zahteva izvanredno velika brzina.

Osnovni elementi za dopremanje, ubrizgavanje i mešanje propergola (pogonskih materija) pre sagorevanja jeste *brizgaljka*, strujnog ili centrifugalnog tipa, kojoj konstrukcija najviše zavisi od tipa propergola. *Strujni tip brizgaljke* je jednostavniji, sažetiji, ima veći koeficijent protoka i veću propusnu moć, ali i mali ugao konusa rasprašivanog mlaza (goriva ili oksidatora). Sem toga, strujni tip brizgaljke zahteva složenu i glomaznu glavu (*nosač brizgaljki*) i ima manju finoću rasprašivanja. *Centrifugalni tip brizgaljke* složeniji je, ali bolje rasprašuje, ima velik ugao konusa mlaza, bolju raspodelu po preseku komore i skraćuje vreme pripreme smeše. Još je složeniji tip *dvokomponentna brizgaljka* (ali samo za nehipergole, tj. nesamozapaljive pogonske materije), s unutrašnjim ili spoljnim mešanjem oksidatora i goriva.

Raspored i usmerenost otvora i mlazeva veoma utiču na konstrukciju glave s brizgaljkama i instalacije. Razvodnik propergola i glava s brizgaljkama osnovni su elementi, te su tako usklađeni da se najefikasnije doprema i raspodeljuje propergol do brizgaljki na glavi, dok glava s potrebnim brojem i rasporedom brizgaljki diktira usmerenost i gustinu mlazeva tečnosti. Postoji više tipova glave: *pljosnati*, *loptasti*, *šatorski* itd. Najjednostavniji i najviše primenjivan je *pljosnati (pločasti) tip glave*, ali je on mehanički najosetljiviji. *Loptasti tip* primenjen je na velikim propulzorima i mehanički je najotporniji. *Šatorski tip* primenjuje se na srednjim i malim raketnim propulzorima.

Složenost i višestrukost raznih potprocesa u grejnoj komori razlog je da postoji više osnovnih zona zbivanja u komori: zona rasprašivanja, isparavanja, mešanja, gorenja. Zbog međusobnog preklapanja pojedinih potprocesa, između tih zona nema određenih granica, ni prostorno, ni vremenski. Fazom pripreme smeše diriguju brizgaljke svojim karakteristikama, brojem i rasporedom na glavi. Fazom paljenja diriguju svojstva propergola (hipergola, samoupaljivih materija) ili upaljači kao što su pirotehničke patrone, katalizatorske površine, visokoenergetske svećice (za nehipergole). Paljenje čvrstih propergola postavlja teže zahteve upaljaču nego paljenje tečnih propergola, što je u vezi s kontrolom skoka pritiska i površine gorenja te prilagođenošću izvora upaljenja svojstvima propergolskog pakla.

S obzirom na to da se gorenjem raskidaju hemijski valentni spojevi goriva i oksidatora i da je tako oslobođena energija tim veća što je slabija energija spoja (formacije) pre upaljenja, to pri izboru kombinacije oksidator—gorivo treba da se uzmu jedinjenja sa slabijim hemijskim spojevima da bi se ostvarile velike energije i temperature sagorevanja. Količina sagorevanjem razvijene toplete manje zavisi od pritiska, a više od odnosa mešanja komponenata i može se odrediti na osnovi toplete obrazovanja konačnih proizvoda sagorevanja i polaznih materija (propergola). Hemijske reakcije ne moraju se izvesti do kraja te mogu teći istovremeno u oba smera (oksidacija i disocijacija) tako da se u jednom smeru (oksidacija) proizvodi toplota, a u drugom troši (disocijacija). Smatra se da je hemijsko-toplotna reakcija u komori u stanju hemijske ravnoteže ako se polazne materije (propergoli) pretvaraju u proizvode reakcije (završne materije) istom brzinom s kojom se završne materije (proizvodi sagorevanja) disocijacijom pretvaraju makar i delimično u polazne materije. Time su određeni sastav, temperatura i pritisak sagorevanja i entalpije gasova u komori.

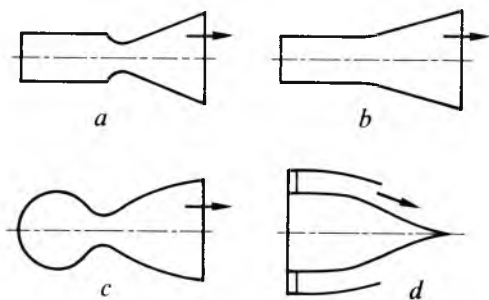
Nasuprot egzotermskoj reakciji oksidacije (proizvođenje toplete) stoji endotermiski termohemijski proces disocijacije (trošenje toplete). Disocijacija praktično ograničava ostvarljivu i upotrebljivu temperaturu gasova, a njena jačina zavisi od pritiska i temperature u toku reakcije. Disocijacija je moguća samo na visokim temperaturama (iznad 2500 °C). Istovremeno s disocijacijom mogući su obrnuti procesi asocijacije i rekombinacije, u toku kojih se proizvodi toplota spajanjem disociranih elemenata (egzotermski procesi). Ti su procesi naročito mogući pri širenju u mlazniku kad postoji osetan pad temperature. Kad u gasnoj masi nastane jednakost brzina suprotnih termohemijskih procesa oksidacije i disocijacije, postignuta je *dinamička ravnoteža*, a gasovi su u stanju hemijske ravnoteže, posle čega im se sastav više ne menja. Tada je odnos količina disociranih i nedisociranih elemenata određen *ravnotežnom konstantom*.

Disocijacija nešto smanjuje potisak, jer smanjuje temperaturu sagorevanja, a time i brzinu mlaza, ali se posledice disocijacije mogu delimično ublažiti naknadnom rekombinacijom u mlazniku, kada se više manjih molekula proizvoda sagorevanja sjedinjuju (asociraju) u jedan veliki molekul, istovremeno oslobađajući izvesnu količinu toplete. Ako je proces *zamrznut*, tj. ako se zadržava nepromenjenost sastava proizvoda sagorevanja, nema rekombinacije, pa su gubici od disocijacije povećani.

Sagorevanje čvrstih propergola, pored nekih sličnosti sa sagorevanjem tečnih propergola, ima svoje specifičnosti vezane za promenu agregatnog stanja polazne materije od čvrstog u gasovito (prema Arrheniusovu zakonu) kroz takozvanu *površinu gorenja*. Čvrst propergol gori stepenasto kroz niz hemijskih procesa, počev od unutrašnjosti propergolskog pakla pa ubr-

zано kroz površinu gorenja dok se ne dostigne konačna termodinamička ravnoteža u gasovitom stanju na nekom odstojanju od čvrste površine pakla. Za gorenje važi *Piobertov zakon*, prema kome se sve goreće površine pomeraju u pravcu upravnom na početnu površinu, s težnjom da paklo zadrži svoj prvobitni oblik sve do potpunog izgaranja. Taj zakon vrlo dobro odgovara gorenju velikih, geometrijski složenih propergolskih grumenata u savremenim raketnim jedinkama.

Konstrukcija i performanse grejne komore. Od trenutka izlaska kapljice propergola iz otvora brizgaljke pa do trenutka kad proizvodi sagorevanja izađu iz komore, u radnom fluidu je nastao niz hemijsko-fizičkih promena u toku određenog vremenskog intervala poznatog kao *vreme boravka* t_b . To je vreme izvanredno važan činilac za dimenzije komore, jer od njega zavisi minimalna zapremina komore potrebna za potpuno i efikasno sagorevanje. Sem vremena boravka, na veličinu minimalne zapremine komore još utiču: masa gasova u komori M_G , maseni protok ili potrošnja propergola $\dot{M}_p$ i karakteristična dužina komore $L_k^* = V_k/A_{gr}$. Karakteristična dužina komore hipotetična je veličina; to je dužina komore potpuno cilindričnog oblika sve do grla mlaznika, dakle s prečnikom ili presekom kao u grlu mlaznika A_{gr} . Za određeni tip propergola poželjno je da karakteristična dužina komore bude što manja, jer to znači tanje zidove i manju masu komore, manje toplotne gubitke kroz zidove, manje toplotno opterećenje, pa time i olakšano hlađenje zidova. Minimalna vrednost karakteristične dužine komore zavisi neposredno od vremena boravka, odnosno od vremena pripreme smeše i vremena gorenja smeše.



Sl. 95. Tipovi komore raketnih propulzora. a cilindrični tip, b cevasti tip, c loptasti (kruškasti) tip, d prstenasti tip

Komora može imati cilindrični, loptasti, konusni ili prstenasti oblik (sl. 95). *Cilindrični tip komore* (sl. 95a) najčešći je jer je jednostavan, kompaktn, lakše se izrađuje i jeftiniji je, iako je mehanički manje otporan, a termički više opterećen nego loptasti tip. Naročito je pogodan za čvrste propergole. *Loptasta (kruškasta) komora* (sl. 95c) manje je toplotno opterećena, mehanički je otpornija i pogodnija za nehipergole, ali je teža za izradu i pogodna samo za velike propulzore. *Konusni tip*, u kojemu presek opada prema mlazniku, napušten je zbog urođenih nedostataka. Njemu donekle sličan *cevasti tip* (sl. 95b), s konstantnim presekom sve do grla mlaznika, dovoljno je efikasan, ima minimalnu dužinu, minimalnu masu i minimalno toplotno opterećenje, ali i nedostatak da je gubitak potiska prilično velik i da je teško smestiti glavu s brizgaljkama. *Prstenasta komora* (sl. 95d) ima periferni umesto centralni položaj u odnosu na osu propulzora i prstenasti presek umesto kružnog. Taj tip komore dobro se uklapa na mlaznik čepnog tipa, ali ima veliko toplotno opterećenje i gubitak, teži je i složeniji, a manje mehanički otporan. Dobre su strane prstenaste komore: mogućnost da se reguliše pravac vektora potiska i veća stabilnost sagorevanja.

Toplotni problemi grejne komore. Vrlo visoka toplotna opterećenja (do $25 \cdot 10^7$ kJ/(m²h)) i visoke temperature zidova (do 1400 K) rezultat su visokih temperatura sagorevanja (~4000 K), visokih pritisaka (više od 10 MPa) i intenzivne predaje toplote s gasova na zidove konvekcijom, zračenjem i eventualnom rekombinacijom u mlazniku. Iako je količina zidovima odavane toplote procentualno vrlo malena (svega do 5%), pa je njen uticaj na stepen korisnosti komore takođe malen, ipak je tako izgubljena toplota, u apsolutnom smislu, vrlo teško opterećenje

za zidove komore i mlaznika. Zato je potrebna zaštita, bilo na tehnološkom ili na termodinamičkom principu.

Da bi se zaštitili na tehnološkom principu, zidovi komore su od materijala (bakar, čelik itd.) koji apsorbuju velike količine toplote bez opasnosti po svoja mehanička svojstva (princip toplotnog kapaciteta) ili pak od materijala koji odbijaju toplotu (princip refrakcije). *Princip toplotnog kapaciteta* je najstariji, ali, zbog ograničenja vremena rada propulzora i povećanja njegove mase, primenjuje se ograničeno i to u nekim propulzorima sa kratkim vremenom dejstva. Princip toplotnog kapaciteta naročito je pogodan za eksperimentalna istraživanja. *Princip refrakcije* koristi se materijalima refraktornog tipa (grafit, volfram, keramika itd.) za zaštitne prevlake zidova, čime se ometa i smanjuje prodor toplote u zidove. Nedostatak je refraktornih materijala mala otpornost na mehaničke i toplotne udare te na dejstvo korozije i oksidacije. Princip refrakcije primenjuje se na propulzorima sa čvrstim ili sa tečnim propergolima koji imaju niske temperature sagorevanja. Da bi se produžilo vreme dejstva propulzora, potrebno je taj metod toplotne zaštite kombinovati s regenerativnim metodom hlađenja. Najnovije tehnološko rešenje predstavlja *ablaciona zaštita*, koja iskorišćava svojstva nekih specijalnih materijala da, zagrejani do visokih temperatura, najpre akumuliraju izvesnu količinu primljene toplote, potom isparavaju, tope se ili sublimišu, oduzimajući gasovima velike količine toplote i zatim zajedno s gasovima izlaze iz komore. Za taj tip zaštite opšte primenjeni materijali za oblaganje zidova jesu fenolske smole, ojačane silikatnim, staklenim ili ugljeničnim vlaknima. Ablacioni tip zaštite pogodan je kao dopuna regenerativnom metodu hlađenja kad regenerativno hlađenje nije dovoljno za temeljnu zaštitu.

Termodinamički princip toplotne zaštite svodi se na hlađenje ugroženih zidova različitim postupcima, od kojih je *regenerativno hlađenje* najčešće. Kad je hlađenje regenerativno, jedna se od tečnih komponenta propergola (oksidatora ili još bolje goriva) sprovodi sa spoljašnje strane zidova hladeci ih, posle čega se tako zagrejana tečna komponenta uvodi u komoru da učestvuje u procesu sagorevanja. Regenerativnim postupkom zapravo se vraća procesu u komori dobar deo toplote koji se gubi na zidove, pa je zato taj postupak veoma ekonomičan, efikasan i produžava vreme rada propulzora. U glavne nedostatke regenerativnog metoda toplotne zaštite spada potreba za snažnim pumpama za potiskivanje rashladne komponente i savlađivanje pojačanih otpora, postojanje toplotnih i pritisnih naprezanja u zidovima, pogoršanje hlađenja na malim režimima (s mogućnošću izgaranja zidova) i ograničenost toplotne provodljivosti materijala, a time i intenziteta hlađenja. Regenerativni tip hlađenja pogodan je za propulzore srednjeg i većeg potiska sa dužim vremenom dejstva, dok se za vrlo velike potiske primenjuje u kombinaciji s drugim vidovima toplotne zaštite, a u kombinaciji sa ablacionim metodom može se koristiti čak i za propulzore sa malim potiskom.

Sem regenerativnog hlađenja, kao tipičnog spoljnog hlađenja, postoje i metodi unutrašnjeg hlađenja, kao što su *slojno* ili *transpiraciono hlađenje*. Slojno hlađenje sastoji se u ubacivanju mlazeva tečnosti, bilo kroz mlaznike na obimu glave s brizgaljkama, bilo kroz specijalne otvore na zidovima, radi obrazovanja zaštitnih slojeva duž zidova, što smanjuje toplotni fluks od gasova na zidove. Pri ubrizgavanju mahom se upotrebljava gorivo, mada može i oksidator, ali u svakom slučaju ubrizgavana zaštitna tečnost učestvuje u procesu gorenja u komori. Odlika tog metoda je jednostavnost rashladnog uređaja, dok je nedostatak povećana potrošnja propergola i izvestan gubitak potiska. Metod slojnog hlađenja pogodan je za male propulzore kao i za kosmičke letelice, kad se traži visok specifični potisak, višestruko startovanje i praktično neograničeni radni vek propulzora.

Varijanta ili kombinacija regenerativnog i slojnog hlađenja, poznata kao *transpiraciono* ili *znojno hlađenje*, sastoji se u sprovođenju rashladne komponente kroz mnogo sićušnih kanalića u poroznim zidovima. Već pri prolasku kroz kanaliće rashladna tečnost oduzima zidovima znatne količine toplote (regenerativni princip) da bi obrazovanjem zaštitnog sloja na unutrašnjoj strani zidova smanjivala toplotni fluks od gasova na zidove

(slojni princip), što takav metod hlađenja čini izvanredno efikasnim, pa i ekonomičnim. Zato je transpiraciono hlađenje pogodno za teško opterećene zidove nuklearnih raketnih propulzora (kao efikasnije i od slojnog i od regenerativnog načina hlađenja) i za komore budućih vrlo snažnih propulzora s potiscima do nekoliko miliona njutna. Nedostaci transpiracionog hlađenja jesu: teškoće u vezi s izradom poroznih zidova, smanjena otpornost zidova, postoji mogućnost da se začepi kanalići, pa je potrebno veoma fino prečišćavanje rashladne tečnosti. Transpiraciono hlađenje često se kombinuje s regenerativnim, naročito kad su u pitanju jaki propergoli.

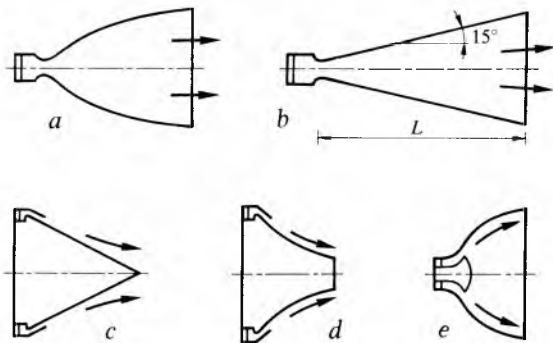
Specijalan, ali i ograničeno primenjivan, jeste *metod hlađenja zračenjem toplote* sa spoljnih slobodnih površina mlaznika. Taj se metod odlikuje jednostavnošću i lakoćom konstrukcije te neograničeno dugim vremenom dejstva. Kombinacija tog metoda sa slojnim hlađenjem naročito je pogodna za propulzore s malim potiscima i pritiscima sagorevanja.

Toplotna zaštita komora i mlaznika propulzora sa čvrstim propergolima ograničena je na tehnološki princip, bilo toplotnog kapaciteta, refrakcije, bilo ablacije.

Mlaznik

Za raketne propulzore, s pritiscima sagorevanja od 0,2 MPa pa do nekoliko desetina megapaskala i sa stepenima širenja daleko iznad kritičnog, nadzvučne brzine mlaza lako se ostvare pod uslovom da se primeni konvergentno-divergentni mlaznik. Idealnim mlaznikom smatra se mlaznik kojemu je na izlaznom otvoru postignuta puna ekspanzija $p_m = p_a$. To bi zahtevalo stalnu i proporcionalnu promenu izlaznog otvora mlaznika, saobrazno promenama spoljnog atmosferskog pritiska p_a pri promeni visine letenja. Tako bi na velikim visinama, zbog vrlo malog p_a i visokih stepena širenja (čak i više od 1000:1), trebalo primeniti vrlo velike izlazne otvore, što je vrlo teško s gledišta konstrukcije i mase, te funkcionisanja i mehaničke otpornosti mlaznika. Zato se izlazni presek mlaznika dimenzioniše za punu ekspanziju na nekoj određenoj visini, dok je na manjim visinama neizbežan režim nadekspanzije, a na visinama većim od nominalne režim podekspanzije, s odgovarajućim gubicima u potisku.

U konstrukciji nadzvučnog mlaznika karakteristična su dva dela: konvergentni za ubrzavanje gasova do zvučne brzine i divergentni za dalje ubrzavanje gasova preko brzine zvuka, da prelaz od jednog na drugi deo čini *grlo* ili najuži presek celog mlaznika. Tačno profilisanje konvergentnog dela nije bitno, glavno je postići što manju aksijalnu dužinu, postepen prelaz od komore na konusni konvergentni deo, zatim blag prelaz od konvergentnog na divergentni deo u grlu. Geometrija je divergentnog dela mnogo važnija i složenija, jer od nje zavise krajnja brzina mlaza i stabilnost strujanja kroz mlaznik, a takođe gabarit i masa mlaznika. Profil divergentnog dela može biti *konusan* s pravolinijskim zidovima, ili *zvonast* s krivolinijskim zidovima (sl. 96). Konusni tip ima konstantan ugao divergencije (do 30°), jednostavnu izradu, manju dužinu od idealne, te se najšire primenjuje na malim raketnim propulzorima. Glavni mu je nedostatak da se slabo prilagođava promeni režima letenja, a posebno visine, tako da ima znatne strujne gubitke na nenominalnim režimima.



Sl. 96. Savremeni tipovi nadzvučnih mlaznika raketnih propulzora. a zvonasti tip, b konusni tip, c klinasti tip, d čepni tip, e ekspanziono-defleksioni tip

Krivolinijski profil divergentnog dela može se približno odrediti *metodom karakteristika*, na osnovi strujnih uslova duž zidova. Taj metod je primenljiv za osnosimetrično strujanje i za grafičko proračunavanje profila mlaznika. Iako bi tako profilisani mlaznik teorijski davao najveći potisak, ipak se ne koristi u punoj svojoj dužini, već kao skraćeni mlaznik, jer se zadnji deo blizu izlaza odbacuje kao slabo koristan za ubrzavanje gasova, a tim i za stvaranje potiska. Time se postiže ušteda u dužini i masi, pa čak i u gubicima na trenje. Namesto metoda karakteristika za proračun služe mnogi manje ili više tačni i složeni metodi, analitički, empirijski, poluempirijski itd. Zvonasti (krivolinijski) profil divergentnog dela, s promenljivim opadajućim uglom divergencije od grla do izlaza, s obzirom na konusni profil odlikuje se malom dužinom i masom i boljim prilagođavanjem raznim režimima letenja i ekspanzije.

Pored danas već široko primenjivanih zvonastih mlaznika (sl. 96a) konstruišu se u poslednje vreme još složeniji, ali i efikasniji tipovi, kao što su *klinasti* (sl. 96c), *čepni* (sl. 96d) ili *ekspanziono-defleksioni* (sl. 96e) mlaznici. Osnovno je preimućstvo savremenijih tipova nadzvučnih mlaznika u smanjenoj dužini i masi, poboljšanom dejstvu na nenominalnim režimima letenja, naročito kad je nadekspanzija gasova u mlazniku, smanjujući mogućnost otepljenja gasne struje i pojave štetnih udarnih talasa u mlazniku. Masa mlaznika veoma utiče na izbor tipa mlaznika i nastoji se da bude što manja, makar uz izvesni gubitak u potisku, pa se uvek traži kompromis izvođenjem divergentnog dela s krivolinijskim profilom. Izuzetno se pribegava konusnom tipu kad se radi o maloj dužini, a veoma jednostavnoj konstrukciji i izradi, dok je za zvonasti tip obrnuto. Krivolinijski profili izrađuju se u obliku kružnog luka, elipsastog luka ili parabole.

Unutrašnjost zidova mlaznika oblaže se toplotnoprovodljivim i otpornim te ablativnim materijalima. Toplotnootporni materijali jesu grafit, molibden, volfram, a tipični ablativni materijali mahom su kombinacije grafitnih, ugljeničnih i kvarčnih tkiva natopljenih raznim fenolnim smolama.

Primenam raketnih propulzora za pogon balističkih projektila i raketnih letelica, zatim aviona, pa čak i kosmičkih letelica, zahteva kontrolu ubrzavanja i pravca kretanja letelica kontrolom veličine, pravca i vremena dejstva potiska. S obzirom na to propulzori su sa tečnim propergolima u preimućstvu zbog mnogo lakše kontrole tih činilaca. Postoje dva načina regulisanja veličine potiska propulzora s tečnim propergolima: kvalitativan i kvantitativan. Prvi se malo primenjuje, jer se ostvaruje promenom odnosa mešanja oksidatora i goriva, dakle kvalitetom smeše, čime se pogoršavaju efikasnost i stabilnost sagorevanja, toplotno opterećenje i vreme dejstva propulzora. Mnogo se više primenjuje kvantitativna regulacija, promenom količina obiju komponenata bez promene odnosa mešanja. To se postiže: a) promenom protoka komponenata u instalaciji napajanja, b) promenom ubrizgavanih količina aktiviranjem ili isključivanjem manjeg ili većeg broja brizgaljki na glavi, c) reguliranjem protoka u samim brizgaljkama. U varijanti a) protok se menja promenom režima rada turbopumpnog agregata ili aktiviranjem odgovarajućih ventila. Taj, inače prilično efikasan metod, jednostavan u funkcionalnom pogledu, ima velik nedostatak da je pogoršana efikasnost dejstva brizgaljki, odnosno kvaliteta pripreme smeše i njena sagorevanja. Isti nedostatak postoji i u varijanti b), ali je pojačan još i opasnošću izgaranja isključenih brizgaljki i neujednačenošću količine iz sastava smeše u poprečnom preseku komore. Metod regulisanja protoka u brizgaljci c) postiže promenu protoka propergola automatskom promenom veličine otvora brizgaljke, a time i otpora ubrizgavanja uz održavanje konstantnog pritiska ubrizgavanja. Taj je metod nesumnjivo najbolji s gledišta efikasnosti pripreme smeše, a time i sagorevanja, ali mu je nedostatak u tome što su konstrukcija i dejstvo brizgaljke veoma složeni, pa se zbog toga još ne primenjuje.

Poseban način kvantitativne regulacije potiska primenjen je za kombinaciju većeg broja komora—propulzora u jednom *grozdu* (skupini) na vrlo velikim raketama. Regulisanje ukupnog potiska cele rakete postiže se uključenjem ili isključenjem pojedinih komora, pa se taj sistem zove *stepenasta regulacija*.

Postupak je prilično jednostavan, ali zahteva određene mere za obezbeđenje stabilnosti i pravca letenja rakete, izdržljivosti na udarna opterećenja itd. Kombinacija kontinualne i stepenaste regulacije primenjena je na vrlo velikim propulzorskim grupama kosmičkih letelica, ali zbog složenosti potrebni su posebni automatski uređaji koji usklađuju dejstva raznih pogonskih grupa.

Vreme trajanja ili dejstva potisne sile kontrolira se prekidanjem i ponovnim uspostavljanjem rada propulzora. To nije za propulzore s tečnim propergolima velik problem, ali, kad su propergoli čvrsti, postoje teškoće jer je otežana kontrola procesa sagorevanja, a time i veličine potiska, i jer prekid rada, a pogotovo ponovo stavljanje raketnog propulzora u pogon nije jednostavno.

Kontrola pravca vektora potiska sasvim je drugi tip kontrole koja nema uticaja na zbivanja u komori, a time i na veličinu i trajanje potiska, već samo utiče na orijentaciju pravca dejstva potisne sile radi regulisanja pravca letenja. Za tu svrhu postoje različiti i relativno jednostavni uređaji, odnosno metodi: a) obrtanje mlaznika oko svoje poprečne ose (obrtni mlaznik), b) aktiviranje posebnih pomoćnih malih mlaznika, c) kompresiono skretanje glavnog mlaza gasova dejstvom neke sile na mlaz, d) ekspanzionno skretanje glavnog mlaza izazivanjem strujnih poremećaja da bi se osa mlaza skrenula iz prvobitnog pravca. Izbor određenog tipa kontrole pravca vektora potiska zavisi od karakteristika propulzora i letelice. Za kratku, ali jaku promenu pravca pogodna su krilca u gasnom mlazu (kompresiono skretanje), dok je za raketne sisteme s visokim temperaturama gasova, a za male promene pravca vektora potiska, najefikasnija gasna ili ekspanzionna kontrola s ubacivanjem sekundarnog vazduha ili gasa u glavnu struju. Za prve stupnjeve raketa s više stupnjeva i normalnom kontrolom potiska obrtni su mlaznici bez premca.

Pogonske materije (propergoli)

Propergoli (propelanti) su pogonske materije čijim se termohemijskim razlaganjem ili egzotermskom reakcijom proizvodi toplotna energija. Propergol je, zapravo, kombinacija oksidatora i goriva, i kad se obe komponente pojavljuju u jednom molekulu, reč je o *monoergolu*, a kad su to dve posebne materije, radi se o *bienergolu*. Ako je propergol takva sastava i svojstava da se paljenje uspostavlja već dodiranjem obeju komponenti, naravno pod pogodnim uslovima, tada se zove *hipergol* (samoupaljiva pogonska materija). Ako se obe komponente nalaze u različitim agregatnim stanjima, tada se radi o *litergolu* (hibridni propergol).

Od propergola se zahteva: visok energetska kvalitet (velika koncentracija latentne energije u jedinici mase), visok kinetički kvalitet (velika brzina, odnosno kratko vreme oslobađanja početne energije, i velika stabilnost) i visok eksploatacioni kvalitet (lakoća korišćenja, napajanja, skladištenja itd.). Budući da je nemoguće potpuno ispuniti sve postavljene zahteve, potreban je kompromis ili se zadovolje samo najvažniji zahtevi, a to su velika energetska koncentracija (toplotna moć) i velika gustina (radi smanjenja rezervoara).

Propergoli se mogu grupisati na više načina: prema agregatnom stanju, prema broju i spoju komponenti, prema vrsti oksidatora, performansama itd. Najuočljivije razvrstavanje je prema agregatnom stanju, jer od toga zavise ne samo performanse već i konstrukcija, višestrukost upotrebe propulzora (dakle i namena) itd. Postoje tečni, čvrsti i hibridni propergoli, s mnogo kombinacija oksidatora i goriva.

Među tečnim propergolima izdvajaju se *monoergoli*, kao homogeni fluidi sposobni za održavanje egzotermске reakcije i za proizvodnju gasova visokog potencijala. Oni se javljaju bilo u obliku složenih molekula u kojima je i oksidator i gorivo, bilo u obliku smeša više jedinjenja goriva i oksidatora (nitrometan, propilnitrat, nitroglicerol, hidrazin, perhidrol ili vodonik-superoksid). Osnovna preimućstva monoergola u eksploataciji jesu: jednostavnost i sigurnost dejstva i upotrebe, uprošćeno ubrizgavanje manjim brojem brizgaljki, stabilniji rad propulzora, lako posluživanje i rukovanje. Nedostaci su: ograničena toplotna moć, nemogućnost primene monoergola kao rashladnog sredstva, osetljivost na potrese i udare.

Biergoli čine glavnu grupu tečnih propergola i mogu se podeliti prema performansama i upotrebi na *kriogene* (niskokipeće) i *skladišne* (visokokipeće). Kriogeni propergoli, na osnovi niskokipećih tečnih oksidatora, održavaju se u tečnom stanju na izuzetno niskim temperaturama, te se pod normalnim atmosferskim uslovima ne mogu skladištiti bez specijalnih postupaka i sredstava, jer su jedina dva oksidaciona sredstva, kiseonik i fluor, gasovi na normalnim pritiscima i temperaturama. U skladišnim biergolima su kiseonik ili fluor kombinovani s nekim elementima u tečnom stanju, što olakšava skladištenje, ali im smanjuje oksidatorsko dejstvo, a time i performanse. Skladišni propergoli mogu se čuvati u potpuno izolovanim rezervoarima neograničeno dugo i uvek su spremni za brzu upotrebu.

Kriogeni oksidatori imaju kritično temperaturno područje ispod $+50^{\circ}\text{C}$, dok skladišni iznad te temperature. S obzirom na to da u današnjim raketnim propulzorima s tečnim propergolima oko 85% mase kompletnog propulzora čini masa oksidatora, mora se pri izboru oksidatora o tome voditi strogo računa, jer većinom konstrukcija propulzora zavisi više od sastava oksidatora nego goriva. Odatle i podela biergola prema oksidatoru, bilo u obliku kiseonika, azotne kiseline ili perhidrola, dakle niskokipećih ili visokokipećih svojstava. Kao niskokipeći oksidator najviše se primenjuje tečni kiseonik, koncentrisana azotna kiselina i donekle perhidrol, a zadnjih se godina ispituju tečni fluor i smeša azotnih oksida. Broj pogodnih oksidatora dosta je malen s obzirom na vrlo mnogo primenljivih goriva. Karakteristično za primenjene oksidatore jeste sadržaj samo pet osnovnih elemenata: kiseonika, fluora i hlora, kao aktivnih elemenata, i vodonika i azota kao inertnih, stabilizacionih elemenata.

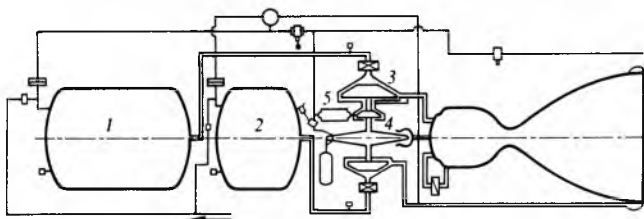
Od mnoštva postojećih goriva najširu su primenu našle tri grupe goriva: ugljovodonici (nafteni, parafini, aromati), alkoholi (etil, metil) i amino-jedinjenja (anilini). Od klasičnih se goriva najviše upotrebljavaju derivati nafte (benzin, petroleum, dizelsko ulje itd.), i to one frakcije koje imaju najveći odnos vodonika prema ugljeniku, a time i maksimalnu energiju po jedinici mase smeše. Kombinacija azota i vodonika (hidrazin, amonijak) daje veće specifične potiske nego ugljovodonici. Mnogobrojne kombinacije raznih tipova goriva s oksidatorima daju vrlo različite performanse, ali mahom ograničene jediničnim impulsima (u području 200 do 300 sekundi). Radi povećanja jediničnog impulsa pribegava se upotrebi *trienergola*, odnosno trokomponentnih propergola, u kojima je osnovnom tipu propergola dodat neki metal da bi se iskoristila izvesna preimućstva metala, naročito metala s malom atomskom masom (litijum, berilijum, bor, aluminijum). Triergoli daju veću toplotu sagorevanja, pa je s jednom takvom kombinacijom $\text{O}_2/\text{Be}/\text{H}_2$ postignut, pod određenim uslovima, najveći jedinični impuls (456 sekundi) među postojećim hemijskim gorivima.

Čvrsti propergoli, pored čvrstih pogonskih materija, obuhvataju i vrlo viskozne fluide, a zajednička im je stabilnost na sobnoj temperaturi. Javljaju se u različitim oblicima, veličinama i načinima izrade, pod opštim nazivom *grumen* ili *paklo*. Njihova se najvažnija svojstva grupišu u energetska, fizička i mehanička. Energetska svojstva uključuju toplotnu moć, dok se fizička odnose na gustinu, molekulsku masu, toplotna svojstva itd. Mehanička svojstva obuhvataju otpornost grumena na mehaničke udare, potrese, postojanost prema temperaturi u širokom području, tj. da nisu kruti na niskim, a plastični na visokim temperaturama. Dva osnovna tipa čvrstih propergola jesu: *homogeni* (dvobazni) i *heterogeni* (složeni). Homogeni tip sastoji se od goriva s dovoljno vezanog kiseonika za hemijsku reakciju. Tipičan je predstavnik *koloidni barut* u raznim varijantama (kordit, balistit). Heterogeni tip je sastavljen od organskih gorivnih vezača i oksidatora, odnosno od dobro izmešanih organskih goriva i kristala oksidatora, i postoji u mnogo kombinacija (poznatih kao kompozicije). Čvrsti propergoli imaju neka preimućstva nad tečnim, kao što su: jednostavnija konstrukcija propulzora i njegove komore, velika spremnost za brzo i pouzdano startovanje, sigurnost u skladištenju, lako rukovanje i paljenje. Nedostaci su: manji potisk, teškoće regulisanja potiska i ponovnog startovanja, velika masa propulzora.

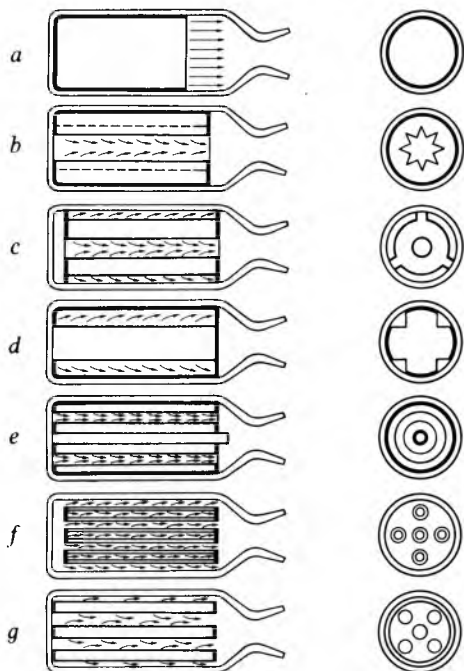
Hibridni propergoli (litergoli) mešane su pogonske materije u različitim agregatnim stanjima. Čvrsta komponenta može biti gorivo, a tečna oksidator (*direktna shema*), ili pak oksidator u čvrstom, a gorivo u tečnom stanju (*obrnuta shema*). Obično se primenjuje obrnuta shema.

Dopremanje goriva i oksidatora u komoru u najužoj je vezi s njihovim agregatnim stanjem i snažno utiče ne samo na konstrukciju već i na rad propulzora. Tečni propergoli dopremaju se pomoću odgovarajuće instalacije u kojoj je glavni potisni uređaj na pneumatskom ili pumpnom principu. Pneumatski princip koristi se sabijenim inertnim gasom iz posebnog rezervoara za potiskivanje tečnih oksidatora i goriva iz njihovih rezervoara u komoru. Preimущества su mu jednostavnost i pouzdanost, a nedostatak znatna masa propulzora zbog posebnog i glomaznog rezervoara za inertni gas. Taj se tip primenjuje na propulzorima s malim dopuštenim pritisima sagorevanja u komori i sa malim potiscima, gde su jednostavnost i pouzdanost važniji od težine. Primenjuje se na srednjim raketnim podizačima (busterima), u pomoćnim raketnim propulzorima i na prvim kosmičkim propulzorima.

Turbopumpni uređaj za napajanje komora (sl. 97) sastoji se od izvora pogonske energije, tj. turbine, i odgovarajućih potrošača te energije, tj. pumpi za gorivo i za oksidator. Eventualno postoji i pomoćna komora ako je turbina gasnog tipa, s korišćenjem proizvoda sagorevanja i pomoćne komore. Radni fluid za turbinu može biti, umesto gasova, vodena pregrijana para iz posebnog generatora, te je i turbina parnog tipa. Turbopumpni uređaj složeniji je od pneumatskog, ali je bolji za veće brzine letenja i duže trajanje leta. Sem toga, ima manju težinu i bolje je prilagođen visokim pritisima sagorevanja u komori. Naročito je pogodan za monoergole jer ima najjednostavniju instalaciju, najmanji broj sastavnih elemenata, nije potrebna kontrola sastava smeše i olakšava regulisanje potiska.



Sl. 97. Shema instalacije turbopumpnog sistema za napajanje komora. 1 oksidator, 2 gorivo, 3 pumpa, 4 turbina, 5 pomoćna komora



Sl. 98. Oblici propergolskog grumena (pakla)

Čvrsti propergoli nemaju nikakvu instalaciju napajanja i mogu se smestiti u komori pri njenoj izradi. U izradi propergolskog pakla (presovanjem ili livenjem) i pri njegovu smeštaju u komoru najvažniji je činilac geometrija pakla (grumena), jer ona mnogo utiče na efikasnost, stabilnost i trajanje procesa gorenja (sl. 98). Naime, promenom geometrije površine gorenja menjaju se vreme gorenja i pritisak, a time i stepen širenja u mlazniku, brzina mlaza i najzad potisak. Tako prema *progresivnom zakonu* pritisak gorenja i potisak rastu tokom vremena, a to se postiže sa spoljnim segmentnim oblikom grumena, dok se prema *neutralnom zakonu* pritisak i potisak ne menjaju s vremenom, što je ostvarljivo sa cigarnim tipom grumena. *Regresivni zakon* gorenja s opadanjem pritiska i potiska tokom vremena postoji kod zvezdastog oblika grumena s unutrašnjim i spoljnim gorenjem. Prema položaju površine gorenja ili prema smeru i pravcu pomeranja fronta plamena oblik propergolskog grumena može biti *cigarni* (sl. 98a) ili *cevni* (sl. 98b i c).

Vrlo mnogo profilâ poprečnog preseka propergolskog grumena omogućava kontrolu brzine i vremena gorenja, a preko njih i pritiska u komori, odnosno potiska propulzivnog mlaza. Nedostatak svih tipova propergolskog grumena jest što onemogućavaju regulaciju potiska, a pri eventualnom prekidu sagorevanja nije moguće ponovo uspostaviti paljenje.

Performanse raketnog propulzora

Potisak raketnog propulzora jeste rezultanta svih spoljnih i unutrašnjih sila na spoljnim i unutrašnjim površinama letelice:

$$F = \int P dA_x + \int p dA_x = \dot{M} v_{xm} + A_m(p_m - p_a), \quad (102)$$

gde je $v_m \approx v_{xm}$ prosečna vrednost aksijalne komponente brzine mlaza na izlazu (indeks m), dok je $\dot{M}$ maseni protok gasova, odnosno masena potrošnja propergola pri sagorevanju u komori. Vidi se da je potisak sačinjen od *kinetičke komponente* $\dot{M} v_{xm}$, ostvarene porastom količine kretanja gasova pri širenju kroz mlaznik, i *pritisne komponente* $A_m(p_m - p_a)$, nastale usled razlike pritiska gasova i okolnog atmosferskog vazduha ili sredine. Izraz (102) važi za bilo koji režim rada i režim letenja. S promenom režima sagorevanja u komori menjaće se obe komponente potiska zbog istovremene promene brzine mlaza i pritiska na izlazu, dok s promenom režima letenja nastaje promena samo pritisne komponente, što zavisi od visine letenja, odnosno od visine odgovarajućeg režima širenja kroz mlaznik (podekspanzije, pune ekspanzije ili nadekspanzije). Iz nešto preinačenog izraza:

$$F_z = F_0 + A_m(p_0 - p_z), \quad (103)$$

vidi se da potisak na bilo kojoj visini F_z mora biti veći od potiska na površini Zemlje F_0 za iznos pritisne komponente $A_m(p_0 - p_z)$, zbog opadanja atmosferskog pritiska od p_0 na površini Zemlje do p_z na visini Z . Taj je porast potiska pri porastu visine važno preimущество raketnog propulzora nad aspiracionim. Sem toga, potisak ne zavisi ni od brzine letenja, što se vidi iz izraza (102), u kojemu ne postoji brzina letenja v_0 . Najzad treba imati u vidu i treće, možda najvažnije preimущество raketnog propulzora, a to je da ne zavisi od sredine u kojoj radi, što znači da može raditi čak i u kosmičkim prostranstvima bez atmosfere.

Performanse raketnog propulzora mogu se još pogodnije prikazati *specifičnim potiskom*:

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{M}} = v_{em}, \quad (104)$$

gde je efektivna brzina mlaza: *

$$v_{em} = v_m + \frac{A_m(p_m - p_0)}{\dot{M}}. \quad (105)$$

Efektivna brzina mlaza je hipotetična veličina samo za pod-ekspanziju ili nadekspanziju $p_m \leq p_a$, a jednaka je stvarnoj

brzini mlaza samo pri punoj ekspanziji $p_m = p_a$. Efektivna brzina mlaza jedan je od najvažnijih parametara performansi raketnih propulzora i zavisi isključivo od uslova sagorevanja u komori i širenja u mlazniku, a nezavisna je od spoljnih atmosferskih uslova. Pri punoj ekspanziji s konstantnim stepenom širenja efektivna je brzina mlaza proporcionalna temperaturi sagorevanja i molekulskoj masi proizvoda sagorevanja u komori. U direktnoj vezi s efektivnom brzinom mlaza stoji *jedinični impuls*:

$$I_j = \frac{I}{G} = \frac{F}{\dot{G}} = \frac{v_{em}}{g}, \quad (106)$$

gde je $\dot{G}$ težina propergola utrošenog u vremenu rada propulzora t . Jedinični impuls ima dimenziju vremena s.

Brzina mlaza na izlazu mlaznika rezultat je sagorevanja u komori i širenja (ubrzavanja) u mlazniku. U idealiziranom procesu, tj. za izobarsko sagorevanje i izentropsko širenje ostvarljiva maksimalna (izentropska) brzina mlaza jeste:

$$v_{miz} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R}{M} T_k \left[1 - \left(\frac{p_m}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (107)$$

gde je $p_k/p_m = \pi_m$ stepen širenja u mlazniku od pritiska sagorevanja u komori p_k do pritiska gasova na izlazu mlaznika p_m . Iz izraza (107) vidi se da brzina mlaza prvenstveno zavisi od temperature u komori, molekulske mase proizvoda sagorevanja M i od stepena širenja u mlazniku. Visoke temperature u komori ostvarljive su sa stehiometrijskim smešama određenih propergola, ali obično s visokom molekulskom masom produkata sagorevanja, čime je umanjena korist od visoke temperature T_k . Naprotiv, mala je molekulska masa ostvarljiva s bogatom smešom, a to znači niže temperature, pa se ide na kompromis da bi se postigao maksimalan odnos T_k/M , a time i najveća efektivna brzina mlaza, odnosno potisak. Uvek je bolje pribegavati manjim vrednostima molekulske mase pri konstantnoj temperaturi nego težiti visokim temperaturama, jer one mogu dovesti do nepoželjne disocijacije i sa tim u vezi do skopćanih gubitaka i do izgaranja zidova zbog toplotnog preopterećenja.

Zbog gubitaka na trenje i odavanja toplote u mlazniku stvarna je brzina mlaza manja od izentropske:

$$v_m = \varphi_m v_{miz}, \quad (108)$$

gde je $\varphi_m = v_m/v_{miz}$ koeficijent brzina u mlazniku (vrednosti 0,93...0,99). Između koeficijenta brzina i stepena korisnosti mlaznika postoji veza $\varphi_m^2 = \eta_{Miz}$. Budući da gubici postoje i u komori, to se *unutrašnji ili termokinetički stepen korisnosti* raketnog propulzora izražava sa: $\eta_i = \eta_K \eta_{Miz}$ (u praksi je dostigao vrednosti 0,40...0,70). Budući da pri pretvaranju ostvarenog porasta kinetičke energije u propulzivnu energiju postoje gubici u mlazu $\frac{1}{2}(v_m - v_0)^2$, to je spoljni ili *propulzivni stepen korisnosti* merilo tih gubitaka:

$$\eta_s = \eta_p = \frac{2v}{1+v^2}, \quad (109)$$

gde je $v = v_0/v_m$ odnos brzina letenja i mlaza.

Tada je ukupni stepen korisnosti:

$$\eta_u = \eta_i \eta_s = \frac{F v_0}{\dot{M}_g H_i + \dot{M} \left(h + \frac{v_0^2}{2} \right)}, \quad (110)$$

gde su $\dot{M}$ i $\dot{M}_g$ protoci gasova, odnosno goriva, h je entalpija propergola pred početak sagorevanja, a H_i toplotna moć goriva. Obično se entalpija smeše zanemaruje, pa se konačno dobija za *ukupni stepen korisnosti*:

$$\eta_u = \frac{2}{\frac{1}{\eta_i} + v^2}. \quad (111)$$

Diferenciranje izraza (111) pokazuje da ukupni stepen korisnosti raketnog propulzora dostiže svoj maksimum kad je $v_{opt} = 1/\sqrt{\eta_i}$, što znači da je $\eta_u = \sqrt{\eta_i} = 1$ kad se izjednače brzine mlaza i letenja i kad istovremeno nema unutrašnjih gubitaka, tj. $\eta_i = 1$.

Budući da se pri ispitivanju raketnih propulzora na probnom stolu mogu lako meriti potisak F , pritisak u komori p_k i protok (težinski $\dot{G}$ ili maseni $\dot{M}$), to se, za poznati presek grla mlaznika A_{gr} , performanse mogu lako izražavati i preko koeficijenta protoka, koeficijenta potiska i karakteristične brzine. Koeficijent težinskog protoka jeste:

$$C_G = \frac{\dot{G}}{p_k A_{gr}}. \quad (112)$$

Za određene se kombinacije propergola eksperimentima nalazi zavisnost C_G od pritiska sagorevanja u komori i izražava nizom krivih $C_G = f(p_k)$ za svaku propergolsku kombinaciju, pa te krive dalje služe za određivanje specifične potrošnje svakog propergola. Ako se koristi maseni protok, tada je:

$$C_M = \frac{\dot{M}}{p_k A_{gr}} = \frac{1}{c^+}, \quad (113)$$

gde je c^+ tzv. *karakteristična brzina u komori*. Karakteristična brzina zavisi samo od temperature sagorevanja i molekulske mase gasova te definiše raspoloživu energiju na kraju sagorevanja; ona predstavlja termodinamičku karakteristiku određenog propergola i nema veze s procesom širenja u mlazniku. Koeficijent potiska jeste:

$$C_F = \frac{F}{p_k A_{gr}} = \frac{F_{sp}}{c^+} = C_G \eta_i = \frac{v_m}{c^+}. \quad (114)$$

Koeficijent potiska ne zavisi od radnih i konstrukcijskih karakteristika komore, već samo od konstrukcije mlaznika te predstavlja karakteristiku mlaznika.

Radna sposobnost raketnih propulzora izražava se pomoću sile potiska, a ekonomičnost specifičnom potrošnjom, odnosno njenom recipročnom vrednosti — specifičnim potiskom. Tako se karakteristike raketnog propulzora prikazuju u obliku krivih zavisnosti potiska i specifičnog potiska od režima letenja rakete i režima rada propulzora (ako se zanemari uticaj promena odnosa mešanja komponenata). Tako je uticaj režima letenja izražen preko promene visine, što daje *visinsku karakteristiku* kao zakon promene potiska i specifičnog potiska u funkciji visine, pri konstantnom masenom protoku i pritisku u komori. Oba parametra rastu pri povećanju visine zahvaljujući porastu stepena širenja kroz mlaznik.

Prigušna ili protočna karakteristika daje zavisnost potiska i specifičnog potiska od potrošnje propergola ili protoka gasova, na ustaljenoj visini i pri konstantnom pritisku sagorevanja u komori. Protočna karakteristika pokazuje da s povećanjem masenog protoka potisak raste uglavnom linearno, dok specifični potisak raste prema krivolinijskom zakonu.

Treća moguća karakteristika, *brzinska karakteristika*, za raketne propulzore nema nikakva smisla, jer brzina ne utiče na potisak i specifični potisak, pa ti parametri ostaju konstantni na svim brzinama letenja.

Primena raketnih propulzora

Primena raketnih propulzora zavisi od tipa propulzora i propergola. Postoje, uglavnom, određene oblasti primene propulzora s tečnim, čvrstim ili hibridnim propergolima. Propulzori s tečnim propergolima primenjuju se na raketama s visokim potiscima, s visokim jediničnim impulsima i mogućnošću njihova regulisanja, zatim kad se operiše s nižim pritiscima sagorevanja u komori za koje je čvrst propergol nepodoban. Raketni su propulzori s čvrstim propergolima ograničeno primenjeni, iako imaju prilična preimućstva jer su konstrukcijski i funkcionalno jednostavniji, pouzdaniji, lakši za startovanje, jeftiniji za proizvodnju i projektovanje. Neki od njihovih ranijih nedostataka, kao što su manji jedinični impuls, veća specifična

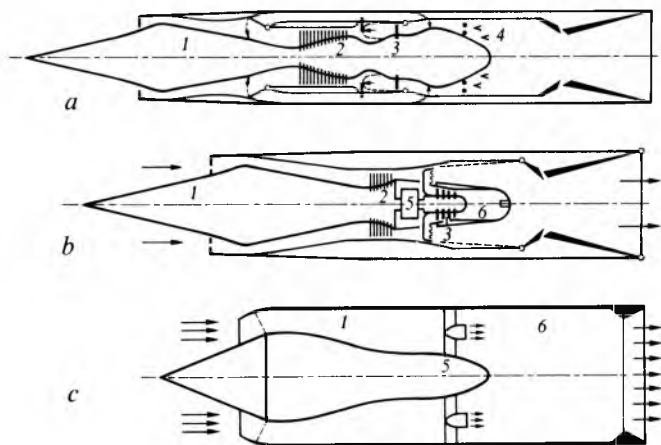
težina, nemogućnost regulisanja veličine i pravca potiska tokom letenja, docnije su smanjeni, čime su poboljšane performanse i produženo vreme dejstva, tako da počinju konkurisati uspešno propulzorima s tečnim propergolima u domenu raketa-podizača (bustera). Ta su poboljšanja i neka preimućstva došla do izražaja naročito za promene orbite i pravca letelice u kosmosu. Zbog jednostavnosti i ekonomičnosti raketni propulzori s čvrstim propergolima nezamenljivi su za meteorološke rakete, a posebno su pogodni kao specijalni raketni podizači (npr. s Meseca) ili kao pomoćni propulzori za poletanje teških aviona ili raketa.

U poslednje se vreme upotrebljavaju za pomoćne svrhe u kosmičkoj propulziji raketni propulzori s hibridnim propergolima (litergolima), jer su u pogledu jediničnih impulsa bolji od propulzora sa čvrstim propergolima, a konstrukcijski i funkcijski su jednostavniji i pouzdaniji nego propulzori s tečnim propergolima.

HIBRIDNI PROPULZORI

Sve složeniji zadaci nadzvučnih letelica i sve teži uslovi letenja, počev od startovanja do dostizanja velikih visina i nadzvučnih brzina, postavljaju skoro nerešive probleme pogonskoj grupi. Podobnost nekog propulzora za određenu misiju određuje se prema njegovu specifičnom potisku i specifičnoj težini, pri čemu su najvažnija dva režima letenja: režim startovanja s ubrzavanjem pri penjanju i režim maksimalne horizontalne brzine. Turbomlazni propulzori nisu dorasli za pogon u gornjem delu brzinskog područja ($3 \cdots 7 Ma$), a nabožno-mlazni propulzori u području malih nadzvučnih i podzvučnih brzina (ispod $1 Ma$). Raketni tipovi propulzora imaju priličnih nedostataka u širokoj oblasti brzina. Samim tim su manje-više oortane oblasti efikasne primene svakog od tih tipova propulzora. Turbomlazni propulzor nadmoćan je u području podzvučnih, zvučnih i umereno nadzvučnih brzina. Dvostrujna varijanta naročito je pogodna za dozvučne brzine zbog svoje ekonomičnosti, a varijanta s dogrevnom komorom za nadzvučne brzine. Varijanta s dogrevnom komorom predstavlja već prvi korak ka hibridnom propulzoru, tj. kombinaciji dvaju različitih tipova propulzora.

Kombinacija dvostrujnog turbomlaznog propulzora s nabožno-mlaznim propulzorom (sl. 99 a) mogla bi se uspešno primeniti i na ultrazvučnim brzinama letenja $\sim 7 Ma$, a na još većim brzinama od $7 \cdots 10 Ma$ specijalna varijanta nabožno-mlaznog propulzora s nadzvučnim sagorevanjem, ili hibridna kombinacija turbomlaznog s raketnim propulzorom (sl. 99 b), ili kombinacija nabožno-mlaznog s raketnim propulzorom (sl. 99 c).



Sl. 99. Sheme hibridnih propulzora. a kombinacija turbomlaznog i nabožno-mlaznog propulzora, b kombinacija turbomlaznog i raketnog propulzora, c kombinacija raketnog i nabožno-mlaznog propulzora; 1 uvodnik, 2 kompresor, 3 turbina, 4 dogrevna komora, 5 raketni motor, 6 komora

Hibridni propulzori mogu poslužiti kao vrlo efikasni podizači ultrabrzih aviona ili za vrlo velike horizontalne brzine letenja. Kao podizači mogli bi se upotrebiti za ubrzavanje letelice i penjanje do željene visine, a kao propulzori bili bi

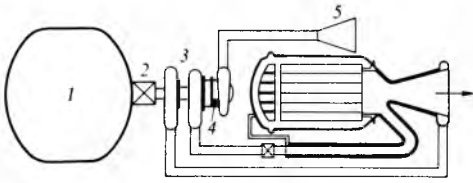
pogodni za poletanje, krstarenje i sletanje normalnih aviona. Najmanju bi specifičnu potrošnju na svim brzinama imala turbomlazna—nabožno-mlazna kombinacija, a najmanju specifičnu težinu nabožno-mlazna—raketna kombinacija.

NUKLEARNI PROPULZORI

Dva osnovna nedostatka hemijskih raketnih propulzora jesu ograničeni jedinični impuls (do 400 sekundi) i veoma ograničen izbor pogodnih propergola, što se ima pripisati krupnim nedostacima hemijskih izvora energije. Mala koncentracija energije u hemijskim gorivima posledica je zavisnosti termohemijskih procesa od strukture goriva, jer je aktivnost atoma određena njihovom elektronskom strukturom, a količina energije oslobođene sagorevanjem zavisi od promene energije elektrona. Budući da energija formacije (spoja) jednog elektrona iznosi svega nekoliko elektronvolta po jednom reagujućem paru atoma, to i energija termohemijske reakcije ne iznosi više od nekoliko elektronvolta. Nasuprot tome, u nuklearnoj se reakciji oslobađa mnogo veća energija, jer energija spoja jednog nukleona dostiže nekoliko miliona elektronvolta. Dalje preimućstvo nuklearnih izvora energije leži u mnogo širem izboru propulzivnog fluida, jer se od njega ne zahteva da istovremeno bude i radna materija (gorivo) i propulzivna materija (gasovi). Nuklearni procesi s lakoćom razvijaju ogromne temperature, vrlo opasne za mehaničku sigurnost elemenata reaktora i komore. To neizbežno zahteva vrlo intenzivno hlađenje i sniženje temperature fluida na približno 3000 K, što je prilično manja temperatura nego u proizvodima sagorevanja hemijskih goriva u raketnim propulzorima. Međutim, zahvaljujući maloj molekulskoj masi vodonika kao propulzivnog fluida, postižu se ipak veći jedinični impulsi (između 800 i 1600 sekundi). Još jedna vrlo važna karakteristika nuklearnih izvora energija za propulziju jeste sasvim mala masa potrebnog nuklearnog goriva.

Zasad imaju dobre izgleda za nuklearne propulzore samo tri energetska nuklearna procesa: *fuzija*, *fisija* i *energija izotopa*. U procesu fisije (cepanja) proizvodi se, sem ostalog, velika toplota koja se u izmenjivaču ili reaktoru prenosi na propulzivni fluid, da bi se širenjem propulzivnog fluida u mlazniku postigla velika brzina mlaza, odnosno veliki potisak. Time je nuklearni propulzor vrlo sličan hemijskom raketnom propulzoru, s tim što je komora zamenjena reaktorom kao izvorom toplote. Najveće prepreke široj primeni nuklearnog tipa propulzora jesu zagađenje propulzivne materije i okoline produktima fisije, što zahteva izvanrednu predostrožnost i zaštitne mere, pa veoma komplikuje konstrukciju i povećava masu celog sistema. Nuklearni proces fuzije (spajanja) ima preimućstvo nad procesom fisije, jer nema opasnih fragmenata cepanja, a postoji i mogućnost da se toplota neposredno prenosi na propulzivni fluid, čime se postižu osetno bolje performanse. Pri sadašnjem stepenu razvoja takvi bi propulzori bili još veoma teški i glomazni. Konstrukcija propulzora može se prilično pojednostavniti ako se iskorišćuje energija radioaktivnih izotopa, i to za zagrevanje radno-propulzivnog fluida, ali bi ostvarljivi potisci bili vrlo maleni iako bi jedinični impuls dostizao i do 700 sekundi. I za takav tip propulzora problem je biološke zaštite glavna prepreka njegovoj primeni.

Za iskorišćenje toplote proizvedene u nuklearnom reaktoru dolaze u obzir turbomlazni, nabožno-mlazni i raketni propulzor, a primenjeni tip reaktora predodređuje i odgovarajući tip propulzora, pri čemu je važan i način odvođenja toplote iz reaktora. Za odvođenje toplote postoje dve varijante: neposredno i posredno zagrevanje propulzivnog fluida. U prvoj varijanti (*otvoreni ciklus*) propulzivni fluid struji direktno kroz reaktorske kanale (sl. 100), hladeći reaktor, a pri tom se i sam zagreva, tako da reaktor zamenjuje grejnu komoru. Ta varijanta je konstrukcijski najjednostavnija i najlakša, ali i najopasnija zbog zagađenja propulzivnog fluida, a time i okoline. Druga varijanta (*zatvoreni ciklus*), sa posrednim zagrevanjem, primenjuje poseban fluid u reaktoru da bi se preko njega predavala toplota iz reaktora propulzivnom fluidu u izmenjivaču toplote, tj. prvi radni fluid je samo posrednik između reaktora i izmenjivača. Time je smanjeno zagađenje okoline,



Sl. 100. Shema nuklearnog raketnog propulzora s otvorenim ciklusom. 1 tečni vodoničar, 2 ventil, 3 pumpe, 4 turbine, 5 izduvni mlaznik turbine

ali su povećani složenost i masa sistema. Izuzetno dobre izgleda za korišćenje nuklearne toplote imaju raketni propulzori, a donekle i nabojno-mlazni propulzor, dok su mogućnosti i izgledi za turbomlazni tip mnogo manje, pogotovu za pogon aviona, jer bi takav pogon bio racionalan samo za avione izvanredno velike brzine i visine letenja i velike korisne nosivosti. Za radijuse dejstva do 9000 km veliki bi avion na nuklearni pogon morao i mogao nositi mnogo veći korisni teret pri istoj startnoj masi nego klasični avion, a pogotovu bi bio nezamenljiv za radijuse dejstva 18000 km. Veliko operaciono preimućstvo nuklearnog propulzora jeste vrlo dugo, ali ne i neograničeno dejstvo.

KOSMIČKI PROPULZORI

Principi dejstva kosmičkih propulzora. Za propulziju kosmičkih letelica kroz bezvazdušni prostor i van gravitacionih polja planeta treba kosmički propulzor da savlada samo sile inercije letelice. Samostalni propulzor može proizvesti potisak samo na osnovi promene količine kretanja izbacivane mase M u jedinici vremena brzinom v_m . Prema drugom Newtonovu zakonu potisna je sila:

$$F = \frac{d(Mv_m)}{dt} = v_m \frac{dM}{dt} + M \frac{dv_m}{dt} \quad (115)$$

Pošto se materija, mahom, izbacuje konstantnom brzinom ($v_m \approx \text{const.}$), to je $M dv_m/dt = 0$, a kako je $dM/dt = \dot{M}$, to je:

$$F = \dot{M} v_m \quad (116)$$

Izraz (116) važi za hemijske i za kosmičke raketne propulzore. Kinetička energija izbacivane mase u jedinici vremena predstavlja snagu mlaza:

$$P_m = \frac{\dot{M} v_m^2}{2} = \frac{F^2}{2\dot{M}} = \frac{F_{sp} F}{2}, \quad (117)$$

pri čemu je specifični potisak $F_{sp} = F/\dot{M}$. Snaga P koju treba da proizvodi celokupni propulzivni sistem mora biti veća od snage mlaza: $P > P_m$, jer postoje gubici snage P pri prenosu i pretvaranju u snagu mlaza. Ti su gubici obuhvaćeni ukupnim stepenom korisnosti celog propulzivnog sistema $\eta = P_m/P$.

Za sve propulzivne sisteme, izuzev atmosferskih, zajedničko je da se za proizvodnju potiska mora da troše masa i energija i da je za razmenu mase između propulzivnog sistema (letelice) i okolne sredine određenom brzinom v_m potrebna energija ili snaga mlaza P_m . Čak i za fotonski propulzivni sistem važi taj princip iako se potisak ostvaruje izbacivanjem nematerijalnih fotona (kvanta energije), a ne mase. I tu važi princip promene količine kretanja, izražene u obliku

$$\frac{E}{c} = \frac{fh}{c}, \quad (118)$$

gde je E energija fotona, f učestanost elektromagnetnih zračenja, h Planckova konstanta, a c brzina svetlosti. Potisak je srazmeran promeni količine kretanja u jedinici vremena i u fotonskom pogonu iznosi:

$$F = \frac{d\left(\frac{fh}{c}\right)}{dt} = \frac{P_m}{c} \quad (119)$$

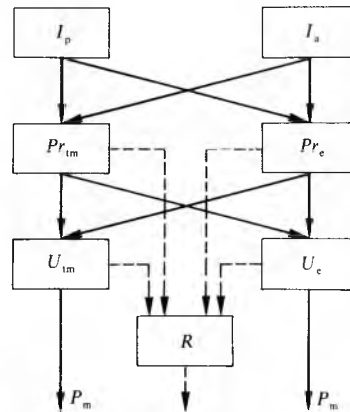
Tako i tu postoji razmena mase s okolinom, jer su fotoni dobijeni iz materije-mase njenim pretvaranjem u elektromagnetna zračenja, odnosno fotone.

Kompletan hemijski propulzivni sistem karakterističan je po tome da je izvor energije (gorivo) ujedno i nosilac mase koja se razmenjuje s okolinom. Najveći je nedostatak hemijskih pogonskih materija slaba koncentracija energije u jedinici mase i loše pretvaranje osnovne energije u kinetičku energiju mlaza. U nehemijskim propulzivnim sistemima razdvojeni su izvor energije i izvor mase (radno-propulzivna materija), što povećava elastičnost pri projektovanju sistema, ali postavlja i mnoge nove probleme. U nehemijskim sistemima postoji mogućnost mnogo šireg izbora izvora osnovne energije, s velikim koncentracijama energije, a time i s velikom brzinom mlaza. Međutim, zbog ogromne mase izvora energije, biće odnos razvijene snage ili potiska po jedinici mase celog sistema vrlo nizak, što ograničava primenu takvih sistema na letove s vrlo dugim trajanjem, ali s malim potiskom.

Opšti je tok energije u svim kosmičkim propulzivnim sistemima isti, polazeći od izvora snage I u obliku osnovne ili početne snage P , koja se u pretvaraču Pr transformiše, uz izvesne gubitke, dakle s nekim stepenom korisnosti η_{pr} , u snagu $\eta_{pr}P$ stavljenju na raspolaganje ubrzaču U ; neiskorišćeni se deo osnovne snage $(1 - \eta_{pr})P$ predaje rasipaču R da bi ga izbacio u prostor. Ubrzač pretvara primljenu snagu, uz gubitke sa stepenom korisnosti η_u , u korisnu snagu mlaza $P_m = \eta_{pr}\eta_u P$, dok se neiskorišćeni deo snage $(1 - \eta_u)\eta_{pr}P$ predaje takođe rasipaču za izbacivanje u kosmički prostor. Tako se dolazi do ukupnog stepena korisnosti celokupnog propulzivnog sistema:

$$\eta = \eta_{pr}\eta_u = \frac{P_m}{P} \quad (120)$$

Postojanje velikog broja mogućih izvora osnovne energije, pretvarača i ubrzača omogućuje velik broj kombinacija propulzivnih sistema i područja njihove primene. Svi danas poznati izvori osnovne energije mogu se podeliti na *prenosne* I_p i *atmosferske* I_a , dok se pretvarači osnovne energije dele na *toplotno-mehaničke* Pr_{tm} i *električne* Pr_e (sl. 101). Tipovi ubrzača zavise prvenstveno od prirode propulzivne materije i njene energije. Dva su osnovna tipa: toplotno-mehanički ubrzači U_{tm} , npr. elisa i mlaznik, i električni ubrzači U_e . Najzad, rasipači R mogu biti u obliku radijatora (za toplotnu otpadnu energiju) ili odašiljača čestica (za električni sistem).



Sl. 101. Kombinacije izvora i pretvarača osnovne energije sa ubrzačima u kosmičkim propulzivnim sistemima

Tipični predstavnici *prenosnih izvora energije* jesu hemijska goriva od kojih većina oslobađa latentnu energiju kroz sagorevanje. Poseban tip su prenosnog izvora snage radioizotopi, a njihovim se raspadanjem oslobađaju i emituju gama-zraci i vrlo brze subatomske čestice, kao nosioci velikih količina energije raspoložive za propulziju. Nuklearni reaktori su takođe prenosni izvori energije.

Atmosferski izvori energije rasuti su po atmosferi u obliku fluksova materijalnih čestica, fotona, kosmičkih zračenja, Sunčevih protona, meteorida i slobodnih radikala na vrlo velikim visinama.

Pretvarači osnovne energije u pogodan oblik energije za korišćenje u propulziji jesu mnogobrojni, bilo da su na termo-

mehaničkom, bilo na električnom principu. Tipičan su primer termičkih pretvarača toplotni motori u kojima se latentna hemijska energija pretvara termohemijskim procesom sagorevanja u toplotnu, odnosno potencijalnu energiju, a zatim u kinetičku energiju propulzivnog mlaza. Klasični termomehantički pretvarači hemijske energije goriva, najpre u mehaničku (toplotni motori), a zatim u električnu energiju (elektrogeneratori), predstavljaju vrlo složen sistem; masa sistema vrlo brzo raste s porastom potrebne energije, zbog čega su nepodobni za kosmičku propulziju. Postoje i neposredni pretvarači toplotne energije u električnu (termojonski pretvarači, termospreгови, sunčane baterije, gorivne ćelije). Takvi pretvarači su jednostavni i pouzdani, ali imaju nizak stepen korisnosti, pa su zasad ograničeni na oblast malih snaga. Direktno pretvaranje osnovne energije (toplotne, Sunčeve, mehaničke, nuklearne) u električnu vrlo je interesantno za kosmičku propulziju, najpre zbog mogućnosti da se radikalno smanji masa sistema, a zatim i zbog pouzdanijeg i jednostavnijeg pogona.

Tipovi kosmičkih propulzora

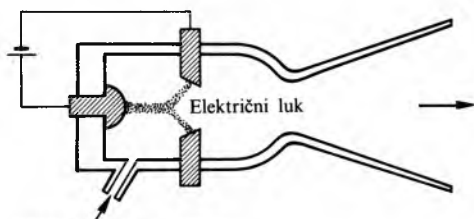
Prema ostvarljivim kombinacijama početne (osnovne) i završne (propulzivne) energije postoji više grupa kosmičkih propulzivnih sistema: termički, elektrotermički, termoelektrični (električni) i fotoniski.

Termički propulzivni sistemi. Polazna energija termičkih propulzivnih sistema jeste toplotna energija, koja se, poznatim termodinamičkim procesom širenja, pretvara u kinetičku energiju mlaza, bez obzira na koji se način proizvodi početna toplotna energija. Takvi propulzori bi najpre odgovarali hemijskim raketnim propulzorima, jer se koriste procesom zagrevanja propulzivnog fluida (ali bez sagorevanja) i toplotnim procesom širenja kroz mlaznik za ubrzanje propulzivnog fluida. Tipični su predstavnici termičkih propulzivnih sistema tri varijante nuklearnih raketnih propulzora na principu fisije: transmisionalna, konzumaciona i eksplozivna varijanta. U *transmisionalnoj varijanti* toplota razvijena fisijom u reaktoru predaje se propulzivnom fluidu male molekulske mase (vodoniku ili helijumu). Fluid zagrejan do 3000 K ubrzava se širenjem kroz mlaznik i tako stvara potisnu silu. Ostvarljiv je jedinični impuls do 1000 sekundi. U *konzumacionoj varijanti* odigrava se nuklearna fisija u radnoj materiji tako da se najvreliji delovi sistema troše i izbacuju skupa s propulzivnim fluidom (sl. 102). Radna materija može biti čvrsta ili tečna. U tom su sistemu ostvarljive temperature iznad 3000 K, ali je zagađenje okoline jače. *Eksplozivna varijanta* bi koristila akciono dejstvo sukcesivnih i kontrolisanih eksplozija većeg broja atomskih bombi na određenoj odstojanju iz kosmičkog broda. Dejstvo eksplozija bi se ispoljilo preko elektromagnetnih talasa i za njima talasa subatomskih čestica eksplozije. Takav propulzivni sistem davao bi jedinične impulse do 3000 sekundi, a imao bi specifičnu težinu G_0/F oko 1,0.



Sl. 102. Transmisionalni nuklearni propulzor

Elektrotermički propulzori. Elektrotermički propulzivni sistemi koriste se električnom energijom za zagrevanje propulzivnog fluida pre njegovog širenja i ubrzanja kroz mlaznik



Ulaz propulzivnog fluida

Sl. 103. Elektrotermički kosmički propulzivni sistem

(sl. 103). Propulzivni fluid se zagreva bilo dejstvom snažnog električnog luka, bilo na otpornom principu pomoću električnog grejača.

Termoelektrični propulzori. Zajednička karakteristika termičkih i elektrotermičkih propulzora je ubrzanje propulzivne materije-fluida na termodinamičkom principu širenja kroz normalni mlaznik kao u hemijskim raketnim propulzorima. Međutim, zbog urođenih nedostataka svih izvora i korisnika toplotne energije i zbog velikih ograničenja maksimalne temperature pri zagrevanju, čine se pokušaji da se toplotni princip ubrzanja propulzivnog fluida u mlazniku zameni električnim principom ubrzanja i izbacivanja elektriziranih čestica: jona ili plazme. Za takav sistem bile bi potrebne ogromne količine električne energije. Kao izvor osnovne energije mogli bi se iskoristiti nuklearni procesi fisije ili fuzije. Takva kombinacija činila bi tipičan termoelektrični propulzivni sistem, u kojemu bi se ogromne količine topline nuklearnih procesa upotrebljavale za proizvodnju takođe velikih količina električne energije, a električna energija konačno za proizvodnju potisne sile izbacivanjem vrlo brzih čestica dejstvom snažnih električnih polja. Stvaranjem snažnih elektrostatičkih ili elektromagnetnih polja i njihovim dejstvom na pozitivno naelektrisane jone, odnosno na električno neutralnu plazmu, ubrzavale bi se elektrizirane čestice i izbacivale veoma velikim brzinama, mnogo većim nego što su brzine mlaza hemijskih propulzora.

Termoelektrični (ili kratko *električni*) sistemi imaju vrlo visok jedinični impuls (do 5000 sekundi), ali i veliku specifičnu težinu zbog vrlo niskih potisaka i velike mase izvora električne energije. Električni propulzori mogu biti elektrostatički (jonski) ili elektromagnetni (plazma).

Elektrostatički (jonski) sistemi upotrebljavaju elektrostatička polja za ubrzanje jona i stvaranje potisne sile. Prema načinu stvaranja jona postoji više varijanta: *kontaktna*, *bombardna* (lučna) i *koloidna*. U kontaktnoj varijanti joni se obrazuju od elektrona dodirnom propulzivne materije s nekom veoma zagrejanom površinom ili pločom. U bombardnoj varijanti nastaju sudari atoma i elektrona u snažnom električnom luku između elektroda s izdvajanjem jona i elektrona iz razbijenih atoma. Koloidna varijanta operiše s električki natovarenim česticama i njihovim ubravanjem pod dejstvom elektrostatičkih polja. Postoje i neke druge varijante jonskih propulzora.

Elektromagnetni (plazma) propulzivni sistemi koriste se električno neutralnom plazmom pri njenu ubravanju pod dejstvom elektromagnetnih polja. Ostvarljivi jedinični impulsi dostižu do 10^4 sekundi. Elektromagnetni propulzori su nadmoćniji nad hemijskim raketnim propulzorima zahvaljujući manjoj masi letelice, a nad jonskim većom jednostavnošću konstrukcije, većom pouzdanošću i većim ubravanjem letelice.

Sunčani propulzori su posebna vrsta kosmičkih propulzivnih sistema i mogu biti na termičkom ili termoelektričnom principu, prema tome da li se *sunčanim jedrom* prikupljana toplotna Sunčeva zračenja koriste posredno za ubrzanje propulzivnog fluida na termodinamičkom principu širenja kroz mlaznik ili se pretvaraju u električnu energiju, pa se zatim električna energija upotrebljava za ubrzanje čestica na jonskom ili elektromagnetnom principu. Sunčani propulzor zahteva ogromne kolektore za sakupljanje i koncentraciju Sunčevih zračenja, a, sem njih, manje ili više složene pretvarače osnovne energije (toplotne) u završnu (električnu), odnosno propulzivnu. Takođe, neophodni su i automatski kontrolni uređaji za održavanje željenog položaja ili usmerenosti kolektora prema Suncu i za kontrolu vektora potisne sile.

Fotoniski propulzori. Postoji teorijska mogućnost da se ostvari potisna sila bez ubravanja i razmene mase, zahvaljujući uzajamnom dejstvu električnih i magnetnih komponenata elektromagnetnih talasa s elektronima u propulzivnom sistemu letelice. Tako se propulzija može postići emitovanjem ili apsorbovanjem elektromagnetnih zračenja (fotona), uz stvaranje potisne sile F prema jednačini (119).

Osnovni problem fotoniskog pogona nije u dostizanju brzine svetlosti pri emitovanju fotona s letelice, već u kontrolisanju termonuklearnih i sličnih procesa i reakcija, te u kontroli i usmeravanju time stvaranih fotona u željenom pravcu. Drugim

rečima, suštinski je problem u obuzdavanju i kontrolisanju haotičnih procesa nuklearnog tipa i u njima stvorene haotične energije u dirigovanu energiju mlaza fotona. To je problem fotonih propulzora sa sopstvenom produkcijom fotona iz mase.

U drugoj varijanti fotonih sistema, kao što je *Sunčevo fotonsko jedro*, fotoni se ne proizvode na letelici, već se prikupljaju iz okolne sredine (Sunčevi fotoni), da bi se njihova energija iskoristila ili direktno za propulziju akcionim dejstvom fotona na jedro, ili bi se najpre pretvarala u toplotnu energiju i druge vrste energije za propulziju, i to na toplotnom ili električnom principu ubrzavanja propulzivne materije. Dok varijanta sa sopstvenom proizvodnjom fotona ima najveći jedinični impuls među kosmičkim propulzorima koji nose sa sobom propulzivnu materiju (do 10^7 sekundi), dotle suncana varijanta ima beskonačno velik jedinični impuls, jer ne razmenjuje masu s okolinom.

Primena kosmičkih propulzora

Najveće teškoće za primenu kosmičkih propulzivnih sistema potiču od vrlo malih potisaka od svega nekoliko delova njutna, a vrlo dugog vremena dejstva merenog danima, mesecima, pa čak i godinama. Zato je ubrzavanje letelice vrlo sporo i zahteva veoma dugo vremena rada propulzora da bi se postigla potrebna brzina za obavljanje kosmičke misije. Prema mogućnostima ubrzavanja letelice kosmički sistemi mogu da budu: a) za poletanje i sletanje, b) za međuorbitalne letove do Meseca i Sunca, c) za brze letove izvan Sunčeva sistema. Pri tome je važna specifična težina propulzivnog sistema, tj. odnos težine celog sistema (izvora osnovne energije, pretvarača, ubrzača, rasi-pača) prema razvijenom potisku. Toplotni hemijski propulzori imaju najmanju specifičnu težinu, ali i najmanji jedinični impuls, dakle i najkraće vreme rada, te su pogodni samo za lansiranje s planeta i za kratkotrajne letove. Električni propulzori imaju mnogo veće jedinične impulse, ali i veću specifičnu težinu, te su nesposobni za lansiranje, ali su pogodni za duge kosmičke letove; potrebno im je najmanje dve godine da ubrzaju letelicu do željenih velikih brzina potrebnih u kosmosu.

Neki od kosmičkih propulzivnih sistema već su ušli u fazu praktičnog eksperimentisanja (jonski, nuklearni, termički), dok su neki još u fazi teorijskih analiza, a pojedini (fotonski) još su daleko i od teorijskih razmatranja.

M. Vujić

LIT.: K. D. Wood, Technical Aerodynamics. McGraw-Hill Book Company, London 1947. — C. D. Perkins, R. E. Hage, Airplane Performance Stability and Control. John Wiley and Sons, New York 1960. — M. Vujić, Osnovi turbomlaznih motora. Naučna knjiga, Beograd 1960. — M. Vujić, Avionski motori II. Građevinska knjiga, Beograd 1961. — M. Vujić, Avionski motori I. Zavod za izdavanje udžbenika SRS, Beograd 1962. — M. Vujić, Principi proračuna i konstrukcije mlaznih motora. Građevinska knjiga, Beograd 1965. — L. George, J. F. Vernet, J. C. Wanner, La mécanique du vol — Performances des avions et des engins. Dunod, Paris 1969. — M. Nenadović, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija — Elise. Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd 1976.

S. Bernfest D. Gajić B. Rašuo M. Vujić
Redakcija

POGREŠKE MJERENJA S RAČUNOM IZJEDNAČENJA, postupak za određivanje najverojatnije vrijednosti mjerene veličine. U svakom mjerenju, naime, pojavljuje se veća ili manja mjerna pogreška kojoj vrijednost ovisi o mjernom aparatu ili uređaju, o mjernom postupku, o mjeritelju (opažaču) i o nizu drugih okolnosti. Zbog toga se mjerenja ponavljaju, pa se na temelju niza mjerenja pomoću računa izjednačenja određuje ona vrijednost mjerene veličine koja najbolje odgovara stvarnoj vrijednosti.

POGREŠKE MJERENJA

Pogreške mjerenja mogu se svrstati u grube, sistemske i slučajne pogreške (v. *Mjerna nesigurnost*, TE 8, str. 604).

Grube pogreške nastaju zbog nepažnje i nemarnosti opažača, zbog loših mjernih instrumenata i uređaja, te zbog nedovoljnog

stručnog znanja opažača. Najčešće grube pogreške nastaju zbog nedovoljne pažnje pri mjerenju (pogrešno očitavanje). Da bi se otklonile eventualne grube pogreške i da bi se dobila sigurnost u provedena mjerenja, mjerenja se ponavljaju. Tako se dobiva ne samo kontrola nego i više rezultata za istu veličinu, čime se, kako će se još vidjeti, povećava točnost mjerenja. Rezultati svih pojedinačnih mjerenja redovito su unutar granica, koje su ovisne o mjernoj metodi i točnosti rada. Ako je, međutim, rezultat mjerenja izvan tih granica, takvo se mjerenje smatra grubo pogrešnim. Takva se mjerenja ne uzimaju u obzir pri analizi rezultata mjerenja.

Sistemske pogreške. Neki uzroci pogrešaka mogu se detaljnim ispitivanjem utvrditi i tako eliminirati pogreške. Takve pogreške nazivaju se sistematskim pogreškama. Ako se, npr., mjerni duljina od ~250 m čeličnom vrpcom dugom 50 m, kojoj je točna duljina 50,010 m, pojavljuje se sistematska pogreška od 5 cm. Budući da se mjerna vrpca može usporediti s drugim točnim mjerilima duljine, može se odrediti njezina točna duljina, pa se prema njoj mogu korigirati rezultati mjerenja. U spomenutom primjeru treba rezultatu mjerenja dodati 5 cm.

Najčešći su uzroci sistematskih pogrešaka netočnost skala na mjernim instrumentima i njihova neispravnost. Netočnost skala treba usporedbom utvrditi, a neispravnosti instrumenta otkloniti. Ipak će, i uz takve predradnje, ostati manje netočnosti zbog nedovoljne osjetljivosti instrumenta i osjetila opažača. Većina se, međutim, takvih pogrešaka može eliminirati pogodnim izborom metode mjerenja. Tako, npr., kad se teodolitom mjere horizontalni kutovi, horizontalna os durbina mora biti točno horizontalna, a vizirna os točno okomita na nju. Iako je teodolit ispitivan i rektificiran prije mjerenja, ta dva uvjeta neće praktički nikada biti potpuno ispunjena. Zbog toga se kut mjeri u dva položaja durbina, pa se pogreške eliminiraju.

Da bi se sistemske pogreške poništile, treba pronaći mjerne metode kojima se to postigne. Ipak se mnoge sistemske pogreške ne mogu eliminirati pogodnom mjernom metodom, pa treba utvrditi njihov utjecaj na mjerne rezultate da bi se rezultat mjerenja ispravio (npr. pogreška u duljini mjerne vrpce, pogreška podjele na mjernom instrumentu). Takve pogreške nazivaju se stalnim pogreškama. Mnoge sistemske pogreške, međutim, nisu stalne, kao npr. pogreške duljine vrpce zbog promjene temperature, nevertikalnost teodolita pri mjerenju horizontalnih ili vertikalnih kutova, utjecaj refrakcije i sl.

U sistematske pogreške spada tzv. *osobna pogreška* koja se zapaža u razlikama viziranja ili očitavanja dvaju opažača. Osobna pogreška ima uvijek vrlo malu vrijednost. Često se osobna pogreška eliminira metodom rada. Ako, npr., opažać pri mjerenju horizontalnih kutova zbog svoje osobne pogreške vizira svaku točku nešto ulijevo, ta će se pogreška poništiti mjerenjem u dva položaja durbina. Ne bi, međutim, bilo dobro da pri mjerenju kutova jedan pravac vizira jedan opažać, a drugi pravac drugi opažać, jer bi se tada u rezultatu pojavile osobne pogreške obaju opažača. Osobna pogreška može utjecati i na rezultate preciznih mjerenja duljine (npr. mjerenje duljine bazne letve vrpcom ili žicom). Ako jedan opažać očitava na jednom, a drugi na drugom kraju mjerne vrpce, razlika očitavanja daje iznjerenu duljinu u kojoj je sadržana ukupna osobna pogreška obaju opažača. Zamjenom mjesta opažača može se odrediti ukupna osobna pogreška obaju opažača, dok aritmetička sredina tih dvaju mjerenja neće sadržavati osobnih pogrešaka.

Slučajne pogreške. Kad su iz mjernih rezultata eliminirane grube pogreške i kad su rezultati ispravljani za sistemske pogreške, preostat će još mnogo izvora pogrešaka koji se nisu mogli utvrditi. Tako, npr., oko vidi kao jednu točku dvije točke koje su pod kutom od $1'$, pa je moguća pogreška od $-30''$ do $+30''$. Upotrebom durbina ta se pogreška smanjuje, ali se ne može potpuno ukloniti. Preveliko povećanje durbinom nije opravdano jer će vanjski uvjeti (nejednoliko zagrijavanje zraka, titranje likova, refrakcija i dr.) mnogo više utjecati na točnost mjerenja nego osjetljivost durbina.

Skup takvih utjecaja uzrokuje pogreške koje se mogu smatrati slučajnim. One mogu biti i pozitivne i negativne, a najčešće imaju malu vrijednost pa ne premašuju granice koje su karakteristične za promatranu vrstu mjerenja.