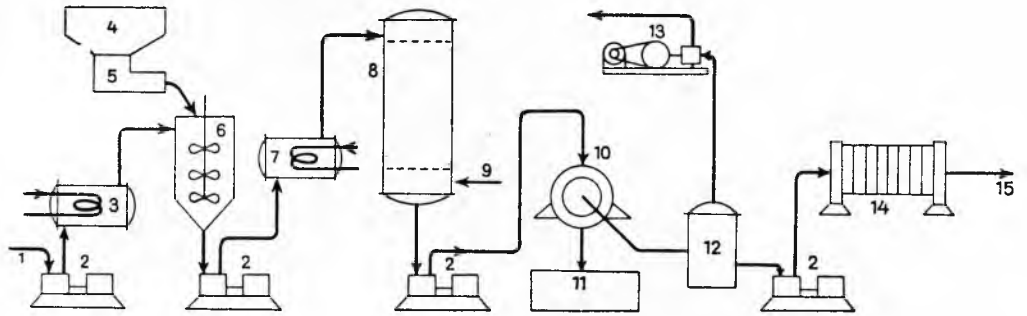


dva adsorbera, od kojih se u svakom momentu jedan nalazi u pogonu, a drugi u toku regeneracije. Za pokretanje obradenog plina i plina za regeneriranje postoje ovdje odvojeni ventilatori. Ako se obradenim plinom i regenerira sorbent, može se on tjerati jednim ventilatorom uzastopno kroz oba adsorbera, prema shemi na sl. 9. Sl. 12 pokazuje hiper-sorber sagrađen za odvajanje etilena iz plinske smjese koja ga sadržava oko 6% uz vodik, metan i tragove drugih plinova koji također lakše hlape (i manje se adsorbiraju) nego etilen. To je kolona visoka oko 30 m i promjera gotovo metar i po, u koju gore stalno dotječe zrnati aktivni ugljen, dignut do jezine vrha strujom plina koji cirkulira tjeran ventilatorom. Zrnati ugljen pod djelovanjem vlastite težine putuje kroz kolonu, najprije kroz cijevi hladila u kojemu se protustrujno hladi vodom, pa kroz sekciju na čijem dnu ulazi plinska smjesa koju treba razdvojiti, a na čijem se vrhu odvodi glavina plinova oslobođenih etilena (ostatak ide do vrha kolone, gdje ga odsisava ventilator za cirkulaciju plina). U tom dijelu adsorbira se dakle sav etilen, uz nešto drugih plinova, koji se uklanjaju u idućoj sekciji za rektifikaciju, kroz koju dalje prolazi ugljen na putu odozgo dolje. U toj sekciji (između ulaza

na silika-gelu iz plinovite faze po metodi disperznog kontakta, uz regeneriranje adsorbenta. Adsorber (1) je čelični cilindar, u nj se odozdo uvodi smjesa plinova koju treba adsorpcijom



Sl. 15. Uređaj za adsorpciju iz tekuće faze metodom disperznog kontakta. 1 ulaz ulja, 2 pumpe, 3, 7 grijala, 4 spremište i dodavač adsorbenta, 6 mješalica, 8 kontaktni toranj (adsorber), 9 para ili zrak, 10 bubnasti filtar, 11 istrošeni adsorbent, 12 predloška, 13 vakuum-pumpa, 14 filtar-preša, 15 izlaz očišćenog ulja

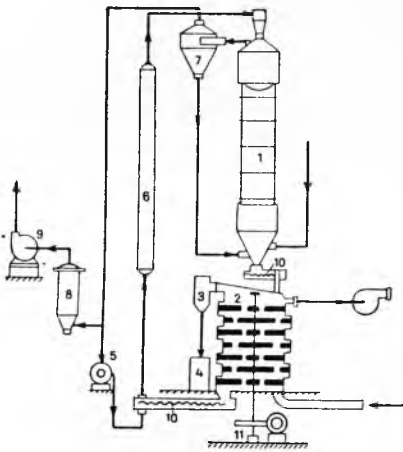
plinske smjese i izlaza čistog etilena) jednim dijelom etilena, koji se u tu svrhu (analogno refluksu pri rektifikaciji destilacijom) vraća uz kolonu, istisnu se s površine ugljena plinovi koji lakše hlape a teže se adsorbiraju od etilena, tako da u posljednju sekciju kolone, sekciju za desorpciju, ulazi ugljen na čijoj se površini nalazi adsorbiran sam etilen. Sekcija za desorpciju je grijana, na njezinu dnu ulazi para, a na vrhu izlazi smjesa pare i etilena, iz koje se

ona hladjenjem odvoji para. Desorpcijom regenerirani ugljen prolazi još kroz uređaj kojim se regulira brzina njegovog prolazanja kroz kolonu, i onda pada u lijevak na dnu kolone, odakle ga struja zraka opet diže na njezin vrh. Gubitak ugljena habanjem nadoknađuje se iz skladišta ugljena, a odgovarajuća količina ugljenog praha oduzima se kontinuirano iz struje plina koji cirkulira od vrha kolone na dno i onda opet na vrh radi transporta ugljena. Jedan se dio ugljena stalno pušta kroz uređaj za reaktiviranje, u kojem se reaktivira prolazeći kontinuirano kroz cijevi grijane izvana sagorijevanjem plina, a odande se vraća u krug cirkulacije ugljena. Na sl. 13 prikazan je uređaj za kontinuiranu adsorpciju

na silika-gelu iz plinovite faze po metodi disperznog kontakta, uz regeneriranje adsorbenta. Adsorber (1) je čelični cilindar, u nj se odozdo uvodi smjesa plinova koju treba adsorpcijom

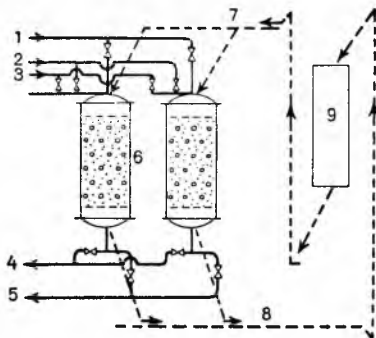
AERODINAMIČKA ISPITIVANJA, postupci provedeni na letelicama i njihovim delovima sa ciljem da se odrede njihova aerodinamička svojstva.

Određivanje povoljnih oblika aeroprofila, krila i uopšte letelica zahteva sve teža i obimnija istraživanja i ispitivanja. Avion predstavlja nerazdvojnu celinu čiji glavni delovi (krilo, trup, repne površine, motorske grupe i dr.) bitno utiču jedan na drugi. Ukoliko se pri projektovanju nove letelice teorijskim računom i može doći do izvesnih podataka za pojedine posebno uzete delove letelice, međusobni uticaji tih delova uključenih u celinu mogu znatno da izmene osobine letelice.



Sl. 13. Uređaj za kontinuiranu adsorpciju iz plinske faze po metodi disperznog kontakta

Sl. 14. Pseudokontinuirani uređaj za adsorpciju iz tekuće faze. 1 ulje, 2 otapalo, 3 para, 4 otapalo i para, 5 očišćeno ulje, 6 adsorberi, 7 regenerirani adsorbent, 8 potrošeni adsorbent, 9 kalcinator



Sl. 14. Pseudokontinuirani uređaj za adsorpciju iz tekuće faze. 1 ulje, 2 otapalo, 3 para, 4 otapalo i para, 5 očišćeno ulje, 6 adsorberi, 7 regenerirani adsorbent, 8 potrošeni adsorbent, 9 kalcinator

Pri konstruisanju savremenog aviona, projektila i drugih letelica ne može se do svih potrebnih podataka doći isključivo teorijskim razmatranjima i računima. U današnjim uslovima jedino intimno prožimanje teorijskih razmatranja i računa sa opitnim podacima i proverama može da pruži zadovoljavajuće rešenje problema.

Potrebni opitni podaci mogu se dobiti ispitivanjem letelica u pravoj veličini ili pak ispitivanjem geometrijski sličnih modela.

Aerodinamička ispitivanja se obavljaju u stvarnom letu, vezanom kretanju modela kroz atmosferu ili u aerotunelima.

Prva merenja otpora vazduha vršena su još u XVI veku na telima u slobodnom padu. Određivanjem otpora raznih tela bavili su se u XVII i XVIII v. mnogi naučnici kao Galilei, Mariotte i Newton. Galilei je 1638 optima sa telima u slobodnom padu opovrgao dotadnje učenje o otporu tela, koje je vodilo poreklo još od Aristotela. Mariotte je prvi 1686 odredio otpor pravougaone ploče koristeći za ispitivanje slobodni vodeni tok reke. Isaac Newton je otkrio osnovni zakon otpora izučavanjem slobodnog pada lopte kroz različite sredine. Slobodni pad za ispitivanje otpora tela primenio je i francuski naučnik Eiffel (1902—1905). On je niz razapetu žicu između drugog sprata Eiffelove kule u Parizu i zemlje puštao da slobodno padaju tela različitih oblika i merenjem vremena pada određivao otpor. Sem optima sa telima u slobodnom padu vršeni su i drugi pomoću prirodnog vetra, raznih vrteški i zemaljskih prevoznih sredstava.

God. 1866 je Otto Lilienthal stavio jedno krilo na vrtešku i tako uspeo po prvi put da izmeri uzgon kao noseću silu letelice teže od vazduha. Kasnije je pomoću prirodnog vetra merio otpor, uzgon i aerodinamički moment na krilima sličnima ptičjim. Svoje optime dopunio je stvarnim letovima, koje je sam izvodio uz pomoć ovakvih krila a koristeći se vazдушnim strujama na padinama. Prilikom jednog ovakvog leta je i poginuo 1896.

Upotreba automobila i kolica na železničkim šinama kao nosača modela koji se želeo ispitati bio je sledeći korak u razvoju aerodinamičkih ispitivanja. Ova vrsta ispitivanja, zanemarena u periodu intenzivnog razvoja aerotunela, ponovo je došla do izražaja posle Drugog svetskog rata, kada su ostvareni opiti uz pomoć raketnih saonica koje se kreću po šinskim stazama dugim i po 10 000 metara. Pri tome su postizane dozvučne, okozvučne i nadzvučne brzine.

Uporedo sa radovima Lilienthala pojavili su se već 1884 prvi pokušaji da se telo čije aerodinamičke osobine treba odrediti stavi u umetno stvorenu vazдушnu struju. Pojavio se osnovni princip aerotunela.

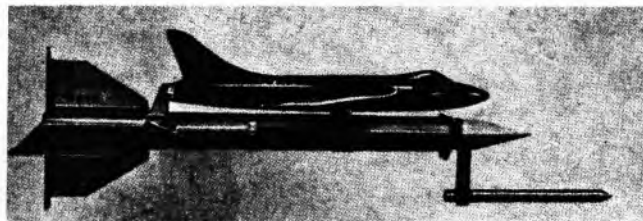
Nagli razvoj vazduhoplovne tehnike uticao je i na razvijanje tehnike i metode aerodinamičkih ispitivanja. Danas postoje mnogobrojne baze za ispitivanja u letu sa najmodernijim uređajima i instrumentacijom, kao i veliki broj aerodinamičnih laboratorija sa najrazličitijim aerotunelima i drugim uređajima za ispitivanje aerodinamičkih osobina veoma raznolikih letelica, od jedrilica preko aviona raznih tipova do projektila i raketa.

Sličnost pri aerodinamičkim ispitivanjima. Najpovoljnije je da se aerodinamička ispitivanja vrše pri uslovima koji odgovaraju stvarnim uslovima kretanja letelice kroz vazduh. Ti uslovi (prirodna veličina modela, ista brzina leta i ispitivanja i dr.) teško se mogu ostvariti, kako zbog tehničkih tako i zbog ekonomskih razloga. Stoga se u najvećem broju slučajeva pristupa ispitivanjima sa umanjenim modelima i uopšte izmenjenim uslovima strujanja. Da bi ovako dobijeni rezultati mogli da se iskoriste, potrebno je da bude ostvarena fizička sličnost uslova ispitivanja i uslova stvarnog leta. Za ocenjivanje sličnosti uslova ispitivanja i leta postoje određeni kriterijumi sličnosti. Ako je vrednost nekog od tih kriterijuma jednaka za ispitivanje na modelu i za let stvarne letelice, između ispitivanja i leta postoji sličnost u pogledu onih fizičkih pojava za koje je dotični kriterijum merodavan (v. *Sličnost*). Napominjemo neke od tih kriterijuma: *Reynoldsov broj* ($Re = V/l$), gde je V brzina strujanja vazduha u odnosu na letelicu ili model, l neka usvojena karakteristična dužina, npr. srednja tetiva krila, ν koeficijent kinematičke viskoznosti vazduha) merodavan je za sličnost u pogledu trenja u viskoznom mediju. Pri velikim brzinama leta odnosno strujanja dolazi do izražaja sabitljivost vazduha i kriterijum sličnosti je *Machov broj* ($Ma = V/c$, gde je c brzina zvuka). Kriterijum sličnosti kada se ne može zanemariti promena temperatura je *Prandtlav broj* ($Pr = \mu C_p/\lambda$, gde je μ koeficijent dinamičke viskoznosti, C_p specifična toplota pri stalnom pritisku a λ koeficijent toplotne provodljivosti).

Slobodni modeli. Preteča savremenih ispitivanja sa slobodnim letećim modelima bila su ispitivanja sa telima pri slobodnom padu. Pri optima sa letećim modelima ovi se bez ikakvih ograničenja slobodno kreću kroz vazduh. Postoje uglavnom dve osnovne grupe letećih modela: modeli sa ljudskom posadom i modeli bez posade. Aerodinamička ispitivanja sa prvom grupom su istovetna sa ispitivanjima koja se vrše na stvarnim letelicama, s tim što su ovi leteći modeli izrađeni u smanjenoj razmeri ili pak sa nekim drugim razlikama prema stvarnim letelicama.

Slobodni modeli bez posade lansiraju se na više načina: odbacivanjem s aviona na određenoj visini i brzini; podizanjem na predviđenu visinu pomoću balona i otpuštanjem od njih; kapituliranjem sa zemlje pomoću specijalnih uređaja snabdevenih

gumenim ubrzavačima, raketnim ubrzavačima i dr. (sl. 1). Za vreme slobodnog leta modela vrše se osmatranja njegova ponašanja i snimanje putanje leta fotografskim ili radarskim putem. Modeli su opremljeni raznim uređajima za automatsko registrovanje aerodinamičkih sila i momenata koji se javljaju na njima ili njihovim delovima za vreme leta. Modeli mogu biti sa uređajem ili bez uređaja za daljinsko upravljanje. Komandovanje na daljinu otvara široko polje ispitivanja raznih aerodinamičkih osobina, naročito



Sl. 1. Slobodni model sa startnom raketom

uslova statičke i dinamičke stabilnosti. Slobodni modeli mogu biti motorizovani ili bez motornog pogona.

Teškoće u radu sa slobodnim modelima stvaraju: zavisnost od atmosferskih prilika, relativno skupe instalacije za praćenje modela i registrovanje rezultata merenja, smanjene dimenzije i udaljenost posmatrača, verovatno uništenje modela pri padu i sl. Modeli za ovakva ispitivanja moraju imati sem geometrijske sličnosti sa stvarnom letelicom i dinamičku sličnost, tj. moraju biti izrađeni tako da raspored masa modela odgovara rasporedu masa originala.

Ovaj način aerodinamičkih ispitivanja sve se više upotrebljava zahvaljujući napretku elektronike i njene primene u telemerenjima.

Vezani modeli. Za razliku od slobodnih modela koji se bez ikakvih ograničenja slobodno kreću kroz vazduh, vezani modeli ostvaruju svoje kretanje uz pomoć vozila ili uređaja za koji su privezani. Vezani modeli imaju ograničenu slobodu kretanja.

Savremeni opitni uređaji za ispitivanje vezanih modela treba da omoguću postizanje opitnih uslova koji bi što više odgovarali uslovima pri letu projektovane letelice. To zahteva u najvećem broju slučajeva ispitivanja letelica ili njihovih delova u prirodnoj veličini, u stvarnom konstruktivnom izvođenju i sa stvarnim brzinama leta. Često se zahteva da letelica pri tom bude sa motorom u radu ili projektil da bude sa ubojnim punjenjem. Posle Drugog svetskog rata razvijena su različita opitna postrojenja za ispitivanje vezanih modela, kao što su: nadzvučne vrteške, leteće laboratorije, raketne saonice na šinama i sl.

Ostvarenje velikih podzvučnih i nadzvučnih brzina na *vrteškama* postiže se relativno velikim krakom vrteške, na čijem se kraju nalazi model. Kad se vrteška okreće, model se kreće po kružnoj putanji. Za to vreme vrše se merenja na uređajima koji se nalaze uz sam model, kao i uz pomoć uređaja raspoređenih oko vrteške. I pored znatnih pogodnosti, a naročito u pogledu snage, ispitivanja sa vrteškama imaju niz nedostataka, od kojih je glavni što model mora biti relativno male mase, tj. relativno malih dimenzija, zbog velikih inercijalnih sila, kao i zbog toga što se model kreće stalno u već uznemirenoj sredini.

Automobili i železnički vagoni koji su nosili na sebi model i uređaje za merenje bili su preteča savremenih *šinskih staza sa raketnim saonicama*. Ovi uređaji se sastoje od specijalno građenih šinskih staza relativno velike dužine, po kojima se kreću opitna kolica ili saonice. Na opitnim saonicama nalazi se model, letelica ili neki njen deo koji se ispituje. Staza se izvodi sa jednom dvojnomošinom ili pak sa parom šina ubičajenog profila. Dužine staza su različite u zavisnosti od zahteva i namena i kreću se od ~ 500 do preko 10 000 metara.

Pošto su u osnovi ovakvi uređaji namenjeni za ispitivanja pri velikim brzinama, to se zahteva i velika preciznost u izradi postolja i postavljanju šina. Prva postrojenja ovakvog tipa imala su opitna kolica sa točkovima. Docije su točkovi zamenjeni kliznim papučicama, čije klizne površine obuhvataju glavu šine sa svih strana. Tim se postiže veća stabilnost i sigurnost pri kretanju saonica velikim brzinama.

Opitne saonice snabdevene su najčešće sopstvenim raketnim pogonom. Zahvaljujući takvom pogonu postignute su brzine kretanja i do 4 puta veće od brzine zvuka. Željena brzina ispitivanja postiže se na početnom delu staze u relativno kratkom vremenskom periodu uz ubrzanja i do 40...50 puta veća od ubrzanja zemljine teže. Na srednjem delu staze održava se stalna brzina i na tom delu staze se vrše merenja. Zaustavljanje saonica se vrši uz pomoć dodatnih raketa sa suprotnim smerom dejstva ili uz pomoć posebnih kočnica koje na zadnjem delu staze prolaze kroz gomile peska ili vodu i na taj način energično koče i zaustavljaju saonice. Pri zaustavljanju se postižu usporenja i do 150...160 puta veća od ubrzanja zemljine teže.

Instrumentacija pri ispitivanjima na šinskim stazama je vrlo složena i istovremeno veoma precizna i vrlo robustna. Instrumentacija je pokretna i nepokretna. Pokretna instrumentacija se nalazi na opitnoj letelici ili na saonicama za vreme opita. Ovaj deo instrumentacije mora biti obezbeđen i proveren za rad pri velikim ubrzanjima i usporenjima. Pokazivanja pojedinih instrumenata i uređaja snimaju se tokom opita bilo grafičkim registrotorima (ređe) ili pak specijalnim fotokamerama. Nepokretni deo instrumentacije sačinjavaju razni uređaji i instrumenti raspoređeni duž šinske staze. Oni se za vreme opita ne kreću, već sinhronizovano mere položaj, brzinu i ubrzanje opitnih saonica kad ove pored njih prolaze, ili delova koji se odbacuju sa letelice tokom opita (kabine, sedišta za odbacivanje, projektila i sl.). U ovu grupu spadaju specijalne fotokamere za brzo snimanje (preko 500 do ~ 20 000 snimaka u sekundi) i elektronski uređaji za telemerenja.

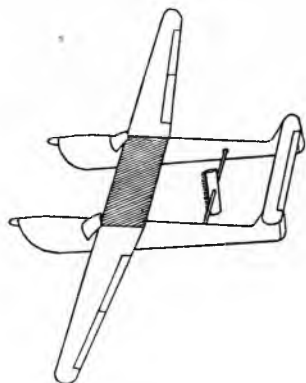
Vremensku bazu daju veoma precizni hronometri i hronografi s otkucajima 20...200. dela sekunde.

Raznolikost opita koji se mogu izvoditi na šinskim stazama vrlo je velika. Sem ispitivanja na modelima letelica, najčešće se vrše opiti s delovima letelica ili na letelicama u pravom izvođenju. Pri ovim opitima ne radi se samo o ispitivanjima oblika, brzina i drugih pitanja iz aerodinamike, već se vrše ispitivanja statičkih, konstruktivnih i drugih problema. Ispitivanja vibracija tipa flutter i bafting vrlo su pouzdana na šinskim stazama, jer se letelica gotovo u potpunosti približava uslovima stvarnog leta.

Mada ima znatnih teškoća pri izgradnji i eksploataciji takvih uređaja, oni su ipak stekli puno priznanje među opitnim aerodinamičkim uređajima i služe daljem unapređenju i razvoju vazduhoplovstva, raketne tehnike, balistike i astronautike.

Leteće laboratorije. Ideja da se avioni primene kao sredstvo za ispitivanje aerodinamičkih osobina, bilo pojedinih bitnih delova bilo modela, ima svoju logičnu osnovicu u tome što se pojedini elementi aviona ispituju tako reći pod uslovima istovetnim onima pod kojima će se upotrebljavati u pravom izvođenju; što se nedovoljno pouzdana ispitivanja na znatno umanjenim modelima (ovo naročito važi za avione velikih razmera) mogu provesti pomoću bezmotornih ili motorizovanih letećih modela znatnih razmera, s pilotom i ugrađenom raznovrsnom instrumentacijom; što je snaga potrebna za ostvarenje određenih uslova ispitivanja letećim laboratorijama znatno manja nego kad se upotrebljavaju drugi uređaji za aerodinamička ispitivanja; što avion-laboratorija ima mogućnost da u poniranju akumulira znatnu kinetičku energiju, tako da time može nadoknaditi eventualni manjak snage za postizanje potrebnih brzina. Razumljivo je, međutim, da su udobnost i bezopasnost ispitivanja u letećim laboratorijama neuporedivo manje nego kad se ispitivanja izvode na zemlji, a posebno u aerotunelima.

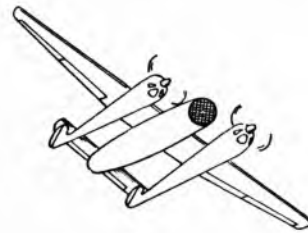
Za leteće laboratorije koriste se posebno za tu svrhu građeni avioni ili postojeći tipovi aviona prilagođeni zahtevima ispitivanja. Opitne mogućnosti su vrlo velike i raznolike. Pojedini delovi letelica ispituju se na taj način što se ugrađuju na avionu-laboratoriji. Tako se, npr., aeroprofil



Sl. 2. Avion-laboratorija za ispitivanje profila krila

krila ispituje tako da se ugradi deo krila (obično centroplan) sa aeroprofilom koji želi da se ispita. Merenja se vrše bilo putem raspodele pritisaka, bilo ugrađenom dinamometaru na mestima priključenja opitnog dela krila, bilo drugim metodama (sl. 2).

Ispitivanja u oblasti okozvučnih brzina vrše se i onda kada avion-laboratorija leti znatno manjim brzinama, i to uglavnom na dva načina. Prvi je način da se na avion-laboratoriju podvesi naročiti kanal, u stvari velika Venturijeva truba (sl. 3), u čijem se suženom delu postiže brzina strujanja bliska brzini zvuka već pri kontrakciji preseka između 2 i 3, a pri letu aviona-laboratorije brzinama ~ 500 km/h. Drugi način sastoji se u iskorišćavanju mesnih okozvučnih brzina koje nastaju na gornjaci krila. Krivina gornjake krila izaziva mesna povećanja brzina u odnosu na osnovnu brzinu leta aviona. Ukoliko je brzina leta dovoljno velika, mesne brzine na gornjaci krila mogu dostići i okozvučne brzine. Na avionu koji leti brzinom između $Ma = 0,3$ i $Ma = 0,8$ pojaviće se na gornjaci krila mesne brzine od $Ma = 0,4$ do $Ma = 1,5$ (sl. 4). Postizanje potpuno jednolikog strujnog polja nije moguće, ali pravilnim izborom aeroprofila može se učiniti to polje prihvatljivim za ispitivanje. Model mora biti srazmerno malih dimenzija, da bi se našao u relativno jednolikom strujanju. Ispitivanja se vrše sa polumodelima.



Sl. 3. Avion-laboratorija sa podvesnim kanalom



Sl. 4. Ispitivanje u okozvučnoj oblasti na polumodelima

Ispitivanje pogonskih grupa je vrlo pogodno sa letećim laboratorijama. Mogućnosti neposrednog merenja vučne ili potisne sile i posmatranja ponašanja pri gotovo realnim uslovima leta su ovde potpuno iskorišćene. Doterivanja oblika i položaja usisnika mlaznih motora, problemi hlađenja i dr. veoma povoljno se rešavaju uz pomoć letećih laboratorija.

U grupu letećih laboratorija ubrajaju se i avioni-modeli za prethodna ispitivanja pri osvajanju pojedinih novih tipova aviona. Ovi avioni-modeli prave se bilo kao jedrilice bilo sa ugrađenim motornim pogonom. Ovakvi avioni-modeli snabdeveni su raznim uređajima za registrovanje i merenje raznih veličina koje određuju njegove aerodinamičke, konstruktivne i druge osobine.

Stvarni let. Avion, kao mašina namenjena kretanju kroz vazduh, u osnovi mora biti konačno proveren u stvarnom letu. Tek kada prototip dođe na poletnu stazu i ostvari svoj prvi let i ostale letove, može se suditi o njegovoj valjanosti za predviđenu namenu. Na prototipu se konačno utvrđuju osobine i mogućnosti projektovanog aviona. Posle detaljnih ispitivanja u letu donosi se odluka hoće li se i u koju svrhu proizvoditi novi tip aviona.

Ispitivanja u letu novih tipova letelica i pored svih prethodnih istraživanja i ispitivanja kriju u sebi veću ili manju opasnost i neodređenost. Svakako da solidna i raznovrsna prethodna ispitivanja čine prve letove manje opasnim i sa manje iznenađenja. Ispitivanja u letu čine zasebnu oblast u nizu aerodinamičkih ispitivanja, ne samo zbog toga što daju konačnu ocenu aviona već i zbog načina i metoda ispitivanja, koje se bitno razlikuju od ispitivanja u aerotunelima i na drugim uređajima.

Ispitivanja u letu čine završnu fazu u ostvarenju novoga tipa letelice i moraju biti obavljena i pored mnogih poteškoća. Ovakva ispitivanja su često vremenski vrlo duga i skupa, naročito kada se pri ispitivanju naide na nepredviđene teškoće koje zahtevaju doterivanja i izmene (nedovoljna efikasnost komandi, dinamička nestabilnost pri nekom režimu leta i sl.).

Sa usvajanjem prototipa i izgradnjom serijskog aviona ne prestaje dalje ispitivanje. Može se reći da svaki let aviona čini kariku u lancu ispitivanja u letu. Praćenjem serijskih aviona u eksploataciji dolazi se do mnogobrojnih veoma važnih i pouzdanih podataka i iskustava za dalji razvoj toga i drugih tipova letelica.

Nepokretni modeli. Dok se slobodni i vezani modeli, leteće laboratorije i prototip letelice pri ispitivanju kreću kroz relativno miran vazduh, dotle se ispitivanje sa nepokretnim modelima ostvaruje na taj način što model stoji u vazdušnoj struji.

Prva ispitivanja sa nepokretnim modelima vršena su uz pomoć prirodnog vetra. Ali zbog neuravnoteženosti, nestabilnosti i nemogućnosti kontrolisanja vetra, kao i zbog teških eksploatacionih uslova (najjači vetrovi su obično u zimskom periodu), pojavila se težnja za stvaranjem umetne vazdušne struje. Tako su se pojavili *aerotuneli* (v.)

LIT.: P. Rebuffet, *Aérodynamique expérimentale*, Paris 1950. — R. C. Dean, jun. i dr., *Aerodynamic measurements*, Cambridge, Mass. 1953. — B. Jovanović, *Aerodinamička ispitivanja*, Tehnika 1959/9. Br. J.

AERODINAMIČKA SILA I MOMENT. Na svaki deo nekog tela koje se kreće kroz vazduh dejstvuje izvesna elementarna sila. Slaganjem ovih elementarnih sila dobija se rezultanta R , a redukovanjem ove na jednu unapred usvojenu tačku, rezultujući moment M (sl. 1).

Sila R zove se *aerodinamička sila*, moment M , *aerodinamički moment*. Rezultujuća sila R određuje veličinu, pravac i smer aerodinamičke sile, a rezultujući moment M njen položaj u odnosu na usvojenu tačku. Eksperimentalna ispitivanja su pokazala da aerodinamička sila zavisi uglavnom od fizičkih osobina vazduha, brzine kretanja tela, njegova oblika i položaja u odnosu na pravac kretanja.

Ako se pretpostavi da je vazduh idealan gas i da su njegove fizičke osobine, prema tome, određene specifičnom masom ρ , a kretanje tela brzinom V , oblik tela nekim odnosom x i nekom dužinom l , položaj uglovima α i β , aerodinamička sila je funkcija

$$R = f(\rho, V, l, x, \alpha, \beta),$$

koja se u najopštijem slučaju može razviti u red oblika

$$R = \Sigma A \rho^x V^y l^z \alpha^p \beta^q x^r,$$

gde je A neki koeficijent bez dimenzija. Ovaj izraz predstavlja fizički zakon pa, prema tome, leva i desna strana moraju da budu iste dimenzije, tj. dimenzije sile

$$\text{Dim } [R] \equiv \text{Dim } [\rho^x V^y l^z].$$

Usvojimo li za dužinu, masu i vreme oznake L , M i S , poslednji identitet, zamenom R , ρ , V i l odgovarajućim dimenzijama, daje

$$\text{MLS}^{-2} \equiv (\text{ML}^{-3})^x (\text{LS}^{-1})^y L^z,$$

što izjednačenjem eksponenata istih osnova dovodi do jednačina

$$3x - y - z + 1 = 0, \quad x - 1 = 0, \quad y - 2 = 0,$$

sa rešenjima

$$x = 1, \quad y = 2, \quad z = 2,$$

tako da izraz za aerodinamičku silu postaje

$$R = \rho V^2 l^2 \Sigma A \alpha^p \beta^q x^r.$$

Zbir $\Sigma A \alpha^p \beta^q x^r$ je neka funkcija oblika i položaja tela

$$\Sigma A \alpha^p \beta^q x^r = R/\rho V^2 l^2$$

i zove se broj Newtona. Za slična tela sa istim položajem u odnosu na pravac kretanja broj Newtona ima istu vrednost.

Ako stavimo da je

$$c_r S = 2 l^2 \Sigma A \alpha^p \beta^q x^r,$$

gde je S izvesna površina tela, izraz za aerodinamičku silu postaje

$$R = c_r \rho q S,$$

gde je $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, prema jednačini Bernoullija, dinamički pritisak. Na istovetan način dobija se i izraz za aerodinamički moment

$$M = c_m q S l.$$

Bezdimenzioni izrazi

$$c_r = f_1(x, \alpha, \beta) \quad \text{i} \quad c_m = f_2(x, \alpha, \beta),$$

koji zavise od oblika tela i njegovog položaja u odnosu na pravac kretanja, zovu se *aerodinamički koeficijenti*.

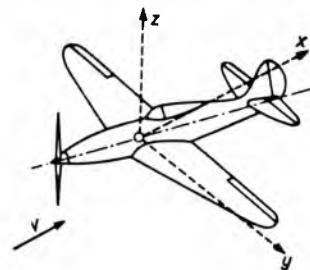
Aerodinamička sila, prema izvedenim jednačinama, srazmerna je gustini vazduha ρ , kvadratu brzine kretanja V i usvojenoj

površini S , a moment i dužini l tela. Aerodinamičku silu i moment možemo da odredimo ako su nam poznate vrednosti aerodinamičkih koeficijenata c_r i c_m .

Aerodinamička sila i moment mogu se razložiti u tri komponente u pravcu osa bilo koga koordinatnog sistema. Obično se usvaja aerodinamički koordinatni sistem čija se osa Ox poklapa sa pravcem i smerom brzine strujnog polja i predstavlja osu otpora, a druge dve, Oz osu uzgona i Oy osu klizanja (sl. 2). Komponente aerodinamičke sile i momenta su u tom slučaju:

$$\begin{aligned} R_x &= c_x q S && \text{— aerodinamička sila otpora,} \\ R_y &= c_y q S && \text{— aerodinamička sila klizanja,} \\ R_z &= c_z q S && \text{— aerodinamička sila uzgona,} \\ M_x &= c_{m_x} q S && \text{— aerodinamički moment naginjanja,} \\ M_y &= c_{m_y} q S && \text{— aerodinamički moment propinjanja,} \\ M_z &= c_{m_z} q S && \text{— aerodinamički moment skretanja} \end{aligned}$$

i odgovarajući koeficijenti: c_x — koeficijent sile otpora, c_y — koeficijent sile klizanja, c_z — koeficijent sile uzgona, c_{m_x} — koeficijent momenta naginjanja, c_{m_y} — koeficijent momenta propinjanja, c_{m_z} — koeficijent momenta skretanja.



Sl. 2

Positivan smer aerodinamičkih momenata određen je pozitivnim smerom obrtanja koordinatnih osa

$x \rightarrow y, \quad y \rightarrow z, \quad z \rightarrow x.$
Prema tome, koeficijent c_{m_y} , koji se obično označava samo sa c_m , biće pozitivan ako se telo pod dejstvom aerodinamičke sile propinje.

Položaj tela u strujnom polju određuje se položajem dinamičkog koordinatnog sistema XYZ u odnosu na aerodinamički. Pri tome, dinamički koordinatni sistem kruto je vezan za telo sa početkom u težištu tela, a ose se poklapaju sa pravcima glavnih momenata inercije tela. Osa OX je podužna, OY poprečna i OZ normalna osa. Ako se koordinatni počeci oba sistema poklapaju, položaj dinamičkog koordinatnog sistema prema aerodinamičkom određen je sa tri nezavisna ugla obrtanja.

Međutim, kako se obrtanjem tela oko ose Ox aerodinamičkog koordinatnog sistema ne menja njegov položaj u odnosu na strujno polje, to su za aerodinamička proučavanja dovoljna dva ugla α i β . Ovi uglovi određuju obrtanje dinamičkog koordinatnog sistema XYZ oko osa Oy i Oz aerodinamičkog. Ugao α zove se *napadni ugao* tela, a ugao β *skretni ugao*. Napadni ugao tela je, prema tome, ugao između projekcije pravca brzine strujnog polja na ravan simetrije tela i podužne ose OX dinamičkog koordinatnog sistema. Skretni ugao tela je ugao između pravca brzine strujnog polja i ravni simetrije tela.

Svako telo čiji je oblik prilagođen kretanju kroz vazduh zove se *aerotelo*, a ako mu je uz to jedna dimenzija znatno manja od druge dve — *uzgonsko aerotelo*.



Sl. 3

Površina koja ograničava uzgonsko aerotelo zove se *uzgonska površina* (krilo, repne površine, elise, rotori).

Preseci paralelni ravni simetrije aerotela i normalni na ovoj zovu se uzdužni, odnosno poprečni preseci, a ako su paralelni pravcu brzine kretanja ili normalni na ovom zovu se uzdužni, odnosno poprečni *aerodinamički preseci aerotela*. Uzdužni presek uzgonske površine zove se *aeroprofil*.

Aeroprofil je određen oblikom srednje ili skeletne linije i zakonom podele debljine duž jedne od njih. *Skeletna linija* aeroprofila je geometrijsko mesto središta upisanih krugova (sl. 3). Duž koja spaja dve bilo koje tačke aeroprofila zove se tetiva, a najveća, *podužna tetiva aeroprofila*. Tetiva koja spaja krajnje tačke skeletne linije zove se *tetiva skeletne linije*. *Srednja linija* aeroprofila je kriva koja polovi tetive normalne na podužnu tetivu aeroprofila. Duž koja spaja krajnje tačke srednje linije zove se *tetiva srednje linije* (sl. 4). Deo granične krive iznad krajnjih tačaka A i B zove se *gornjaka*, a ispod njih, *donjaka* aeroprofila.