

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

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

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

$$R = c_r q S,$$

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*.

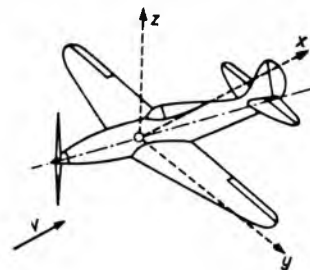
Aerodinamička sila, prema izvedenim jednačinama, srazmerna je gustini vazduha ρ , kvadratu brzine kretanja V i usvojenoj

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*.



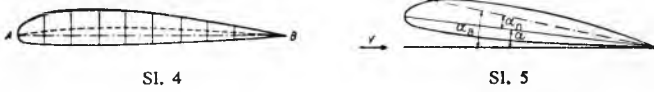
Sl. 3

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.

U proučavanjima uzgonskih površina uobičajeno je da se položaj ovih u strujnom polju određuje uglom između pravca strujnog polja i pravca jedne od tetiva aeroprofila uzgonske površine. Ovakvo definisan napadni ugao zove se *geometrijski napadni ugao*. Usvojena tetiva obično je tetiva srednje linije (sl. 5).



Pravac strujnog polja za koji je uzgon jednak nuli zove se *aerodinamička osa* uzgonske površine odnosno aeroprofila, a ugao koji ona zaklapa sa usvojenom tetivom, *ugao nultog uzgona*, i obeležava se sa α_n . Napadni ugao u odnosu na aerodinamičku osu uzgonske površine ili aeroprofila

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_n$$

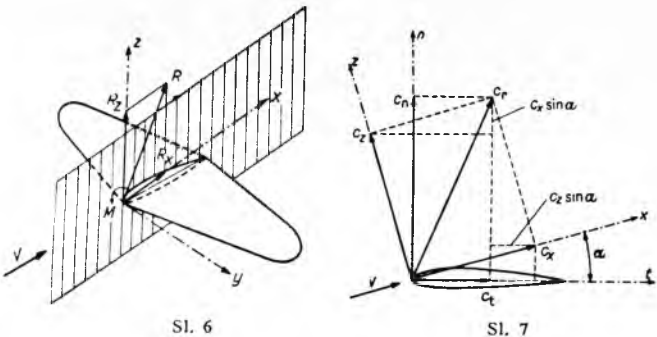
zove se *aerodinamički napadni ugao* ili *napadni ugao nosivosti*.

Za izvesne proračune podjednako je razlaganje aerodinamičke sile u pravac tetive srednje linije aeroprofila (ili neke druge usvojene tetive) i normalno na ovu. Tako dobijene komponente su

$$R_t = c_t q S \text{ — tangencijalna komponenta aerodinamičke sile,}$$

$$R_n = c_n q S \text{ — normalna komponenta aerodinamičke sile,}$$

a odgovarajući koeficijenti: c_t — koeficijent tangencijalne komponente aerodinamičke sile i c_n — koeficijent normalne komponente aerodinamičke sile. Koeficijent momenta c_m ostaje pri tome neizmenjen. U slučaju simetričnih tela čija se ravan simetrije nalazi u ravni Oxz aerodinamičkog koordinatnog sistema (sl. 6) aerodinamička sila daje dve komponente, silu otpora R_x i silu uzgona R_z , a moment jednu, moment propinjanja M .



Koeficijenti tangencijalne i normalne komponente aerodinamičke sile, c_t i c_n , vezani su (sl. 7) sa koeficijentima c_x i c_z jednačinama

$$c_t = c_x \cos \alpha - c_z \sin \alpha; \quad c_n = c_x \sin \alpha + c_z \cos \alpha.$$

Za male vrednosti napadnog ugla može se staviti $\sin \alpha \approx \alpha$ i $\cos \alpha \approx 1$, tako da gornje jednačine postaju

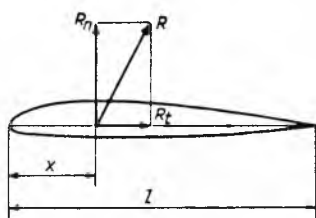
$$c_t = c_x - \alpha c_z, \quad c_n = c_x + \frac{\alpha^2}{57,3} c_z,$$

odnosno

$$c_n = c_z + \alpha c_x, \quad c_n = c_z + \frac{\alpha^2}{57,3} c_x,$$

prema tome da li je ugao α izražen u radianima ili stepenima. Koeficijent momenta propinjanja c_m ostaje nepromenjen.

Za pol aerodinamičkog momenta uzima se obično prednja ivica aeroprofila ili aerodinamički centar. *Aerodinamički centar* je tačka u ravni aeroprofila u odnosu na koju je moment nezavisan od napadnog ugla i obeležava se sa a. c. U nekim zemljama uzima se za pol momenta tačka na tetivi srednje linije na rastojanju $0,25 l$ od prednje ivice.



Sl. 8

U zemljama Evrope uobičajeno je da se za pol momenta uzima prednja ivica aeroprofila, tako da je (sl. 8)

$$M = -x R_n,$$

što deobom sa $q S l$ daje jednačinu

$$x/l = -c_m/c_n,$$

pomoću koje se može odrediti položaj aerodinamičke sile u odnosu na prednju ivicu, ako su poznate vrednosti koeficijenata c_m i c_n . Za male napadne uglove je $c_n \approx c_z$ pa se u praktičnim proračunima uzima da je

$$x/l = -c_m/c_z.$$

Vrednost x/l određuje tačku preseka napadne linije aerodinamičke sile i tetive srednje linije. Ta se tačka zove *centar pritiska* ili *centar potiska* i obeležava sa c. p. i u primenama obično izražava u procentima.

Aerodinamički koeficijenti jedne određene uzgonske površine u jednom određenom strujnom polju zavisice samo od njenog položaja u odnosu na pravac brzine strujnog polja, tj. od napadnog ugla:

$$c_x = f(\alpha), \quad c_z = \varphi(\alpha), \quad c_m = \psi(\alpha).$$

Razvijanjem ovih funkcija oko ugla nultog uzgona α_n dobijamo polinome n -tog stepena

$$c_x = A_{x0} + A_{x1}(\alpha - \alpha_n) + A_{x2}(\alpha - \alpha_n)^2 + A_{x3}(\alpha - \alpha_n)^3 + \dots$$

$$c_z = A_{z0} + A_{z1}(\alpha - \alpha_n) + A_{z2}(\alpha - \alpha_n)^2 + A_{z3}(\alpha - \alpha_n)^3 + \dots$$

$$c_m = A_{m0} + A_{m1}(\alpha - \alpha_n) + A_{m2}(\alpha - \alpha_n)^2 + A_{m3}(\alpha - \alpha_n)^3 + \dots$$

Koeficijent otpora ne može da bude negativan, dok koeficijenti uzgona i momenta mogu da menjaju znak. Prema tome, prva funkcija mora biti parna, druge dve neparne. Koeficijent A_{x0} mora da bude jednak nuli, jer za $\alpha = \alpha_n$ mora koeficijent uzgona da bude jednak nuli. Osim toga, za male napadne uglove mogu se zanemariti stepeni viši od $(\alpha - \alpha_n)^2$, tako da gornje jednačine postaju

$$c_x = A_{x0} + A_{x2}(\alpha - \alpha_n)^2,$$

$$c_z = A_{z1}(\alpha - \alpha_n),$$

$$c_m = A_{m0} + A_{m1}(\alpha - \alpha_n).$$

Prva jednačina daje paraboličnu zavisnost koeficijenta otpora, druga i treća linearnu zavisnost koeficijenata c_z i c_m od napadnog ugla.

Koeficijenti A_{x0} i A_{m0} odgovaraju vrednostima koeficijenata otpora i momenta za $\alpha = \alpha_n$, tj. kada je uzgon jednak nuli, i obeležavaju se

$$c_x = A_{x0} = c_{x0} \quad \text{i} \quad c_m = A_{m0} = c_{m0}.$$

Diferenciranjem c_z i c_m po napadnom uglu dobijaju se

$$dc_z/d\alpha = A_{z1} = a \quad \text{i} \quad dc_m/d\alpha = A_{m1} = -am,$$

gradijenti koeficijenta uzgona i momenta; ako se stavi $A_{x2} = k$, jednačine aerodinamičkih koeficijenata postaju

$$c_x = c_{x0} + \frac{x}{2} c_z^2,$$

$$c_z = a(\alpha - \alpha_n),$$

$$c_m = c_{m0} - m c_z,$$

gde je $x = k/a^2 = dc_x/dc_z^2$ gradijent krive koeficijenta otpora i $m = dc_m/dc_z$ gradijent krive koeficijenta momenta po uzgonu.

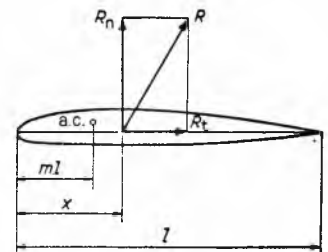
Ovim jednačinama dodaje se obično i jednačina koja određuje položaj aerodinamičke sile u odnosu na prednju ivicu i koja zamenom $c_m = c_{m0} - m c_z$ dobija oblik

$$x/l = m - c_{m0}/c_z$$

i daje promenu centra potiska c. p. sa promenom koeficijenta uzgona.

Ako se sa $m l = x_a$, e. obeleži rastojanje aerodinamičkog centra aeroprofila uzgonske površine od prednje ivice, tada je moment za tu tačku (zanemaranjem položaja po visini, sl. 9)

$$M_{a.c.} = -(x - m l) R_n.$$



Sl. 9

Deobom sa $R_n \approx R_z = c_z q S$ i zbog $M_{b.c.} = c_{m_{b.c.}} q S$ dobija se

$$x/l = m - c_{m_{b.c.}}/c_z$$

Upoređenjem ovog sa ranije dobijenim izrazom vidi se da je koeficijent $c_{m_{b.c.}}$ praktično jednak vrednosti koeficijenta momenta c_{m_0} i da je

$$m = \left(\frac{x}{l}\right)_{b.c.}$$

relativni položaj aerodinamičkog centra od prednje ivice aeroprofila.

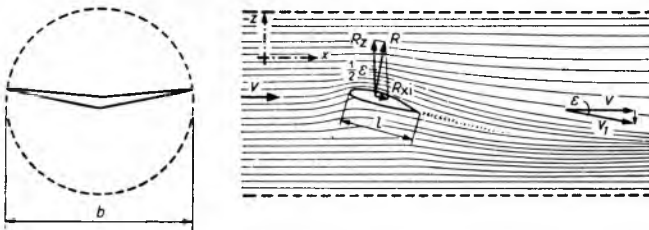
Iz izraza za koeficijent otpora

$$c_x = c_{x_0} + \kappa c_z^2$$

vidi se da je postojanje drugog člana uslovljeno postojanjem uzgona. Uzgon indukuje ovaj dodatni otpor, koji se iz tog razloga zove *indukovani otpor* i obeležava sa c_{x_1} tako da je

$$c_x = c_{x_0} + c_{x_1}$$

Zavisnost $c_{x_1} = \kappa c_z^2 = f(c_z)$ zove se *polara indukovanog otpora* ili *polara Prandla* i može se odrediti primenom zakona količine kretanja na masu vazduha oko uzgonske površine (sl. 10).



Sl. 10

Uzgonska površina razmaha b (najveća dimenzija uzgonske površine — krila) nalazi se u strujnom polju brzine V pri napadnom uglu α . Izvan cilindrične površine prečnika b strujno polje je neporemećeno. Oko uzgonske površine nastaje poremećaj strujnog polja, strujnice obilaze uzgonsku površinu i masa vazduha se povija iza ove. Zbog povijanja delići fluida iznad gornjake prelaze duži put pa na osnovu zakona o konstantnosti protoka moraju imati veće brzine od delića koji prolaze ispod donjake.

Prema Bernoulliju, sa porastom brzine pritisak opada. Ovaj potpritisak sa strane gornjake i natpritisak ispod donjake daju aerodinamičku silu R .

Ugao povijanja je mali i utiče samo na promenu pravca brzine strujnog polja za neki ugao ϵ , dok je promena u veličini zanemarljiva, tj. $V \approx V_1$.

Kako su komponente brzine u pravcu ose x i z ispred i iza uzgonske površine

$$\begin{aligned} u_1 &= V, & u_2 &= V \cos \epsilon, \\ w_1 &= 0, & w_2 &= -V \sin \epsilon, \end{aligned}$$

a protok vazduha kroz cilindričnu površinu

$$m = \rho V S = \frac{1}{2} \rho \pi b^2 V,$$

to količina kretanja za ose x i z

$$\begin{aligned} m(u_1 - u_2) &= R_x, \\ m(w_1 - w_2) &= R_z, \end{aligned}$$

zamenom ovih veličina daje

$$R_x = \frac{1}{2} \rho \pi b^2 V^2 (1 - \cos \epsilon) \text{ i } R_z = \frac{1}{2} \rho \pi b^2 V^2 \sin \epsilon,$$

ili deobom ovih

$$R_x = R_z \frac{1 - \cos \epsilon}{\sin \epsilon}.$$

Kako je

$$1 - \cos \epsilon = 2 \sin^2 \frac{\epsilon}{2} \text{ i } \sin \epsilon = 2 \sin \frac{\epsilon}{2} \cos \frac{\epsilon}{2},$$

to je $R_x = R_z \operatorname{tg} \frac{\epsilon}{2}$, odnosno $R_x = \frac{1}{2} \epsilon R_z$,

s obzirom na to da je ugao ϵ mali.

Otpor izveden na ovaj način zavisi samo od sile uzgona i predstavlja, prema tome, indukovani otpor uzgonske površine, a ugao $\epsilon/2$ *indukovani ugao* i obeležava se sa α_1 , tako da je

$$R_{x1} = \alpha_1 R_z.$$

Izjednačenjem dobijenog izraza za R_z sa ranijim $R_z = c_z q S$ dobijaju se indukovani ugao i koeficijent indukovanog otpora,

$$\alpha_1 = \frac{c_z}{\pi \lambda} \text{ i } c_{x1} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda},$$

gde je $\lambda = b^2/S$ *vitkost* uzgonske površine. Jednačina krive otpora dobija sada oblik

$$c_x = c_{x_0} + c_z^2/\pi \lambda,$$

a napadni ugao menja se za vrednost α_1 :

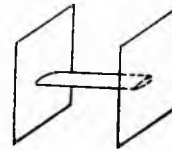
$$\alpha = \alpha_0 + c_z/\pi \lambda.$$

Poslednje dve jednačine nameću važan zaključak da su indukovani otpor i indukovani ugao jednaki nuli ne samo za $c_z = 0$ već i za $\lambda = \infty$, tj. kada je vitkost uzgonske površine neizmerna, bez obzira kolika je pri tome vrednost koeficijenta uzgona c_z .

Na uzgonsku površinu neizmerno vitkosti ili neizmerno razmaha ne postoje uticaji krajeva krila u smislu dodatnog, sekundarnog strujanja oko ovih iz oblasti natpritisaka (donjaka) u oblast potpritisaka (gornjaka) (sl. 11). Strujanje je istovetno u svim ravnima paralelnim ravni simetrije, tj. u svim uzdužnim presecima. Takvo strujanje je ravansko strujanje, tj. dvodimenzionalno strujanje oko uzdužnog preseka uzgonske površine, odnosno oko aeroprofila.

Dakle, možemo da kažemo da su indukovani napadni ugao i indukovani otpor za uzgonsku površinu konačne vitkosti jednaki nuli kada je uzgon jednak nuli, a nestaju potpuno za slučaj strujanja oko aeroprofila. Prema tome, c_{x_0} i α_{0a} predstavljaju koeficijent otpora i napadni ugao aeroprofila.

Teorijska koncepcija uzgonske površine neizmerno vitkosti ostvaruje se u eksperimentalnim ispitivanjima pravougaonim krilom koje ima duž razmaha konstantan aeroprofil a na krajevima ima granične ploče koje sprečavaju sekundarno strujanje oko krajeva. Uticaj krajeva je na taj način eliminisan i aerodinamički koeficijenti zavise samo od oblika uzdužnog preseka, tj. od oblika aeroprofila (sl. 12).



Sl. 12

Izvedene jednačine za otpor i napadni ugao važe samo za eliptičnu podelu uzgona duž razmaha krila, za koju je, prema teoriji uzgonskih površina, indukovani otpor i indukovani napadni ugao najmanji. Za uobičajena krila pravougaonog i trapeznog oblika uvode se popravni koeficijenti δ i τ , tako da je opšti oblik ovih jednačina

$$c_x = c_{x_0} + \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} c_z^2,$$

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} c_z.$$

Vrednosti popravnih koeficijenata δ i τ za razne vitkosti i razna suženja krila date su na sl. 13 i 14.

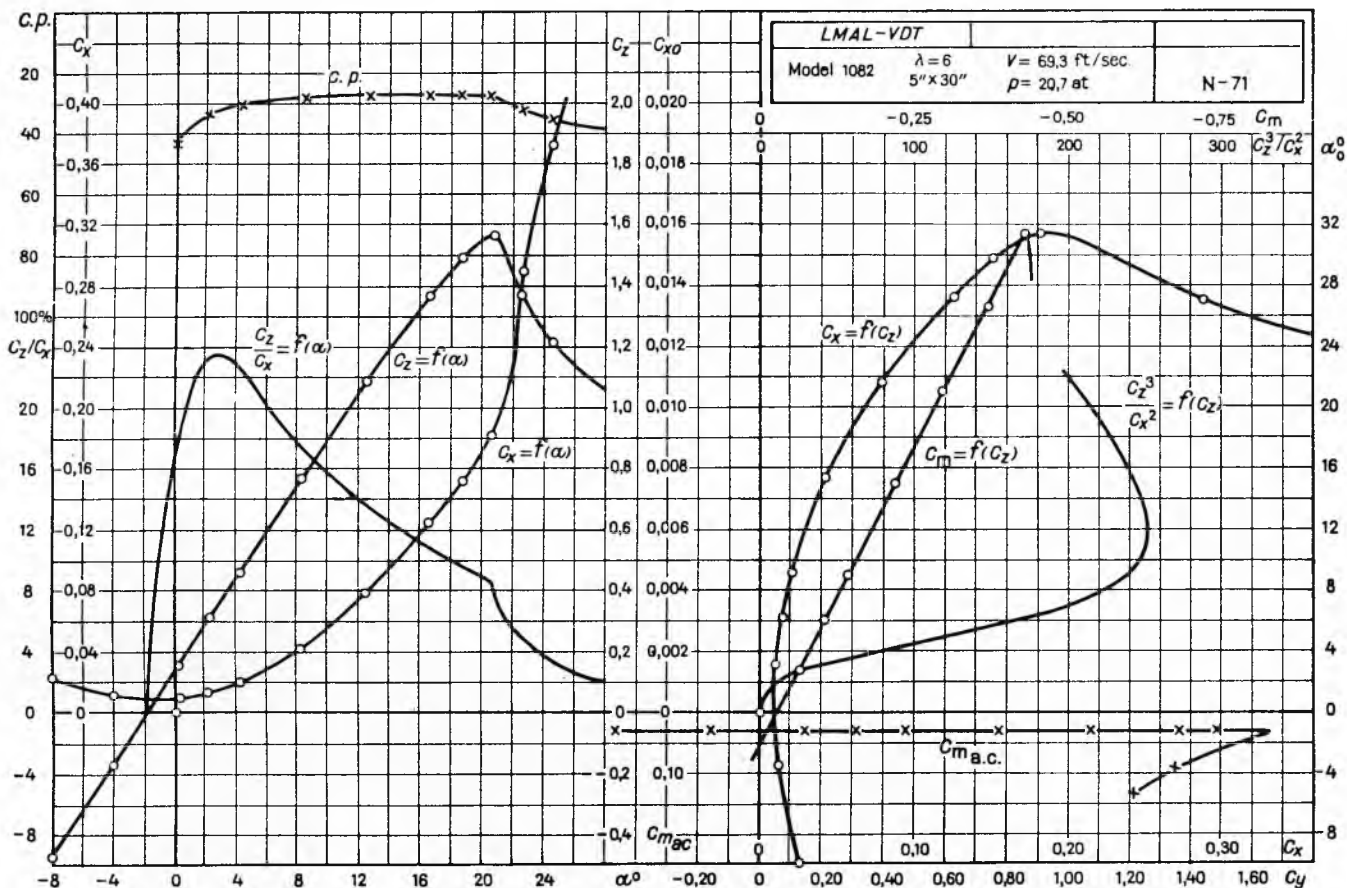
Kao što se analitički prikazuju aerodinamički koeficijenti uzgonskih površina određene vitkosti λ , mogu se na istovetan način analitički prikazati i aerodinamički koeficijenti uzgonske površine izmerne vitkosti, tj. aerodinamički koeficijenti aeroprofila

$$\begin{aligned} c_y &= a_0(\alpha_0 - \alpha_n), \\ c_{x_0} &= c_{x_{0 \min}} + c_{x_{0p}}, \\ c_m &= c_{m_0} - m c_y, \\ x/l &= m - c_{m_0}/c_y, \end{aligned}$$

gde su: a_0 — gradijent uzgona aeroprofila, α_0 — napadni ugao aeroprofila, $c_{x_{0 \min}}$ — koeficijent minimalnog otpora aeroprofila, $c_{x_{0p}}$ — koeficijent položajnog otpora aeroprofila.

Koeficijent minimalnog otpora aeroprofila jednak je

$$c_{x_{0 \min}} = c_{x_{0 \min \tau}} + c_{x_{0 \min p}},$$



Sl. 15

zbiru koeficijenta otpora trenja $c_{x_{0\min\tau}}$ i koeficijenta otpora oblika $c_{x_{0\min p}}$ aeroprofila.

Koeficijent položajnog otpora predstavlja složenu funkciju

$$c_{x_0p} = f\left(\frac{c_y - c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}}\right),$$

gde su $c_{y_{max}}$ maksimalna vrednost, a $c_{y_{opt}}$ optimalna vrednost koeficijenta uzgona, jer je za $c_y = c_{y_{opt}}$

$$c_{x_0p} = 0 \text{ i } c_{x_0} = c_{x_{0\min}}$$

pa je koeficijent otpora aeroprofila minimalan.

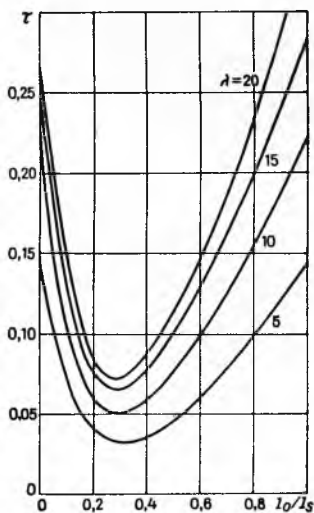
Koeficijent položajnog otpora određuje se približno iz jednačine

$$c_{x_0p} = 0,02 \left(\frac{c_y - c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}}\right)^2,$$

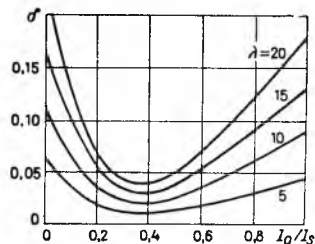
dobijene na osnovu eksperimentalnih ispitivanja, ili za praktične proračune

$$c_{x_0p} = 0,01 (c_y - c_{y_{opt}})^2.$$

Ako su poznati aerodinamički koeficijenti za neku određenu vitkost, mogu se prevesti na bilo koju drugu.



Sl. 13



Sl. 14

Neka su vrednosti koeficijenta uzgona aeroprofila i krila vitkosti λ jednake. Tada se iz jednakosti $c_y = c_z$ dobija

$$a_0(\alpha_0 - \alpha_n) = a(\alpha - \alpha_n).$$

Kako je napadni ugao

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 = \alpha_0 + \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} a(\alpha - \alpha_n)$$

$$\text{i } \alpha_0 = \alpha - \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} a(\alpha - \alpha_n),$$

to se zamenom α_0 u gornju jednačinu dobija

$$a_0 \alpha - \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} a_0 a(\alpha - \alpha_n) - a_0 \alpha_n = a(\alpha - \alpha_n)$$

i

$$a_0 - a = \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} a_0 a,$$

što za uglove izražene u stepenima daje

$$a_0 - a = 57,3 \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} a_0 a.$$

Iz ove jednačine dobija se

$$a_0 = \frac{a}{1 - 57,3(1 + \tau) \frac{a}{\pi \lambda}} \text{ i } a = \frac{a_0}{1 + 57,3(1 + \tau) \frac{a_0}{\pi \lambda}},$$

gradijent uzgona aeroprofila a_0 ako je poznat gradijent uzgona a krila vitkosti λ , i obrnuto.

Jednačine

$$\alpha^\circ = \alpha_0^\circ + 57,3 \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} c_y,$$

$$c_x = c_{x_0} + \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} c_y^2$$

prevode aerodinamičke koeficijente aeroprofila u aerodinamičke koeficijente krila vitkosti λ , a jednačine

$$\alpha_0^\circ = \alpha^\circ - 57,3 \frac{1 + \tau}{\pi \lambda} c_z,$$

$$c_{x0} = c_x - \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} c_z^2$$

aerodinamičke koeficijente krila vitkosti λ u aerodinamičke koeficijente aeroprofila.

Promena vitkosti krila sa vrednosti λ_1 na λ_2 prouzrokuje promenu napadnog ugla i koeficijenta otpora za $\Delta\alpha$ i Δc_x , tj.

$$\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha \quad \text{i} \quad c_{x2} = c_{x1} + \Delta c_x.$$

Ove dodatne vrednosti napadnog ugla i otpora kao posledice promene vitkosti dobijaju se iz

$$\alpha_1^\circ = \alpha_0^\circ + 57,3 \frac{1 + \tau_1}{\pi \lambda_1} c_z, \quad \alpha_2^\circ = \alpha_0^\circ + 57,3 \frac{1 + \tau_2}{\pi \lambda_2} c_z,$$

$$\alpha_2^\circ = \alpha_1^\circ + 57,3 \left(\frac{1 + \tau_2}{\lambda_2} - \frac{1 + \tau_1}{\lambda_1} \right) \frac{c_z}{\pi},$$

$$\Delta\alpha^\circ = 57,3 \left(\frac{1 + \tau_2}{\lambda_2} - \frac{1 + \tau_1}{\lambda_1} \right) \frac{c_z}{\pi},$$

i na istovetan način

$$\Delta c_x = \left(\frac{1 + \delta_2}{\lambda_2} - \frac{1 + \delta_1}{\lambda_1} \right) \frac{c_z^2}{\pi}.$$

Prevođenje aerodinamičkih koeficijenata vrši se obično tabelarno.

Aerodinamički koeficijenti

$$c_x = R_x/qS \quad c_y = R_y/qS \quad c_z = R_z/qS$$

$$c_{mx} = M_x/qSl \quad c_m = M/qSl \quad c_{mz} = M_z/qSl$$

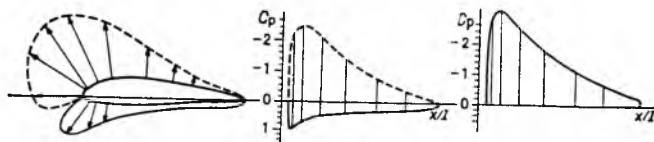
određuju se iz vrednosti komponenata aerodinamičke sile i momenta i dinamičkog pritiska. Komponente aerodinamičke sile i momenta određuju se obično eksperimentalnim ispitivanjima u aerotunelima u kojima se ove sile mere pomoću aerovaga. Dinamički pritisak i brzina strujnog polja određuju se uglavnom pomoću Pitot-cevi sa mikromanometrom. Za površinu S u slučaju uzgonskih površina uzima se obično aerodinamička površina, tj. površina projekcije uzgonske površine na ravan koja prolazi kroz tetivu srednje linije aeroprofila u ravni simetrije i normalna je na ovu. Za druga aerotela uzima se za S površina maksimalnog poprečnog preseka. Dužina l je neka karakteristična dužina paralelna ravni simetrije aerotela.

Tako dobijene zavisnosti aerodinamičkih koeficijenata sa napadnim uglom daju se u obliku tabela i dijagrama (sl. 15). Osnovnim zavisnostima $c_x = f_1(\alpha)$, $c_z = f_2(\alpha)$, $c_m = f_3(c_z)$ i c. p. $= f_4(\alpha)$ dodaju se i druge izvedene iz ovih osnovnih a koje su potrebne za razne proračune, kao

$$c_x/c_x = f(\alpha), \quad c_z^2/c_x^2 = f(c_z), \quad c_z = f(c_x),$$

od kojih je prva poznata pod imenom *finese*, druga *faktora penjanja* i treća *polare uzgonske površine*. Polara u napisanom obliku poznata je kao *polara Eiffela*, a zavisnost $c_n = f(c_z)$ kao *polara Lilienthala*.

Kako je aerodinamička sila posledica podele pritisaka oko uzgonske površine, to se aerodinamički koeficijenti, osim neposrednim merenjem sila, mogu dobiti i merenjem pritisaka oko aeroprofila.



Sl. 16

Podela pritisaka, određena eksperimentalnim putem na modelu duž gornjake i donjake, prikazuje se dijagramima. Pri tome se polarni dijagram pritisaka često zamenjuje dijagramom koeficijenta pritiska c_p (sl. 16)

$$c_p = \frac{p - p_0}{q_0} = 1 - (V/V_0)^2,$$

gde su p i V pritisak i brzina u nekoj tački na aeroprofilu a p_0 i V_0 pritisak i brzina u neporemećenoj struji.

Na elementarnu površinu ds aeroprofila (sl. 17) deluje elementarna aerodinamička sila dR , koja, razložena u pravcu tetive aeroprofila i pravcu normale na ovu, daje tangencijalnu i normalnu komponentu

$$dR_t = p \sin \varphi ds,$$

$$dR_n = p \cos \varphi ds,$$

gde je φ ugao između tetive i elementa ds , kao i elementarni moment u odnosu na prednju ivicu

$$dM = y dR_t - x dR_n.$$

Uvođenjem koeficijenta pritiska c_p i stavljajući $\cos \varphi ds = dx$, $\sin \varphi ds = dy$, integracija duž konture aeroprofila daje

$$R_t = q \int_c c_p dy, \quad R_n = q \int_c c_p dx,$$

$$M = q \int_c c_p (y dy - x dx),$$

odakle se deobom sa ql i ql^2 dobijaju

$$c_t = \int_c c_p d(y/l), \quad c_n = \int_c c_p d(x/l),$$

$$c_m = \int_c c_p \left[\left(\frac{y}{l} \right) d\left(\frac{y}{l} \right) - \left(\frac{x}{l} \right) d\left(\frac{x}{l} \right) \right],$$

aerodinamički koeficijenti aeroprofila u zavisnosti od koeficijenta pritiska c_p .

Za praktične proračune pritisci se mogu redukovati na tetivu srednje linije i najveću tetivu normalnu na ovoj. Sa ovim koeficijentom redukovanog pritiska C_p integrali po konturi prelaze u linijske, tako da je

$$c_n \approx c_z = \int_0^1 C_p d(x/l) \quad \text{i} \quad c_t = \int_0^1 C_p d(y/l).$$

Integrali u ovim izrazima rešavaju se grafički.

Treba napomenuti da se određivanjem aerodinamičkih koeficijenata pomoću podele pritisaka ne uzima u obzir sila trenja. Prema tome, koeficijent otpora aeroprofila određen na ovaj način biće, zbog $c_{x0 \min \tau} = 0$,

$$c_{x0} = c_{x0 \min p} + c_{x0 \tau},$$

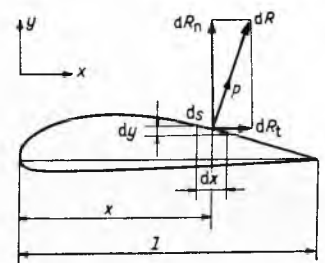
a minimalna vrednost njegova biće jednaka koeficijentu otpora oblika $c_{x0 \min p}$ aeroprofila.

Metoda pritisaka naročito je pogodna za određivanje aerodinamičkih karakteristika na mestu krilaca i zakrilaca i može se primeniti kako za uzgonske površine neizmerne vitkosti tako i za uzgonske površine konačnog razmaha.

Postoje i druge metode za određivanje aerodinamičkih karakteristika aeroprofila. Tako se, po Jonesu, koeficijent otpora aeroprofila može odrediti pomoću pritisaka neporemećene struje i pritisaka u vrtložnoj oblasti iza krila. Ako su H_0 i p_0 ukupni i statički pritisak neporemećene struje, a H i p ukupni i statički pritisak vrtložne oblasti (sl. 18), koeficijent otpora aeroprofila je

$$c_{x0} = 2 \int_{\tau} \left(1 - \sqrt{\frac{H - p_0}{H_0 - p_0}} \right) \sqrt{\frac{H - p}{H_0 - p_0}} d\left(\frac{y}{l} \right),$$

gde je y/l relativno rastojanje tačke merenja duž normale na pravac brzine od pravca tetive srednje linije aeroprofila. Vrednost ovog integrala određuje se grafičkim putem. Metoda Jonesa



Sl. 17



Sl. 18

podatna je za ispitivanja u letu, pri čemu se pritisci mere obično pomoću Pitotove cevi.

Aerodinamički koeficijenti obeležavaju se u literaturi na razne načine. Priložena tabela daje uporedni pregled ovih oznaka.

U ovom članku	c_x	c_y	c_z	c_{mx}	c_m	c_{mz}
Belgija	c_x	—	c_z	—	$-c_m$	—
Engleska	C_D	C_C	C_L	C_l	C_M	C_N
Francuska	c_x	—	c_z	—	$-c_m$	—
Italija	$2C_r$	—	$2C_p$	—	$-2C_m$	—
Japan	c_x	—	c_z	—	c_m	—
Jugoslavija	c_x	c_y	c_z	c_{mx}	c_m	c_{mz}
Nemačka	c_w	c_q	c_a	C_L	$-c_m$	c_N
Poljska	c_x	c_y	c_z	c_{mx}	$-c_m$	c_{mz}
USA	c_D	c_C	c_L	c_l	c_m	c_n
SSSR	c_x	c_y	c_y	c_{mx}	$\pm c_m$	c_{mz}
Čehoslovačka	c_x	c_y	c_z	c_{mx}	$-c_m$	c_{mz}
Švajcarska	c_w	—	c_a	—	$-c_m$	—

Indeksi u ovim oznakama odnose se uglavnom na početna slova reči za aerodinamičku silu i moment ili na usvojene ose koordinatnog sistema.

LIT.: B. Jones, Reports and Memoranda, No 1688, London 1936. — M. Nenadović, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija, I deo, Beograd 1950. — Isti, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija, Aeroprofil, I i II deo, Beograd 1948. — H. Schlichting i E. Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges, Berlin 1960. D. Gaj.

AERODROM (na vodi: **hidrodrom**), površina na zemlji (odnosno vodi) na kojoj je omogućeno bezbedno sletanje i polatanje vazduhoplova i izvršenje svih radnji na zemlji koje su neposredno povezane za službu vazduhoplova.

Aerodromi se dele na *vazdušna pristaništa* i *vazduhoplovne terene* (hidrodromi analogno na *hidro-pristaništa* i *vodene ravni*). Vazdušno pristanište (hidro-pristanište) je aerodrom (hidrodrom) na kome su, pored uređaja za održavanje i popravku vazduhoplova, predviđena postrojenja za prihvatanje i otpremu putnika, za utovar i istovar robe. Vazduhoplovni teren (vodena ravan) je svaki aerodrom (hidrodrom) koji se po opremljenosti ne može smatrati vazdušnim pristaništem (hidro-pristaništem).

Vazdušna baza obuhvaća jedan ili više aerodroma sa svim postrojenjima potrebnim za njihovo funkcionisanje, kao što su stovarišta, stambeno naselje, kasarne, organi odbrane (ukoliko se radi o vojnim bazama).

Aerodromi se pojavljuju sa prvim avionima i kako se razvijala konstrukcija aviona tako su se razvijali i aerodromi. Sistematski razvitak vazduhoplova može se smatrati da počinje pri kraju Prvog svetskog rata. Razvoj i upotreba avijacije u privredne svrhe posle Prvog svetskog rata, razvoj vazduhoplovstva u tehničkom pogledu i velik porast vazduhoplovstva između dva svetska rata postavili su problem uređenja aerodroma kao važno pitanje u svim državama.

Između dva svetska rata vazduhoplovni materijal saobraćajne avijacije iz godine u godinu sve se više razvijao, od aviona sa dva sedišta brzo se došlo do aviona sa više sedišta, pa i preko dvadeset. Međutim, svi ti avioni bili su vrlo osetljivi na bočne vetrove. Poletanje i sletanje aviona moglo se obaviti u većini slučajeva samo uz vetar ili sa minimalnim bočnim vetrom (najviše 8 km/h). Takav vazduhoplovni materijal iziskivao je tehničko rešenje aerodroma koje bi omogućilo sletanje i poletanje aviona u svim pravcima. Aerodromi su građeni na taj način da je kružna površina prečnika 800-1000 m isplanirana i zatravljena, a na perifernom delu takve površine postavljali su se aerodromski objekti. Ukoliko bi se u nekom području javljala samo dva dominantna pravca vetra, površina je bila eliptičkog oblika, sa velikom osom dužine 1000 m a malom 300-400 m.

Sarazvojem avijacije pred Drugi svetski rat razvija se i tehnika građenja aerodroma. U saobraćaju se pojavljuju teži avioni, koji više ne mogu bezbedno da sletu na jednostavne travnate zemljane površine; ukazuje se potreba da se za njihovo sletanje i poletanje izgrade staze od tvrdog materijala. Tako su pred Drugi svetski rat na aerodromima u Parizu, Berlinu, Zürichu, Ženevi, Rimu itd. izgrađene betonske staze dužine 500-800 m. Staze su se obično gradile za najčešće vetrove u dotičnom području.

Posle Drugoga svetskog rata saobraćajna avijacija krenula je golemim koracima napred. Pojavljuju se avioni velike brzine i težine, a samim tim zaostava se još više problem izgradnje građevinskih objekata za prijem i otpremu aviona na zemlji. Aerodromi, kao objekti, postali su značajan činilac u putničkom saobraćaju. Razvoj vazdušne tehnike diktirao je i razvoj aerodroma kako u pogledu tehničkih karakteristika poletnosletne staze (PSS), tako i u pogledu instalacija, zgrada i drugih uređaja.

Umesto klasičnih zemljano-travnatih aerodroma svih pravaca grade se aerodromi samo za glavne pravce vetrova, sa krutim ili elastičnim stazama koje se računaju za prijem velikih opterećenja. Moderni avioni dozvoljavaju bočni vetar čak do 44 km/h pri poletanju i sletanju. Sa pojavom mlaznih saobraćajnih aviona nastaje potreba da se stari aerodromi izgrađeni za klipne avione prilagode za avione na mlazni pogon, a novi se aerodromi prilikom razrade generalnih planova rešavaju tako da u potpunosti zadovolje potrebe mlaznih aviona. Dužine PPS modernih aerodroma za mlazne avione kreću se do 3500 m, a staze se proračunavaju da mogu da prime opterećenje od 135 Mp.

Aerodromi predstavljaju danas veoma skupe objekte i njihova izgradnja dugo traje; stalno moraju biti modernizovani i proširivani, da bi zadovoljili potrebe sve jačeg vazdušnog saobraćaja. Pokušaj da se izbegne potreba za velikim aerodromima predstavljaju koncepcije novih letelica sa vertikalnim poletanjem i sletanjem.

Aerodromi se prema nameni, u osnovi, dele na *aerodrome za civilnu avijaciju* i *aerodrome za vojnu avijaciju*. Aerodromi civilne avijacije dele se na aerodrome: za saobraćajnu avijaciju — trgovačke transporte; za turističku avijaciju; za pilotske škole i za specijalne usluge. Aerodromi vojne avijacije određeni su, uglavnom, za stacioniranje, a mogu se, s obzirom na vrstu na njima smeštenih jedinica, podeliti na transportne, ratne, školske itd.; postoje i aerodromi za vojne operacije u užem smislu reči i za iskrcavanje. Dolaze u obzir i aerodromi vazduhoplovne industrije: za fabrike i za centre probnih letova.

Prema položaju i stepenu izgrađenosti aerodromi se dele na: *interkontinentalne ekspresne* — aerodrome koji služe najbržim prekontinentalnim službama; *interkontinentalne aerodrome* — krajnje stanice aviona koji izvršuju dugačka međunarodna putovanja; *kontinentalne* — aerodrome za avione unutrašnjih dugih linija; *ekspresne* — aerodrome velikih gradova ili aerodrome postavljene na mestima računava velikih linija; *lokalne* — aerodrome namenjene malim gradovima na glavnim linijama vazduhoplovnih kompanija; *pomoćne* — aerodrome namenjene redovnim kompanijama koje poslužuju pomoćne linije.

Prema tehničkim karakteristikama izvršena je ova podela aerodroma na kategorije, u skladu sa maksimalnom tipom aviona:

	KATEGORIJA			
	A	B	C	D
Maksimalna težina aviona	135 t	60 t	20 t	5 t
Razmah krila	70 m	50 m	30 m	15 m
Dužina aviona	50 m	35 m	20 m	12 m
Visina aviona	15 m	10 m	6 m	4 m
Širina stajnog trapa	12 m	9 m	6 m	4 m
Pritisak guma na tlo	10 kp/cm ²	7 kp/cm ²	5 kp/cm ²	3 kp/cm ²

Hidrodromi se prema nameni dele na: *hidrodrome za redovni transport na velika rastojanja* u etapama koje su veće od 3000 km; *hidrodrome za redovni transport na srednja i kratka rastojanja*; *hidrodrome za transport po porudžbini* — turizam.

Prema tehničkim karakteristikama dele se hidrodromi na niže navedene kategorije, zavisne od tipa hidroaviona:

	KATEGORIJA		
	A	B	C
Maksimalna težina hidroplana	200 t	60 t	20 t
Razmah krila hidroplana	90 m	50 m	30 m
Dužina hidroplana	60 m	40 m	20 m
Visina hidroplana	25 m	12 m	8 m
Dubina gaza	2 m	1,5 m	1 m

Klasifikacija. Po klasifikaciji Međunarodne organizacije za civilno vazduhoplovstvo (OACI — Organisation de l'Aviation Civile Internationale, ili ICAO — International Civil Aeronautical Organisation), aerodromi se dele na ove klase:

Klasa	Dužina glavne PSS
A	2550 m (8400 stopa) i više
B	2150 m (7000 stopa) do 2550 m (8400 stopa)
C	1800 m (5900 stopa) do 2150 m (7000 stopa)
D	1500 m (5000 stopa) do 1800 m (5900 stopa)
E	1280 m (4200 stopa) do 1500 m (5000 stopa)
F	1080 m (3500 stopa) do 1280 m (4200 stopa)
G	900 m (3000 stopa) do 1080 m (3500 stopa)

Hidrodromi se dele na sledeće klase s obzirom na dužinu glavnog kanala:

Klasa	Dužina glavnog kanala
A	4500 m (15 000 stopa) i više
B	3000 m (10 000 stopa) do 4500 m (15 000 stopa)
C	2000 m (6 500 stopa) do 3000 m (10 000 stopa)