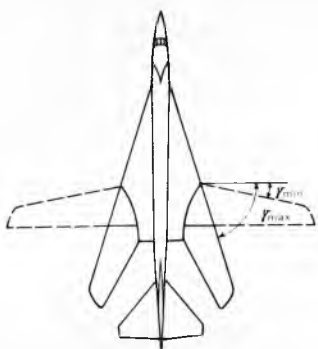


gradu. Ograničene dimenzije građevnog zemljišta na križanju dviju važnih gradskih prometnica i njegov nepravilni trapezni oblik bitno su utjecali na arhitektonsko rješenje poslovnog tornja. Postavljanjem zgrade na južni dio parcele ostvaren je ispravan odnos prema prometnom križanju. Dispozicija složene kompozicije zgrade određena je prema Ulici proleterskih brigada kao glavnoj prometnici. Stoga je središnji, najviši kubus postavljen okomito na tu ulicu, dok je zapadnim konkavnim krakom i aneksom podržan pravac Savske ceste, koja Ulicu proleterskih brigada siječe pod tupim kutom. Visiki elementi zgrade usmjereni prema sjeveru daju traženu orijentacijsku točku u gradu i svojom postavom omogućuju vidik na njegove atraktivne predjele. Konkavne obline bočnih elemenata prilagođuju se kružnim formama susjednih zgrada, održavajući prostorne značajke naslijeđenih urbanističko-arhitektonskih odnosa važnog prometnog raskršća.

LIT.: S. Schulze, C. Kruse, Bürobauteen. VEB Verlag für Bauwesen, Berlin 1967. — F. Rafeiner, Hochhäuser. Bauverlag, Wiesbaden-Berlin 1968. — R. Hohl, Bürogebäude-International. Verlag Gerd Hatje, Stuttgart 1968. — R. A. M. Stern, New Directions in American Architecture. Studio Vista, London 1969. — F. Bullrich, New Directions in Latin American Architecture. Studio Vista, London 1969. — Architecture of Skidmore, Owings and Merrill, 1963—1973. The Architectural Press, London 1974. — U. Kultermann, Die Architektur im 20. Jahrhundert. Dumont Buchverlag, Köln 1977.

S. Jelinek

JEDNOKRILAC, aerodinamička i konstrukcijska koncepcija dinamičke letjelice (v. Avion, TE1, str. 562) sa jednim krilom, koja prevladava kod suvremenih aviona s izuzetkom lakih transportnih, poljoprivrednih i sportskih aviona gdje se još primjenjuje koncepcija sa dva krila (v. Dvokrillac, TE3, str. 516). Krilo, koje stvara uzgonsku silu pri kretanju letjelice, na avionima je manjih brzina dominantan aerodinamički element koji generira glavne aerodinamičke sile i momente. Trup aviona,



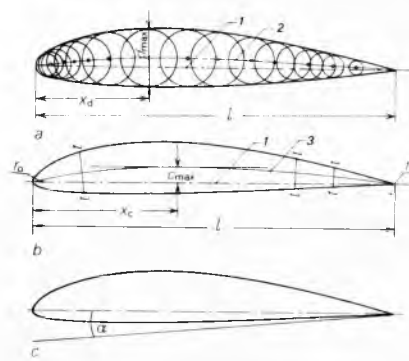
Sl. 1. Konstrukcijska shema s promjenljivom geometrijom krila

koji može biti većih dimenzija i mase, uzrokuje praktično samo dodatni aerodinamički otpor. S povećanjem dimenzije letjelice sudjelovanje se ostalih elemenata u generiranju aerodinamičkih sila i momenta povećava, a konstrukcijska se shema sve više približava shemi projektila (v. Projektil). Oblik krila pokazuje s povećanjem brzine tendenciju promjene od ravnog preko trapeznog do strelastog i delta krila, iako u suvremenim letjelicama ima i odstupanja od tog pravila. U novije se vrijeme na avionima velikih dijapazona brzina (od relativno malih brzina do brzina od nekoliko maha) primjenjuje i tzv. krilo promjenljive geometrije, prvenstveno mijenjanjem kuta strijele u letu (sl. 1). Pri manjim brzinama, kao npr. pri slijetanju i polijetanju kut γ je malen, krilo je, dakle, normalne geometrije, a povećava se porastom brzine kako bi krilo udovoljilo optimalnim uvjetima režima leta nadzvučnim brzinama.

KRILO BESKONAČNOG RAZMAHA

Uvođenjem pojma krila beskonačnog razmaha, strujanje oko krila svodi se na ravninsko, tj. aerodinamičke sile i momenti mogu se odrediti iz aerodinamičkih karakteristika aeroprofila (poprečnog presjeka krila). (V. Aerodinamička sila i moment, TE1, str. 10).

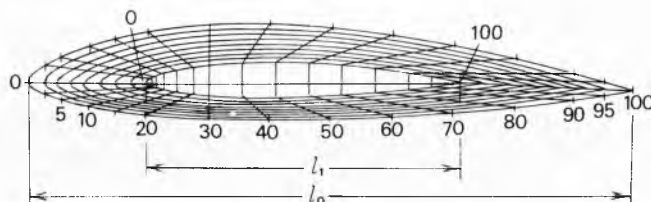
Kontura aeroprofila (sl. 2) definira se nizom točaka u koordinatnom sustavu, danim obično u postocima tetive aeroprofila l . Tetiva aeroprofila je osnovna os profila prema kojoj se mjeri tzv. napadni kut aeroprofila α s obzirom na smjer strujanja zraka, v. sl. 2c. Linija koja spaja središta krugova ucrtanih u aeroprofil (sl. 2a) naziva se *skeletnom linijom* aeroprofila, a linija koja spaja središta tetiva ($t-t$) koje sijeku gornju i donju konturu aeroprofila pod istim kutom naziva se *srednjom linijom* aeroprofila (sl. 2b). Odnos najvećeg odstojanja srednje linije c_{max} od tetive aeroprofila određuje tzv. *krivinu* aeroprofila, dok je d_{max} najveća debljina aeroprofila. Važne su veličine i položaj krivine i debljine aeroprofila s obzirom na njegovu prednju ivicu x_c, x_d te polumjer prednjeg i zadnjeg zaobljenja aeroprofila r_0, r_1 . Uobičajeno je da se sve te veličine izražavaju relativnim vrijednostima, s obzirom na tetivu aeroprofila: relativna maksimalna debljina profila $(d/l)_{max}$, relativni položaj maksimalne debljine profila $(x/l)_d$, relativna maksimalna krivina profila $(c/l)_{max}$, relativni položaj maksimalne krivine profila $(x/l)_c$, relativni polumjer prednjeg zaobljenja profila $(r/l)_0$, relativni polumjer stražnjeg zaobljenja profila $(r/l)_1$.



Sl. 2. Geometrijske karakteristike aeroprofila. 1 tetiva, 2 skeletna linija, 3 srednja linija, α napadni kut

S obzirom na relativnu debljinu $(d/l)_{max}$ aeroprofilu mogu biti: tanki, kojima je $(d/l)_{max}$ do 0,08, srednje debeli s $(d/l)_{max}$ 0,08...0,12 i debeli s $(d/l)_{max}$ većim od 0,12.

Prema vrijednosti relativne maksimalne krivine aeroprofilu mogu biti: aeroprofilu male krivine s vrijednošću $(c/l)_{max}$ 0...0,02, srednje krivine s $(c/l)_{max}$ 0,02...0,04 i velike krivine s $(c/l)_{max}$ većim od 0,04. Aeroprofilu u kojima je relativna maksimalna krivina $(c/l)_{max} = 0$ nazivaju se simetričnim aeroprofilima, tj. gornja (gornjaka) i donja kontura (donjaka) takvog aeroprofila jesu jednake, odnosno središta upisanih kružnica leže na pravcu. U katalogima profila vrijednosti relativnih debljina i krivina daju se obično u postocima, npr. za $(d/l)_{max} = 0,12$ nalazi se vrijednost 12, što znači da maksimalna debljina iznosi 12% duljine tetive aeroprofila.



Sl. 3. Grafička interpolacija aeroprofila

Integriranjem normalnog pritiska na gornju i donju površinu krila beskonačnog razmaha, pritiska koji se mijenja prema položaju krila s obzirom na smjer strujanja (napadnog kuta α), dobiva se ukupna aerodinamička sila R , koja se može rastaviti na dvije komponente: silu otpora R_x , u smjeru strujanja, i na nju okomitu silu uzgona (aerodinamičku silu) R_z . Bit će:

$$R_x = c_x S \frac{\rho V^2}{2} \tag{1}$$

$$R_z = c_z S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2)$$

$$c_{x0} = f(\alpha) \quad (4)$$

$$c_z = f(\alpha) \quad (5)$$

$$c_m = f(\alpha), \quad (6)$$

gdje je S referentna površina, ρ gustoća zraka koji struji oko aeroprofila, a V njegova brzina u zoni izvan utjecaja aeroprofila (brzina aviona s obzirom na zrak). U ovim izrazima c_z jest koeficijent uzgona krila a c_x koeficijent profilnog otpora krila (koji je samo posljedica rasporeda pritisaka). U stvarnosti, otpor krila beskonačnog razmaha bit će veći zbog prisutnosti trenja, pa je koeficijent otpora

$$c_x = c_{x0} = c_{xp} + c_{xt}, \quad (3)$$

gdje je c_{xp} koeficijent profilnog otpora, a c_{xt} koeficijent otpora trenja.

gdje je c_m koeficijent momenta aerodinamičke sile M za neku određenu točku

$$M = c_m S \frac{\rho V^2}{2} l. \quad (7)$$

Moment aerodinamičke sile obično se računa za prednju ivicu krila (c_m) ili za aerodinamičko središte profila, dakle za točku za koju aerodinamički moment ne ovisi o kutu α ($c_{m.a.c.}$). Aerodinamička ispitivanja pokazuju da je koeficijent momenta ovisan o koeficijentu uzgona c_z , odnosno da je

$$c_m = c_{m.a.c.} + m c_z = c_{m0} + m c_z, \quad (8)$$

gdje je m faktor karakterističan za svaki profil. Iz tih podataka, dobivenih ispitivanjem aeroprofila u aerodinamičkom tunelu (v. *Aerotunel*, TE1, str. 31), može se odrediti položaj centra potiska aeroprofila, odnosno krila beskonačnog razmaha

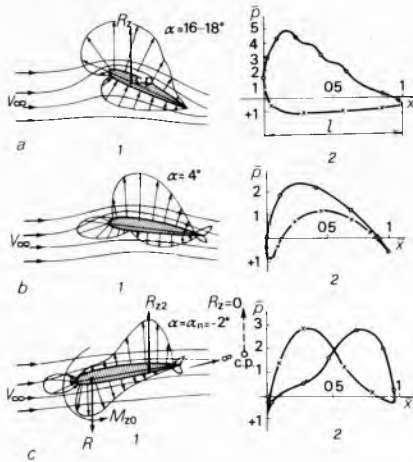
$$\frac{e}{l} = -\frac{c_{m0}}{c_z} + m. \quad (9)$$

Vrijednosti c_{x0} , c_{m0} i c_z te ostalih aerodinamičkih karakteristika aeroprofila (e/l , m), dobivene eksperimentalno u aerotunelima, daju se za praktičku upotrebu u obliku tablica ili dijagrama $c_z = f(\alpha)$, $c_{x0} = f(\alpha)$ i $c_m = f(\alpha)$. Krivulja $c_z = f(c_{x0})$ na kojoj su označeni odgovarajući kutovi α naziva se *polarom* aeroprofila. Odnos $K = (c_z/c_{x0})_{max}$ naziva se *finesom* aeroprofila i određuje se povlačenjem tangente na polaru iz početka koordinatnog sustava.

Iz krivulje $c_z = f(\alpha)$ i polare vidi se da c_z raste s povećanjem napadnog kuta do neke vrijednosti $c_{z,max}$ i nakon toga opada. Uzrok padu c_z uz istovremeno brzo povećavanje c_x jest odljepljivanje zračne struje od gornje površine krila, te se kut pri kojem je $c_z = c_{z,max}$ naziva i *kritični napadni kut* (sl. 5 i 6). Povećanje kritičnog napadnog kuta i odgovarajućeg koeficijenta uzgona postiže se na avionima primjenom mehanizacije krila, npr. ugradnjom sustava tzv. prekrilaca i zakrilaca (v. *Hiperpotisak*).

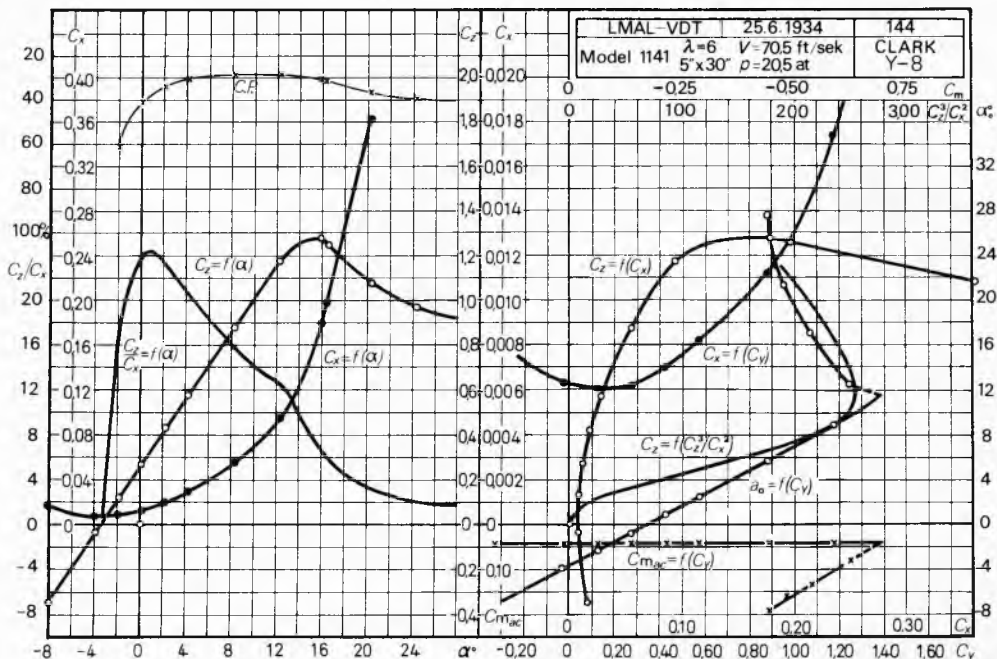
KRILO KONAČNOG RAZMAHA

Zbog nejednakog pritiska na gornjoj i donjoj površini krila konačnog razmaha stvaraju se na krajevima vihori koji se poslije



Sl. 4. Promjena rasporeda pritiska na gornjoj i donjoj površini aeroprofila (krila beskonačnog razmaha) sa promjenom napadnog kuta α . 1. vektorski dijagrami pritiska, 2. odgovarajući dijagrami pritiska svedeni na tetivu aeroprofila. a) kod velikih, b) kod malih napadnih kutova, c) kod kuta nultog uzgona (e - pritisci na gornjoj, x - na donjoj površini aeroprofila)

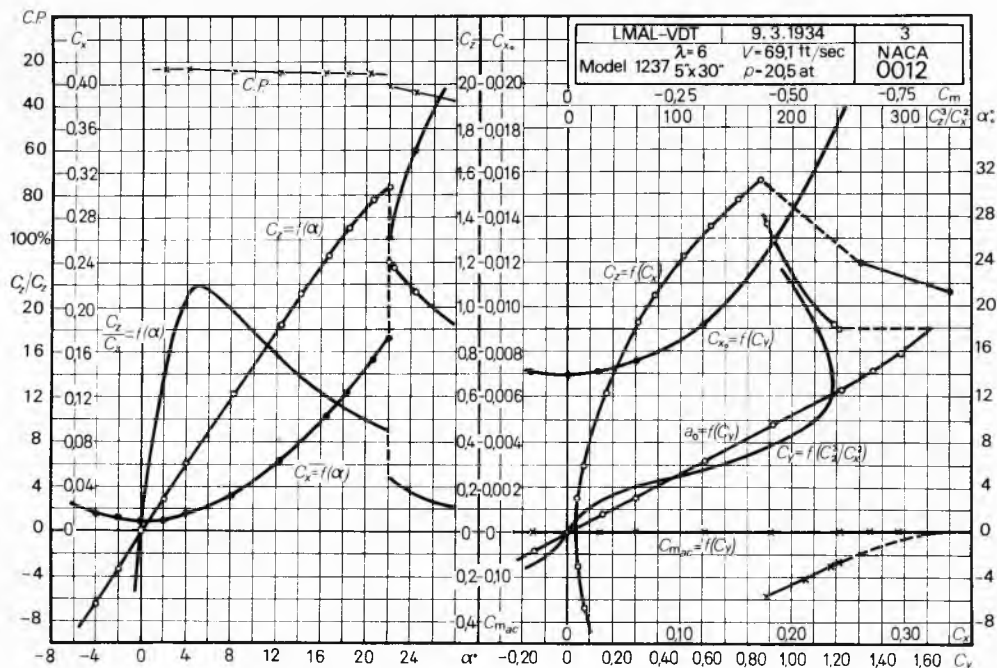
Kako se raspored i intenzitet pritiska na krilo mijenja s promjenom napadnog kuta α , mijenja se i intenzitet i položaj ukupne aerodinamičke sile R (sl. 4). Budući da su u izrazima za silu uzgona i otpora sve ostale veličine u stalnom opstrujavanju konstantne, mora biti



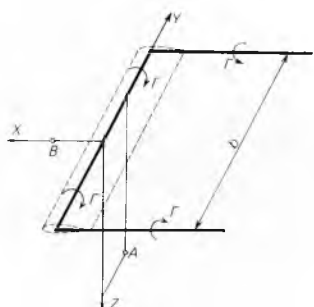
Sl. 5. Aerodinamski koeficijenti krila vitkosti $\lambda = 6$ s nesimetričnim aeroprofilom

proširuju uzduž izlazne ivice krila. Time se mijenja slika opstrujavanja i javlja se dopunski, tzv. *inducirani otpor* koji ne postoji pri ravninskom strujanju oko aeroprofila, odnosno pri strujanju oko krila beskonačnog razmaha.

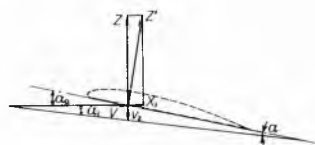
omjer suženja krila $\eta = \frac{l_0}{l_1}$, kut strijele krila γ i kut pregiba (diedar) δ (sl. 9). Tim parametrima treba dodati geometrijske karakteristike odabranog profila.



Sl. 6. Aerodinamski koeficijenti krila vitkosti $\lambda = 6$ sa simetričnim aeroprofilom



Sl. 7. Shematski prikaz zamjene realnog krila u zračnoj struji sustavom vezanih i slobodnih vihora



Sl. 8. Shematski prikaz nastanka dopunskog inducirano otpora kod krila konačnog razmaha

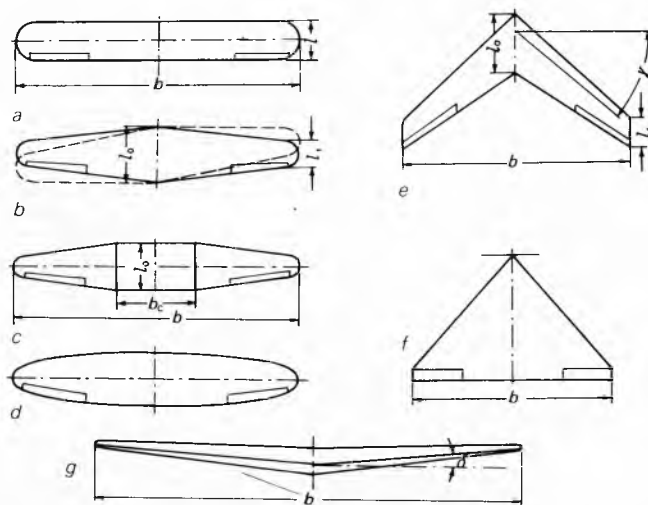
Prema L. Prandtlu, utjecaj prisutnosti pravog krila na zračno strujanje može se zamijeniti utjecajem vezanih vihora uzduž razmaha krila i vezanih vihora koji se odvajaju od zadnje ivice na krajevima krila (sl. 7). Vihori induciraju u svakoj točki u blizini krila dopunsku brzinu zračne struje v (s komponentama v_x, v_y, v_z) koja ovisi o položaju točke s obzirom na vihore i cirkulaciju oko krila Γ . U presjeku krila slobodni vihori induciraju samo dopunsku brzinu v_z , okomitu na pravac strujanja i razmah krila. Kako je ta brzina relativno mala, ona praktično utječe samo na promjenu napadnog kuta α za vrijednost $\alpha_i \approx v_z/V$ (u radijanima), pa se strujanje oko krila konačnog razmaha može usporediti sa strujanjem oko krila beskonačnog razmaha uz uvjet da je

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_i \tag{10}$$

Zbog ove promjene (sl. 8) pojavljuje se i dopunski, inducirani otpor, pa je kod krila konačnog razmaha

$$c_x = c_{x0} + c_{xi} \tag{11}$$

Geometrijski parametri krila. Osnovni geometrijski parametri krila jednokrila jesu razmah b , površina S , srednja aerodinamična tetiva $l_a = \frac{S}{b}$, vitkost krila (izduženje) $\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{l_a}$,



Sl. 9. Geometrijske karakteristike i oblici krila. a pravokutno krilo, b trapezno krilo, c trapezno krilo s centroplanom, d eliptično krilo, e strelasto krilo, f delta krilo, g pregib (diedar) krila

Vitoperenje krila. Krilo može biti aerodinamički i/ili geometrijski *vitopereno*, tj. tako izvedeno da kut nultog uzgona ne bude isti u svim presjecima. Geometrijsko vitoperenje postiže se mijenjanjem položajnog (lokalnog) kuta aeroprofila u različitim presjecima krila tako da se položajni kut smanjuje prema krajevima krila, dok se aerodinamičko vitoperenje ostvaruje mijenjanjem zakrivljenosti ili oblika aeroprofila od korijena krila prema krajevima, pri čemu se položajni kut u pojedinim presjecima krila ne mijenja. Moguće su, razumljivo, i kombinacije aerodinamičkog i geometrijskog vitoperenja. Kut geometrijskog vitoperenja, tj. razlika između položajnog kuta u korijenu i na krajevima označava se sa ϵ (sl. 10). Aerodinamičkim i/ili geometrijskim vitoperenjem može se utjecati na raspodjelu uzgona uzduž krila i približiti je idealnoj te spriječiti pojavu odvajanja struje od gornje površine krila na krajevima krila, kada je to najopasnije, tj. postići da pri velikim napadnim kutovima (*prevla-*

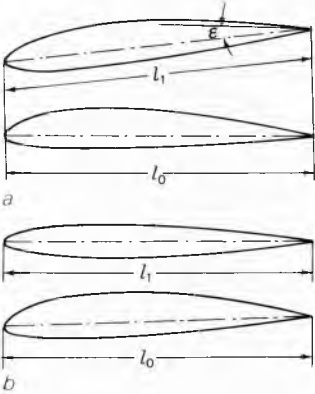
čenje) dođe do odvajanja zračne struje najprije u središnjem dijelu krila, a da se na krajevima krila (s krlcima) zadrži nepomećeno strujanje.

Vitkost krila utječe na sve aerodinamičke karakteristike krila (sl. 11 i 12). S obzirom na krilo beskonačnog razmaha bit će dinamički napadni kut

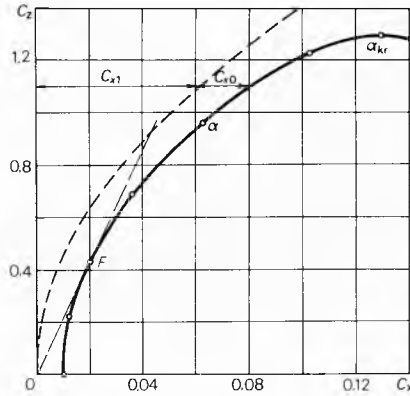
$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_i = \alpha_0 + 57,3 \frac{c_z}{\pi \lambda}, \quad (12)$$

a koeficijent otpora krila

$$c_x = c_{x0} + c_{xi} = c_{x0} + \frac{c_z^2}{\pi \lambda}. \quad (13)$$



Sl. 10. Vitoperenje krila. a aerodinamičko, b geometrijsko vitoperenje

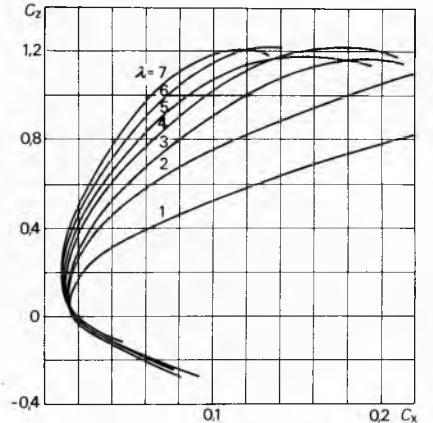


Sl. 11. Polara krila konačnog razmaha. Točka F odgovara kutu maksimalne finese $(c_z/c_x)_{max}$

$$\alpha = \alpha_0 + 57,3 \frac{c_z}{\pi \lambda} (1 + \tau), \quad (20)$$

$$c_x = c_{x0} + \frac{c_z^2}{\pi \lambda} (1 + \delta), \quad (21)$$

$$\frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{\pi \lambda}{(1 + \tau) + \frac{\lambda}{2}}. \quad (22)$$



Sl. 12. Utjecaj vitkosti krila λ na oblik polare krila konačnog razmaha

Aerodinamički proračun realnog krila sastoji se u određivanju njegovih aerodinamičkih karakteristika. Osnovna jednačba za proračun cirkulacije uzduž razmaha krila (v. *Aerodinamička sila i moment*, TE1, str. 10) jest

$$\Gamma(y) = \frac{1}{2} \frac{dc_z}{d\alpha} l(y) V \left[\alpha(y) - \frac{1}{4\pi V} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{y_1 - y} \right], \quad (14)$$

gdje su, pored ostalih poznatih veličina, $\Gamma(y)$, $l(y)$ i $\alpha(y)$ promjene cirkulacije, širine i napadnog kuta uzduž razmaha krila, a $\frac{dc_z}{d\alpha}$ gradijent promjene koeficijenta uzgona s napadnim kutom.

Za rješavanje ove jednačbe postoji više semianaličkih i numeričkih metoda koje su predložili H. Glauert, I. Lotz, H. Multhopp, A. Lippisch i drugi.

Kod krila eliptičnog oblika cirkulacija oko profila mijenja se uzduž razmaha po zakonu

$$\Gamma = 4bV \frac{c_z}{\pi \lambda} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}. \quad (15)$$

Dopunska brzina v_z uzduž razmaha je konstantna

$$v_z = \frac{\Gamma_0}{2b} = \frac{c_z}{\pi \lambda} V, \quad (16)$$

pa je konstantan i stvarni napadni kut

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{c_z}{\pi \lambda}, \quad (17)$$

ukoliko je i položajni kut krila α_0 konstantan uzduž razmaha. Iz toga proizlazi da je koeficijent uzgona c_z konstantan uzduž razmaha, a kako je cirkulacija u svakom presjeku krila

$$\Gamma = \frac{1}{2} c_z l V, \quad (18)$$

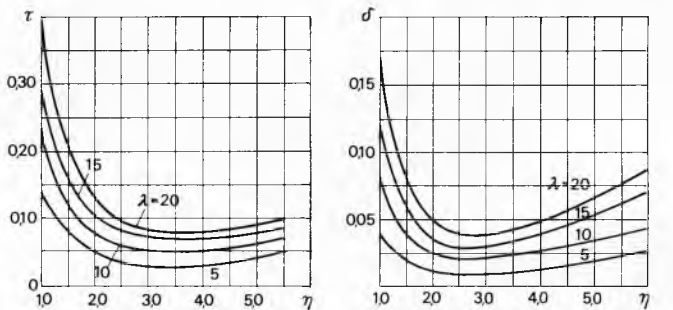
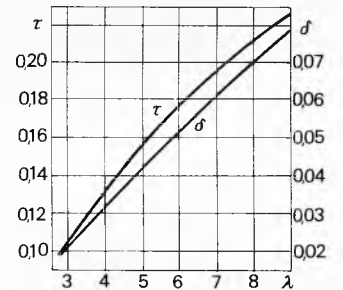
širina krila mijenjat će se, kao i cirkulacija, prema zakonu elipse.

Gradijent krivulje uzgona bit će

$$\frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{2\pi \lambda}{\lambda + 2}. \quad (19)$$

Kod krila pravokutnog oblika ($l = \text{const}$) bit će za konstantan napadni kut uzduž razmaha

Sl. 13. Korekcijski koeficijenti τ i δ za različite vrijednosti λ kod pravokutnog krila



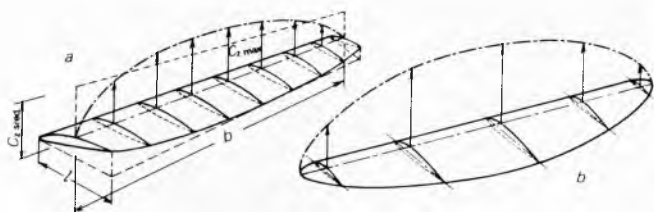
Sl. 14. Korekcijski koeficijenti τ i δ za trapezno krilo različite vrijednosti suženja η i vitkosti λ

Korekcijski koeficijenti τ i δ određeni su eksperimentalno za različite vrijednosti λ i različite oblike krajeva krila (sl. 13 i 14).

Kod pravokutnog krila eliptična raspodjela uzgona uzduž razmaha krila može se dobiti približno aerodinamičkim i geometrijskim vitoperenjem krila (sl. 15).

Kod krila trapeznog oblika aerodinamičke karakteristike ovise o njegovom odnosu suženja η i vitkosti λ

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2\eta b}{1 + \eta l_0}. \quad (23)$$



Sl. 15. Eliptična raspodjela uzgona po razmahu krila, *a* kod pravokutnog krila (krila konstantne širine) postignuta geometrijskim vitoperenjem, *b* kod krila eliptičnog oblika postignuta oblikom bez vitoperenja

Za određivanje rasporeda uzgona uzduž razmaha kod vitoperog trapeznog krila najpogodnije je primijeniti neku od poznatih semianaličkih i numeričkih metoda. Približne vrijednosti aerodinamičkih karakteristika mogu se dobiti i primjenom eksperimentalno određenih korekcijskih koeficijenata τ i δ prema H. Glauertu i drugima. Eksperimentalno su određeni korekcijski koeficijenti i za trapezna krila s pravokutnim središnjim dijelom (centroplanom) ovisnim o vitkosti krila λ , izduženosti krila η i odnosa razmaha centroplana i razmaha krila $\frac{b_0}{b}$ (v. sl. 9 b).

Krilo konačnog razmaha u nadzvučnoj struji. Krila nadzvučnih aviona imaju tanke, oštre aeroprofile čije se karakteristike mogu za brzine strujanja $< 5Ma$ s dovoljnom točností odrediti linearnom teorijom strujanja oko tankih profila, koja važi za napadne kutove $\alpha < 15^\circ \dots 20^\circ$. Prema toj teoriji koeficijent uzgona c_z u supersoničnoj struji ne ovisi o obliku aeroprofila i može se odrediti iz izraza

$$c_z = \frac{4\alpha}{Ma_\infty^2 - 1}, \tag{24}$$

gdje je α napadni kut u radijanima, a $Ma = \frac{V_\infty}{a_\infty}$ Machov broj neporemećene struje. Koeficijent valnog otpora (otpora koji nastaje zbog pojave udarnih valova) aeroprofila jest, na osnovi linearne teorije,

$$c_{xv} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} + \frac{4B}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} = \frac{4}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}(\alpha^2 + B), \tag{25}$$

odnosno

$$c_{xv} = c_z \alpha + \frac{4B}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}, \tag{26}$$

gdje je B koeficijent koji ovisi o obliku, debljini i zakrivljenosti aeroprofila (sl. 16). Prvi član izraza (26) $c_z \alpha$ je koeficijent inducirano valnog otpora c_{xiv} . Kako se vidi, pri nadzvučnom strujanju inducirani otpor pojavljuje se i pri otporu aeroprofila (krila beskonačnog razmaha), čega nema pri podzvučnom strujanju, a posljedica je odsutnosti strujanja s donje površine na gornju preko vrha aeroprofila kojim se pri podzvučnom strujanju oko krila beskonačnog razmaha kompenzira inducirani

| \bar{x}_c | Izgled profila | Koeficijent B |
|-------------|----------------|-----------------|
| 0,5 | | $2\bar{c}^2$ |
| 0,4 | | $2,08\bar{c}^2$ |
| 0,3 | | $2,33\bar{c}^2$ |
| 0,5 | | $4\bar{c}^2$ |
| 0,4 | | $4,16\bar{c}^2$ |
| 0,3 | | $4,76\bar{c}^2$ |
| 0,5 | | $2,66\bar{c}^2$ |
| 0,5 | | $5,33\bar{c}^2$ |

Sl. 16. Vrijednost koeficijenta B za različite oblike nadzvučnih aeroprofila. c maksimalna debljina aeroprofila, x_c položaj maksimalne debljine

otpor, tako da se on pojavljuje samo kao posljedica vezanih vihora na krajevima krila. Pri nadzvučnom opstrujavanju nema strujanja preko prednje ivice aeroprofila, pa je sila potiska uvijek okomita na tetivu. Drugi član u izrazu za otpor $\frac{4B}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}$ ne ovisi o koeficijentu uzgona i napadnom kutu te predstavlja minimalni koeficijent valnog otpora pri danom Ma_∞ , tj. koeficijent profilno-valnog otpora c_{xpv} . Prema tome

$$c_{xv} = c_{xiv} + c_{xpv}. \tag{27}$$

Ovim koeficijentima treba još dodati koeficijent otpora trenja c_{xt} , pa je

$$c_x = c_{xiv} + c_{xpv} + c_{xt}. \tag{28}$$

U podzvučnoj struji krajevi krila konačnog razmaha utječu na raspodjelu pritiska po cijeloj površini krila i pobuđuju dopunski inducirani otpor koji ovisi o vitkosti krila. U nadzvučnoj struji krajevi krila ne utječu na raspored pritiska po cijeloj površini, nego samo na dio površine ograničen Machovim konusima s vrhom na prednjoj ivici krajeva krila. Pri pozitivnim vrijednostima napadnih kutova, kada zrak prelazi s donje na gornju površinu preko krajeva krila, pritisak pada samo unutar konusa, dok izvan konusa struja ostaje neporemećena. Polukut vrha Machovog konusa može se odrediti iz izraza

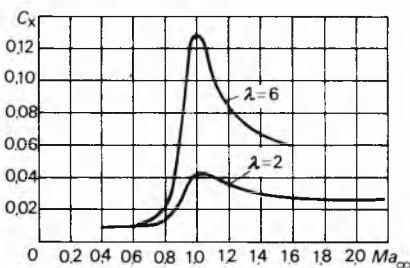
$$\sin \mu = \frac{a_\infty}{V_\infty} = \frac{1}{Ma_\infty}, \tag{29}$$

gdje su a_∞ , V_∞ , i Ma_∞ brzine u neporemećenoj struji.

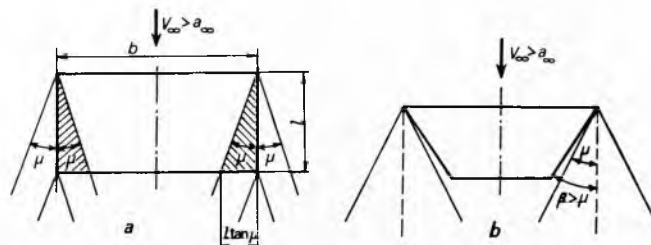
Aerodinamičke karakteristike pravokutnog krila konačnog razmaha za dani napadni kut α ovise samo o odnosu površine trokutâ koje odsijecaju Machovi konusi i ukupne površine krila, tj.

$$\frac{l \tan \mu}{b} = \frac{\tan \mu}{\lambda} = \frac{1}{\lambda \sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}. \tag{30}$$

Kod pravokutnih krila različite vitkosti utjecaj krajeva uzrokuje, prema tome, razlike u rasporedu pritiska i na taj način utječe i na vrijednosti c_z i c_{xv} . Krila manje vitkosti imat će manje vrijednosti c_z i c_{xv} . Međutim, za iste vrijednosti c_z krila manje vitkosti imat će veći valni otpor. Što je veći Machov broj i što je veća vitkost krila, krajevi krila manje će utjecati na njegove aerodinamičke karakteristike (sl. 17). Utjecaj krajeva krila može se i potpuno eliminirati podrezivanjem krajeva krila pod kutom nešto većim od μ (sl. 18). Takvo krilo ponašat



Sl. 17. Promjena koeficijenta otpora krila prema Machovom broju i vitkosti krila λ



Sl. 18. Pravokutno krilo u nadzvučnoj struji. *a* Machovi konusi koji se stvaraju na krajevima krila utječu na raspodjelu pritiska u zoni koju zahvataju, *b* utjecaj Machovih konusa može se eliminirati podrezivanjem krajeva krila pod kutom nešto većim od μ

će se kao krilo beskonačnog razmaha, pa njegove karakteristike odgovaraju karakteristikama primijenjenog aeroprofila.

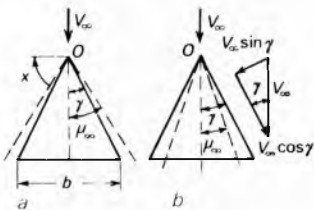
Veliki utjecaj na aerodinamičke karakteristike krila konačnog razmaha u nadzvučnoj struji ima kut zakošenosti napadne ivice krila s obzirom na smjer neporemećene struje. Karakteristike nadzvučnog opstrujavanja strelastih i delta krila ovise o kutu Machovih konusa, kutu strijele krila i o mjestima na kojima se javljaju Machovi konusi na krilu. Kod delta krila javlja se samo jedan konus s vrhom u krajnjoj prednjoj točki krila. U takvom slučaju čitavo krilo može biti unutar ili izvan Machovog konusa. Ako se brzina neporemećene struje V_∞ rastavi na komponente, i to jednu okomito na napadnu ivicu $V_\infty \sin \gamma$, a drugu paralelnu napadnoj ivici $V_\infty \cos \gamma$, u prvom slučaju, kada je $\gamma < \mu_{z0}$, bit će

$$V_\infty \sin \gamma < V_\infty \sin \mu_{z0}, \quad (31)$$

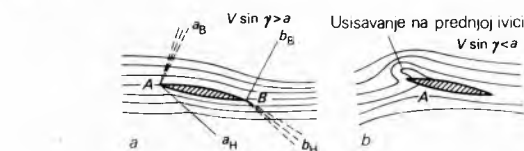
pa kako je $\sin \mu_{z0} = \frac{a_{z0}}{V_\infty}$, dobiva se

$$V_n < a_{z0}, \quad (32)$$

tj. komponenta brzine normalna na napadnu ivicu jest manja od brzine zvuka u neporemećenoj struji. Kod te tzv. *podzvučne napadne ivice* karakter opstrujavanja odgovara podzvučnom, pa se javlja potpritisak koji smanjuje čeonu otpor, a raspodjela pritiska na krilu je eliptična. Kod *nadzvučne napadne ivice* ($V_n > a_{z0}$) na njoj se javlja udarni val, nesjedinjeni ili sjedinjeni (sl. 19). Pri nadzvučnom opstrujavanju struja ostaje neporemećena sve do mjesta gdje strujnice prolaze kroz udarni val na napadnoj ivici. Na udarnom valu što se stvara na izlaznoj ivici krila strujanje se ponovno vraća u smjer neporemećene struje (sl. 20).



Sl. 19. Delta krilo s a podzvučnom, b nadzvučnom napadnom ivicom



Sl. 20. Strujanje oko presjeka krila s a nadzvučnom, b podzvučnom napadnom ivicom

Određivanje aerodinamičkih karakteristika delta krila s podzvučnom napadnom ivicom veoma je složeno. Aerodinamički koeficijenti obično se izražavaju u funkciji parametra

$$n = \frac{\tan \gamma}{\tan \mu_{z0}} = \tan \gamma \sqrt{Ma_{z0}^2 - 1}, \quad (33)$$

koji obuhvaća i utjecaj Machovog broja i utjecaj oblika krila. Određuju se obično omjeri

$$\bar{c}_z = \frac{c_z}{c_{z\infty}} \quad \text{i} \quad \bar{c}_{x_{iv}} = \frac{c_{x_{iv}}}{c_{x_{iv\infty}}}, \quad (34)$$

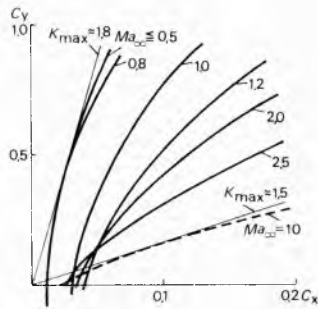
gdje su $c_{z\infty}$ i $c_{x_{iv\infty}}$ koeficijenti uzgona i induciranog valnog otpora primijenjenog aeroprofila (krila beskonačnog razmaha) za određeni Machov broj.

Aerodinamičke karakteristike krila konačnog razmaha složenijih oblika određuju se na osnovi eksperimentalno dobivenih podataka, obrađenih prema zakonima teorije sličnosti za supersonično strujanje, gdje se pored parametra n pojavljuje još i tzv. *efektivna vitkost krila*

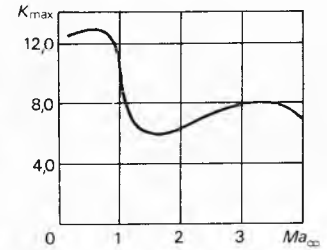
$$\lambda_e = \lambda \sqrt{Ma_{z0}^2 - 1}. \quad (35)$$

Aerodinamički koeficijenti c_z , $c_{x_{iv}}$ i drugi bit će isti za krila različite vitkosti λ , ili s različitim kutovima strijele γ ako su im parametri n i λ_e isti za bilo koji Machov broj Ma .

Potpuna slika aerodinamičkih karakteristika krila konačnog razmaha u čitavom dijapazonu brzina od $Ma \geq 0$ do $Ma \approx 10$ može se dobiti iz polare krila za različite vrijednosti Ma (sl. 21 i 22).



Sl. 21. Polara krila za različite vrijednosti Machovog broja (K_{\max} tangenta na točku maksimalne finese)



Sl. 22. Promjena finese krila s povećanjem Machovog broja

AERODINAMIČKE KARAKTERISTIKE AVIONA

Aerodinamičke karakteristike aviona razlikovat će se od aerodinamičkih karakteristika izoliranog realnog krila prvenstveno po dopunskom, *štetnom aerodinamičkom otporu* pojedinih dijelova trupa (repnih površina, motorskih gondola, stajnog trapa i sl.) i po *otporu interferencije*, koji nastaje zbog toga što prisutnost pojedinih dijelova u zračnoj struji utječe na opstrujavanje drugih, koji opet utječu na opstrujavanje prvih. Tako se slika opstrujavanja oko kombinacije aerodinamičkih elemenata mijenja, pa je ukupni otpor kombinacije veći od sume otpora elemenata promatranih pojedinačno.

Ukupni koeficijent otpora aviona bit će

$$c_{xa} = c_x + \sum_{e=1}^{e=n} c_{xe} \frac{S_e}{S} + c_{x_{int}}, \quad (36)$$

gdje je c_x ukupni koeficijent otpora realnog krila, S površina krila kao referentna površina za koeficijent otpora cijelog aviona, c_{xe} koeficijent otpora pojedinih elemenata s referentnim površinama S_e , $c_{x_{int}}$ koeficijent otpora interferencije. Množenjem sa S_e/S pojedinačni koeficijenti otpora elemenata svode se na referentnu površinu za cijeli avion.

Koeficijent otpora trupa može se odrediti iz formule

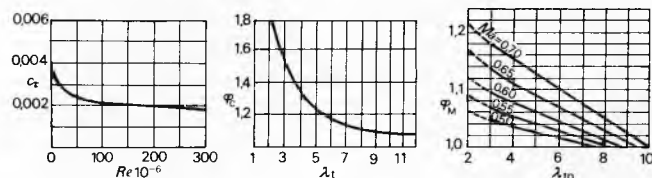
$$c_{x_{tr}} = c_t \varphi_c \varphi_M \frac{F_t}{S_t} + \Delta c_{x_{tr}} + \frac{\sum c_{xd} S_d}{S_t}, \quad (37)$$

gdje je c_t koeficijent trenja ravne ploče, φ_c korekcijski koeficijent, φ_M korekcijski koeficijent kojim se uzima u obzir utjecaj Machovog broja, S_t površina najvećeg poprečnog presjeka trupa kao referentna površina za koeficijent otpora cijelog trupa, F_t ukupna površina trupa (vanjska, tzv. okvašena površina), $\Delta c_{x_{tr}}$ dopunski koeficijent otpora zbog prisutnosti ispusta i drugih detalja kojima je teško odrediti referentnu površinu. Posljednji član je suma koeficijenata štetnog otpora pojedinih elemenata i ispusta na trupu (kabine, hladnjaka, antene itd.) svedenih sa vlastite referentne površine S_d na novu referentnu površinu, u ovom slučaju najveći poprečni presjek trupa. Za određivanje c_t potrebno je odrediti Reynoldsov broj $Re = \frac{L_t V}{\nu}$ s karakte-

rističnom dužinom L_t (duljina trupa) i Machov broj. Za određivanje φ_c potrebno je odrediti vitkost trupa $\lambda_t = L_t/D_t$, gdje je D_t promjer kruga površine jednake površini najvećeg poprečnog presjeka trupa, a za određivanje φ_M potrebno je odrediti Machov broj i odnos $\lambda_{tp} = \frac{2L_{tp}}{D_t}$, gdje je L_{tp} duljina prednjeg dijela trupa do najvećeg poprečnog presjeka (sl. 23).

Vrijednosti $\Delta c_{x_{tr}}$ i c_{xd} obično se određuju iz tablica i dijagrama dobivenih aerodinamičkim ispitivanjima realnih trupova

i modela trupova u aerotunelu. Rezultate dobivene ispitivanjem modela trupova treba korigirati prevođenjem na realni Reynoldsov broj trupa.



Sl. 23. Dijagrami faktora c_r , ϕ_c i ϕ_M

Otpor motorskih gondola određuje se slično kao otpor trupa. Koeficijent otpora motorske gondole bit će

$$c_{xg} = c_r \phi_c \phi_M \frac{F_g}{S_g} + \Delta c_{xg} \quad (38)$$

Vrijednosti Δc_{xg} uzimaju se, kao i ranije, iz tablica i dijagrama dobivenih ispitivanjem u aerotunelima. F_g u jednadžbi (38) jest ukupna vanjska površina gondole, a S_g jest površina najvećeg poprečnog presjeka gondole kao referentna površina za izračunavanje njenog koeficijenta otpora. Reynoldsov broj i vitkost gondole određuju se na osnovi tzv. *idealne duljine* gondole koja se dobiva produžavanjem gornje i donje konture gondole do njihovog presjeka tako da se dobivena duljina još poveća za četvrtinu promjera gondole.

Koeficijent otpora repnih površina može se odrediti iz koeficijenta otpora izoliranog aeroprofila, slično kao za krilo. Zbog procijepa između stabilizatora i kormila dobiveni ukupni koeficijent otpora povećava se za Δc_{xr} , koji je za uravnotežena kormila 0,0015...0,0020. Izračunati koeficijent otpora repnih površina treba, razumljivo, svesti na novu referentnu površinu, obično površinu krila.

Međusobni aerodinamički utjecaj pojedinih dijelova aviona

Otpor interferencije trupa i krila. U podzvučnim režimima leta dopunski otpor nastaje iz dva razloga — zbog narušavanja karaktera cirkulacije brzine oko krila i zbog razlike u brzini strujnica u zoni spoja krila s trupom do koje dolazi zbog različite zakrivljenosti površina (sl. 24). Prisutnost trupa, motorskih gondola i drugih elemenata utječe na eliptičnu raspodjelu cirkulacije brzine ostvarenu izborom oblika, geometrijskim i aerodinamičkim vitoperenjem krila, zbog čega se povećava inducirani otpor proporcionalno c_z^2 . Zbog razlika u brzini strujnica na mjestu spoja dolazi do pojave vrtloga i kočenja struje, te povećanja debljine i brzog odvajanja graničnog sloja (v. *Mehanika fluida*). Otpor interferencije može se smanjiti aerodinamičkim oblikovanjem na prijelazu krila u trup ili postavljanjem krila s obzirom na trup tako da kutovi između površina krila i površina trupa budu što veći. Otpor interferencije može se znatno smanjiti usisavanjem graničnog sloja na mjestu prijelaza krila u trup.

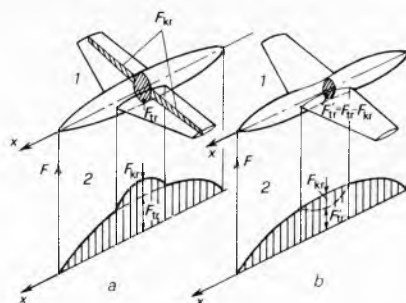


Sl. 24. Interferencija krila i trupa. Nastanak vrtloga u zoni spoja krila i trupa zbog različite zakrivljenosti površina i razlike brzine struje V_k na površini trupa i V_k na površini krila

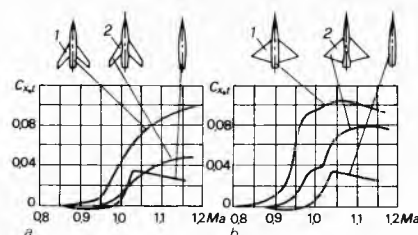
Otpor interferencije trupa i krila u režimu leta u zoni brzine zvuka ($Ma \approx 1$) nastaje zbog pojave lokalnog nadzvučnog strujanja. Najveće lokalne brzine strujanja zaostaju na mjestu najveće debljine pojedinih elemenata, a kako s približavanjem Machovog broja jedinici u struji koja se širi pritisak raste brže nego u subsoničnoj struji manjeg Machovog broja, to dolazi do brzog odvajanja graničnog sloja. Zbog lokalnog povećanja brzine strujanja kritični Machov broj se smanjuje i dopunski valni otpor javlja se ranije. Zbog toga jedan od uvjeta da se

smanji otpor interferencije jest da najveća debljina trupa, krila i gondola ne budu na istom mjestu.

Otpor aviona u režimu leta oko $Ma = 1$ približno je jednak otporu rotacijskog tijela kome je zakon promjene površina poprečnog presjeka po uzdužnoj osi isti kao kod aviona. Da bi otpor bio što manji, potrebno je, prema tome, da zakon promjene poprečnih presjeka po uzdužnoj osi kod aviona bude sličan zakonu koji važi za vitko rotacijsko tijelo koje za dani Machov broj ima najmanji koeficijent otpora. Taj je zahtjev definiran tzv. *pravilom presjeka* (sl. 25), prema kome treba smanjivati poprečni presjek trupa na mjestu gdje se nalazi krilo, kabina, motori i slični elementi. Pravilo presjeka daje najbolji učinak u kombinaciji trupa sa strelastim krilom (sl. 26).



Sl. 25. Uz pravilo presjeka: a kombinacija krila i trupa pri kojoj nije primijenjeno pravilo presjeka, b ista kombinacija izvedena po pravilu presjeka



Sl. 26. Pravilo presjeka daje najveći učinak u kombinaciji trupa sa strelastim krilom. Na dijagramima je prikazana promjena koeficijenta valnog otpora pri $c_z = 0$ povećanjem Machovog broja za trup i kombinacije trupa sa strelastim krilom a i delta krilom b. Kombinacije 1 izvedene su bez primjene pravila presjeka, a kombinacije 2 po pravilu presjeka

U nadzvučnom režimu leta širenjem zračne struje na mjestu spoja krila i trupa ne dolazi do povećanja, nego do smanjenja pritiska, pa intenzitet odvajanja graničnog sloja i rezultirajući porast otpora nisu veliki.

Interferencija krila i repnih površina nastaje zbog povijanja i usporavanja struje iza krila. Kao posljedica konačnog razmaha krila stvara se pri strujanju oko krila dopunska brzina

$$v_z = \frac{c_z}{\pi \lambda} \phi_0 V, \quad (39)$$

gdje je ϕ_0 koeficijent ovisan o udaljenosti točke iza krila (x) i razmaha krila. Kut povijanja struje bit će

$$\varepsilon = \frac{v_z}{V} = \frac{c_z}{\pi \lambda} \phi_0. \quad (40)$$

Kut povijanja nešto je manji od teoretskog i može se odrediti prema Diehlovoj jednadžbi

$$\varepsilon = 52 \frac{c_z}{\lambda} \left(\frac{x}{l} + 1 \right)^{-0.38} \left(\frac{z}{l} + 1 \right)^{-0.23}, \quad (41)$$

gdje su x/l i z/l udaljenosti promatrane točke u smjeru strujanja i po visini s obzirom na lokalnu tetivu krila (sl. 27).

Oblast usporenog strujanja iza krila ovisi prvenstveno o uzgonu i proširuje se s povećanjem napadnog kuta krila. Stvarna brzina zračnog strujanja kod repnih površina može se prema

Helmboldu odrediti iz formule

$$\left(\frac{V_r}{V}\right)^2 = 0,974 - 0,122c_z. \quad (42)$$

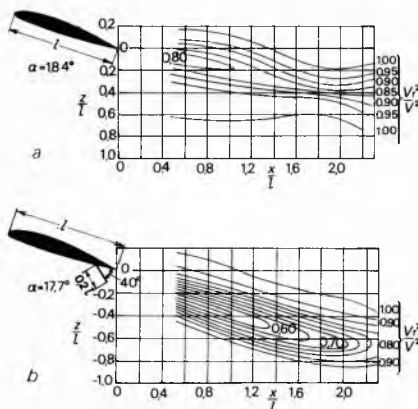
Kako se na horizontalnom stabilizatoru konačnog razmaha također stvara dopunska brzina v_{zr} i dolazi do povijanja struje, bit će za eliptičnu raspodjelu

$$\varepsilon_r = \frac{v_{zr}}{V_r}. \quad (43)$$

Ako je položajni (montažni) kut horizontalnog stabilizatora α_p stvarni napadni kut horizontalnog stabilizatora, bit će

$$\alpha_r = \alpha_p - \varepsilon - \varepsilon_r, \quad (44)$$

čime će se u odgovarajućoj mjeri promijeniti i aerodinamički koeficijenti horizontalnog stabilizatora.

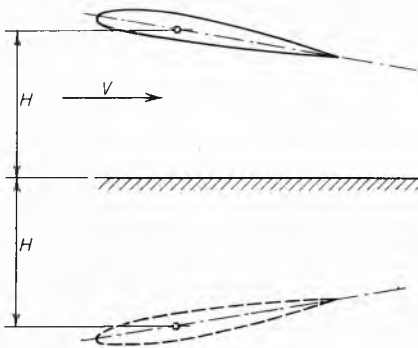


Sl. 27. Povijanje i usporavanje zraka iza krila. a) krilo bez zakrilca, b) krilo sa zakrilcem

Elisa utječe na dijelove aviona, koji se nalaze u njejoj struji, tako što uzrokuje povećanje brzine opstrujavanja i promjenu smjera opstrujavanja zbog sužavanja i povijanja strujanja iza elise. U prisutnosti trupa mijenjaju se u izvjesnoj mjeri i aerodinamičke karakteristike elise (v. *Pogonski sistemi letelica, Elisa*).

Utjecaj blizine tla na promjenu aerodinamičkih osobina krila

Eksperimentalno je utvrđeno da se pri letu u blizini tla (čvrsto tlo, voda, led i sl.), ako je visina leta manja od polovine razmaha krila, aerodinamičke karakteristike krila mijenjaju. Koeficijent otpora krila se smanjuje, koeficijent uzgona raste, pa se poboljšava i aerodinamička finesa aviona. Te promjene aerodinamičkih karakteristika krila potrebno je zbog toga uzeti u obzir, posebno u proračunu polijetanja i slijetanja.



Sl. 28. Zamišljeno (fiktivno) krilo za slučaj leta u blizini tla

Utjecaj blizine tla odgovara utjecaju zamišljenog (fiktivnog) krila postavljenog simetrično u odnosu na ravninu tla, pa se problem može interpretirati kao uzajamni utjecaj krila dvokrila s međusobnom udaljenošću krila $h = 2H$ (sl. 28). Ako su

C_x i C_z koeficijenti otpora i uzgona krila razmaha b , površine S i vitkosti λ u slobodnoj struji, a λ_e ekvivalentna vitkost zamišljenog dvokrila (v. *Dvokrila*, TE3, str. 516), aerodinamički koeficijenti krila na udaljenosti H iznad tla bit će

$$C_{xH} = C_{x\min} + (1 + \delta) \frac{C_z^2}{\pi \lambda_e} \quad (45)$$

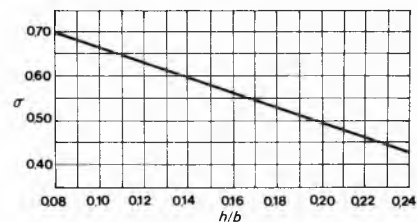
$$C_{zH} = a_e(\alpha - \alpha_n), \quad (46)$$

gdje je a_e ekvivalentni gradijent uzgona zamišljenog dvokrila. Kako je (v. *Dvokrila*, TE3, str. 516)

$$\lambda_e = \frac{\lambda}{1 - \sigma}, \quad (47)$$

gdje je σ Prandtlow koeficijent interferencije za vrijednost $h/b = 2H/b$ (sl. 29), ekvivalentni gradijent uzgona bit će

$$a_e = \frac{a}{1 - 57,3 \frac{a\sigma}{\pi \lambda}}. \quad (48)$$



Sl. 29. Prandtlow koeficijent interferencije σ za slučaj leta u blizini tla

Koeficijenti otpora i uzgona krila u blizini tla bit će konačno

$$C_{xH} = C_{x\min} + (1 + \delta)(1 - \sigma) \frac{C_z^2}{\pi \lambda} \quad (49)$$

$$C_{zH} = \frac{a}{1 - 57,3 \frac{a\sigma}{\pi \lambda}} (\alpha - \alpha_n). \quad (50)$$

Vrijednosti $C_{x\min}$ i α_n ostaju u blizini tla nepromijenjene.

LIT.: *M. Nenadović*, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija, Aeroprofil. Prvi i drugi deo, Naučna knjiga, Beograd 1948. — *S. Pivko*, Primenjena aerodinamika. Tehnička knjiga, Beograd 1949. — *M. Nenadović*, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija. Prvi deo, Naučna knjiga, Beograd 1950. — *S. Obad*, Mehanika vazduhoplovstva. Tehnička knjiga, Beograd 1950. — *D. M. Прицкер, Г. И. Сахаров*, Аеродинамика. Машиностроение, Москва 1968. — *С. И. Зоншайн*, Аеродинамика и конструкция летательных аппаратов. Высшая школа 1966. — *S. Mihunović*, Konstrukcija aviona. Građevinska knjiga, Beograd 1970.

N. Kršić

JEDRILICA, ZRAČNA, letjelica (avion) teži od zraka, bez vlastitog pogona, tj. bez motornopropulzivne grupe koja bi služila za polijetanje i održavanje u zraku. U slobodnom letu, u mirnoj atmosferi, jedrilica klizi (planira), tj. leti pod određenim kutom prema horizontali gubeći stalno na visini.

Leonardo da Vinci (1452—1519), promatrajući let ptica i bilježeći zapažanja, iznosi u djelu *Codice sul volo degli uccelli* osnove mehanike leta i skice letećih naprava, iako nije uspio u svojim pokušajima da te zamisli i ostvari (sl. 1). Njemački inženjer Otto Lilienthal (1848—1896) pridonio je mnogo razvoju tehnike bezmotornog leta. Sistemski je istraživao osnovne principe leta, gradeći modele i eksperimentalno ispitujući noseće površine različitih aeroprofila. Svoje pokuse potvrdio je i u praksi izgradnjom više konstrukcija klizača (sl. 2). Polijetao je zatrcavanjem s manjim brežuljaka, a letjelicom je upravljao pomicanjem tijela (premještanjem težišta). Prvi je prikazao ovisnost uzgona i otpora krila o napadnom kutu u tzv. polarnom dijagramu (v. *Aerodinamička sila i moment*, TE1, str. 13 i *Jednokrilac*), te se takav prikaz aerodinamskih koeficijenata naziva i danas Lilienthalova polara. Nakon njegove pogibije prilikom leta novom konstrukcijom klizača, njegovo djelo nastavljaju braća W. i O. Wright (sl. 3), M. Herring, O. Chanute (sl. 4) i drugi. Braća Wright rješavaju problem upravljanja uvijanjem krila, a Chanute i