Dinamični vzgon krila

Anka Petrovič
Mentor: prof. dr. Rudi Podgornik

5. 1. 2000

Povzetek

Aerodinamična sila drži letalo v zraku. Njena najpomembnejša komponenta je dvig. Za vpeljavo dviga je najprej potrebno obravnavati cilinder v toku zraka s cirkulacijo. Nato lahko preko teorema Kutte-Žukovskega, ki poda odvisnost dviga telesa od cirkulacije, ter preko transformacije Žukovskega, ki poda obliko krila, izračunamo še aerodinamično silo za krilo. Iz enačbe za dvig krila je vidno tudi razmerje med dvigom in kotom napada krila. Razmere pri realnih krilih so drugačne, saj se za njimi ustvari par vrtinčnih niti, ki pridata k uporu letala.

Slika 1: letala z dobro vidnimi zakrilci

Slika 2: vrtinčne niti za letalom

Kazalo

1 Uvod

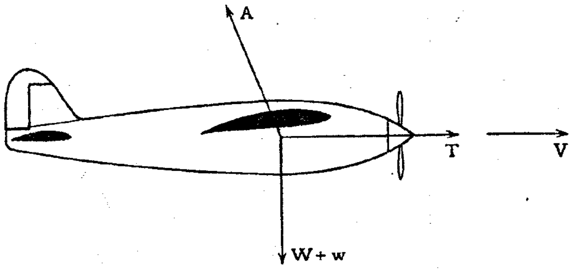
Letenje je gibanje telesa brez dotika s trdo podlago ali kapljevino. Telesa morajo pri letenju premagovati težo, ki jih vleče proti Zemlji. Let letala temelji na dinamičnem vzgonu, ki se pri vzdolžnem gibanju skozi okoliški zrak pojavi na njihovih nosilnih površinah oz. krilih. Je pravokoten na smer gibanja zraka in je odvisen od hitrosti letenja, gostote zraka, velikosti nosilnih kril in vpadnega kota le-teh (kota med tetivo profila in smerjo zračnega toka). Dinamični vzgon na nesimetričnem profilu letalskega krila, ki ga v tem seminarju želimo poiskati, je posledica razlike v hitrosti, s katero zrak obteka zgornjo in spodnjo površino krila (Ref.[2]). Na zgornji strani je hitrost toka večja, zato tlak pade, na spodnji strani pa se hitrost zmanjša in tlak poveča. Razlika tlakov ima za posledico silo, ki deluje navpično navzgor in drži letalo v zraku. Kot bo v seminarju prokazano, je velikost te sile odvisna tudi od naklona krila. Pri malih hitrostih se vzgon zmanjša in je manjši od teže letala. Letenje je zato mogoče le pri hitrostih, ki so višje od karakteristične minimalne hitrosti, ki je odvisna od oblike letala. Da letalo lahko vzleti, mora na tleh doseči in preseči to hitrost, pri pristanku pa mora pilot paziti, da se dotakne tal z dovolj veliko hitrostjo. Najmanjša hitrost je odvisna od velikosti in oblike profila krila, spreminjati pa jo je mogoče s predkrilci in zakrilci. Z njimi se zniža minimalna hitrost letenja, zaradi česar je pri pristajanju potrebna krajša pristajalna steza.

Poleg vzgona se na krilih pojavi še upor, ki zavira letenje. Ta in druge zaviralne sile (inducirani upor, zračno trenje, vrtinčne sile), ki so na kratko opisane tudi v seminarju, premaguje pogonski motor, ki z vzdolžnim pritiskom propelerskega ali reaktivnega motorja sam ustvari potrebne pogoje za nastanek dinamičnega vzgona. Pri jadralnih letalih je vzgon posledica stalnega padanja.

Namen seminarja je torej poiskati dvig krila, ki je odvisen od kota napada krila in cirkulacije.

2 Sile na letalo v zraku

Na letalo v zraku delujejo tri sile: sila teže letala $\vec{W}$, ki ji dodamo še silo statičnega vzgona $\vec{w}$, potisna sila $\vec{T}$ in aerodinamična sila $\vec{A}$, ki jo lahko razstavimo na dvižno silo ali dvig $\vec{L}$ in upor $\vec{D}$. Rezultanta teh sil je po prvemu Newtonovemu zakonu enaka nič. Če želimo, da bo letalo letelo, mora biti dvižna sila večja ali enaka teži in potisk mora biti večji ali enak uporu.
Teža: Na letalo deluje sila teže navpično navzdol in sila vzgona s smerjo navpično navzgor, enaka teži izpodrinjene tekočine. Njuna rezultanta deluje navpično navzdol.
Potisna sila: Potisna sila kaže naprej v smeri leta in potiska letalo naprej. Nastane zaradi letalskega motorja (propelerskega ali reaktivnega), ki potiska hitro gibajoč se zrak za letalo. Ta zrak povzroči, da se letalo giblje naprej.



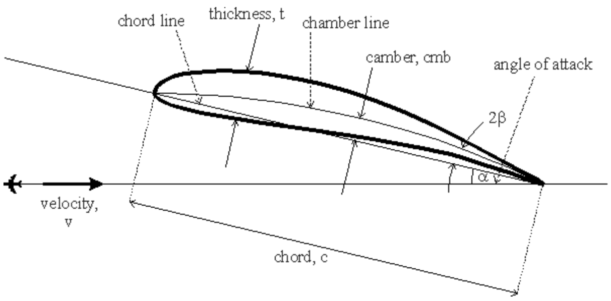
Slika 3: sile na letalo

2.1 Aerodinamična sila

Aerodinamična sila uravnoveša sile teže, statičnega vzgona in potisno silo. Odvisna je lahko le od dolžine letala l, hitrosti gibanja V, gostote zraka ρ, hitrosti zvoka c in viskoznosti η. Če vzamemo, da je zrak neviskozen in nestisljiv, velja: $c = \infty$, $\eta = 0$. Tako lahko iz dimenzijske analize ugotovimo, kolikšna je aerodinamična sila za eno krilo.

$$A = \frac{1}{2} k V^2 l^2 \rho \tag{1}$$

Aerodinamično silo lahko razstavimo na dve komponenti: dvig $L = A\cos\gamma$ in upor $D = A\sin\gamma$, kjer je γ jadralni kot. L je tako komponenta A, ki je pravokotna na smer gibanja, D pa je komponenta, ki deluje v nasprotno smer od smeri gibanja.
Vpeljemo lahko brezdimenzijski koeficient aerodinamične sile $C_A = \frac{A}{\frac{1}{2}V^2 S\rho}$



Slika 4: krilo z označeno tetivo c, ki pomeni linearno razdaljo med sprednjim in zadnjim robom krila ter kotom napada α, ki je kot med c in V

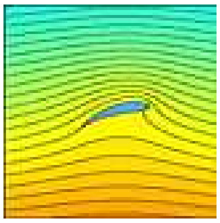
2.1.1 Upor

Upor nasprotuje potisni sili. Obstajajo štiri vrste upora: trenje, upor zaradi oblike, vsiljen upor in valovni upor. Letalo se premika naprej, če je potisna sila večja od upora, drugače pa se ustavi. Velja enačba $D \propto \rho V^2$
Trenje nastane zaradi gibanja zraka okoli površine letala.
Upor zaradi oblike je v direktni povezavi z obliko letala. Upor bo namreč čim manjši, če se bo tlak tam, kjer narašča, čim počasneje spreminjal. Če je telo oblikovano tako,

da je podaljšano v smeri toka, se tokova na koncu srečata gladko. Pomembno je tudi, da ima telo začetek zaokrožen, saj bi ob kotu hitrost toka in vrtinčnost narastla do neskončnosti, zaradi česar bi narastel pritisk. Upor bo torej najmanjši, če bo imelo telo obliko krila.
Vsiljeni upor nasprotuje dvigu. Ko se na krilu ustvari dvižna sila, se majhen del te sile generira tudi v nasprotno stran. Ta sila se obnaša kot upor in upočasni let letala.
Valovni upor nastane pri letenju z nadzvočno hitrostjo.
V viskozni tekočini se na telo pojavi še viskozni upor, ki je odvisen od hitrosti in viskoznosti in je zapletene oblike.
Tudi tu lahko zapišem brezdimenzijski koeficient $C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}V^2 S\rho}$.

2.1.2 Dvig

Dvig nastane zaradi gibanja zraka okoli krila. Nad krilom se tokovnice stisnejo, zaradi česar se poveča hitrost toka in zmanjša pritisk na tem mestu kot v Venturijevi cevi. Manjša sila, ki nastane na vrhu krila, kaže navzdol, večja sila, ki nastane pod krilom, pa kaže navzgor. Vsota obeh sil je dvig s smerjo navzgor.



Slika 5: tokovnice okoli krila

Oblika krila je za dvig zelo pomembna. Krilo, ki je zgoraj zaokroženo, spodaj pa ravno, lahko generira dvig tudi pri horizontalnem toku zraka. Če je krilo ravno, tako dvig ne more nastati. To lahko rešimo tako, da nagnemo krilo. S tem se zgornja površina podaljša, spodnja pa skrajša. Tako kot za upor tudi za dvig velja enačba $L \propto \rho V^2$. Brezdimenzijski koeficient dviga je $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}V^2 S\rho}$

3 Cilinder kot krilo

Cilinder je sicer neprimerne oblike za krilo, vendar lahko po toku zraka okoli njega sklepamo na tok okrog kril. Pri tem obravnavamo zrak kot neviskozen in nestisljiv.

3.1 Krožni teorem

Vzamimo nerotacijski dvodimenzionalen tok nestisljive in neviskozne tekočine v z-ravnini s kompleksnim potencialom $f(z)$. Ko vanj postavimo krožni valj, omejen s krožnico C, $|z| = a$, postane C tokovna funkcija $\psi = const$, kar lahko vzamemo za $\psi = 0$. Veljati mora še, da je w realna na cilindru. Realna bo, če velja, da če je $f(z)$

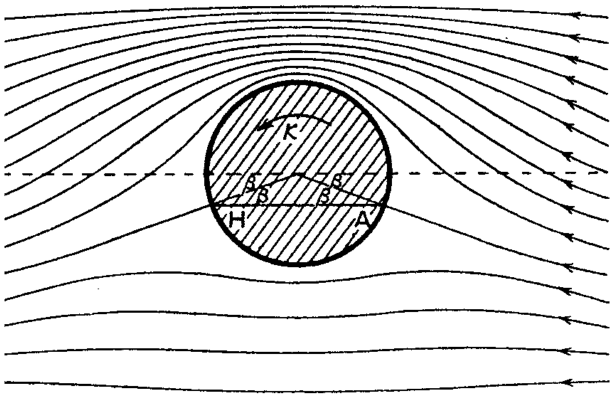
singularna v $z = 0$, potem $\bar{f}(u)$ ni singularna v neskončnosti. To se zgodi za $u = \frac{a^2}{z}$. Kompleksni potencial tako postane

$$w = f(z) + \bar{f}\left(\frac{a^2}{z}\right) \tag{2}$$

Če je torej valj $|z| = a$ postavljen v obtekajoči veter z $f = Vz$, dobimo

$$w = Vz + V\frac{a^2}{z} \tag{3}$$

3.2 Cilinder v vetru s cirkulacijo



Slika 6: cilinder v vetru s cirkulacijo

Kompleksni potencial vrtinca z močjo κ v koordinatnem izhodišču je

$$w = i\kappa \log z = i\kappa \log r - \kappa\theta \tag{4}$$

Torej je $\phi = -\kappa\theta$ in $\psi = \kappa \log r$. Tokovna funkcija $\psi = const$ je tako vsak krog $r = const$.
Vrteči se cilinder v vetru Vz nam tako da

$$w = Vz + V\frac{a^2}{z} + i\kappa \log z \tag{5}$$

Za zastojne točke velja, da morata biti $u = 0$ in $v = 0$ in iz tega $\frac{dw}{dz} = 0$. V našem primeru torej

$$V - \frac{Va^2}{z^2} + \frac{i\kappa}{z} = 0 \tag{6}$$

Rešimo kvadratno enačbo za z in dobimo

$$z = a\left(-i\frac{\kappa}{2aV} \pm \sqrt{1 - \frac{\kappa^2}{4a^2V^2}}\right) \tag{7}$$

Tako imamo tri različne primere: $\kappa < 2aV$, $\kappa = 2aV$, $\kappa > 2aV$ od katerih je za aerodinamiko zanimiv le prvi. Če vstavimo $\frac{\kappa}{2aV} = \sin\beta$, dobimo zastojne točke

$$z = a(\pm\cos\beta - i\sin\beta) = ae^{-i\beta}, -ae^{i\beta} \tag{8}$$

ki torej ležijo na valju (točki A in H) in na črti, ki je vzporedna nespremenjeni tokovnici.

Hitrost zraka na večjem loku AH se poveča, na manjšem loku pa zmanjša. Iz Bernoullijeve enačbe

$$\frac{p}{\rho} + 2V^2(\sin\theta + \sin\beta)^2 = \frac{\pi}{\rho} + \frac{1}{2}V^2 \tag{9}$$

kjer je π tlak v veliki oddaljenosti od valja, tako sledi, da se tlak na zgornji lok poveča, na spodnjega pa zmanjša. Tako nastane dvižna sila na cilinder pravokotna na veter.
Iz enačbe (5) sledi tokovna funkcija

$$\psi = Vy\left(1 - \frac{a^2}{r^2}\right) + \kappa\log r \tag{10}$$

ki je nespremenjena, ko $-x$ menjam z x. Tokovnice so torej simetrične na y-os, zaradi česar ni sile v smeri vetra.
Izračunajmo še silo

$$X = -\int_0^{2\pi} p\cos\theta a d\theta \qquad Y = -\int_0^{2\pi} p\sin\theta a d\theta \tag{11}$$

Ko vstavimo za tlak $p = -4\rho V^2\sin\beta\sin\theta$ tako dobimo

$$X = 0 \qquad Y = 4\pi\rho a V^2\sin\beta = 2\pi\kappa\rho V \tag{12}$$

Če bi bila $\kappa = 0$, bi bile tokovnice simetrične tudi okrog x-osi in torej tudi dviga ne bi bilo. Aerodinamična sila na valj je torej dvig, enak produktu cirkulacije, gostote zraka in hitrosti vetra.

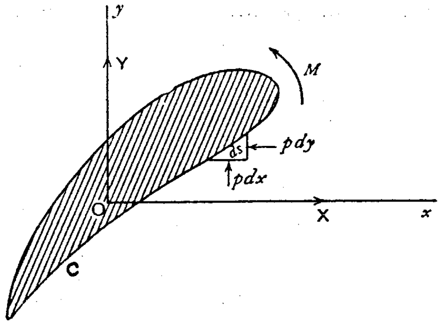
4 Teorem Kutte-Žukovskega

4.1 Blasiusov teorem

Če postavimo prizmo z neko osnovno ploskvijo v nerotacijski tok zraka, bo aerodinamična sila reducirana v silo (X, Y) in navor M okoli bazna točke O. Po Blasiusovem teoremu ju izračunamo iz

$$X - iY = \frac{1}{2}i\rho\int\left(\frac{dw}{dz}\right)^2 dz \qquad M = Re\left(-\frac{1}{2}\rho\int z\left(\frac{dw}{dz}\right)^2 dz\right) \tag{13}$$

Enačbi se izpeljeta iz Bernoullijeve enačbe za dvodimenzionalen tok tekočine, kar smo naredili že na predavanjih iz Hidrodinamike.



Slika 7: sila in navor na krilo

4.2 Teorem Kutte-Žukovskega

Sedaj postavimo v obtekajoč zrak namesto cilindra krilo. Če je hitrost vetra nagnjena pod kotom α glede na krilo, je potencial

$$w = Vze^{i\alpha} + i\kappa \log z + \frac{B}{z} + \dots \tag{14}$$

Po Blasiussovem teoremu tako dobimo

$$X + iY = i2\pi\kappa\rho V e^{-i\alpha} = 2\pi\kappa\rho V e^{i\left(\frac{1}{2}\pi - \alpha\right)} \tag{15}$$

Na mirujoče krilo v vetru s hitrostjo V in cirkulacijo $\Gamma = 2\pi\kappa$ okrog krila torej deluje dvig $\Gamma\rho V$, pravokoten na veter. Vidi se tudi pomembna ugotovitev, da je dvig neodvisen od oblike krila.

4.3 Transformacija Žukovskega

Od rezultatov za valj lahko pridemo do ustreznih rezultatov za krilo tako, da valj konformno preslikamo na krilo. Za to transformacijo mora veljati, da je za velike vrednosti $|\zeta|$ in $|z|$, $z = \zeta$. Temu pogoju zadosti transformacija oblike $z = \zeta + \frac{a_1}{\zeta} + \frac{a_2}{\zeta^2} + \dots$. Transformacija Žukovskega je poseben primer te transformacije iz ζ na z-ravnino in je

$$z = \zeta + \frac{l^2}{\zeta} \tag{16}$$

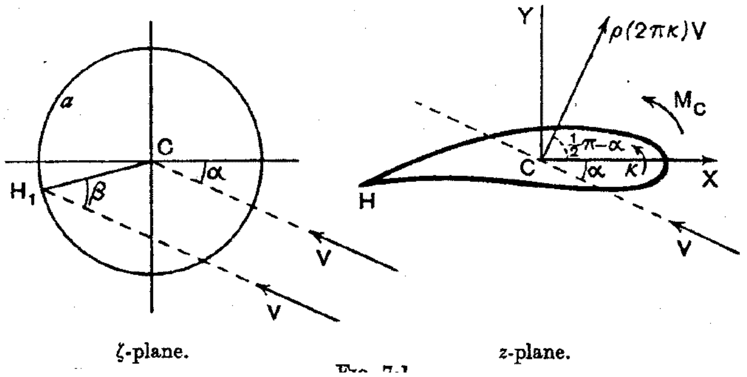
kjer je l neka realna konstanta. Ta transformacija preslika krog $|\zeta = a|$ v elipso, premaknjen krog s središčem na pozitivnem delu realne osi v simetrično krilo z ostrim koncem na negativnem delu realne osi, krilo $|\zeta - s = a|$ s središčem izven realne in imaginarne osi pa v nesimetrično krilo s skodelično zaokroženim koncem krila - profil Žukovskega. Če piha veter V pod kotom α, potem je kompleksni potencial

$$w = V\zeta e^{i\alpha} + \frac{Va^2 e^{-i\alpha}}{\zeta - s} + 2aiV \sin\beta \log(\zeta - s) \tag{17}$$

Hitrost v z-ravnini izračunamo po formuli $u_H - iv_H = -\left(\frac{dw}{dz}\right)_{\zeta=-l}$ Hitrost bo torej

$$u_H + iv_H = \frac{lV\cos\beta}{a} e^{i(\pi+2\beta-2\alpha)} \tag{18}$$

Vidi se, da se kakeršenkoli krog transformira v nek profil. Profil Žukovskega je le geometrijska rešitev in ni najoptimalnejša oblika za aerodinamično učinkovitost krila. Transformacija za asimetrična krila ima bolj zapleteno obliko.



Slika 8: transformacija in izračun sile

5 Dvodimenzionalna krila

Kot je že bilo napisano, je dobra oblika krila tista, ki ima top sprednji del in ostro ošiljen konec. Take oblike je krilo Žukovskega. Ostali profili kril so še ravno krilo, Karman-Trefftzovo krilo, Von Misesovo krilo idr. Razlikujejo se po hitrosti letenja in namenu uporabe. Sodoben profil za podzvočna transportna letala ima razmerje med debelino in dolžino krila 0.135. Zanj je značilen velik dvig in mala hitrost. Profil za jadralno letalo pa ima to razmerje 0.17. Zanj je tudi značilno, da je največja debelina krila pomaknjena nazaj. S tem se povečata dvig in stabilnost krila. Za hitra bojna letala mora biti razmerje med debelino in dolžino krila 0.05, saj mora biti zaradi zmanjšanja zračnega upora in razmer pri nadzvočnem letenju njegova izbočenost zelo majhna. Za simetrično krilo je značilen mali dvig in velik upor, zato pa se center tlaka malo spreminja, zaradi česar je takšno krilo zelo stabilno.

Aerodinamično učinkovitost lahko delno spreminjamo tudi z uporabo zakrilc. Zakrilca so dodatne plošče na krilu, ki s postavitvijo v različne lege povečajo vzgon na krilu. To letalu omogoča let pri nižjih hitrostih, kar je predvsem uporabno pri vzletu in pristanku letala. V uporabi so različne vrste zakrilc. Zavorna zakrilca (plošče na zgornji strani krila, ki se lahko postavijo skoraj navpično na krilo in tako pridajo k uporu zraka), predkrilca (na sprednjem robu krila, ki pri aktiviranju povečajo nosilno površino krila in njegovo ukrivljenost ter tako izboljšajo sposobnosti za letenje pri malih hitrostih), krilo z režo (krilo, ki ima v bližini sprednjega roba eno ali več rež. Skozi njih se pretaka zrak, ki poveča hitrost zračnega toka na zgornji strani krila in s tem se prepreči trganje vzgona pri zelo velikih vpadnih kotih). Zakrilca tako omogočajo pristajanje in vzletanje letala pri malih hitrostih, krilo z režo pa je še posebej uporabno pri letalih za kratke pristajalne steze.

5.1 Aerodinamična sila na krilo

Aerodinamična sila na krilo se izračuna podobno kot za cilinder. Tudi tu je sila posledica tlaka na površino profila. Če imamo tudi tu veter pod napadnim kotom α na krilo s cirkulacijo $2\pi\kappa$, ki obteka krilo, dobimo potencial

$$w = V\zeta e^{i\alpha} + \frac{Va^2e^{-i\alpha}}{\zeta} + i\kappa\log\zeta \tag{19}$$

Za ζ sedaj vstavimo ustrezno transformacijo $\zeta = z - \frac{a_1}{z} - \ldots$, kar da

$$w = Vze^{i\alpha} + \frac{Va^2e^{-i\alpha} - Va_1e^{i\alpha}}{z} + i\kappa\log z \tag{20}$$

Ko to primerjamo s teoremom Kutte-Žukovskega, dobimo enačbo za silo

$$X + iY = 2\pi\kappa\rho e^{\left(\frac{\pi}{2}-\alpha\right)} \tag{21}$$

5.2 Hipoteza Žukovskega - razmerje med cirkulacijo in kotom β

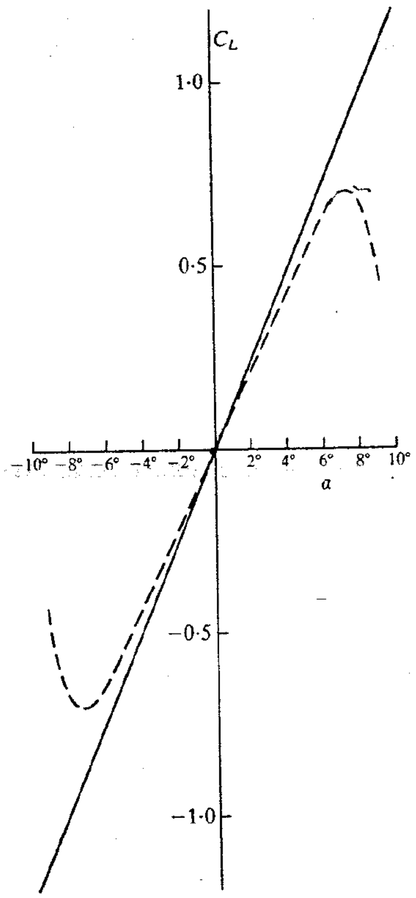
Naj bo H_1 točka, ki se transformira v oster konec krila H(slika 8). Če je q_1 hitrost v H_1 na ravnini s krogom in q hitrost zraka v H na ravnini krila, potem velja

$$q_1 = |\frac{dw}{d\zeta}| = |\frac{dw}{dz}| \times |\frac{dz}{d\zeta}| = q|\frac{dz}{d\zeta}| \tag{22}$$

Na špici ostrega konca krila je $\frac{dz}{d\zeta} = 0$. Iz tega sledi, da če naj bo q končen, mora biti tudi $q_1 = 0$. Torej je H_1 zastojna točka. Hipoteza Žukovskega pove, da se cirkulacija v primeru pravilno oblikovanega krila prilagodi tako, da je hitrost zraka na koncu krila končna. Če je torej β kot med normalo v H_1 na krog in smerjo $\vec{V}$, potem je

$$\kappa = 2aV\sin\beta \tag{23}$$

Če sedaj narišemo krilo in krog na isti graf, potem lahko povežemo center profila C s H_1 s črto imenovano prva os. β je sedaj kot med prvo osjo in smerjo gibanja in je imenovan absoluten kot napada. Ta je enak kotu napada α, ko je os krila (daljica, ki povezuje obe najbolj oddaljeni točki krila) na prvi osi. Tako tudi za krilo velja zgoraj napisana enačba za cirkulacijo.



Slika 9: odvisnost koeficienta dviga od napadnega kota

5.3 Dvig krila

Enačba (21) poda aerodinamično silo na krilo, ki je pravokotna na smer gibanja krila. Po teoremu Kutte-Žukovskega je ta sila kar enaka dvigu krila. Enačba za dvig krila bo torej

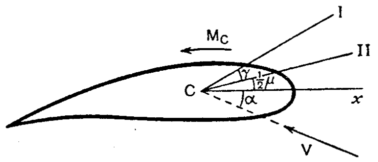
$$L = 4\pi \rho a V^2 \sin\beta \tag{24}$$

kar nas spomni tudi na enačbo (12) s katero smo izračunali dvig vrtečega se cilindra v toku zraka. Koeficient dviga je

$$C_L = \frac{8a\pi}{c}\sin\beta \tag{25}$$

Za mali kot β, ko velja $\sin\beta = \beta$, bo C_L kar linearno odvisen od β, kot se vidi na sliki 9. Iz enačbe za dvig pa je tudi očitno, da kadar je smer gibanja vzporedna prvi osi, torej ko je $\beta = 0$, dviga ni. Prva os se zato imenuje tudi os ničtega dviga. (slika 10) Upoštevati pa je treba tudi navor, ki se izračuna po enačbi (13). Če v transformacijo vstavim $a_1 = l^2 e^{i\mu}$, je navor

$$M_C = 2\pi\rho l^2 V^2 \sin(2\alpha + \mu) \tag{26}$$



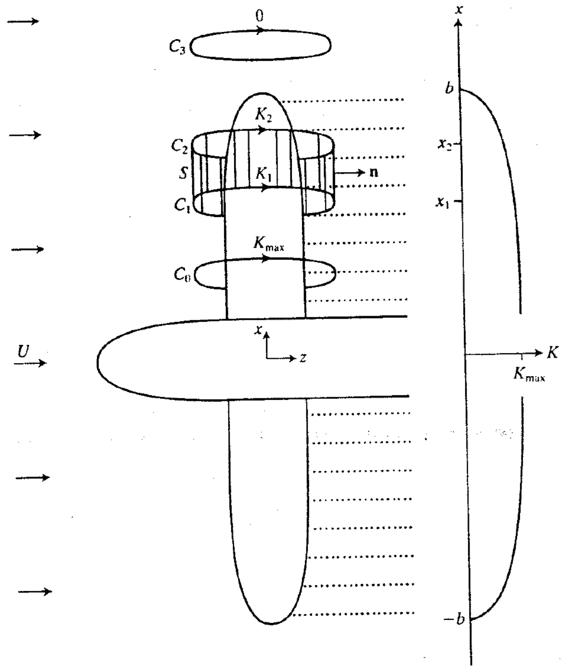
Slika 10: osi krila: I - prva os, II - druga os

Za $\alpha = -\frac{\mu}{2}$ bo navor izginil. S tem se določi os ničtega navora ali druga os. Kot med prvo in drugo osjo označimo z γ. Navor lahko sedaj zapišemo kot

$$M_C = 2\pi\rho l^2 V^2 \sin\left(2\beta - 2\gamma\right) \tag{27}$$

Iz tega se vidi, da tudi ko je $\beta = 0$, torej ko dviga ni, obstaja nek navor. Razloži se z rezultanto dela tlaka. Na sprednjo stran profila ta kaže navzdol, na zadnji del profila pa navzgor.

6 Realna krila



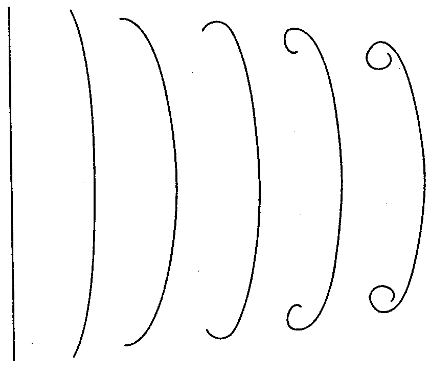
Slika 11: cirkulacija okrog različnih delov krila bi se morala spreminjati od K_{max} do 0

Realna krila v tridimenzionalnem toku viskoznega zraka okoli njih seveda niso tako aerodinamično učinkovita. Problem je v tem, da bi morala cirkulacija na koncu krila pasti na 0. Okrog krila narišemo različne krivulje. Po Stokesovem teoremu se mora cirkulacija okrog različnih delov krila spreminjati od maksimalne vrednosti do 0 (slika

11). Ker pa bi se cirkulacija morala ohranjati, to pripelje do nastanka vrtinče niti z vrtinci z močjo $\kappa(x)$. Ker vemo, da je dvig krila produkt hitrosti, gostote in cirkulacije, lahko zapišemo

$$L = V\rho \int_{-b}^{b} x\kappa(x)dx \tag{28}$$

Ko krilo doseže dvig, deluje z nasprotno enako silo na zrak in proizvede vrtince. Vrtinci se po Helmholtzovemu teoremu lahko gibljejo s tekočino. Pride do odcepljanja vrtincev in nastanka dveh vrtinčnih niti (slika 12). To povzroči, da se kot napada α zmanjša za neko vrednost reda velikosti 10^{-2}, ki je eksperimentalno določena. S tem se tudi dvig zmanjša za to isto vrednost.



Slika 12: odcepljanje vrtinčne niti

7 Zaključek

Videli smo torej, da mora imeti letalo dovolj nosilnih ploskev, zmožnih da proizvede dovolj dviga, da uravnovesi težo letala. Podzvočna letala, ki so v uporabi, imajo en glavni par kril. Dvig bi lahko povečali z večanjem nosilnih ploskev, torej z dodajanjem parov kril, kar pa lahko pripelje do večjega upora, ki ga ne maramo. Dvig se tako veča s spreminjanjem oblike krila, pri katerem moramo paziti na to, za kakšno letalo gre (jadralna letala, nadzvočna letala...), saj s tem tudi spreminjamo upor. Nekaj lahko pridamo k velikosti dviga tudi z uporabo zakrilcev in predkrilcev. Vendar nam pri realnih krilih let letala zavirajo še vrtinčne niti. Naloga za naprej torej je ustvariti nosilne površine, torej krila, ki bi proizvedla čim večji dvig in kljub temu zmanjšala upor.

Literatura

[1] James Lighthill: An Informal Introduction To Theoretical Fluid Mechanics

[2] L.M. Milne-Thomson: Theoretical Aerodynamics

[3] John D. Anderson: Fundamentals of Aerodynamics

[4] http://www.ae.su.oz.au/aero/contents.html

[5] http://www.princeton.edu/˜ asmits/pow_index.html

[6] http://www.diam.unige.it/˜ irro/profilo_e.html

[7] http://naca.larc.nasa.gov/reports/1927/naca-tm-266/

[8] http://naca.larc.nasa.gov/reports/1932/naca-tn-422/

[9] http://wings.ucdavis.edu/Book/Flight/advanced/forces-01.html

[10] http://library.advanced.org/11598/chap11.html

[11] http://209.162.216.75/Nurflugel/Horten_Nurflugels/theory/body_theory.html