

SEMINARSKA NALOGA

ZAKAJ LETALO LETI?

**Področje:
FIZIKA**

Janez Mikec, Marko Pirc

Mentor: Ivica Tomić, prof.

Novo mesto, 2007/2008

Srednja elektro šola in tehniška gimnazija, šolski center Novo mesto

Kazalo test

| | |
|--|----|
| 1. Povzetek | 3 |
| 2. Zahvala | 4 |
| 3. Uvod | 5 |
| 4. Teorija | 6 |
| 4.1 Aerodinamika | 6 |
| 4.1.1 Osnovni zakoni aerodinamike | 7 |
| 4.1.2 Telo v zračnem toku | 9 |
| 4.2 Mehanika letenja | 20 |
| 4.2.1 Sposobnosti jadralnega letala | 20 |
| 4.2.2 Stabilnost jadralnega letala | 22 |
| 4.2.3 Krmarljivost in stabilnost jadralnega letala | 24 |
| 4.2.4 Prevlčeni let in vrij jadralnega letala | 26 |
| 5. Praktični del | 27 |

Kazalo Slik

| | |
|--|----|
| Slika 1: Shema zračnih tokovnic okrog valja | 7 |
| Slika 2: Shema tokovne cevke | 8 |
| Slika 3: Telo v zračnem toku | 9 |
| Slika 4: Upor zaradi trenja in tlačni upor | 10 |
| Slika 5: Shema glavnin zračnih plasti okrog profila | 10 |
| Slika 6: Cigaretni dim prehaja iz laminarnega v turbulenten tok | 12 |
| Slika 7: Količniki upora za telesa različnih oblik | 12 |
| Slika 8: Jadralno letalo | 13 |
| Slika 9: Prikaz glavnih mer na jadralnem letalu | 13 |
| Slika 10: Sile na profil krila v zračnem toku | 14 |
| Slika 11: Profil krila v zračnem toku; podrobnejši prikaz tokovnic | 14 |
| Slika 12: Razporeditev tlakov okrog profila | 16 |
| Slika 14: Krilo jadralnega letala v zračnem toku | 18 |
| Slika 13: Profil krila ob različnih vpadnih kotih | 17 |
| Slika 15: Porazdelitev vzgona po razpetini krila | 18 |
| Slika 16: razlika med geometrijskim in aerodinamičnim zvitjem krila | 19 |
| Slika 17: Shema drsnega leta | 21 |
| Slika 18: Sile na letalo v zavoju | 21 |
| Slika 19: Shematski prikaz statične stabilnosti | 22 |
| Slika 20: Shematski prikaz dinamične stabilnosti | 23 |
| Slika 21: Ponazoritev namišljenega koordinatnega sistema v masnem središču jadralnega letala. | 24 |

1. Povzetek

Namen naloge je bil podrobneje preučiti delovanje letalskega krila in to demonstrirati z vizualno predstavitevijo. Na začetku sva najprej pregledana, zbrala in uredila vso teorijo s tega področja. Osredotočila sva se na princip delovanja letalskega krila in vse pomembnejše stvari pri letenju z jadralnim letalom.

2. Zahvala

Zahvaljujeva se mentorju prof. Ivici Tomiću, ki naju je z napotki usmerjal pri raziskovanju.

Posebej se zahvaljujeva tudi Aeroklubu Novo mesto, ki so nama omogočil snemanje posnetkov z jadralnega letala in vsem pilotom, ki so nama pomagali ter svetovali. Prav tako se zahvaljujeva najinim družinam za podporo.

Hvala tudi vsem profesorjem, ki so nama v času izdelave raziskovalne naloge kdaj pogledali skozi prste ko nisva imela narejene domače naloge.

3. Uvod

Začetniki so bili Jean-Marie Le Bris, Otto Lilienthal, brata Wright, brata Rusjan in še mnogo je pionirjev letalstva, ki so nemalokrat v ljubezni do letenja izgubili tudi življenje. Oni so postavili temelje letalstva. Ker nam je dandanes letalo nekako povsem samoumevno prevozno sredstvo in marsikdo sploh ne ve zakaj letalo v resnici leti, sva se odločila zadevo temeljiteje preučiti in izdelati preprosto ter nazorno predstavitev.

V raziskovalni nalogi sva se spraševala zakaj letalo leti in kakšne so sile na letalo v različnih režimih letenja. Kaj je na letalu še potrebno poleg krila samega, zakaj mora letalo biti stabilno... Za lažje razumevanje sva izkoristila najino veselje do letal ter teorijo preizkusila tudi v praksi. Za praktični del preizkusa sva izbrala jadralno letalo, saj je to še najboljša in najlažje razumljiva ponazoritev ptičjega leta, katerega pa človek, kot vemo, še zdaleč ne razume v polni meri.

CILJI:

- -na preprost način predstaviti delovanje letalskega profila
- -pokazati kako se letalo obnaša v zraku in kaj je pri letenju še pomembno za varnost potnikov
- -izdelati film/zgoščenko

POSTOPKI DELA:

- -zbiranje in urejanje teorije
- -snemanje filma
- -snemanje animacij
- -izdelava letalskega modela

TEORIJA:

- -kaj je zrak in njegove značilnosti
- -osnovni zakoni aerodinamike (tokovnica, zakon o ohranitvi mase in energije, princip Bernoullijeve enačbe)
- -kako zgleda (jadralno) letalo
- -oblika, zvitje in upor krila
- -različni režimi letenja, porušitev vzgona

4. Teorija

V teoriji sva predstavila najpomembnejše stvari brez katerih letalo ne more leteti in razložila, zakaj letalo leti, ter kaj je pomembno, da pravilno leti. Za nazorno in lažjo razlago sva si kot splošen model raziskave izbrala jadralno letalo, katero deluje brez motorja in za letenje izkorišča zgolj zemeljsko težnost.

Teorija letenja združuje dve področji mehanike. Sem najprej spada aerodinamika, ki je del t. i. mehanike fluidov, kajti tudi zrak je fluid. Aerodinamika proučuje pojave pri gibanju telesa skozi zrak.

Drugo področje je mehanika letenja, ki proučuje sposobnosti ter stabilnost in krmarljivost letala.

4.1 Aerodinamika

Za lažje razumevanje nadaljnjih razlag je potrebno poznavanje nekaterih osnovnih pojmov:

Zrak

Zrak je mešanica plinov. Sestavljen je iz približno 78% dušika (N_2), 21% kisika (O_2), ostanek pa sestavljajo ogljikov dioksid (CO_2), vodik (H), helij (He), argon (Ar), neon (Ne) itd. V zraku je tudi vedno nekaj pare (vode v plinastem agregatnem stanju), njena količina pa je odvisna od vremenskih razmer.

Pri gibanju skozi zrak delujejo na telo določene sile, ki so odvisne od stanja zraka. Stanje zraka določajo temperatura, gostota in tlak. Vse tri stvari se spreminjajo z vremenom. Vendar pa za izračune navadno uporabljamo podatke iz stanja zraka po Mednarodni atmosferi. Določena je bila na podlagi dolgoletnih meritev in opazovanj.

Temperatura zraka

Molekule zraka so v stalnem gibanju. Njihovo kinetično energijo zaznamo kot temperaturo. Temperaturo merimo v Kelvinih (K), to je od tako imenovanje absolutne ničle. V vsakdanji rabi je še stopinja Celzija, ki je definirana z lediščem in vreliščem vode.

ledišče vode je $0\text{ }^{\circ}\text{C} = 273,15\text{ K}$

vrelišče vode je $100\text{ }^{\circ}\text{C} = 373,15\text{ K}$

Gostota zraka

Gostota zraka ρ nam pove, kolikšna masa zraka se nahaja v enoti volumna. V jadralnem letalstvu so hitrosti letenja majhne - manjše od 100m/s in lahko vzamemo, da je zrak nestisljiv. Predpostavimo, da se pri obtekanju jadralnega letala gostota zraka ne spreminja, pri čemer naredimo zanemarljivo majhno napako. Enota za gostoto je kg/m^3 . Na višini nič po Mednarodni standardni atmosferi je gostota zraka $1,225\text{ kg/m}^3$.

Tlak

Tlak p je definiran kot sila na enoto površine.

$$p = \frac{F}{A}$$

Osnovna enota za tlak v mednarodnem merskem sistemu je Pascal (Pa). Tlak 1 Pa dobimo, kadar deluje sila 1N (Newton) na površino 1m^2 . Torej je $\text{Pa}=\text{N}/\text{m}^2$, 1 N pa je tista sila, ki da masi 1 kg pospešek 1 m/s^2 .

V aerodinamiki imamo opravka s statičnim in dinamičnim tlakom:

Statični tlak p je v našem primeru zelo blizu barometriškemu tlaku. Barometriški tlak povzroča teža zraka, ki obdaja Zemljo. Podatke za barometriški tlak lahko dobimo pri vsakodnevnih vremenskih poročilih. Meteorologi podajajo barometriški tlak v milibarjih. 1 milibar je 100 Pascalov. Na višini 0 metrov v Mednarodni standardni atmosferi je barometriški tlak po dogovoru 1013 milibarov.

Dinamični tlak q je posledica gibanja zraka in je odvisen od hitrosti in gostote zraka, ter se prišteva k statičnemu, pri čemer dobimo absolutni tlak.

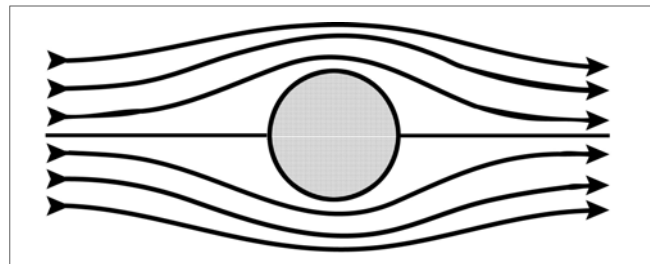
$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2}$$

4.1.1 Osnovni zakoni aerodinamike

Dva temeljna zakona govorita o ohranitvi mase in energije. Za dobro razumevanje teh dveh zakonov pa je še prej potrebno poznati pojem *tokovnica*.

Tokovnica

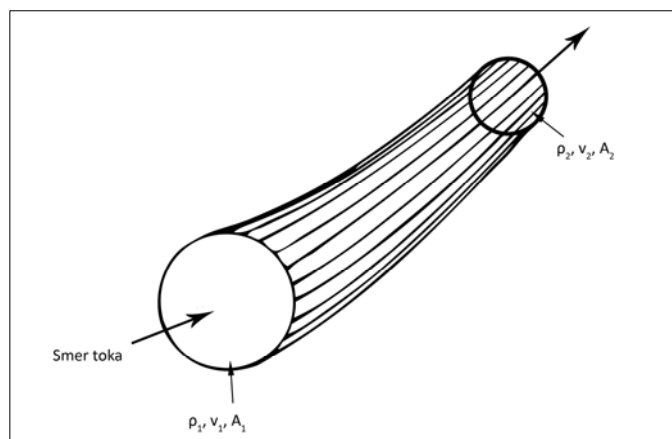
Je krivulja, za katero velja, da je hitrost v vsaki točki, ki leži na tokovnici, usmerjena v smeri tangente na tokovnico. Preprosteje: če je hitrost zraka vedno v smeri tangente na tokovnico, skozi tokovnico ne more biti nobenega pretoka zraka. Kadar imamo ustaljen tok zraka, nam tokovnica predstavlja krivuljo, ki bo jo na svoji poti opisal obarvan zračni delec.



Slika 1: Shema zračnih tokovnic okrog valja

4.1.1.1 Zakon o ohranitvi mase

Če razporedimo tokovnice po dveh sklenjenih krivuljah, dobimo t.i. tokovno cevko (venturijeva cev). Glede na to, da skozi tokovnico ni pretoka, tudi skozi stene tokovne zanke ne more biti nobenega pretoka zraka.



Slika 2: Shema tokovne cevke

Kadar se skozi tokovno cevko pretaka zrak, mora biti količina zraka, ki prihaja v cevko, enaka količini zraka, ki izteka iz cevke. To pomeni, da je masni pretok v vseh prerezih te tokovne cevke enak. Masni pretok je enak produktu gostote zraka, hitrosti zraka in preseza cevke. Ker pa smo rekli, da se za naše hitrosti manjše od 100 m/s gostota ne spreminja lahko napišemo:

$$A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2$$

Zgornja enačba, imenovana tudi kontinuitetna enačba, nam govori, da se mora hitrost v tokovni cevki povečati, kadar se zmanjša njen prerez.

4.1.1.2 Zakon o ohranitvi energije

Zakon, katerega drugače imenujemo tudi *Bernoullijeva enačba*, nam pove, da se vsota kinetične in tlačne energije vzdolž iste tokovnice ne spreminja. Pri tem predpostavimo, da ni nobenih izgub zaradi trenja. Tako lahko za majhne hitrosti zapišemo:

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho}$$

Iz enačbe vidimo, da se na isti tokovnici pri premiku iz točke 1 v točko 2 tlak zmanjša če se poveča hitrost in obratno.

Če enačbo pomnožimo z gostoto, dobimo spremenjeno enačbo:

$$p_1 + \frac{\rho \cdot v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho \cdot v_2^2}{2}$$

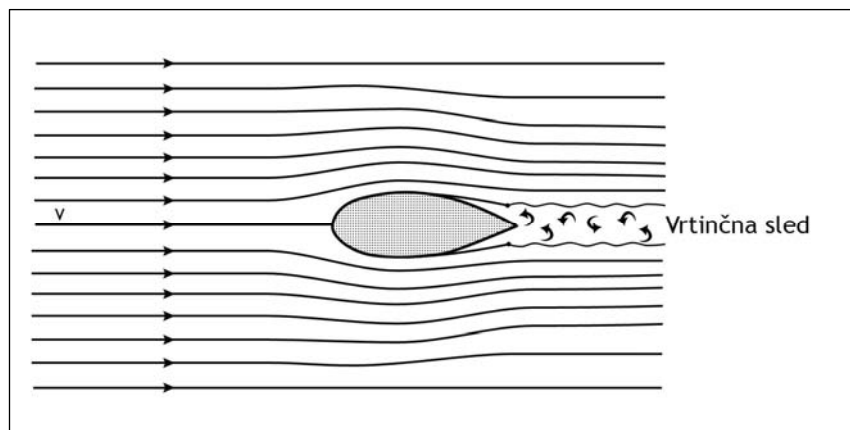
Tako dobimo v prvem členu statični tlak p , v drugem pa dinamični tlak q . Od tu vidimo, da nam Bernoullijeva enačba pove tudi, da se vsota dinamičnega in statičnega tlaka ne spreminja, ker poenostavljeno zapišemo kot:

$$p + \frac{\rho \cdot v^2}{2} = konst.$$

To enačbo pri letenju letala izkoriščamo za merjenje hitrosti. Prek naprave imenovane *Pitotova cev* lahko odčitamo razliko med statičnim in dinamičnim tlakom, ki jo vidimo na merilcu hitrosti.

4.1.2 Telo v zračnem toku

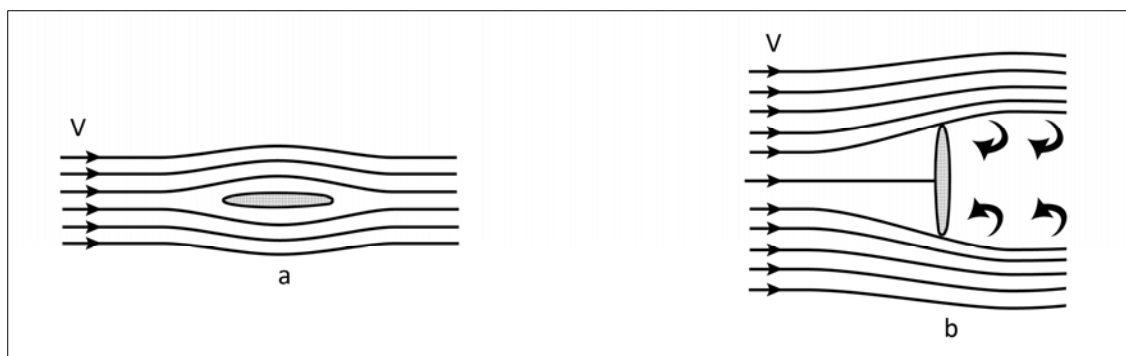
Na vsakem telesu, ki se giblje skozi zrak, se pojavi sila, ki zavira gibanje telesa. To silo imenujemo zračni upor.



Slika 3: Telo v zračnem toku

Na zgornji sliki vidimo s tokovnicami prikazan tok okoli telesa. Plast zraka ob telesu, v kateri naraste hitrost zraka od vrednosti nič na površini telesa, do hitrosti, ki jo ima zračni tok, imenujemo mejna plast. Na sliki vidimo, da se mejna plast na zadnjem delu telesa odtrga, kar povzroči zmanjšanje tlaka na površini telesa in nastanek vrtnične sledi. Na čelni površini telesa so zato večji tlaki kot na površini zadnjega dela telesa. Ta razlika tlakov pa povzroča silo, ki zavira gibanje telesa in jo imenujemo tlačni upor oz. upor zaradi oblike telesa. Druga vrsta upora, ki ga poznamo pa je t.i. upor zaradi trenja. Le-ta nastane zaradi ne gladke površine.

Poglejmo si tlačni upor in upor zaradi trenja na primeru:

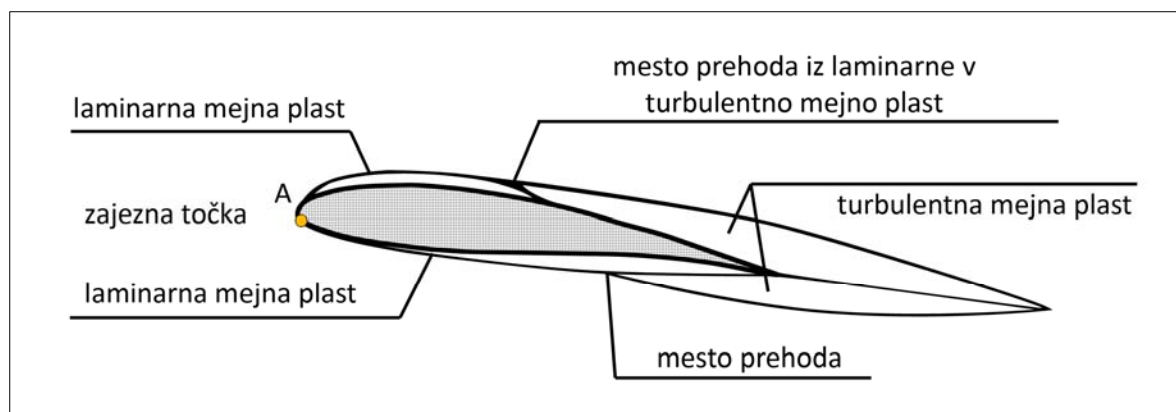


Slika 4: Upor zaradi trenja in tlačni upor

Na levi sliki je tanka plošča postavljena vzporedno s tokom. Ker je plošča tanka, se tlak po površini plošče ne spreminja in je tlak enak tlaku v okolici. Vidimo, da v tem primeru ne more nastati tlačni upor, imamo pa upor zaradi trenja.

Na desni sliki je ista plošča postavljena pravokotno na zračni tok. Na čelni površini se zrak praktično ustavi in imamo skoraj po celi površini največji možni tlak, t.i. zajezni tlak. Na robovih plošče se tok odtrga in v vrtinčni sledi za ploščo nastane podtlak. Razlika tlakov na obeh straneh plošče da tlačni upor, ki je tako velik, da je v primerjavi z njim upor zaradi trenja zanemarljivo majhen.

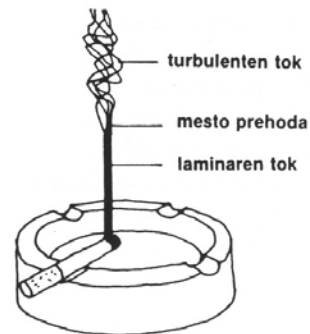
Poglejmo si natančneje kaj se dogaja v mejni plasti, kjer nastane upor zaradi trenja. Na spodnji sliki je prikazan razvoj mejne plasti ob krilu. Na skrajnem sprednjem robu krila imamo zajezno točko A, kjer je hitrost zraka nič in je tudi debelina mejne plasti nič. V zajezni točki se zračni tok razcepi na tok ob zgornji in tok ob spodnji konturi telesa.



Slika 5: Shema glavnin zračnih plasti okrog profila

Najprej poglejmo, kaj se dogaja vzdolž zgornje konture. Ko se oddaljujemo od zajezne točke A, se potrebna razdalja od površine krila, na kateri naraste hitrost od nič na površini do hitrosti zraka ob krilu, večja. Preprosteje: debelina mejne plasti znotraj katere se hitrost povečuje od nič do hitrosti zraka, se večja z oddaljenostjo od točke A. Na nekem mestu, ki je na skici označeno kot mesto prehoda, začne debelina mejne plasti naenkrat hitreje naraščati. To je znak, da je laminarna mejna plast prešla v turbulentno. Na spodnji strani profila imamo podobno sliko, samo mesto prehoda je bolj zadaj.

Primer:



Slika 12

Slika 6: Cigaretetni dim prehaja iz laminarnega v turbulenten tok

Prehod iz laminarnega v turbulenten tok si lahko predstavljamo na zelo preprostem primeru. V prostoru brez vsakega prepiha se bo dim cigarete najprej lepo »gladko« dvigal, vlakna dima bodo ravna in vzporedna - imeli bomo laminaren tok zraka. Na neki določeni višini se bodo vlakna dima vznemirila in od tu naprej se bo dim dvigal neurejeno v vse smeri (turbulentno).

→Skupni upor na telo dobimo, če seštejemo upor zaradi razlike tlakov v laminarni in turbulentni plasti (tlačni upor) in upor zaradi trenja.

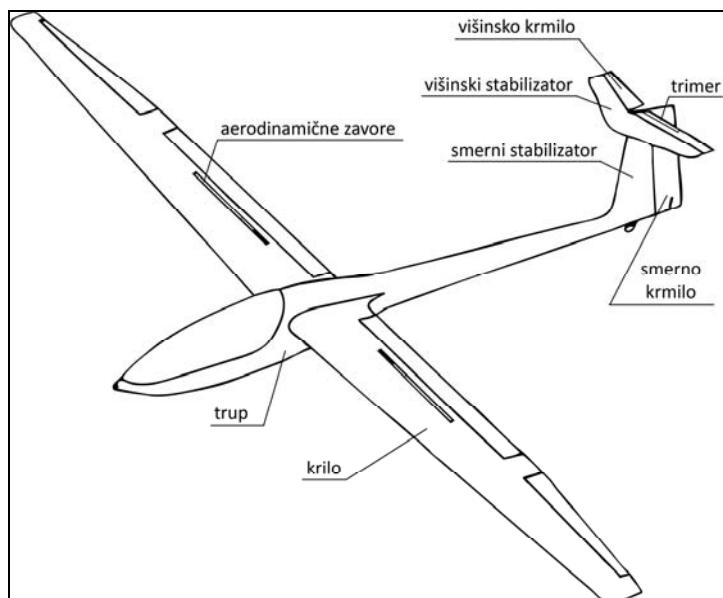
Za vsako telo obstaja določen približni količnik upora C_x :

| smer zrač. toka → | Oblika telesa | C_x |
|---|------------------------|-------|
|  | Tanka okrogla plošča | 1,2 |
|  | Odprta votla polkrogla | 1,32 |
|  | Valj | 0,65 |
|  | Odprta votla polkrogla | 0,34 |
|  | Krogla | 0,25 |
|  | Kapljičasto telo | 0,045 |

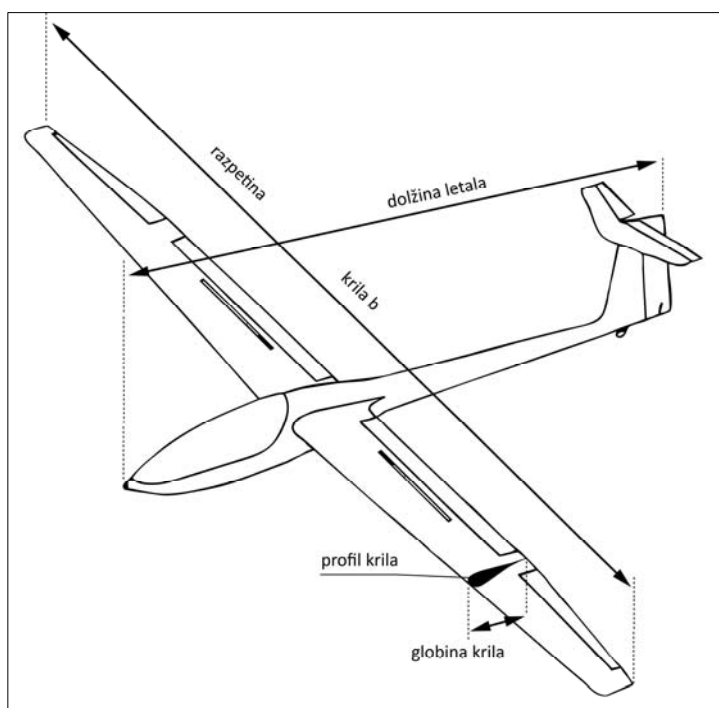
Slika 7: Količniki upora za telesa različnih oblik

4.1.2.1 Jadrarno letalo

Za nadaljnje lažje razumevanje: Shematski prikaz jadralnega letala in poimenovanje vseh za letenje najpomembnejših sestavnih delov.



Slika 8: Jadrarno letalo

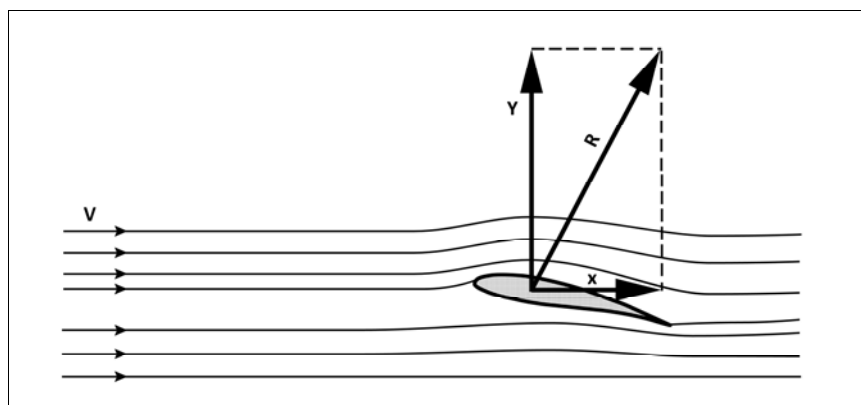


Slika 9: Prikaz glavnih mer na jadralnem letalu

4.1.2.2 Profil krila v zračnem toku

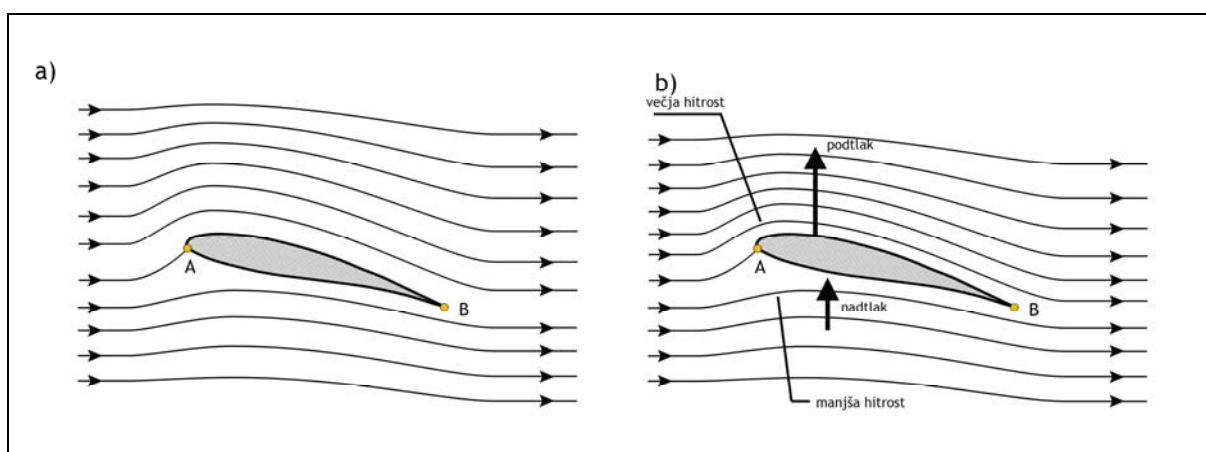
Kadar v aerodinamiki govorimo, da obravnavamo razmere na profilu krila, mislimo pri tem na krilo neskončne razpetine oziroma neskončne vitkosti (vitkost je količnik med razpetino in globino krila).

Krilo se giblje v zračnem toku tako, da ne dobimo le sile v smeri zračnega toka, temveč silo, ki deluje poševno na smer toka. To silo imenujemo rezultantna aerodinamična sila, ki jo razstavimo glede na smer zračnega toka. Komponenta sile v x smeri je upor profila, komponenta v y smeri pa je vzgon profila.



Slika 10: Sile na profil krila v zračnem toku

Poglejmo, kako nastane sila vzgona. Na spodnjih dveh slikah je prikazan tok zraka okoli profila. Sam profil je tako imenovana ničelna tokovnica, ker skozi površino krila ni pretoka. V prvih trenutkih, ko se zrak prične gibati okrog profila, dobimo tok, kot kaže slika a). V zavezni točki A se zrak razcepi in se zopet združi v točki B (Slika 10). Okoli ostrega zadnjega roba mora zrak zaviti proti točki B. Na ostrem zadnjem robu ima zrak zelo veliko hitrost, ki povzroči velik upor zaradi trenja in to trenje v najkrajšem času prepreči obtokanje zraka okoli zadnjega roba. Posledica tega je gladko odtekanje zraka na zadnjem robu profila in tok, kot je prikazan na slik b). Takrat se točka B premakne na zadnji rob profila.



Slika 11: Profil krila v zračnem toku; podrobnejši prikaz tokovnic

Poznamo dve vrsti letalskih profilov: simetrične in ukrivljene.

→ Nesimetrični profili proizvajajo silo vzgona že pri ničnem vpadnem kotu. Ti profili šele pri določenem negativnem vpadnem kotu dosežejo nični vzgon, ta kot pa je odvisen od oblike profila.

→ Pri simetričnem profilu krila, ki leti brez vpadnega kota, sta zgornji in spodnji tok enako pospešena, zato je tudi tlak na obeh straneh enak. Zaradi enakih tlakov se na takšnem krilu sila vzgona ne pojavi.

Kadar krilo s simetričnim profilom leti pod določenim vpadnim kotom se zastojna točka na prednjem robu krila pomakne navzdol. Na zgornji in spodnji strani pride do razlik tlakov in pojavi se sila vzgona.

Iz tega se da sklepati, da je tok na ukrivljenem profilu podoben kot pri simetričnem pri pozitivnem vpadnem kotu (tudi tu se pojavi sila vzgona).

Kako deluje nesimetrični (ukrivljen) letalski profil?

Za lažjo predstavo ni pomemben podatek, ali se krilo giblje v mirujoči tekočini, ali pa miruje v toku tekočine. Vedno obravnavamo relativno hitrost krila glede na tekočino. V nadaljevanju bomo obravnavali le gibanje krila v idealni tekočini. To pomeni, da bomo zanemarili viskoznost in stisljivost tekočine, hkrati pa bomo krila opazovali v laminarnem toku tekočine.

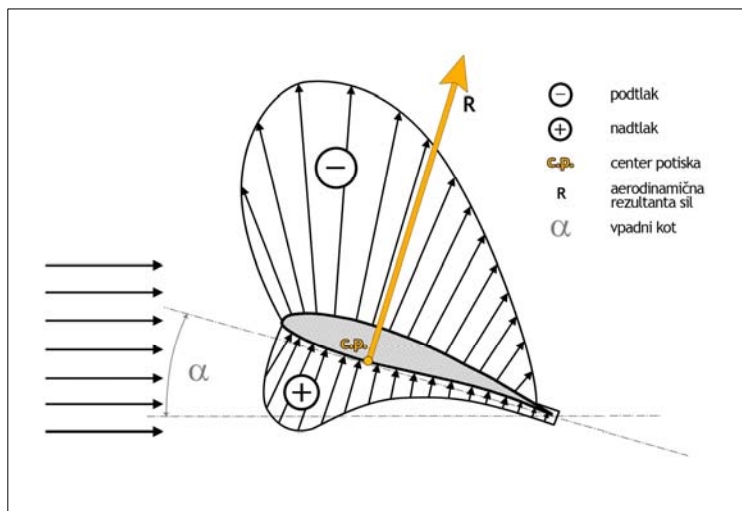
Zanemarili bomo tudi gibanje zraka vzdolž krila. Privzeli bomo, da le-tega ni, saj obravnavamo krilo, ki ima konstanten presek po celotni razpetini (in ima neskončno veliko vitkost).

→ Z eksperimentiranjem v vetrovniku opazimo, da ima tekočina na zgornji strani krila večjo hitrost kot na spodnji strani. To je zato, ker so nesimetrični (ukrivljeni) profili oblikovani tako, da je hitrost zraka nad krilom večja od hitrosti zraka pod krilom. Opazimo lahko tudi, da delce tekočine, ki sta bila pred krilom drug ob drugem, za krilom nista več skupaj, če je en potoval po zgornji, drug pa po spodnji strani (*posnetek v predstavitevnem videu*).

Razloga za spremembo hitrosti pa ne smemo videti v razliki med dolžinama zgornjega in spodnjega dela krila, temveč v medsebojni povezanosti delcev tekočine. Krilo spremeni gibanje tekočine ne samo tik ob svoji površini, pač pa tudi v bolj oddaljenih plasteh gibajoče se tekočine. To lahko zelo lepo ponazorimo s pretokom tokovnic okoli krila, ki se odmaknejo in zgostijo (Slika 10b). Delovanje enega dela tekočine na drugi del povzroči na nekem mestu zgostitev, na drugem pa razredčitev tokovnic. Opazimo še, da je hitrost tekočine v območju zgostitve tokovnic večja, kot v območju razredčitve. Zaradi ohranitve energije pri gibanju neviskozne in nestisljive tekočine lahko gibanje tekočine obravnavamo z Bernoullijevo enačbo.

Bernoullijeva enačba določa tri člene, katerih vsota je konstantna vzdolž ene tokovnice (*glej poglavje o bernoullijevi enačbi*). Z enačbo lahko obravnavamo dve točki na eni in isti tokovnici, za kateri vemo podatka o tlaku in hitrosti zraka. Tlak je po tej enačbi na področju višjih hitrosti nižji kot na področju nižjih hitrosti. Ker je tako tlak pod krilom višji kot nad

krilom, deluje na krilo sila dviga v smeri navzgor. Ta sila je sorazmerna z razliko tlakov pod in nad krilom ter s površino krila (glej poglavje o tlaku).



Slika 12: Razporeditev tlakov okrog profila

Po celi spodnji konturi in na zadnjem delu zgornje konture imamo naddtlak, to je višji tlak, kot je atmosferski tlak v okolici. Na zgornji konturi profila pa je velik podtlak, to je manjši tlak, kot je tlak okolice. Sila, ki jo povzročijo tlaki na celotni konturi profila, je rezultantna aerodinamična sila R . Sila R prijema v točki, ki jo imenujemo center potiska (c.p.).

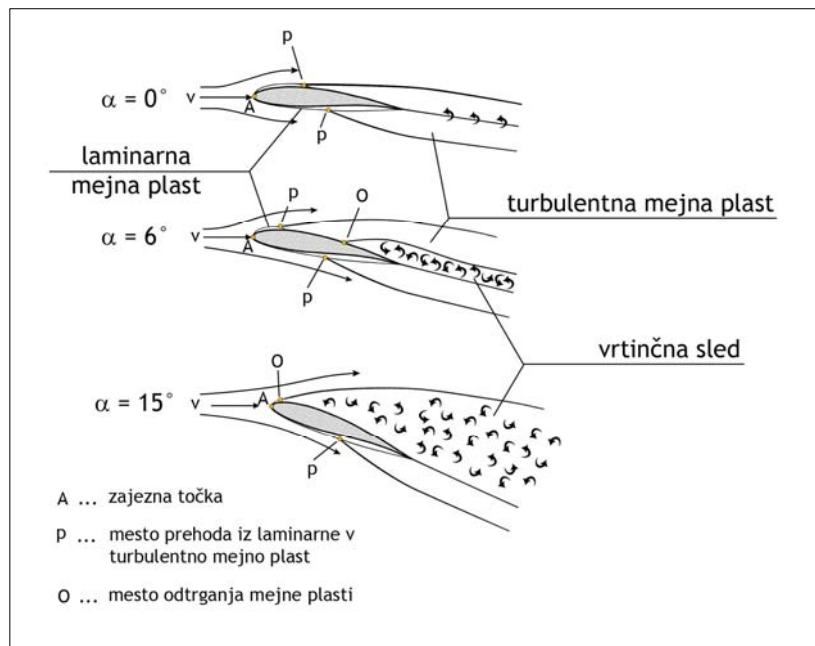
Vendar razlika tlakov ni edini vir vzgona pri letalu. Za letenje je pomembno tudi dejstvo, da krilo zaradi vpadnega kota odriva zrak navzdol. Sprememba gibalne količine zraka se pri tem odraža kot sunek sile na krilo. To je t.i. dinamični vzgon.

Kroženje toka ali dinamični vzgon

Zračni tok usmerjen vodoravno pred krilom in poševno navzdol za krilom ustvarja odklon zračne mase preko krila. Lahko si predstavljamo, da tako odklonjen zračni tok ustvarja nekakšen valj v katerem tok kroži. Tok nad in pod krilom v resnici ne kroži, se mu pa temu primerno spreminja hitrost. Ta sprememba hitrosti ustvarja dodatni pospešek na zgornji strani profila, na spodnji pa ga zmanjšuje. Takšno kroženje toka imenujemo omejen vrtinec, saj se kot pentlja vrti vzdolž krila. Poskusi so pokazali, da takšno kroženje ustvarja vzgon.

Porazdelitev hitrosti in tlakov vzdolž profila se spreminja z vpadnim kotom (α). Vpadni kot (α) je kot med smerjo zračnega toka pred profilom in tetivo profila (vidno na zgornji sliki). Kadar vpadni kot profila zelo naraste, se zračni tok na zgornji strani odtrga in se loči od profila. Takšna ločitev zračnega toka zelo spremeni razliko tlakov, vzgonska sila se zelo zmanjša in krilu se poruši vzgon.

Kaj se dogaja ob nekem določenem profilu pri različnih vpadnih kotih, je prikazano na spodnjih treh slikah.

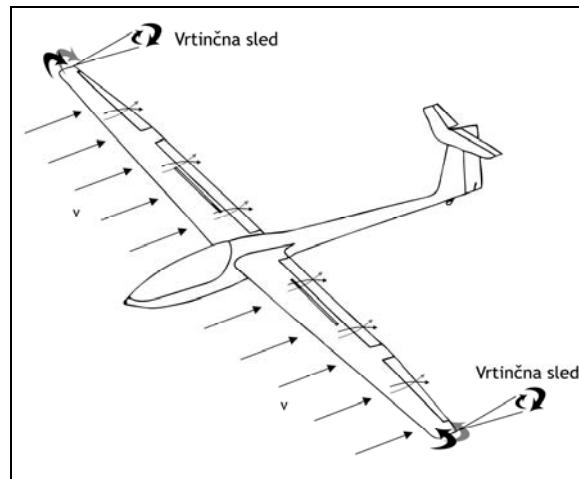


Slika 13: Profil krila ob različnih vpadnih kotih

Pri vpadnem kotu (α)= 0° imamo na zgornji in spodnji konturi najprej laminarno mejno plast, ki v točki p preide v turbulentno in se ohrani do zadnjega roba profila. Ko vpadni kot povečamo na (α)= 6° , pride na zgornji konturi v točki O do odtrganja mejne plasti. Pri vpadnem kotu (α)= 15° ali več pa se mejna plast na zgornji konturi odtrga že čisto spredaj, kar povzroči porušitev vzgona.

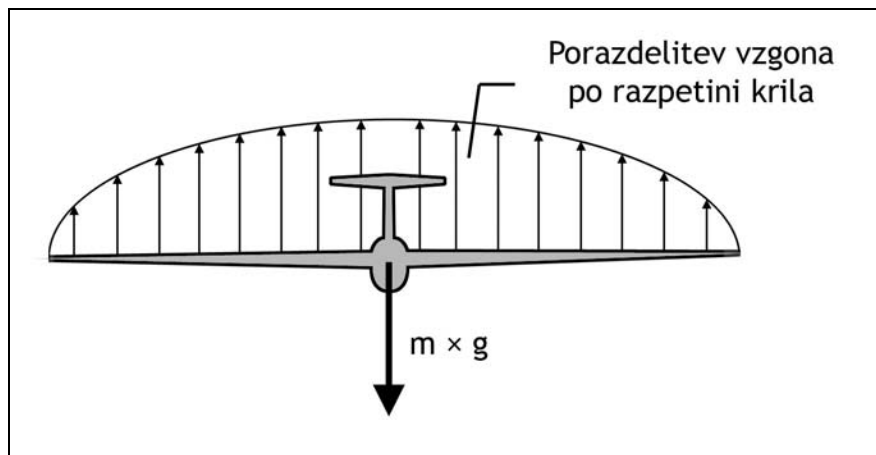
4.1.2.3 Krilo v zračnem toku

V zgornji teoriji smo rekli, da imamo opravka s krilom neskončne razpetine (vitkosti). V takem primeru se velikost vzgona po celi razpetini krila ne spreminja. Kadar pa ima krilo drugačno razpetino so razmere precej drugačne. Poglejmo, kako se obnaša letalsko krilo v realnih razmerah.



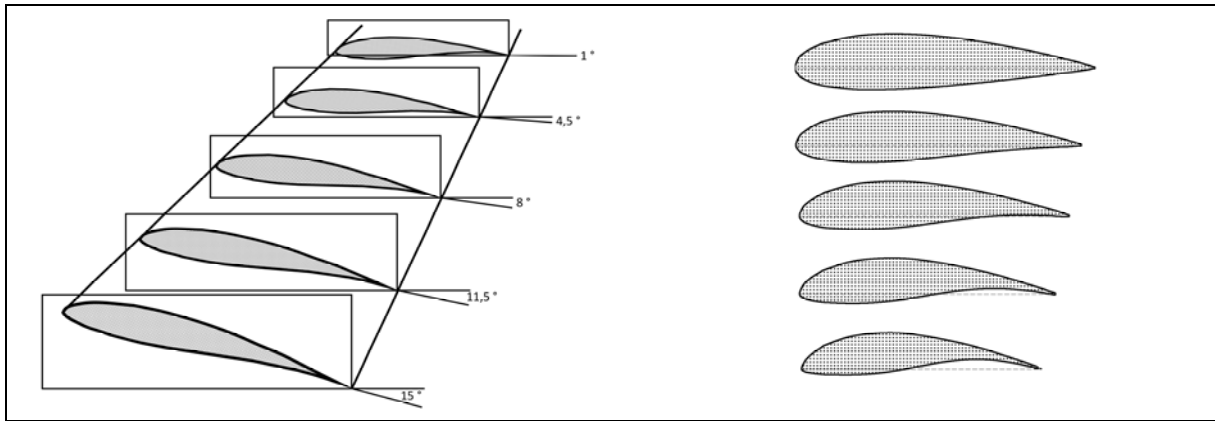
Slika 14: Krilo jadralnega letala v zračnem toku

Kot je že znano, vzgon na krilu nastane, ker imamo na spodnji površini krila večje tlake kot na zgornji. Tlaki pa se hočejo vedno izenačiti, zato dobimo na koncih krila zračni tok s spodnje na zgornjo površino krila (Slika 13). Na zadnjem robu obeh koncev krila nastane močna vrtinčna sled, ki se vleče se daleč za letalom. Zračni tok ob spodnji površini krila se odkloni proti koncema krila, na zgornji površini pa proti sredini krila. Posledica takšnega izenačevanja tlakov je manjšanje razlike tlakov med zgornjo in spodnjo površino krila, če se pomikamo proti koncema krila. Drugače povedano to pomeni, da se vzgon proti koncema krila manjša in je na koncih enak nič (Slika 14). Vrtinci na koncu kril povzročajo dinamični upor. Da bi se temu izognili imajo moderna letala na koncih kril pritrjene zavihke (t.i. winglets).



Slika 15: Porazdelitev vzgona po razpetini krila

Porazdelitev vzgona po razpetini krila mora biti vedno takšna, da omogoča varno letenje pri velikih vpadnih kotih krila (podrobneje v poglavju Prevlčen let). To dosežemo z ustrežno tlorisno obliko in zvitjem krila. Poleg geometrijskega zvitja krila kjer z negativnim zvitjem zmanjšamo vzgon na koncih krila, imamo še aerodinamično zvitje krila. Pri aerodinamičnem zvitju ne spreminjamo kota, temveč spreminjamo obliko profilov po razpetini krila.



Slika 16: razlika med geometrijskim in aerodinamičnim zvitjem krila

Na sodobnih jadralnih letalih konstruktorji kombinirajo obe vrsti zvitja krila, saj se tako dosežejo najboljše letalne lastnosti v vseh pogojih in položajih.

4.1.2.4 Jadralno letalo v zračnem toku

Do sedaj smo podrobno obravnavali samo krilo. Za letenje pa so potrebni še drugi sestavni deli letala, najpomembnejše so krmilne površine. Od teh so najpomembnejši: višinski in smerni rep ter zračne zavore.

Višinski in smerni rep lahko obravnavamo na enak način kot krilo. Razlika je samo v tem, da na višinskem in smernem repu uporabljamo simetrični profil. Z njima na repu odklanjamo zračni tok v levo ali desno stran ter tako ustvarjamo momente na letalo. Zračne zavore uporabljamo pri pristajanju. Z njimi povečamo količnik upora C_x s čimer po potrebi zmanjšamo dolet L letala (Slika 16).

Na stikih posameznih delov letala imamo različne tlake in različne razmere v mejni plasti. Tako vpliva trup na razmere v zračnem toku ob krilu, in obratno, krilo na zračni tok ob trupu. Podobno se dogaja na stikih ostalih delov letala. Ta vpliv enega dela letala na drugega povzroča dodatni upor, ki ga imenujemo upor zaradi interference. Največji upor zaradi interference dobimo pri jadralnem letalu na stiku krila in trupa.

4.2 Mehanika letenja

4.2.1 Sposobnosti jadralnega letala

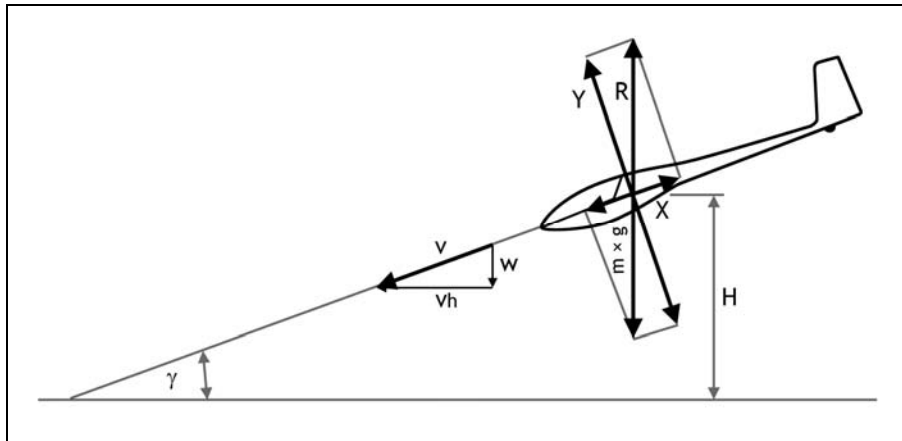
Pri obravnavanju sposobnosti jadralnega letala bomo vzeli, da je jadralno letalo tako imenovana masna točka. To pomeni, da bomo predpostavili, da vse sile, ki nanj delujejo, prijemljejo v masnem središču. Jadralno letalo leti vedno v drsnem letu, ker nima nobene pogonske naprave. Večino časa jadralno letalo leti naravnost (drsni let) in v kroženju (zavoj). Sposobnosti bomo določili za tako imenovan ustaljeni let, pri katerem se hitrost jadralnega letala ne spreminja. V ustaljenem letu morajo biti vse sile v ravnotežju, to pomeni, da mora biti vsota vseh sil, ki delujejo na letalo, enaka 0.

4.2.1.1 Drсни let

V drsnem letu morata biti v ravnotežju rezultirajoča aerodinamična sila R in teža letala, ki je produkt mase letala m in zemeljskega pospeška g . Sili sta enaki in nasprotno usmerjeni. Po sliki 16 lahko napišemo nekaj enačb za smer letenja in pravokotno na smer letenja (upor letala X in vzgon krila Y):

$$m \cdot g = R$$

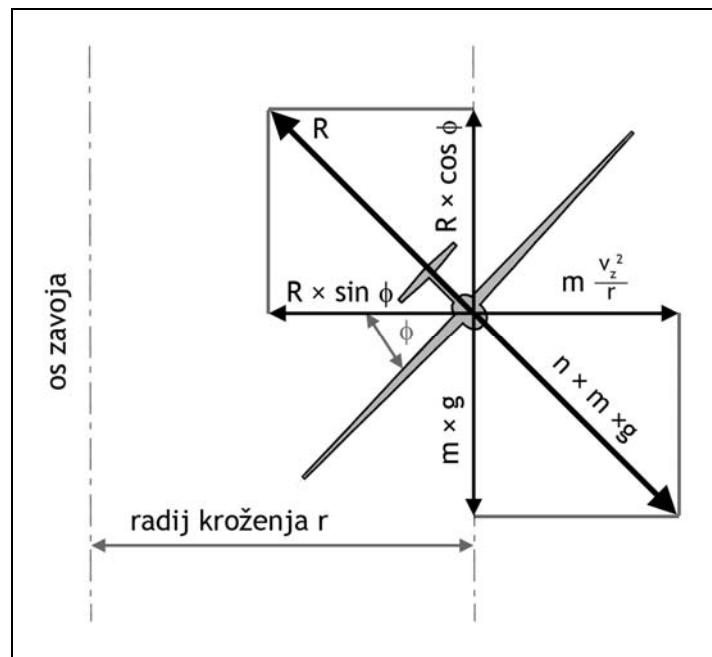
$$\text{Velja: } \begin{array}{l} \sin \alpha \cdot m \cdot g = X \\ \sin \alpha = C_x \end{array} \quad \text{in} \quad \begin{array}{l} \cos \alpha \cdot m \cdot g = Y \\ \cos \alpha = C_y \end{array} \quad \text{iz česar sledi: } \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha} = \frac{X}{Y} = \operatorname{tg} \alpha$$



Slika 17: Shema drsnega leta

4.2.1.2 Zavoje

Obravnavali bomo samo tako imenovani pravilni zavoje v drsnem letu. V pravilnem zavoju se hitrost letala ne spreminja, vse sile, ki delujejo na letalo pa morajo biti v ravnotežju. Če letalo kroži z nekim določenim nagibom (ϕ), se poleg sil, ki jih imamo v drsnem letu naravnost pojavi še centrifugalna sila. Po spodnji sliki vidimo, da mora biti ravnotežje med rezultantno aerodinamično silo R in rezultanto, ki nastane zaradi teže letala in centrifugalne sile.



Slika 18: Sile na letalo v zavoju

Na sliki se lepo vidi, da mora biti rezultantna aerodinamična sila R v zavoju vedno večja od teže letala ($m \cdot g$). Čim večji je nagib letala (ϕ), tem večja mora biti sila R .

Čim večja je hitrost v zavoju (v) in čim manjši je nagib letala (ϕ), tem večji je radij kroženja (r). Pri enakem vpadnem kotu krila je hitrost letenja v zavoju vedno večja, kot če letalo leti naravnost. Tudi hitrost padanja letala v zavoju je vedno večja, kot če leti naravnost z istim vpadnim kotom krila.

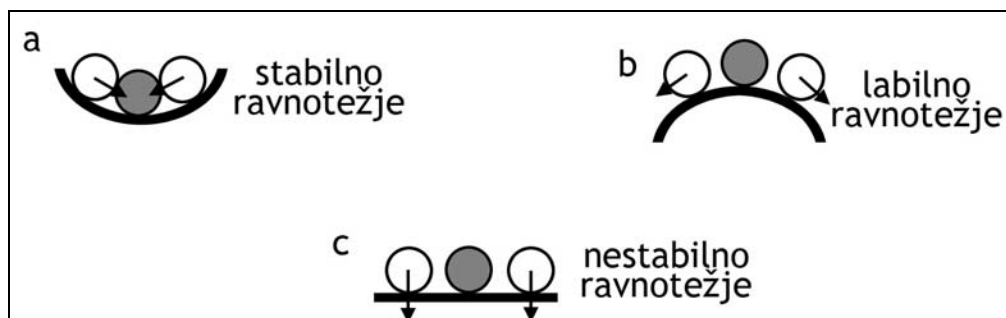
4.2.2 Stabilnost jadralnega letala

Da letalo uspešno in varno leti, pa ni dovolj le, da proizvaja določen vzgon. Zelo velik konstruktorski izziv je izdelati letalo z zelo dobrimi sposobnostmi, ki pa bi bilo tudi stabilno in varno.

Stabilnost določenega sistema (v naše primeru jadralnega letala) je treba vedno obravnavati v zvezi z neko motnjo, ki je to sistem spravila iz ravnotežja. Pri letenju jadralnega letala moramo upoštevati dve vrsti stabilnosti, to je statično in dinamično.

4.2.2.1 Statična stabilnost

Letalo je statično stabilno, kadar se po motnji, ki je letalo spravila iz ravnotežja, pojavijo sile in momenti, ki letalo vračajo v prvotno ravnotežno stanje brez pomoči pilota.



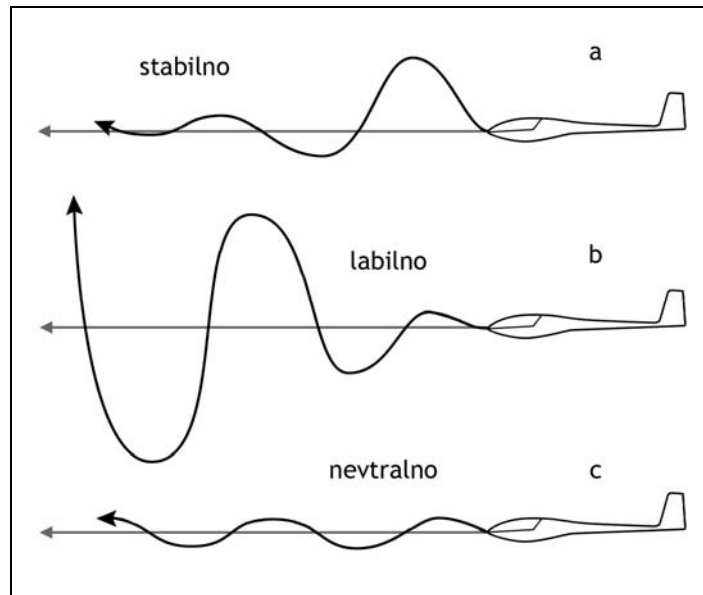
Slika 19: Shematski prikaz statične stabilnosti

- V primeru a je počrnjena krogla v stabilnem ravnotežju. Če spravimo kroglo iz srednjega položaja, se bo takoj pojavil moment, ki vrača kroglo v prvotni položaj.
- Na sliki b je krogla v nestabilnem ravnotežju, ker že najmanjša motnja povzroči, da se krogla odkotali in je prav nič ne vrača nazaj.
- V primeru c je ravnotežje nevtralno, ker se krogla zaradi motnje premakne in tam tudi ostane.

4.2.2.2 Dinamična stabilnost

Če hočemo dobiti popolno sliko o stabilnosti letala, moramo tudi ugotoviti, kako se bo letalo obnašalo še nekaj časa po tistem, ko ga bo motnja spravila iz ravnotežja. Ta podatek nam pove dinamična stabilnost.

Na spodnji sliki je prikazano jadralno letalo v ustaljenem letu, katero je sprejelo motnjo od zunaj (npr.: močan sunek vetra). Ta motnja je povzročila, da je letalo dvignilo nos in zanihalo okoli prečne osi.



Slika 20: Shematski prikaz dinamične stabilnosti

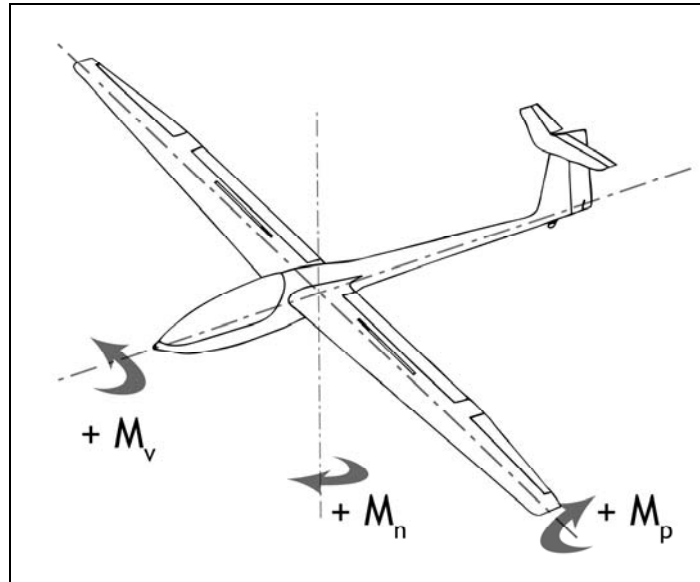
- Če je letalo dinamično stabilno, se bo v kratkem času po nekaj nihajih umirilo in letelo s prvotno hitrostjo brez posredovanja pilota (Slika 19a).
- V primeru b se bodo po motnji pojavili momenti, ki bodo vračali letalo na prvotni vpadni kot. Ker pa je letalo glede na vztrajnost okoli prečne osi premalo statično stabilno, se bo odklik od začetnega stanja stalno večal. Takšno letalo je dinamično labilno.
- V tretjem primeru je letalo dinamično nevtralno, ker bo po motnji stalno nihalo z enako amplitudo in se ne bo nikoli umirilo.

Dinamično stabilnost jadralnega letala ugotavljajo med poskusnimi leti. Jadralna letala, ki imajo normalno obliko in so statično dovolj stabilna, so tudi dinamično stabilna. Probleme glede dinamične stabilnosti jadralnega letala lahko povzročajo večje skoncentrirane mase, ki so daleč od masnega središča letala.

Vidimo, da je statična stabilnost zelo potreben, ne pa tudi zadosten pogoj, da je letalo stabilno. Potrebna je še dinamična stabilnost.

4.2.3 Krmarljivost in stabilnost jadralnega letala

Let jadralnega letala je zelo zapleteno gibanje. Za lažje razumevanje pri razlagi postavimo skozi masno središče letala koordinatni sistem, ki je vezan na letalo, osi koordinatnega sistema pa nam dajo vzdolžno, prečno in navpično os jadralnega letala.



Slika 21: Ponazoritev namišljenega koordinatnega sistema v masnem središču jadralnega letala.

Jadralno letalo se lahko giblje premočrtno v smeri vseh treh osi in se istočasno vrti okoli vseh treh osi. Za naše potrebe lahko gibanje glede na posamezne osi obravnavamo ločeno. Gibanje jadralnega letala bomo obravnavali kot gibanje togega telesa, kar je za nas dovolj dober približek. V tem primeru se letalo giblje okoli masnega središča, sile in momente, ki delujejo na letalo, pa moramo upoštevati tam, kjer v resnici tudi nastanejo.

Glede na izbrane osi namišljenega koordinatnega sistema lahko ločeno obravnavamo naslednje vrste stabilnosti in krmarljivosti:

- vzdolžno stabilnost in krmarljivost okoli prečne osi.
- smerno stabilnost in krmarljivost okoli navpične osi.
- prečno stabilnost in krmarljivost okoli vzdolžne osi.

4.2.3.1 Vzdolžna stabilnost letala

Ugotoviti moramo, kakšni momenti okoli prečne osi se pojavijo na letalu, če motnja zmanjša ali pa poveča vpadni kot krila.

Ko letalo prileti v dvigajoči se zrak, dobi udarec vetra od spodaj navzgor in vpadni kot krila se poveča za α . Ker se letalo zavrti okoli prečne osi, se poveča tudi vpadni kot višinskega repa za α . Vzgon na krilu se poveča, vendar ne povzroči nobenega momenta, ker se vedno prijema v aerodinamičnem centru krila, kjer je v našem primeru masno središče letala. Na višinskem repu se zaradi spremembe vpadnega kota za α , pojavi vzgon, ki povzroči moment M_p okoli prečne osi (Slika 20). Na sliki je označena pozitivna smer momenta.

Čim bolj je masno središče zadaj, manj je letalo vzdolžno stabilno. Pri neki določeni legi masnega središča bo letalo na meji stabilnosti. V priročniku vsakega jadralnega letala je vedno predpisana najmanjša dovoljena masa pilota. To je standardni ukrep za zagotavljanje zadostne vzdolžne stabilnosti vsakega letala.

Krmarjenje letala okoli prečne osi

Krmarjenje okoli prečne osi imenujemo tudi krmarjenje po višini. Po višini lahko krmarimo na dva načina.

Prvi način, to je krmarjenje s premikanjem masnega središča letala, je uporabljal Otto Lilienthal. Danes ta način krmiljenja uporabljajo zmajarji. Vendar ima ta način krmarjenja veliko pomanjkljivost (slaba stabilnost zrakoplova itd.).

Na drugi način pa krmarimo po višini z odklanjanjem višinskega krmila. Kadar odklonimo višinsko krmilo navzgor, se bo na repu pojavil dodatni vzgon. Ta dodatni vzgon je usmerjen navzdol in povzroči moment okoli prečne osi. Kadar pa odklonimo višinsko krmilo navzdol, se pojavi moment v drugo smer.

4.2.3.2 Smerna stabilnost in krmarljivost letala

Smerna stabilnost je pomembna, kadar letalo prejme motno z bočne strani. Po motnji začne letalo bočno drseti.

Zaradi bočnega drsenja priteka zrak na smerni rep pod nekim vpadnim kotom in na smernem repu nastane vzgon. Istočasno se na trupu pojavita bočni sili. Te tri sile povzročajo momente ki skušajo zavrteti letalo okoli navpične osi. Letalo je smerno stabilno, kadar ima vsota vseh treh momentov takšno smer, da vrača letalo v smer, ki jo je imelo pred motnjo.

Po smeri krmarimo letalo tako, da odklanjamo smerno krmilo (Slika 7).

Kadar odklonimo smerno krmilo v levo, se bo na smernem repu pojavil vzgon, ki bo povzročil moment. Letalo se bo zavrtelo okoli navpične osi v levo. Vendar z odklonom smernega krmila ne spremenimo letalu samo smeri, temveč ga istočasno tudi nagnemo okoli vzdolžne osi (krila se nagnejo). Učinkovitost smernega krmila poznamo, če vemo, za koliko se bo spremenil nagib krila pri določeni spremembi odklona smernega krmila.

4.2.3.3 Prečna stabilnost in krmarljivost letala

Jadralno letalo leti naravnost v drsnem letu in prileti v nemirno ozračje. Predpostavimo, da dobi udarec vetra samo v eno polovico krila in se zavrti okoli vzdolžne osi (krila se nagnejo). Poglejmo, kaj se bo dogajalo. Krilo ima poleg hitrosti letenja (v), tudi obodno hitrost zaradi vrtenja. Na koncu krila, ki je najbolj oddaljen od vzdolžne osi, bo obodna hitrost največja.

Letalo se bo nehalo vrteti, ker pa je nagnjeno, bo začelo bočno drseti. Večina jadralnih letal ima V-lom krila. To pomeni, da je krilo v sredini prelomljeno, obe polovici pa sta za nekaj stopinj odklonjeni navzgor. Takšno krilo ima to lastnost, da pri bočnem drsenju na spuščeni polovici krila nastane večji vzgon, kot na dvignjeni. Ta vzgon ustvari moment, ki vrača letalo v prvotni položaj brez nagiba.

Okoli vzdolžne osi krmarimo letalo tako, da odklanjamo krilca (Slika 7), ki delujejo enako kot višinsko ali smerno krmilo. Na eni polovici krila odklonimo krilce navzdol, na drugi polovici

pa istočasno navzgor. Tam, kjer je krilce odklonjeno navzdol, se vzgon poveča. Navzgor odklonjeno krilce pa vzgon zmanjša.

Poleg nagiba povzročijo odklonjena krilca tudi momenti okoli navpične osi.

Iz vsega navedenega vidimo, da krmarjenja okoli vzdolžne in navpične osi ne moremo obravnavati ločeno. Pri smernem krmilu in pri krilcih se pojavijo sile in momenti, ki letalo ne vrtijo le okrog ene ravnine, ampak dveh. V obeh primerih se pojavijo momenti okoli navpične in vzdolžne osi letala. Zato je pri letenju zelo pomembna t.i. koordinacija, kjer z uporabo obeh krmilnih površin izničimo nepravilnosti.

4.2.4 Prevečeni let in vrij jadralnega letala

Jadralno in vsako letalo leti v zelo različnih položajih. Najbolj kritična in nevarna sta prevlečeni let in vrij kot posledica le-tega.

O prevlečenem letu govorimo, kadar leti jadralno letalo naravnost v drsnem letu in je vpadni kot krila večji od kritičnega vpadnega kota - kota, pri katerem nastane zlom vzgona. Ko doseže krilo nadkritične vpadne kote, se začne na zgornji površini krila trgati mejna plast, kar povzroči zmanjšanje vzgona in povečanje upora krila (glej poglavje *Profil krila v zračnem toku*).

Od tlorisne oblike krila in od zvitja krila pa je odvisno, kje na krilu bo najprej prišlo do odtrganja mejne plasti. Če ni nobene motnje, ki bi letalo zavrtela okoli vzdolžne osi, bo letalo po odtrganju mejne plasti spustilo nos, pridobilo hitrost in zopet prešlo v varen let.

Vendar se v prevlečenem letu za krilom (Slika 12), kjer je prišlo do odtrganja mejne plasti, ustvari vrtnična sled, ki povzroči drhtenje celega letala. Navadno je to že dovolj velika motnja, ki zavrti letalo okoli vzdolžne osi. Takrat bo letalo prešlo v vrij (po francosko vrillé = sveder, spirala). To je strmo nekontrolirano pikiranje letala navpično navzdol. Vrij je druga beseda za avtorotacijo krila, ki je možna samo pri nadkritičnih vpadnih kotih krila. Krilo se bo vrtelo čedalje hitreje.

Po nekaj zasukih postane vrij ustaljeno gibanje, pri katerem se masno središče letala giblje s stalno hitrostjo po strmi spirali okoli osi vrija. Os vrija je navpična.

Ko letalo pride v vrij, je potrebno takoj izvesti obvezne postopke, da letalo spravimo v normalen, varen let. Letalo izravnamo iz vrija tako, da najprej ustavimo vrtenje s polnim odklonom smernega krmila v nasprotno smer in nato z zmanjšanjem odklona višinskega krmila dosežemo ravnotežje letala na podkritičnem vpadnem kotu krila.

5. Praktični del

SNEMANJE

Snemanje je potekalo v avgustu in septembru 2007 na letališču Prečna v Novem mestu.

Vlečno letalo:

PIPER SUPERCUB, pilot: Marko Kaferle

Jadralno letalo:

DG-100G ELAN, pilota: Gregor Cujnik, Marko Pirc

Serijska številka: E8G2

Registrska oznaka: S5-3102

Proizvajalec: ELAN, Tovarna športnega orodja Begunje, Slovenija

Lastnik: Aeroklub Novo mesto, Prečna 48, 8000 Novo mesto

Osnovni tehnični podatki:

Razpon kril: 15m

Površina: 11m²

Vitkost: 20,5

Dolžina: 7m

Največja dovoljena hitrost: 260 km/h

Manevrska (normalna) hitrost: 165 km/h

Masa praznega letala: 230kg

Masa pilota in padala: min. 75 kg, max. 117kg