

# Teorija letenja

*Vsako razmnoževanje in razširjanje brez avtorjevega soglasja je prepovedano.*

## Uvod

Teorija letenja predstavlja mojo zadnjo skripto v nizu skript, ki sem jih spisal vsako zimo od moje upokojitve in predstavlja zaključeno celoto učbenika za športne motorne pilote.

Tako sem sam uresničil sanje o slovenskem učbeniku, ki bi ga napisali po zgledu jadralnega učbenika. Ker so posamezniki motorne komisije ljubosumno izbirali teme, ni prišlo do realizacije. Škoda, ker bi prepotrebni učbenik končali v eni sezoni.

Pri pisanju sem se ogromno naučil, spoznal nekaj čudovitih ljudi in seveda užival ob spoznanju, da je računalnik pripomoček, ki ti omogoči marsikaj. Ob spoznanju, da sem v osnovni šoli računal še s palčkami, je bil ta občutek še večji.

Vse skice je po mojih predlogah narisala moja žena, ki je potrpežljivo čakala na moja navodila in mi tako omogočila, da je učbenik bolj razumljiv. Delo ji je šlo hitro od rok tako, da je včasih celo priganjala: »Kaj danes ne bomo nič risali!«

Celje, 31.01.2006

Učitelj jadr. in motornega letenja  
Peter Karner

# Kazalo

Teorija letenja	5
I. Aerodinamika	5
1. Fizikalne lastnosti zraka	5
1.1 Tlak	5
1.2 Temperatura zraka	5
1.3 Gostota zraka	6
1.4 Vlažnost zraka	6
1.5 Viskoznost zraka	6
1.6 Mednarodna standardna atmosfera	7
2. Osnovni zakoni aerodinamike	7
2.1 Tokovnica	8
2.2 Ravna plošča v zračnem toku	8
2.3 Krogla v zračnem toku	9
2.4 Profil krila v zračnem toku	10
2.5 Laminarni in turbulentni tok zraka	11
2.6 Aerodinamične meritve	14
2.7 Reynoldsovo število	14
2.8 Zakon o ohranitvi mase	15
2.9 Zakon o ohranitvi energije	15
2.10 Geometrijske značilnosti krila	16
2.11 Center potiska	18
2.12 Aerodinamični center	18
2.13 Vzgonski količnik	18
2.14 Geometrijsko in aerodinamično zvitje krila	19
2.15 Izenačevanje tlaka in inducirani upor	20
2.16 Polara krila	21
3. Naprave za povečevanje vzgona	23
3.1 Predkrilce	23
3.2 Zakrilce	23
4. Zračne zavore	24
5. Propeler	25
5.1 Geometrijske karakteristike propelerja	25
5.2 Korak propelerja	26
5.3 Propeler enakega koraka	27
5.4 Propeler neenakega koraka	28
5.5 Drsenje propelerja	29
5.6 Aerodinamični količniki propelerja	29
5.7 Diagram vlečne sile	31
5.8 Vpliv propelerja na krmarljivost letala	32
5.8.1 Krožno gibanje zraka ob letalu	32
5.8.2 Vrtilni moment propelerja	33
5.8.3 Žiroskopski moment	33
II. Mehanika leta	35
1. Sile, ki delujejo na letalo med letom	35
1.1 Koordinatni sistem	35
1.2 Ustaljeni let	35
1.3 Neustaljeni let	35
2. Ustaljeno gibanje letala	36
2.1 Vodoravni let	36
2.2 Hitrost vodoravnega leta	37

2.3	Potrebna vlečna sila za vodoravni let	38
2.4	Potrebna moč za vodoravni let	38
2.5	Razpoložljiva moč za vodoravni let	38
2.6	Penaud krivulja	38
2.7	Režimi vodoravnega leta	41
2.8	Drnsni let letala	42
2.9	Navpična hitrost drsnega leta	44
2.10	Vzpenjanje letala	44
2.11	Krivulja vzpenjanja	45
2.12	Hitrostna polara	46
6.	Neustaljeno gibanje letala	47
3.1	Vodoravni zavoj	47
3.2	Potrebna vlečna sila in moč v zavoj	48
3.3	Vzlet letala	49
3.4	Pristanek letala	50
3.5	Prevlečen let	51
3.6	Vrij	52
3.7	Plafon	53
3.8	Zasenčenje smernega in višinskega krmila	54
III.	Stabilnost in krmarljivost letala	55
1.	Osi letala	55
2.	Stabilnost letala	55
3.	Vzdolžna stabilnost letala	56
4.	Krmarjenje letala okoli prečne osi	57
5.	Smerna stabilnost letala	57
6.	Krmarjenje letala okoli navpične osi	58
7.	Prečna stabilnost letala	58
6.	Krmarjenje letala okoli vzdolžne osi	59
7.	Centraža letala	59
8.	Vpliv centraže na stabilnost letala	60
9.	Masno središče	61
10.	Vpliv vodoravnih repnih površin na prečno stabilnost	63
11.	Vpliv vertikalnih repnih površin na smerno stabilnost	64
12.	Aerodinamična kompenzacija	64
13.	Trimerji	65
14.	Dolet	65
15.	Trajanje leta	65

## Teorija letenja

V teoriji letenja sta združeni dve področji mehanike: aerodinamika, ki proučuje pojave pri gibanju teles skozi zrak in mehanika leta, ki proučuje sposobnosti, stabilnost in krmalljivost zrakoplova.

Osnove teorije letenja bi moral obvladati vsak motorni pilot, tako da bi v vsakem trenutku vedel, kaj se z letalom dogaja in bi v kritičnih trenutkih znal pravilno reagirati.

### I. Aerodinamika

Aerodinamika je veda, ki proučuje pojave pri gibanju teles skozi zrak. Zrak je mešanica plinov. Sestavljen je iz približno 78% dušika (N), 21% kisika (O), ostanek pa predstavljajo ogljikov dioksid, vodik, helij, argon, neon itd. V zraku je tudi nekaj vodne pare. Odstotek vodne pare je odvisen od vremenskih pogojev. Stanje zraka določajo temperatura, gostota, in tlak. Ker pri aerodinamičnih izračunih tega ne moremo upoštevati, vzamemo stanje zraka pri mednarodni atmosferi (MSA), ki določa spreminjanje stanja zraka z višino. Določena je bila na osnovi dolgoletnih meteoroloških opazovanj.

#### 1. Fizikalne lastnosti zraka

**1.1 Tlak** se pojavi kot posledica teže zraka in je definiran kot sila na enoto površine.

$$\rho = F \text{ (sila)} / A \text{ (ploskev)}$$

Osnovna enota za tlak je Pascal (Pa). Tlak 1 Pa nastane, če sila 1 N (Newton) deluje na površino 1 m<sup>2</sup>. 1 N je tista sila, ki da masi 1 kg pospešek 1m/s<sup>2</sup>.

V aerodinamiki poznamo statični in dinamični (kinetični) tlak. Statični tlak je zelo blizu barometriškemu in ga večkrat sporočajo pri vremenskih poročilih. Če je barometriški tlak podan v milibarjih, potem velja, da je 1 milibar 100 Pascalov.

Dinamičen tlak je posledica gibanja zraka in je odvisen od hitrosti in gostote zraka.

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

V = hitrost zraka v (m/s)

**1.2 Temperatura zraka** je stopnja segretosti zraka. Ker je zrak v stalnem gibanju, njegovo kinetično energijo zaznamo kot temperaturo. Merimo jo v stopinjah Kelvina (°K), Celzija (°C) in Fahrenheta (°F). Ledišče vode je izraženo pri 0° C kar je enako 273,2° K (absolutna ničla) ali 32° F. Temperaturni interval med lediščem in vreliščem, je pri celzijevi skali razdeljen na 100°, medtem ko jih ima fahrenheitova 180°. Z višino temperatura pada in sicer do višine 10 000 m na vsakih 1000 m za 6,5° C. Temperaturo lahko izračunamo po naslednjem obrazcu:

$$T_H = t_0 - 6,5 \cdot H \text{ [}^\circ\text{C]}$$

T<sub>H</sub> = iskana temperatura na višini »H«,

t<sub>0</sub> = temperatura zraka v °C na višini »X«,

6,5 = srednji temperaturni gradient,

H = višina v km.

Fahrenheit je v anglosaških deželah običajna merska enota za merjenje temperature. Zato so vsi letalski instrumenti, ki podajajo toplotno stanje, v tej merski enoti. Za hitro preračunavanje lahko uporabljamo naslednji enačbi:

$$^{\circ}\text{F} = \frac{9}{5} (^{\circ}\text{C} + 32)$$

$$^{\circ}\text{C} = \frac{5}{9} (^{\circ}\text{F} - 32)$$

**1.3 Gostota zraka** je masa zraka v enoti volumna in je odvisna od temperature in tlaka. S padanjem temperature gostota raste in obratno, medtem ko se s padanjem tlaka tudi gostota zraka zmanjšuje, s povečanjem pa raste. Gostoto zraka izračunamo:

$\rho$  = gostota zraka,  
 $m$  = masa zraka,  
 $V$  = volumen zraka,  
 $G$  = teža zraka,  
 $g$  = težnostno pospešek  $9,81 \text{ m/s}^2$

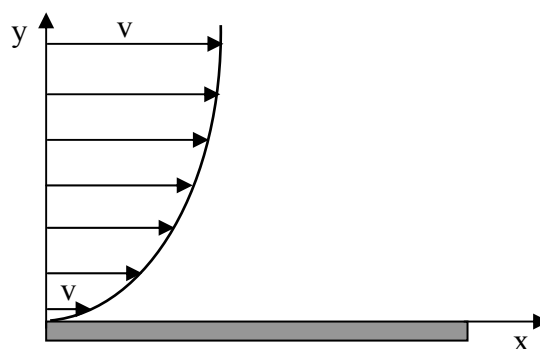
$$\rho = \frac{m}{V} = \frac{G/g}{V} = \frac{G}{g \cdot V} \quad [\text{kg} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4]$$

Enota za gostoto je  $\text{kg/m}^3$ . Na višini nič v mednarodni standardni atmosferi je gostota zraka  $1,225 \text{ kg/m}^3$ .

**1.4 Vlažnost zraka** delimo na absolutno, ki predstavlja količini vode v  $1 \text{ m}^3$  zraka in relativno za katero je značilen odnos med stvarno količino vodne pare in količino vodne pare, ki bi jo lahko zrak sprejel pri določeni temperaturi. Relativna vlažnost se izraža v procentih. V suhem zraku je 0%, medtem ko je v nasičenem zraku 100%. Količina vlage, ki jo zrak lahko sprejme je odvisna od njegove temperature.

**1.5 Viskoznost zraka** je sposobnost zraka da se prilepi na površino telesa, kar pa povzroča določen upor pri medsebojnem drsenju. Je merilo za upor trenja, ki nastane zaradi relativnega gibanja v samem zraku in se večja ali manjša odvisno od spremembe hitrosti.

Slika 1 nazorno prikazuje spremembo hitrosti pri obtekanju zraka okoli ravne plošče. Ob sami plošči je hitrost enaka ničli, bolj ko pa se razdalja večja, večja je hitrost in bo na določeni razdalji enaka hitrosti samega obtekanja.



Slika 1: Sprememba hitrosti obtekanja

Rezultat vsega tega je formiranje mejne plasti, ki pa si jo bomo bolj podrobno ogledali v poglavju telo v zračnem toku.

Mednarodna standardna atmosfera omogoča, da se vrednosti pri raziskavah preračunajo na vnaprej določene pogoje. S tem se doseže primerljivost podatkov. Ti pogoji odgovarjajo srednjim vrednostim, ki vladajo na štirideseti paraleli severne geografske širine:

- H = nadmorska višina (0 metrov),
- $p_0 = 760$  mm živosrebrnega stolpca,
- $t = 15^\circ\text{C}$ ,
- $T = 273,16 + 15 = 288,16^\circ\text{K}$ ,
- $\gamma = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ,
- $\rho = 0,125 \text{ kg s}^2/\text{m}^4$ .

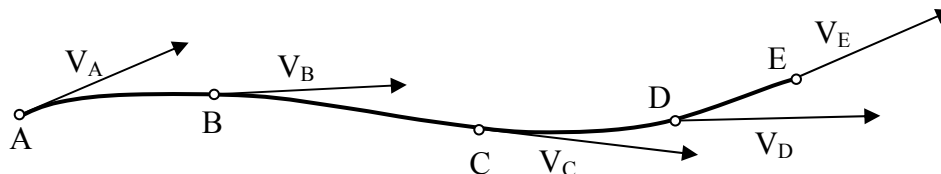
## 1.6 Mednarodna standardna atmosfera (MSA)

Tabela

Višina H m	Temperatura		Tlak p mm Hg st.	Gostota $\rho$ $\text{kg s}^2/\text{m}^4$	Relativna gostota $\delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$	Spec.teža $\gamma$ $\text{kg/m}^3$	Hitrost zvoka c m/s
	t $^\circ\text{C}$	T $^\circ\text{K}$					
1	2	3	4	5	6	7	8
0	15,00	288,16	760,00	0,1249	1,000	1,2250	340,3
500	11,75	284,91	716,01	0,1190	0,953	1,1673	338,4
1000	8,50	281,66	674,11	0,1134	0,907	1,1116	336,4
1500	5,25	278,41	634,22	0,1079	0,864	1,0581	334,5
2000	2,00	275,16	596,26	0,1026	0,822	1,0065	332,5
2500	-1,25	271,91	560,16	0,0975	0,781	0,9568	330,6
3000	-1,50	268,66	525,86	0,0927	0,742	0,9091	328,6
3500	-7,75	265,41	493,27	0,0880	0,705	0,8632	326,6
4000	-11,00	262,16	462,34	0,0835	0,669	0,8191	324,6
4500	-14,25	258,91	433,00	0,0792	0,634	0,7768	322,6
5000	-17,50	255,66	405,18	0,0750	0,601	0,7361	320,5
5500	-20,75	252,41	378,83	0,0710	0,569	0,6971	318,5
6000	-24,00	249,16	353,89	0,0672	0,538	0,6597	316,4
6500	-27,25	245,91	330,29	0,0636	0,509	0,6238	314,4
7000	-30,50	242,66	307,98	0,0601	0,481	0,5895	312,3
7500	-33,75	239,41	286,91	0,0567	0,454	0,5566	310,2
8000	-37,00	236,16	267,02	0,0535	0,429	0,5252	308,1
8500	-40,25	232,91	248,26	0,0504	0,404	0,4951	305,9
9000	-43,50	229,50	230,59	0,0475	0,381	0,4663	303,8
9500	-46,75	226,41	213,94	0,0447	0,358	0,4389	301,6
10000	-50,00	223,16	198,29	0,0420	0,337	0,4127	299,4

## 2. Osnovni zakoni aerodinamike

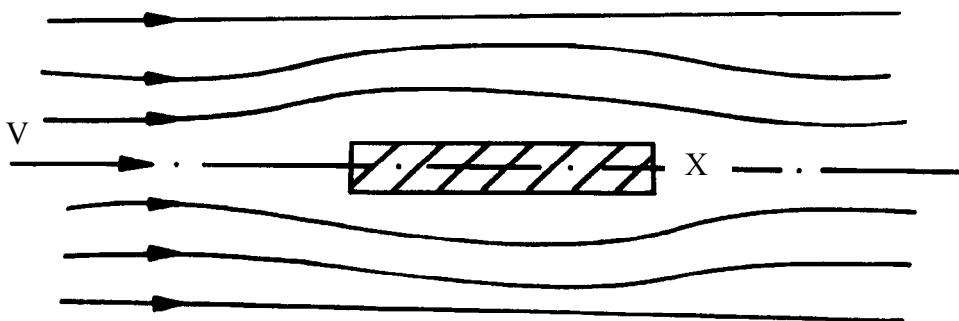
**2.1 Tokovnica je krivulja**, za katero velja, da je hitrost v vsaki točki, ki leži na tokovnici, usmerjena v smeri tangente na tokovnico. Praktično to pomeni, da skozi tokovnico ne more biti nobenega pretoka zraka.



Slika 2: Tokovnica

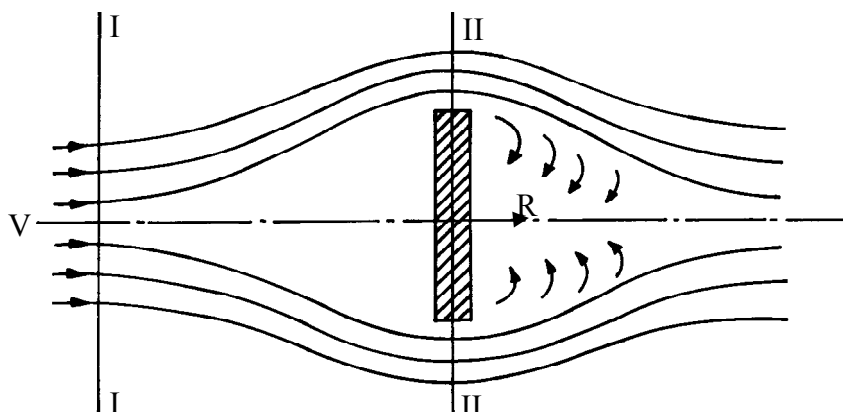
## 2.2 Ravna plošča v zračnem toku

V našem primeru je ravna plošča postavljena vzporedno s zračnim tokom in ker je plošča tanka, je tlak po površini plošče enak tlaku v okolici in se ne spreminja. Tlačnega upora ni, pojavi pa se upor zaradi trenja, ki je posledica formiranja mejne plasti na obeh straneh plošče.



Slika 3. Ravna plošča v zračnem toku

Če ravno ploščo postavimo pravokotno na zračni tok, lahko opazimo, da se na čelni površini zrak praktično ustavi in da imamo skoraj po celi površini največji možni tlak. Na robovih plošče se tok odtrga in zvrtniči. Nastane podtlak. Tlačni upor predstavlja razliko tlakov na sprednji in zadnji strani plošče in je tako velik, da je v primerjavi z njim upor zaradi trenja zanemarljivo majhen.

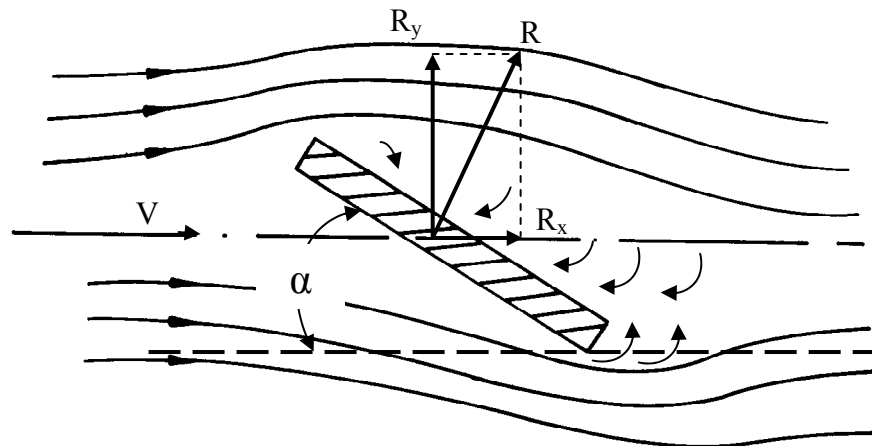


Slika 4: Ravna plošča postavljena pravokotno na zračni tok

Ko ravno ploščo postavimo pod določeni kot  $\alpha$  opazimo, da so se tokovnice razdelile na dva neenaka dela. Hitrost obtekanja zraka nad ploščo je večja od tiste pod njo. Pod ploščo zato nastane nadtlak in nad njo podtlak. Pojavi se sila  $R$ , ki deluje poševno na smer toka in jo imenujemo rezultirajoča aerodinamična sila. Ta se



razdeli na dve komponenti: komponento v smeri toka predstavlja upor X in komponento vzgona Y, ki je pravokotna na smer toka.



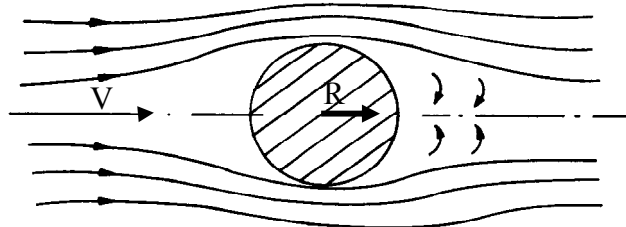
Slika 5: Pojav aerodinamične sile

Aerodinamično silo izračunamo z obrazcem:

$$R = C_r \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \quad [\text{kg}]$$

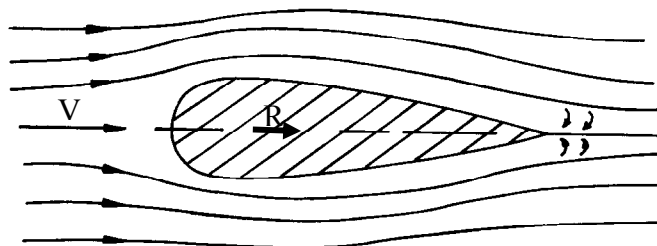
### 2.3 Krogla v zračnem toku

Vrtinčenje zraka za kroglo je mnogo manjše od ravne plošče, zato pri enaki projekcijski površini, gostoti in hitrosti zraka, proizvaja dosti manjšo aerodinamično silo.



Slika 6: Krogla v zračnem toku

Najmanj zračnih vrtincev in s tem tudi upora ima kapljasto telo. Posledica tega je, da so vsi zunanji deli zrakoplovov kapljasto oblikovani, ker se s tem zmanjšuje velikost aerodinamične sile.









Slika 7: Kapljasto telo v zračnem toku

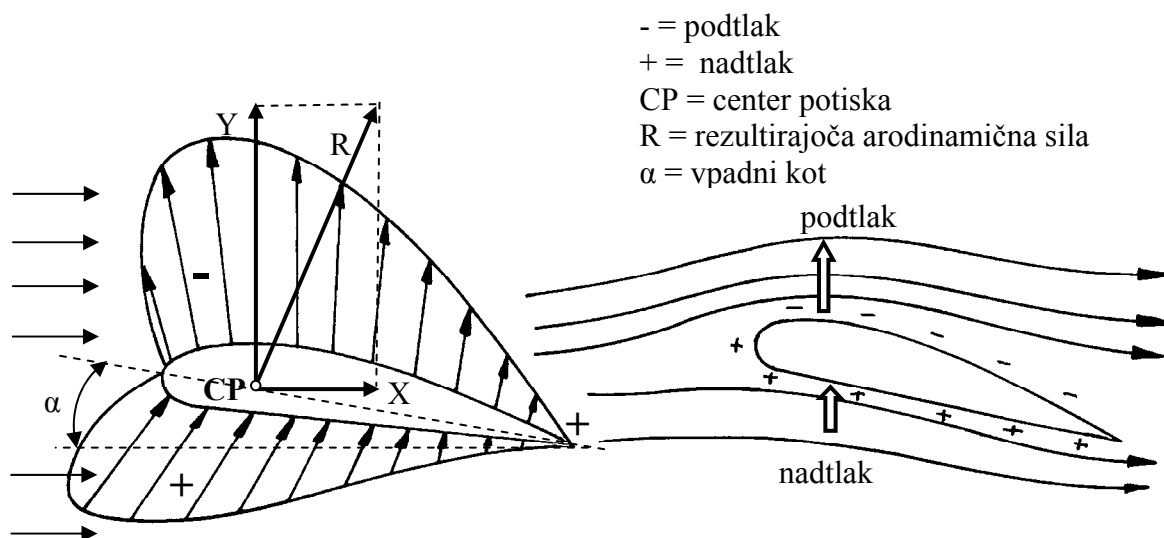
Upor telesa je odvisen od dinamičnega tlaka, karakteristične površine in brezdimenzijskega količnika upora. Karakteristično površino dobimo, če telo prerežemo z ravnino, ki je pravokotna na smer zračnega toka. Količnik upora izračunamo:

$$C_x = \frac{2 \cdot X}{\rho \cdot V^2 \cdot S_k}$$

$X$  = upor telesa,  
 $\rho$  = gostota zraka,  
 $V$  = hitrost zraka,  
 $S_k$  = karakteristična površina

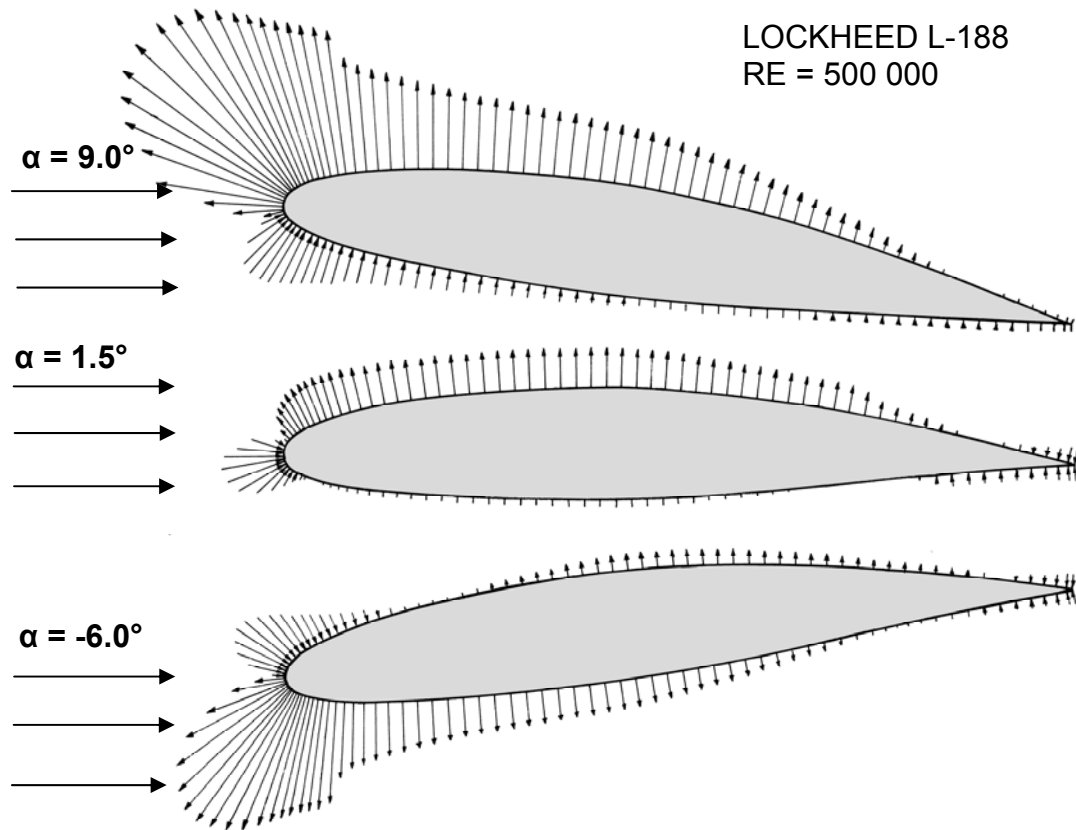
Smer zračnega toka →	Oblika telesa	$C_x$
	Ravna plošča	1,28
	Odprta votla krogla	1,32
	Valj	0,65
	Odprta votla polkrogla	0,34
	Krogla	0,25
	Kapljičasto telo	0,045

## 2.4 Profil krila v zračnem toku



Slika 8: Profil krila v zračnem toku

Višji tlak kot je atmosferski tlak imamo po celi dolžini spodnje konture profila in zadnjim delom zgornje, medtem ko se podtlak pojavlja na zgornji konturi. Sila, ki jo povzročajo tlaki na celotni konturi profila, se imenuje rezultirajoča aerodinamična sila in prijemlje v točki z imenom center potiska. Tlaki in hitrosti se spreminjajo z vpadnim kotom  $\alpha$ . Vpadni kot  $\alpha$  je kot med smerjo zračnega toka in tetivo profila.



Slika 9: Razporeditev tlaka po profilu

Vzgon je odvisen od dinamičnega tlaka, tlorisne površine krila in brezdimenzijskega vzgonskega količnika  $C_y$ . Vzgonski količnik in količnik upora se z meritvami določita za različne vpadne kote. Rezultate meritev se da prikazati tudi na diagramih, izmerjeni podatki pa veljajo samo za neko določeno Reynolsovo število.

V matematični obliki se vzgon napiše podobno kot upor:

$$Y = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_k \cdot C_y$$

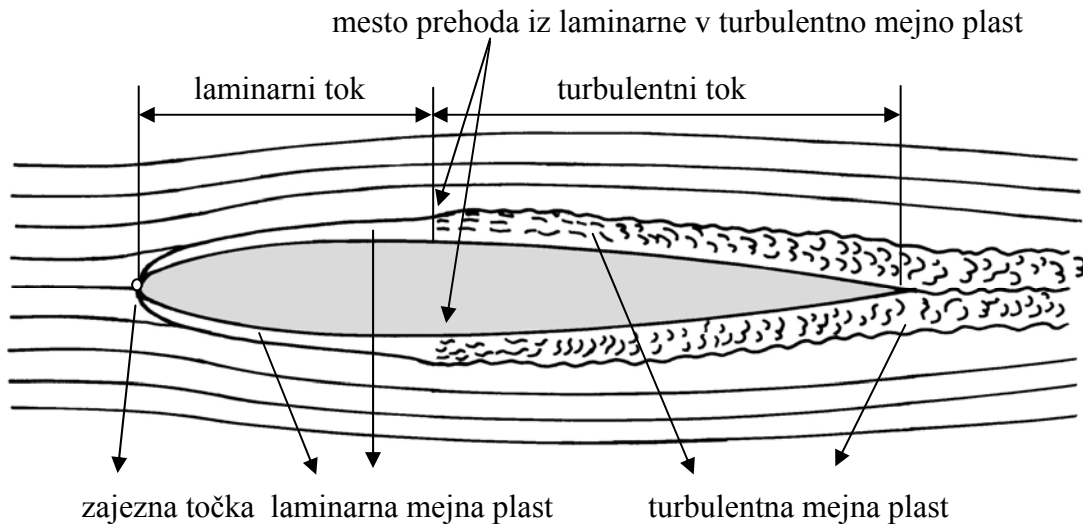
Vzgonski količnik izračunamo po naslednji formuli:

$$C_y = \frac{2 \cdot Y}{\rho \cdot V^2 \cdot S_k}$$

## 2.5 Laminarni in turbulentni tok zraka

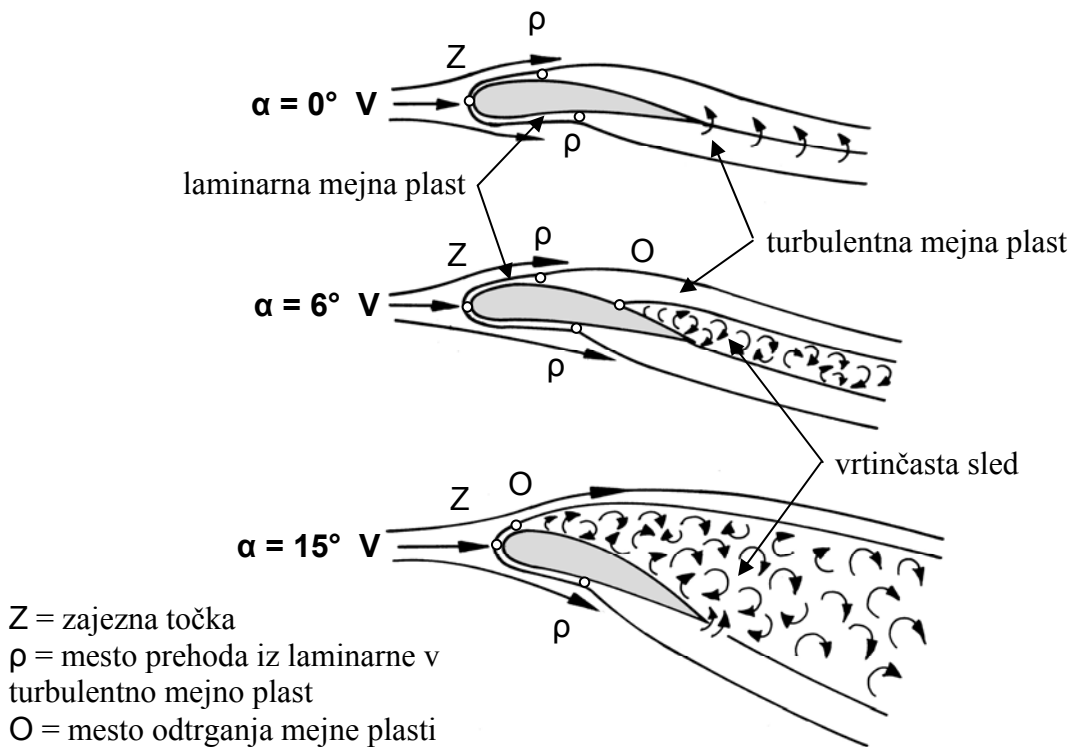
V mejni plast nastane upor zaradi trenja. Slika 9 prikazuje razvoj mejne plasti ob krilu. Na skrajnem sprednjem delu krila, kjer je hitrost zraka nič, imamo zaježno točko. Tu

je debelina mejne plasti ena nič. V zajezni točki se zračni tok razdeli na zgornji in spodnji tok okoli konture krila. Debelina mejne plasti se z oddaljenostjo od zajezne točke veča. Na točki, kjer debelina mejne plasti hitreje narašča, nastane prehod iz laminarne v turbulentno mejno plast. Na nesimetričnih profilih krila se ta prehod na spodnji konturi zgodi bolj zadaj.



Slika 10: Prehod iz laminarne v turbulentno mejno plast

Vpadni kot spreminja porazdelitev hitrosti in tlaka vzdolž konture. Kako to poteka z večanjem vpadnega kota, se lepo vidi na sliki 11.



Slika 11: Vpliv vpadnega kota na mejno plast