

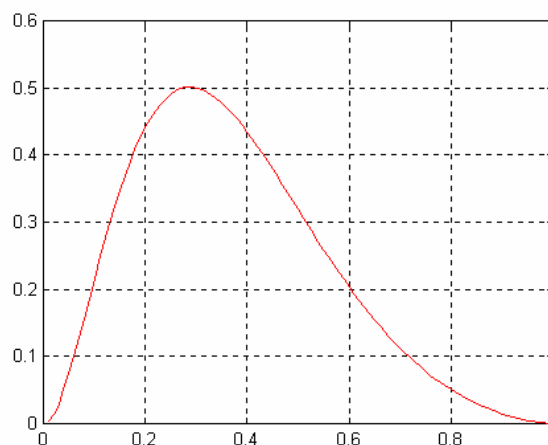
15 PRILOZI

15.1 Maksimalni uzgon krila

Ovaj postupak procjene maksimalnog koeficijenta uzgona krila $C_{L,max}$ i napadnog kuta α_{max} prema [18], razlikuje se za krila male vitkosti od postupka procjene za krila velike vitkosti. Granica malih i velikih vitkosti krila A_B ovisi o Machovu broju kao i o obliku krila.

$$A_B = \frac{3\sqrt{|1 - Ma^2|}}{[C_1(\lambda) + 1] \cos \Lambda_{LE}} \quad 15.1$$

λ je suženje krila, odnos vršne prema korijenskoj tetivi krila, a Λ_{LE} je strijela prednjeg napadnog ruba krila. Eksperimentalna funkcija $C_1(\lambda)$ prikazana je na slici 15-1



Slika 15-1. Funkcija $C_1(\lambda)$

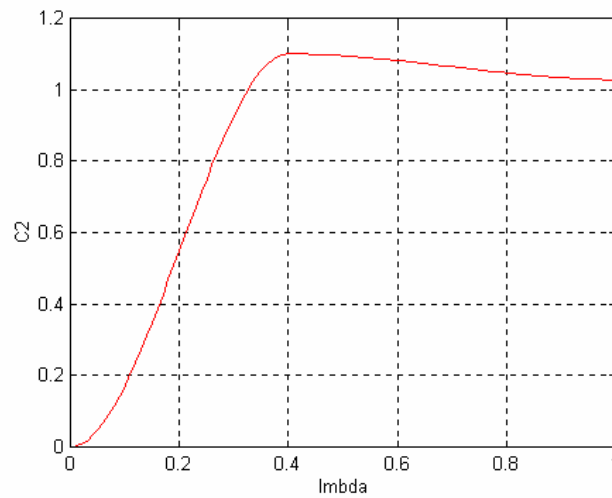
Ako je krilo male vitkosti, tj. ako je $A < A_B$, onda je

$$\begin{aligned} C_{L,max} &= f_L(A', \Delta_y) + \Delta f_L(A'', Ma) \\ \alpha_{max} &= f_\alpha(A') + \Delta f_\alpha(A'', Ma) \end{aligned} \quad 15.2$$

Uz već objašnjeni parametar Δ_y , koji predstavlja utjecaj oblika prednjeg ruba na maksimalni koeficijent uzgona, pojavljuju se još dva parametra:

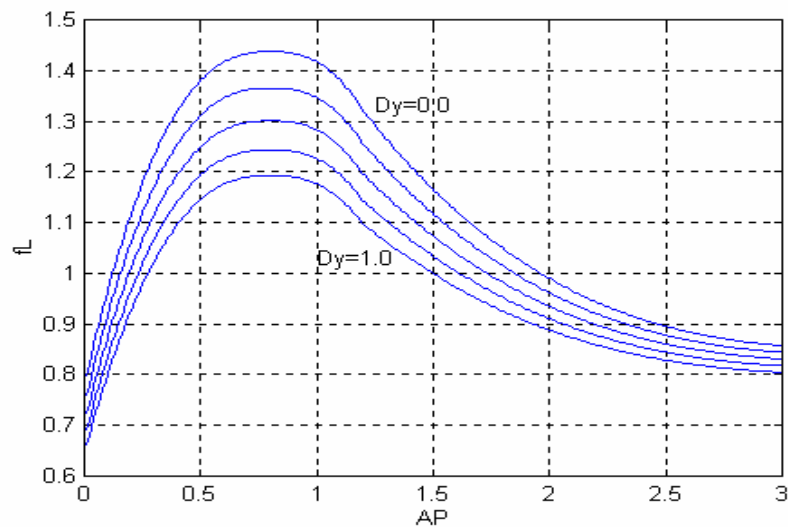
$$\begin{aligned} A' &= (C_1 + 1) \frac{A \cos \Lambda_{LE}}{\sqrt{|1 - Ma^2|}} \\ A'' &= (C_2 + 1) A \tan \Lambda_{LE} \end{aligned} \quad 15.3$$

U ovim parametrima pojavljuje se još jedna funkcija od suženja krila $C_2(\lambda)$. Ona je prikazana na slici 15-2.



Slika 15-2. Funkcija $C_2(\lambda)$

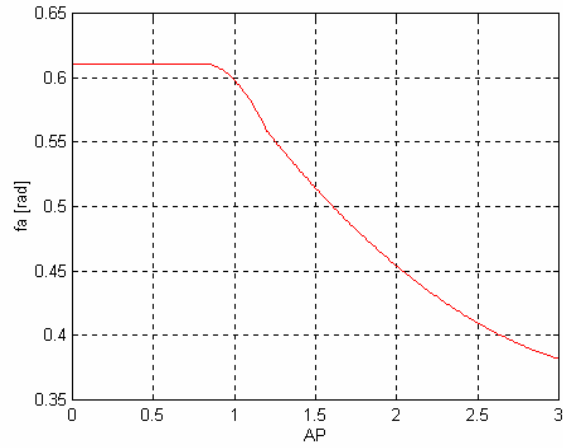
Eksperimentalne funkcije f_L i f_α ovisno o ovim parametrima prikazane su na slikama 15-3 i 15-4. Na tim dijagramima je Δ_y označeno s D_y .



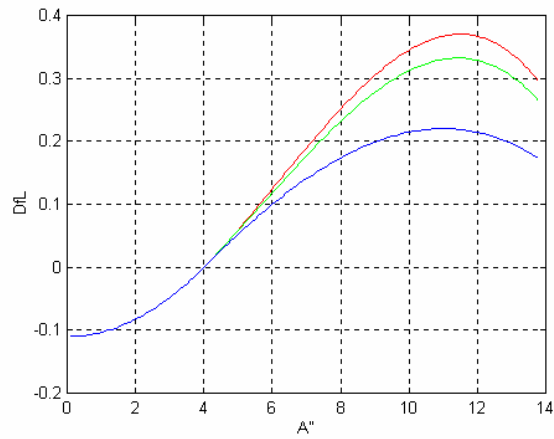
Slika 15-3. Funkcija $f_L(A', \Delta_y)$

Funkcije Δf_L i Δf_α dane su dijagramima na slikama 15-5 i 15-6.

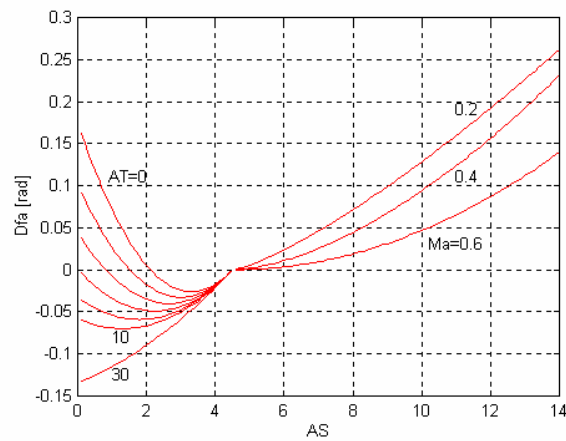
Za krila velike vitkosti, a to su krila koja imaju $A > A_B$, koeficijent maksimalnog uzgona krila $C_{L_{\max}}$ za $0.2 \leq Ma \leq 0.6$ zbroj je dvaju dijelova :



Slika 15-4. Funkcija $f_\alpha(A')$

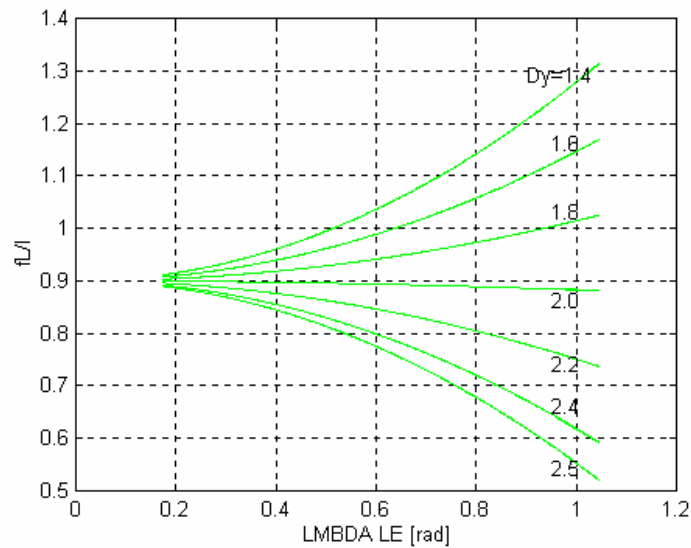


Slika 15-5. Funkcija $\Delta f_L(A'', Ma)$

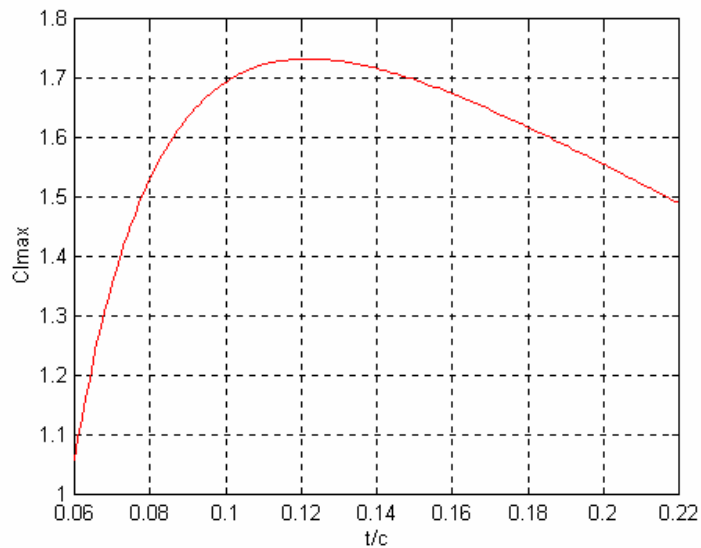


Slika 15-6. Funkcija $\Delta f_\alpha(A'', Ma)$

$$C_{L \max} = f_{L/\ell} C_{\ell \max} + \Delta C_{L \max}$$



Slika 15-7. Funkcija $f_{L/\ell} = f_{L/\ell}(\Lambda_{LE}, \Delta_y)$

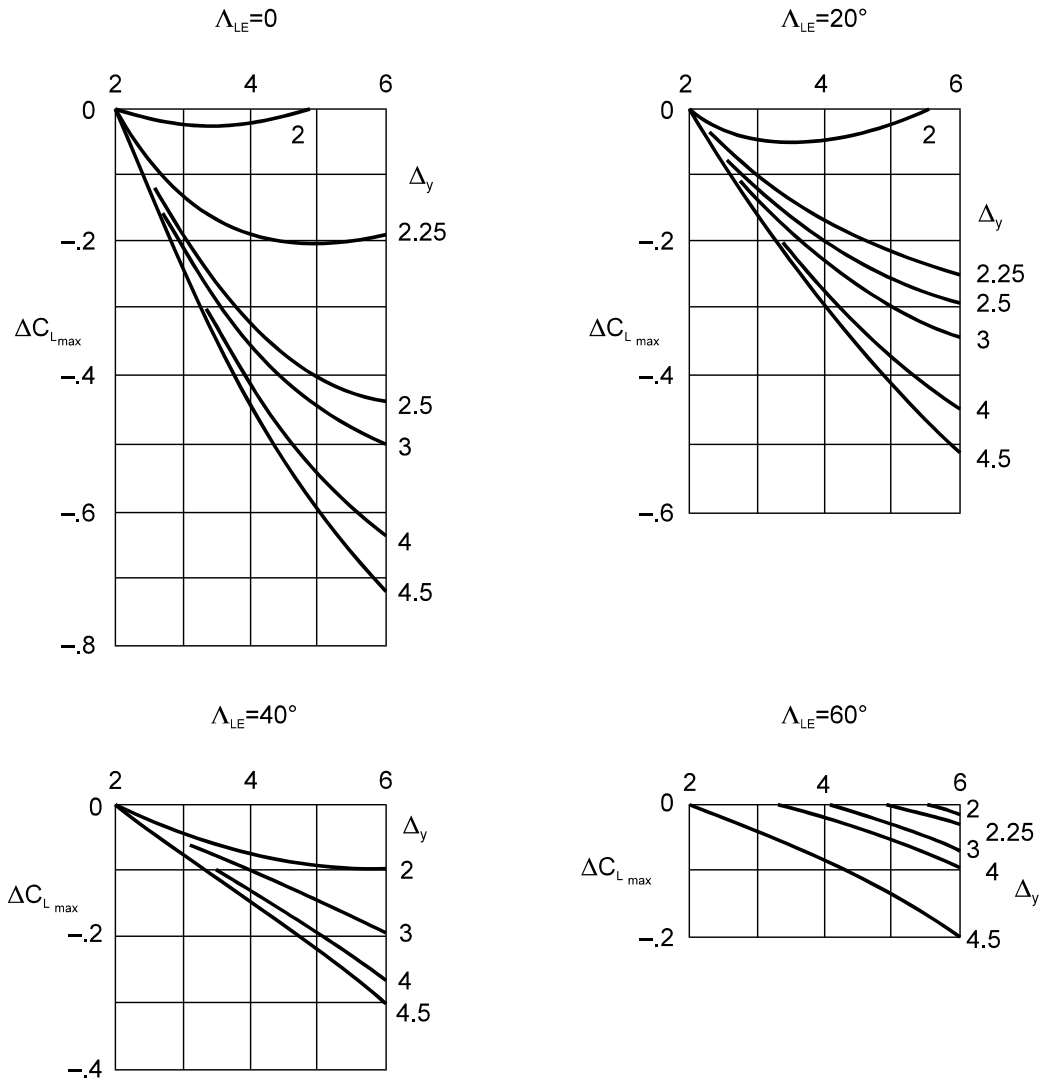


Slika 15-8. Maksimalni koeficijent uzgona profila $C_{\ell \max}$ u ovisnosti o relativnoj debljini t/c

- Prvi dio $f_{L/\ell} C_{\ell \max}$, koeficijent maksimalnog uzgona krila pri $Ma = 0.2$ proporcionalan je maksimalnom uzgonu profila krila. Koeficijent proporcionalnosti $f_{L/\ell}$ ovisi o strijeli napadnog ruba Λ_{LE} i o parametru Δ_y . Ta ovisnost prikazana je na dijagramu slike 15-7, a

koeficijent maksimalnog uzgona profila $C_{\ell_{\max}}$ koji ovisi o relativnoj debljini t/c prikazan je na slici 15-8.

- Drugi dio $\Delta C_{L_{\max}}$ predstavlja korekciju maksimalnog uzgona krila za $\Delta M = Ma - 0.2$. Ta korekcija je negativna. Osim ΔMa ta korekcija ovisi o strijeli napadnog ruba Λ_{LE} i o parametru Δy . Ta ovisnost $\Delta C_{L_{\max}}(\Delta Ma, \Delta y, \Lambda_{LE})$ prikazana je na slici 15-9.



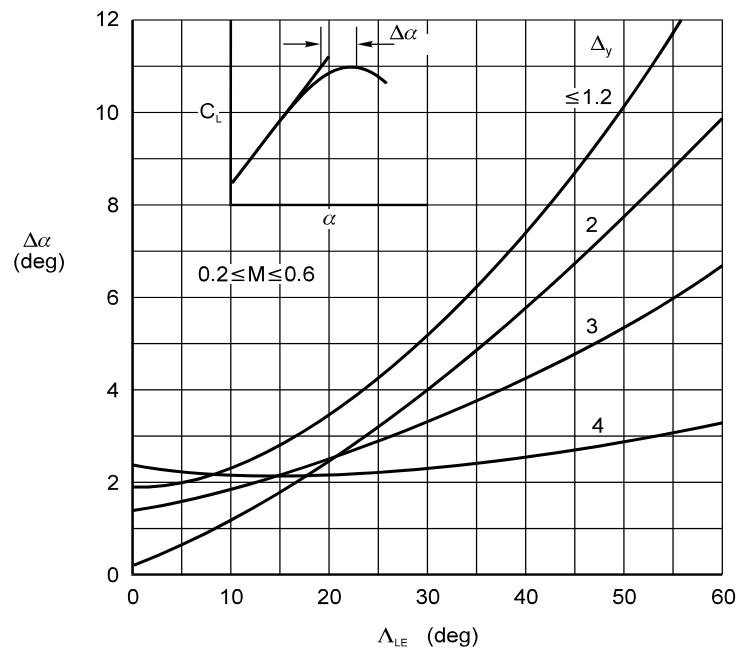
Slika 15-9.

Koeficijenti maksimalnog uzgona krila $C_{L_{\max}}$ i napadnog kuta α_{\max} , osim o vrijednosti Δy , ovise i o obliku krila (vitkosti krila A , suženja krila λ , strijele napadnog ruba krila Λ_{LE}), o

relativnoj debljini krila i o Machovu broju Ma . Napadni kut pri kome krilo ostvaruje maksimalni uzgon je zbroj tri dijela:

$$\alpha_{\max} = \alpha_{OL} + \frac{C_{L\max}}{C_{L\alpha}} + \Delta\alpha_{\max} \quad 15.5$$

Prva dva člana predstavljaju linearni dio. Prvi je aerodinamička značajka krila i ako krilo nije uvijeno, treći je prirast pri kojemu se dostiže maksimalni uzgon. Na slici 15-10 prikazan je dijagram pomoću kojega određujemo $\Delta\alpha_{\max}$ u ovisnosti o strijelji napadnog ruba Δ_{LE} i o parametru Δ_y .



Slika 15-10

15.2 Atmosfera

15.2.1 Opće o atmosferi

Prema kemijskom sastavu Zemljinu atmosferu čine: dušik (70 %), kisik (21 %), vodena para ($\cong 3$ %), vodik, ugljik i u veoma malim količinama plemeniti plinovi. Teško je reći dokle se doseže atmosfera, jer gustoća zraka pada s visinom i na kraju je tako mala da se ne može reći od koje visine više nema zraka. Obično se uzima da atmosfera prestaje na visinama od 2000 do 3000 km.

Cjelokupni Zemljin atmosferski omotač zemlje dijelimo na dva dijela:

- homosferu, koju čine tri sloja troposfera, stratosfera i mezosfera. Temeljna značajka homosfere je molekularno stanje plinova. Gornja granica homosfere je na 90 km visine.

- heterosferu, koju čine termosfera i egzosfera. U heterosferi počinju disocijacije molekula plinova pod utjecajem kozmičkih zraka, tj. molekule su razbijene na atome.

Između ovih slojeva postoje prijelazni slojevi od nekoliko stotina metara. Ti prijelazni slojevi imaju imena složena od imena prethodnoga sloja i nastavka "pauza". Tako je primjerice iznad troposfere tropopauza, a iznad stratosfere je stratopauza itd.

Od svih tih slojeva zapravo nas zanima samo troposfera i iznimno i stratosfera. Troposfera nije iste visine na svim geografskim širinama. Na našoj geografskoj širini ona doseže visinu oko 11 km, a u blizini ekvatora i do 16 Km. Ta visina se također mijenja i s godišnjom dobi; ljeti se povećava, a zimi smanjuje. U troposferi se nalazi oko 75 % ukupne mase atmosfere i osnovni dio vodene pare. Bitno obilježje troposfere jest smanjenje temperature ovisno o visini. Zimi i ljeti, poslije vedrih hladnih noći, mogu nastupiti inverzije temperature, kad temperatura u početku raste s visinom, a onda od neke visine počinje opadati. U troposferi mogu nastupiti značajna horizontalna, a rijetko i vertikalna strujanja zračne mase, koja nazivamo vjetrovima. Horizontalni vjetrovi nastaju zbog razlike tlaka na raznim mjestima Zemljine površine, dok su vertikalni vjetrovi posljedice prevelikih razlika temperature ovisno s visini.

Stratosfera, sljedeći sloj, ima donju granicu na 11 km i gornju na približno 50 km. Taj sloj ima konstantnu temperaturu do približno 30 Km. Od te visine do gornje granice sloja temperatura raste. Promjena temperaturnog gradijenta između troposfere i stratosfere zbiva se u uzanom međusloju od nekoliko stotina metara koji nazivamo tropopauza. U tom međusloju javljaju se velika pomicanja zračne mase od zapada prema istoku brzine i do 110 m/s.

Voda u obliku vodene pare nalazi se u atmosferi kao jedna od njenih sastavnica smeše. Nazivamo je vlaga i mjerimo je obično u postocima (najviše do 4 %). Vlaga naglo opada s visinom. Najveći dio cjelokupne vlage nalazi se u donjem graničnom sloju atmosfere. Konkretno, 60 % od ukupne vodene pare na sjevernoj polusferi je do 2 km visine, a 99 % do 10 km. To znači da vlagu postoji zapravo samo u troposferi.

15.2.2 Ubrzanje Zemljine teže

Zemljina površina ima oblik geoida. U mehanici leta taj se oblik obično zamjenjuje sfernim oblikom. U standardu ISO 5878 dani su polumjeri geoida r u zavisnosti od geografske širine φ . Kada se Zemljin geoid zamijeni sa sferom, onda se uzima polumjer

$$R = 6357 \text{ km} . \quad 15.1$$

Atmosferu izučavamo u odnosu na zemlju. Zato je sila koja djeluje na element mase dm na visini h od razine mora i na geografskoj širini φ , vektorski zbroj gravitacijske sile i sile tromosti uslijed rotacije Zemlje. Gravitacijska sila koja djeluje na elementarnu masu, ako je Zemlja smatramo sfernim oblikom polumjera R , bit će:

$$\frac{\gamma M}{R^2} \frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2} dm \quad 15.2$$

i ona je u pravcu od središta mase dm do središta zemlje, sa smjerom od središta mase dm prema središtu Zemlje.

Sila tromosti posljedica je koordinatnog sustava vezanog za Zemlju u odnosu na koji promatramo atmosferu. Po pravcu okomita je na osu zemlje, po smjeru od Zemljine osi, a njen je intenzitet

$$\Omega^2 (R + h) \cos \varphi \, dm$$

Rezultantu tih dviju sila nazivamo sila Zemljane teže. Jasno je da ubrzanje rezultante tih sila ne prolazi kroz središte Zemljinog geoida, a intenzitet tog ubrzanja složena je funkcija od φ i h . Tu funkciju s dovoljnom točnošću za geografske širine oko 45° zamjenjujemo jednadžbom:

$$g(\varphi, h) = \frac{g_N f(\varphi)}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2}, \quad 15.3$$

gdje je

$$g_N = 9.80616 \quad 15.4$$

$$f(\varphi) = (1 - 0.0026372 \cos 2\varphi + 0.0000059 \cos^2 2\varphi) \quad 15.5$$

Drugim riječima, za visinu mora ($h=0$) ubrzanje sile Zemljine teže je $g_N f(\varphi)$, a za geografsku širinu $\varphi = 45^\circ$, ubrzanje je $g_N = 9.80616 \text{ m/s}^2$. Za područja bliže ekvatoru ili polovima Zemlje treba pogledati standard ISO 5878. Radi lakšega izučavanja promjena tlaka u atmosferi, uvodi se geopotencijalna visina. Po definiciji geopotencijalne visine H bit će

$$g_N dH = g(h, \varphi) dh$$

Kako je

$$g(\varphi, h) = \frac{g_N f(\varphi)}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2},$$

bit će diferencijal geopotencijalne visine

$$g_N dH = \frac{g_N f(\varphi)}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2} dh.$$

Ako je ishodište geopotencijalne visine isto kao i ishodište realne visine (razina mora) postoji veza između realne i geopotencijalne visine:

$$H = \frac{f(\varphi)}{1 + \frac{h}{R}} h \quad 15.6$$

i

$$h = \frac{H}{f(\varphi) - \frac{H}{R}} \quad 15.7$$

15.2.3 Značajke vlažnog zraka

U mehanici leta potrebne su nam temeljne fizičke značajke zraka - gustoća, brzina zvuka u zraku, temperatura, tlak i vjetar. Sve te značajke zraka izučavaju na razini Međunarodne meteorološke organizacije. Za mjerenje atmosfere postoji niz meteoroloških stanica koje su postavljene na raznim mjestima Zemljine površine. Ispitivanja se obavljaju pomoću složenih meteoroloških uređaja kojima su opremljeni sondažni baloni, specijalni zrakoplovi, sondažne rakete te sateliti. Rezultati mjerenja se prikupljaju s raznih strana svijeta, obrađuju i objavljuju u obliku međunarodnih meteoroloških standarda

Navest ćemo bitne značajke tih ispitivanja koja nas posebno zanimaju u mehanici leta

Zrak je smijesa: dušika, kisika, vodika, ugljičnogdioksida, vodene pare i plemenitih plinova. Isključimo li problem onečišćenja zraka u gradovima i industrijskim središtima, svi sastojci zraka, osim vodene pare (pa i ugljinogdioksida i sumporovodika), u stalnom su međusobnom omjeru i čine suhi zrak. Ta činjenica da je suhi zrak uvijek istoga sastava omogućava nam da ga smatramo kao jednu sastavnicu vlažnog zraka, a druga je vodena para. Utvrđeno je da se suhi zrak ponaša kao idealni plin čija je plinska konstanta

$$R = 287.053 J / (K^0 kg). \quad 15.8$$

Odnos J/kg ima dimenziju brzine na kvadrat, te možemo također napisati da je dimenzija plinske konstante $J/(K^0 kg) = [m^2/(s^2 \cdot K)]$. Zato u anglosaksonskim jedinicama plinska konstanta ima dimenziju brzine na kvadrat po stupnju temperature:

$$R = 1716 ft^2 / (s^2 \cdot R) \quad 15.9$$

Isto tako i vodena para se može promatrati kao idealni plin čija je plinska konstanta

$$R_v = \frac{8}{5} R. \quad 15.10$$

U zraku oko nas pomiješani su suhi zrak i vodena para. Taj omjer vodene pare prema suhom zraku je vrlo promjenljiv. Zato vlažan zrak promatramo kao smjesu koja je okarakterizirana omjerom vlage prema suhom zraku.

Na vlažan zrak možemo primijeniti d'Alambertov zakon o parcijalnim tlakovima. Neka je na temperaturi T u volumenu V smjesa plinova $m_a + m_v$ (m_a je masa suhog zraka, a m_v masa vodene pare). Totalnim tlakom nazivamo tlak p na kome se nalazi smjesa u volumenu V i na temperaturi T . Ako je masa jedne komponente plinske smjese sama u toj istom volumenu smjese i na toj istoj temperaturi smjese T , onda će ona biti na parcijalnom tlaku. Po d'Alambertovu zakonu, zbroj parcijalnih tlakova jednak je ukupnom tlaku. S p_a označimo parcijalni tlak suhog zraka, a s e' parcijalni tlak vodene pare:

$$p = p_a + e'$$

Jednadžbe stanja komponenata suhog zraka i vodene pare kao idealnih plinova uzete u istom volumenu V i na istoj temperaturi T , kao i smjesa $m_a + m_v$, jesu

$$p_a V = m_a R T$$

$$e' V = m_v R_v T$$

Budući da je $R_v = \frac{8}{5} R$ druga jednadžba može se transformirati u oblik

$$\frac{5}{8} e' V = m_v R T .$$

Zbrajanjem prve i druge transformirane jednadžbe te imaju na umu da je

$$p_a = p - e'$$

$$\rho = \frac{m_a + m_v}{V},$$

dobivamo

$$\rho = \frac{p}{\frac{R}{1 - \frac{3e'}{8p}} T}. \quad 15.11$$

Iz ove jednadžbe zaključujemo da, vlažan zrak možemo promatrati kao idealan plin

$$\rho = \frac{p}{R_s T} \quad 15.12$$

samo što vlažan zrak ima plinsku konstantu R_s koja ovisi o odnosu parcijalnog tlaka vodene pare prema totalnom tlaku smjese e'/p :

$$R_s = \frac{R}{1 - \frac{3e'}{8p}} \quad 15.13$$

To znači da i brzinu zvuka možemo odrediti pomoću jednadžbe za idealne plinove samo što treba uvest plinsku konstantu vlažnog zraka

$$a = \sqrt{kR_s T}; \quad 15.14$$

k je odnos specifične topline pri konstantnom tlaku i konstantnom volumenu:

$$k = c_p / c_v = 1.4 \quad 15.15$$

Gustoća ili specifična masa zraka ρ kao i brzina zvuka a veličine su koje nam trebaju u dinamici leta. One se ne mjere, već računaju na osnovi izmjerenih vrijednosti u atmosferi: temperature T , totalnog tlaka p i relativne vlažnosti e'/p . Izmjerenu temperaturu T pomoću izmjerene relativne vlažnosti e'/p pretvorit ćemo u fiktivnu temperaturu τ i s njom ćemo računati tražene vrijednosti koristeći plinsku konstantu suhoga zraka

Za vlažan zrak kaže se da je zasićen pri danoj temperaturi i tlaku ako u zraku ima toliko vlage da voda ne može više isparavati na toj temperaturi i pri tom tlaku, tj. vodena para u vlažnom zraku i voda su u relativnoj ravnoteži. U intervalu od -20^0 do $+30^0$ C možemo koristiti empirijsku formulu za parcijalni tlak vodene pare u zasićenom vlažnom zraku izražen u milibarima ($10^{-5} Pa$).

$$e'_w = 6.107 \exp\left(\frac{AT - B}{T - C}\right), \quad 15.16$$

gdje su

T	<273	>273
A	21.87	17.27
B	5972.	4714.
C	7.50	35.7

Dobiveni broj Pa parcijalnog tlaka vlage u zasićenom zraku možemo preračunati u anglosaksonske jedinice koristeći relaciju $3386 Pa = 1 in.Hg$. U meteorološkoj praksi, najčešće se koristi relativna vlažnost U koja predstavlja postotak parcijalnog tlaka vodene pare e' u odnosu na e'_w parcijalni tlak vlage u zasićenom vlažnom zraku (pri istoj temperaturi i tlaku vlažnoga zraka):

$$U = 100 \frac{e'}{e'_w} \quad 15.17$$

15.2.4 Vertikalna ravnoteža

Ovisnost tlaka o visini zasniva se na hipotezi o vertikalnoj ravnoteži atmosfere. Prema toj hipotezi, težina horizontalnog sloja zraka elementarne debljine dh i proizvoljne površine A uravnotežava se razlikom sila tlaka s donje Ap i gornje strane $A(p + dp)$ na istu površinu A .

$$g\rho A dh = Ap - A(p + dp)$$

ili

$$dp = -g\rho dh.$$

U ovoj jednadžbi promjenljiva je s visinom ne samo gustoća zraka ρ već i ubrzanje sile Zemljišne teže g . Zato uvodimo na mjesto realne visine h geopotencijalnu visinu H . Prema definiciji o geopotencijalnoj visini, $gdh = g_N dH$, te je diferencijalna promjena tlaka obzirom na geopotencijalnu visinu

$$dp = -g_N \rho dH.$$

Uzima se da je $g_N = 9.80665 m/s^2$ ili u anglosaksonskim jedinicama $g_N = 32.174 ft/s^2$.

Gustoću možemo izraziti pomoću jednadžbe stanja vlažnog zraka

$$\rho = \frac{p}{R_s T},$$

u kojoj je

$$R_s = \frac{R}{1 - \frac{3 e'}{8 p}}.$$

Oznaka R_s treba nas podsjetiti na to da je riječ o plinskoj konstanti smjese koju čini suhi zrak i vodena para, a e'/p odnos parcijalnog tlaka vlage prema totalnom tlaku vlažnog zraka. Tako dobivamo promjenu tlaka ovisno o visini:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_n}{R_s T} dH \quad 15.18$$

Integracijom od visine H_0 na kojoj je tlak p_0 do visine H na kojoj je tlak $p(H)$ dobivamo promjenu tlaka s visinom za poznatu ovisnost temperature o visini:

$$p(H) = p_0 \exp\left(-g_N \int_{H_0}^H \frac{dH}{R_s T(H)}\right) \quad 15.19$$

To znači da možemo odrediti tlak na visini H ako znamo promjenu temperature T s visinom H , ali i vrijednost tlaka p_0 na visini H_0 . Obično uzimamo da je H_0 razina mora od koje mjerimo visinu, te je $H_0 = 0$.

U praksi pri sondaži atmosfere usvaja se hipoteza o vertikalnoj ravnoteži, te se ne mjeri promjena tlaka s visinom, već je računamo na temelju izmjerene temperature na raznim visinama. Zato je i plinska konstanta vlažnog zraka promjenljiva s visinom $R_s(H)$, a kako je poznat tlak pri zemlji p_0 ova jednadžba omogućuje da odredimo tlak u ovisnosti o visini. Još je zanimljivije to što možemo obrnuto mjerenjem temperature, tlaka i relativne vlažnosti pomoću ove jednadžbi dobiti visinu mjerenja.

15.2.5 Standardna atmosfera

Iz svakodnevnoga života znamo da se stanje atmosfere značajno mijenja u ovisnosti o klimatskim uvjetima, godišnjim dobima, visini pa i tijekom jednog dana. Budući da aerodinamičke karakteristike letjelica bitno ovise o gustoći zraka i brzini zvuka, proračuni se u dinamici leta izvode za standardne (normalne) meteorološke uvjete. Ti standardni meteorološki uvjeti odgovaraju srednjim vrijednostima mjerenja u duljim razdobljima i na raznim mjernim mjestima. Oni čine tzv. standardnu, normalnu ili referentnu atmosferu.

Utjecaj odstupanja meteoroloških uvjeta od normalnih veličina na let izučava se u teoriji poremećaja. Međunarodna organizacija za standardizaciju usvojila je tipične atmosfere u ovisnosti o geografskoj širini (ISO 5878). Te tipične atmosfere obuhvaćaju zakonitost promjene najvažnijih parametara do visine 80 km. One se uzimaju u obzir pri proračunu performansi i projektiranju letjelica, pri obradi geofizičkih i meteoroloških podataka, za prikazivanje rezultata ispitivanja letjelica pod istim uvjetima. U tipičnoj atmosferi određena je promjena parametara atmosfere ovisno o visini. Međunarodna organizacija za standardizaciju propisala je standardnom atmosferom tipičnu atmosferu koja vrijedi za geografsku širinu $\varphi = 45^\circ$.

U standardnoj atmosferi zadane su promjene temperature T sa visinom H . U **troposferi**, od 0 do 11 km, u ISO standardima tj. za temperaturu u Kelvinovim stupnjevima $[^\circ K]$ i za visinu u metrima $[m]$:

$$T = T_{0N} + \beta H = 288.15 - 0.0065 \cdot H, \quad 15.20$$

a u anglosaksonskim jedinicama kad je temperatura u Reaumurovim stupnjevima $[^\circ R]$ i visina i u stopama $[ft]$,

$$T = 519 - 0.00035745 \cdot H \quad 15.21$$

U toj standardnoj atmosferi nema vlage i vlada vertikalna ravnoteža. U tim uvjetima u **troposferi** (do visine 11 km), rješenjem integrala koji daje vertikalna ravnoteža, dobivamo zakon promjene tlaka s visinom:

$$p = p_{0N} \left(1 + \frac{\beta}{T_{0N}} H \right)^{-\frac{g_0}{R\beta}} \quad 15.22$$

- u ISO jedinicama (tlak u $[Pa]$ i visina u $[m]$)

$$p = 101325 \cdot \left(1 - 0.02256 \frac{H}{1000} \right)^{5.256}, \quad 15.23$$

- a u anglosaksonskim jedinicama (visina u $[ft]$)

$$p = p_0 \cdot \left(1 - 0.00688 \frac{H}{1000} \right)^{5.256}. \quad 15.24$$

gdje je $p_0 = 29.92[in.Hg] = 2116.2[lb/ft^2]$.

U **stratosferi** (od 11 Km visine do 20 Km), temperatura je konstantna

$$T = 216.6 \text{ } ^0K = 390.0 \text{ } ^0R, \quad 15.25$$

te integracijom dobivamo diferencijalne jednadžbe vertikalne ravnoteže od donje granice stratosfere do bilo koje visine u stratosferi:

$$p = p_{H_0} \exp\left(-g_N \int_{H_0}^H \frac{dH}{RT(H)}\right) = p_{H_0} \exp\left(-g_N \frac{H - H_0}{R \cdot T_{H_0}}\right) \quad 15.26$$

- u ISO sustavu (visina u metrima, a tlak u paskalima)

$$p = 22632 \cdot \exp\left(-0.1577 \frac{H - 11000}{1000}\right), \quad 15.27$$

- ili u anglosaksonskim jedinicama (visina u [ft])

$$p = p_{36089} \cdot \exp\left(-0.04806 \frac{H - 36089}{1000}\right). \quad 15.28$$

a tlak se može mjeriti u $[lb/ft^2]$ ili u $[in.Hg]$. U prvom slučaju je tlak između troposfere i stratosfere $p_{36089} = 472.7 [lb/ft^2]$, a u drugom $p_{36089} = 6.684 [in.Hg]$.

Gustoća zraka i brzina zvuka ovisno o visini izračunavaju se za standardnu atmosferu po jednadžbama:

- u ISO jedinicama (gustoća u $[Kg/m^3]$, tlak u $[Pa]$, temperatura u $[^0K]$) imaju oblik:

$$\rho_N = 0.003484 \cdot \frac{P_N}{T_N} \quad 15.29$$

$$a_N = 20.05 \cdot \sqrt{T_N}$$

Na razini mora te jednadžbe daju:

$$\rho_{N0} = 1.225 \text{ kg}/m^3 \quad 15.30$$

$$a_{N0} = 340.3 \text{ m}/s$$

- u anglosaksonskim jedinicama (gustoća u $[slug/ft^3] = [lb \cdot s^2/ft^4]$, tlak u $[lb/ft^2]$, temperatura u $[^0R]$) te jednadžbe imaju oblik

$$\rho_N = 5.826 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{P_N}{T_N} \quad 15.31$$

$$a_N = 49.02 \cdot \sqrt{T_N},$$

što na razini mora daje:

$$\rho_{N0} = 2.3769 \text{ slug}/ft^3 \quad 15.32$$

$$a_{N0} = 1116.4 \text{ ft}/s$$

Na mnogim zrakoplovima instrument za mjerenje tlaka ima skalu u [in.Hg]. Pri tome treba imati na umu da je $29.92[in.Hg] = 2116.2[lb/ft^2] = 101325 Pa$

Konačno, u normalnim uvjetima postoji veza između tlaka i temperature koju dobivamo eliminiramo visinu iz jednadžbi za promjenu tlaka i temperature. U troposferi je promjena tlaka s obzirom na visinu dana jednadžbom

$$p = p_0 \left(1 + \frac{\beta}{T_0} H \right)^{-\frac{g_n}{R\beta}},$$

a temperature

$$T = T_0 + \beta \cdot H.$$

Eliminacijom visine dobivamo jednadžbu po kojoj svakom tlaku odgovara određena temperatura.

$$T = T_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{R\beta}{g_n}} \quad 15.33$$

U sustavu ISO jedinica ta jednadžba ima oblik

$$T = 288.15 \cdot \left(\frac{p}{101325} \right)^{0.1903} \quad 15.34$$

15.3 STANDARDNA ATMOSFERA ISO 2533

H	T	p	ρ	a	v
[m]	[K]	[N/m ²]	[Kg/m ³]	[m/s]	[m ² /s]
0	288.1	101325.	1.2250	340.3	0.146E-4
200	286.9	98946.	1.2017	339.5	0.148E-4
400	285.6	96612.	1.1787	338.8	0.151E-4
600	284.3	94323.	1.1560	338.0	0.153E-4
800	283.0	92078.	1.1337	337.2	0.156E-4
1000	281.7	89877.	1.1117	336.4	0.158E-4
1200	280.4	87719.	1.0900	335.7	0.161E-4
1400	279.1	85603.	1.0687	334.9	0.163E-4
1600	277.8	83528.	1.0476	334.1	0.166E-4
1800	276.5	81495.	1.0269	333.3	0.169E-4
2000	275.2	79502.	1.0066	332.5	0.171E-4
2200	273.9	77549.	0.9865	331.7	0.174E-4
2400	272.6	75635.	0.9667	331.0	0.177E-4
2600	271.3	73760.	0.9473	330.2	0.180E-4
2800	270.0	71923.	0.9281	329.4	0.183E-4
3000	268.7	70122.	0.9093	328.6	0.186E-4
3200	267.4	68359.	0.8907	327.8	0.189E-4
3400	266.1	66632.	0.8724	327.0	0.193E-4
3600	264.8	64940.	0.8545	326.2	0.196E-4
3800	263.5	63284.	0.8368	325.4	0.199E-4
4000	262.2	61662.	0.8194	324.6	0.203E-4
4200	260.9	60074.	0.8022	323.8	0.206E-4
4400	259.6	58519.	0.7854	323.0	0.210E-4
4600	258.3	56997.	0.7688	322.2	0.214E-4
4800	257.0	55508.	0.7525	321.4	0.217E-4
5000	255.7	54050.	0.7365	320.5	0.221E-4
5200	254.4	52623.	0.7207	319.7	0.225E-4
5400	253.1	51228.	0.7052	318.9	0.229E-4
5600	251.8	49862.	0.6899	318.1	0.233E-4
5800	250.5	48526.	0.6749	317.3	0.237E-4
6000	249.2	47219.	0.6601	316.5	0.242E-4

H [m]	T [K]	p [N/m ²]	ρ [Kg/m ³]	a [m/s]	γ [m ² /s]
6000	249.2	47219.	0.6601	316.5	0.242E-4
6200	247.9	45941.	0.6456	315.6	0.246E-4
6400	246.6	44692.	0.6314	314.8	0.250E-4
6600	245.3	43470.	0.6174	314.0	0.255E-4
6800	244.0	42275.	0.6036	313.1	0.260E-4
7000	242.7	41107.	0.5900	312.3	0.265E-4
7200	241.4	39966.	0.5767	311.5	0.270E-4
7400	240.1	38850.	0.5637	310.6	0.275E-4
7600	238.8	37760.	0.5508	309.8	0.280E-4
7800	237.5	36694.	0.5382	308.9	0.285E-4
8000	236.2	35653.	0.5258	308.1	0.290E-4
8200	234.9	34637.	0.5136	307.3	0.296E-4
8400	233.6	33644.	0.5017	306.4	0.302E-4
8600	232.3	32674.	0.4899	305.6	0.307E-4
8800	231.0	31727.	0.4784	304.7	0.313E-4
9000	229.7	30803.	0.4671	303.8	0.320E-4
9200	228.4	29900.	0.4560	303.0	0.326E-4
9400	227.1	29019.	0.4451	302.1	0.332E-4
9600	225.8	28159.	0.4344	301.3	0.339E-4
9800	224.5	27320.	0.4239	300.4	0.346E-4
10000	223.3	26502.	0.4135	299.5	0.352E-4
10200	222.0	25703.	0.4034	298.7	0.360E-4
10400	220.7	24924.	0.3935	297.8	0.367E-4
10600	219.4	24165.	0.3838	296.9	0.374E-4
10800	218.1	23424.	0.3742	296.0	0.382E-4
11000	216.8	22702.	0.3648	295.2	0.390E-4
11200	216.6	21998.	0.3537	295.1	0.402E-4
11400	216.6	21317.	0.3428	295.1	0.415E-4
11600	216.6	20658.	0.3322	295.1	0.428E-4
11800	216.6	20019.	0.3219	295.1	0.442E-4
12000	216.6	19400.	0.3119	295.1	0.456E-4
12200	216.6	18800.	0.3023	295.1	0.470E-4
12400	216.6	18218.	0.2929	295.1	0.485E-4
12600	216.6	17655.	0.2839	295.1	0.501E-4
12800	216.6	17109.	0.2751	295.1	0.517E-4
13000	216.6	16580.	0.2666	295.1	0.533E-4

H [m]	T [K]	p [N/m ²]	ρ [Kg/m ³]	a [m/s]	γ [m ² /s]
13000	216.6	16580.	0.2666	295.1	0.533E-4
13200	216.6	16067.	0.2584	295.1	0.550E-4
13400	216.6	15570.	0.2504	295.1	0.568E-4
13600	216.6	15089.	0.2426	295.1	0.586E-4
13800	216.6	14623.	0.2351	295.1	0.605E-4
14000	216.6	14171.	0.2279	295.1	0.624E-4
14200	216.6	13733.	0.2208	295.1	0.644E-4
14400	216.6	13308.	0.2140	295.1	0.664E-4
14600	216.6	12897.	0.2074	295.1	0.686E-4
14800	216.6	12498.	0.2010	295.1	0.707E-4
15000	216.6	12112.	0.1948	295.1	0.730E-4
15200	216.6	11738.	0.1887	295.1	0.753E-4
15400	216.6	11375.	0.1829	295.1	0.777E-4
15600	216.6	11024.	0.1773	295.1	0.802E-4
15800	216.6	10683.	0.1718	295.1	0.828E-4
16000	216.6	10353.	0.1665	295.1	0.854E-4
16200	216.6	10033.	0.1613	295.1	0.881E-4
16400	216.6	9723.	0.1564	295.1	0.909E-4
16600	216.6	9423.	0.1515	295.1	0.938E-4
16800	216.6	9132.	0.1468	295.1	0.968E-4
17000	216.6	8850.	0.1423	295.1	0.999E-4
17200	216.6	8577.	0.1379	295.1	0.103E-3
17400	216.6	8312.	0.1337	295.1	0.106E-3
17600	216.6	8055.	0.1295	295.1	0.110E-3
17800	216.6	7807.	0.1255	295.1	0.113E-3
18000	216.6	7566.	0.1217	295.1	0.117E-3
18200	216.6	7332.	0.1179	295.1	0.121E-3
18400	216.6	7106.	0.1143	295.1	0.124E-3
18600	216.6	6886.	0.1107	295.1	0.128E-3
18800	216.6	6674.	0.1073	295.1	0.132E-3
19000	216.6	6468.	0.1040	295.1	0.137E-3
19200	216.6	6268.	0.1008	295.1	0.141E-3
19400	216.6	6075.	0.0977	295.1	0.146E-3
19600	216.6	5887.	0.0947	295.1	0.150E-3
19800	216.6	5706.	0.0917	295.1	0.155E-3
20000	216.6	5530.	0.0889	295.1	0.160E-3

15.4 PERFORMANSE KLIPNOG MOTORA

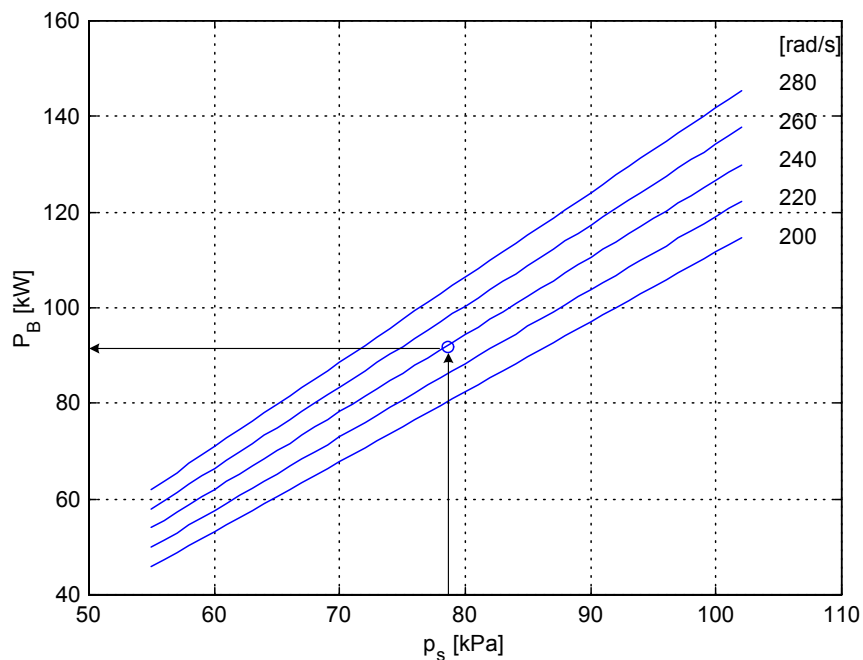
15.4.1 Snaga klipnog motora

Proizvođači motora na temelju ispitivanja motora daju dva dijagrama prema kojima se može odrediti snaga motora ovisno o parametrima:

- kutna brzina motora ω u $[rad/s]$, a u AS sustavu (anglosaksonske jedinice) RPM u broju okretaja u minuti (revolutions per minute),
- tlak punjenja p_s u $[Pa]$, a u AS jedinicama označava se sa MAP (manifold absolute pressure) i mjeri se $in.Hg$ (*inch of Hg*) ili u psi (pounds per square inch),
- tlak i temperatura okolnog zraka (vidi prilog B) i
- aerodinamička brzina letjelice V u $[m/s]$, a u AS u miljama po satu mph (miles per hour).

Ta snaga se određuje pomoću dva dijagrama kao na slikama 15-11 i 15-12.

15.4.2 Prvi dijagram, snaga P_B



Slika 15-11 Prvi dijagram snage motora LYCOMING O-360-A (180 HP)

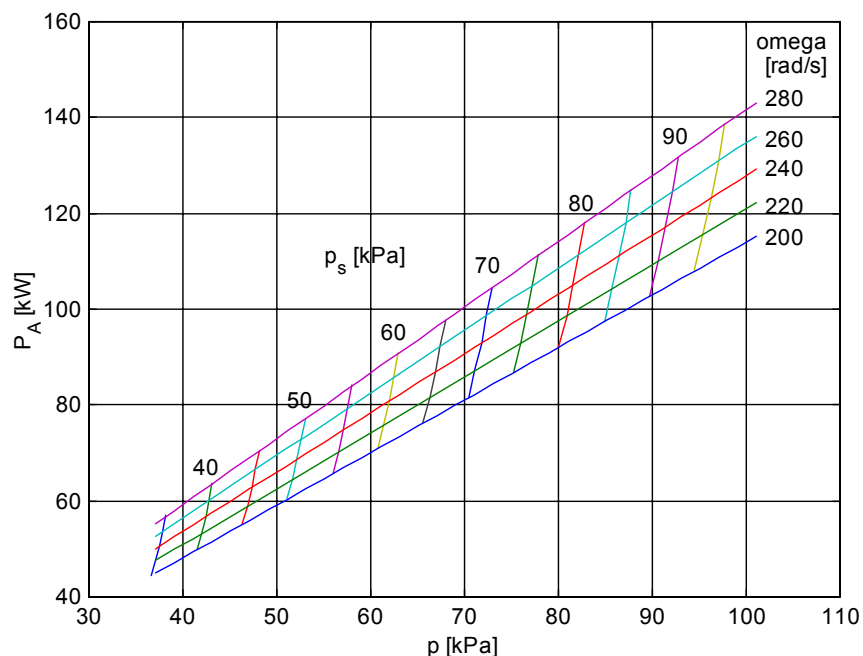
Prvi dijagram je familija krivulja $P_B = f(\omega, p_s)$ dobivena na temelju ispitivanja motora na probnom stolu. Taj dijagram, u statičkim uvjetima (aerodinamička brzina jednaka je nuli), daje snagu P_B ovisno o tlaku punjenja p_s a za razne kutne brzine ω motora, kada je temperatura i tlak okolnog zraka u normalnim uvjetima na razini mora. Na apscisi nalazi se tlak punjenja p_s . To je tlak smjese zraka i goriva odmah iza zaklopke rasplinjača. Na ordinati je snaga motora P_B . Svaka krivulja je za jednu određenu kutnu brzinu motora ω .

15.4.3 Drugi dijagram, snaga P_A

Na drugom dijagramu su dvije familije krivulja

$$P_A = f(p, \omega)$$

$$P_A = f(p, p_s)$$



Slika 15-12 Drugi dijagram motora LYCOMING O-360-A (180 HP)

Objee familije krivulja daju snagu motora P_A ovisno o promjeni tlaka okolnog zraka p , ali za temperaturu koja odgovara tom tlaku u normalnim uvjetima. Iz priloga C znamo da je ta temperatura

$$T = T_{0N} \left(\frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{R\beta}{g_n}} = 288.15 \cdot \left(\frac{p}{101325} \right)^{0.1903} .$$

Krivulje prve familije $P_A = f(p, \omega)$ daju snagu za određenu kutnu brzinu motora ω , a krivulje druge familije daju istu snagu $P_A = f(p, p_S)$ za određeni tlak punjenja p_S . Analizom ovog drugog dijagrama vidimo da na određenom tlaku okolnog zraka p , malo se mijenja p_S u normalnom radnom intervalu motora (od ω_{\min} do ω_{\max}). Kada opada tlak okolnog zraka, motor radi na sve manjem i manjem p_S , i snaga motora pada te ako je mali tlak okolnog zraka, bit će mala i raspoloživa snaga motora.

Na osi x ovog drugog dijagrama često se nanosi visina umjesto tlaka, koja odgovara u normalnim uvjetima tom tlaku okolnog zraka. Ta visina vezana je za okolni tlak jednadžbom normalne atmosfere (vidi prilog B). U tom slučaju ove dvije familije krivulja imaju visinu kao neovisnu varijablu:

$$P_A = f(H, \omega)$$

$$P_A = f(H, p_S)$$

Takvi dijagrami obično se sreću u literaturi (npr. [14], [26] i dr.) Treba još reći kada umjesto tlaka okolnog zraka na os x nanesimo odgovarajuću visinu onda se dijagram 15-12 okrene (desna strana postane lijeva i obratno), jer kad raste visina, tlak pada.

15.4.4 Grafička metoda određivanja snage P_D

Snaga motora, u okolnom zraku koji ima temperaturu T_D i tlak p_D , za određene vrijednosti parametara ω i p_S može se odrediti pomoću ova dva prikazana dijagrama. Postupak određivanja snage je slijedeći

- 1) Na prvom dijagramu, na odgovarajućoj krivulji za zadani broj okretaja motora ω , očita se snaga P_B ovisno o tlaku punjenja p_S .
- 2) Na drugom dijagramu ucrtta se točka A u presjeku krivulje za zadani tlak punjenja p_S i krivulje za zadanu kutnu brzinu motora ω . Odredi se ordinata P_A i apscisa p_A te točke. To je snaga koju bi motor razvio u okolnom zraku koji ima taj tlak i njemu odgovarajuću temperaturu u normalnim uvjetima.
- 3) Ucrtta se na tom istom dijagramu točka C koja ima apscisu jednaku normalnom tlaku na razini mora p_{0N} , a ordinatu jednaku dobivenoj snazi prema prvom dijagramu P_B . Ta točka predstavlja snagu motora za zadani tlak punjenja p_S i zadanu kutnu brzinu motora

ω , ali u zraku koji ima i tlak koji odgovara razini mora i odgovarajuću temperaturu u normalnim uvjetima..

- 4) Spoje se točke C i A. Ako prihvatimo pretpostavku da je snaga motora, za zadani tlak punjenja p_s i zadanu kutnu brzinu motora ω , linearno ovisna o tlaku okolnog zraka (i na odgovarajućoj temperaturi u normalnim uvjetima), onda je to pravac CA.
- 5) Na tom pravcu CA odredimo točku D koja ima apscisu jednaku zadanom tlaku okolnog zraka p_D .
- 6) Ordinata točke D predstavlja snagu motora za zadane radne parametre motora p_s i ω u okolnom zraku koji ima zadani tlak p_D i temperaturi koja odgovara tom tlaku u normalnim uvjetima T_N , a ne odgovara zadanoj temperaturi okolnog zraka T_D :

$$T_N = 288.15 \cdot \left(\frac{p_D}{101325} \right)^{0.1903}$$

- 7) Da bismo konačno dobili traženu snagu na zadanoj temperaturi, pretpostavit ćemo da je snaga obrnuto proporcionalna kvadratnom korijenu iz temperature okolnog zraka. Zato se očitana snaga u točki D množi sa $\sqrt{T_N/T_D}$.

15.4.5 Primjer

Da bismo prikazali originalnu primjenu dijagrama, u ovom ćemo se primjeru služiti anslosaksonskim jedinicama. Temperatura okolnog zraka je $T_D = 269 \text{ }^0K$, a tlak je $p_D = 95 \text{ kPa}$. Kutna brzina elise je $\omega_{elise} = 240 \text{ rad/s}$, a tlak punjenja je $p_s = 78.5 \text{ kPa}$. Treba grafički odrediti raspoloživu snagu motora čije su performanse dane dijagramom na slici G-1 i G-2.

- 1) Na prvom dijagramu nacrtana je točka B koja predstavlja raspoloživu snagu na razini mora. Ona se nalazi na krivulji $\omega = 240$ za vrijednost apscise $p_s = 78.5 \text{ kPa}$:

$$P_B = 91 \text{ kW}$$

- 2) točka A određena je na drugom dijagramu u presjeku krivulja $\omega = 240 \text{ rad/s}$ i $p_s = 78.5 \text{ kPa}$:

$$P_A = 103 \text{ kW}$$

$$p_A = 80 \text{ kPa}$$

Na tom tlaku temperatura u normalnim uvjetima ima vrijednost:

$$T_A = 288.15 \cdot \left(\frac{P_A}{101325} \right)^{0.1903} = 288.15 \cdot \left(\frac{80.0}{101325} \right)^{0.1903} = 275.5 \text{ } ^\circ K$$

U normalnim uvjetima atmosfere taj tlak i ta temperatura vladaju na visini $H = 1950 \text{ m}$.

Drugim riječima, za zadane p_s i ω , pri tlaku okolnog zraka 80 kPa i temperaturi $275.5 \text{ } ^\circ K$, snaga je 103 kW .

3) U crtamo točku C u drugi dijagram. Apscisa te točke je $p_{0N} = 101.3 \text{ kPa}$, a ordinata je $P_B = 91 \text{ kW}$.

4) Od A do C snaga opada od vrijednosti $P_A = 103 \text{ kW}$ do $P_B = 91 \text{ kW}$, zbog porasta tlaka i temperature okolnog zraka od $p_A = 80 \text{ kPa}$ i $T_A = 275.5 \text{ } ^\circ K$ do $p_{0N} = 101.3 \text{ kPa}$, i $T_{0N} = 288.2 \text{ } ^\circ K$. Zato pravac AC predstavlja promjenu snage ovisno o tlaku i odgovarajućoj temperaturi okolnoga zraka, pri zadanim parametrima p_s i ω .

5) Na pravcu AC odredimo točku D u kojoj je zadani tlak okolnog zraka $p_D = 95.0 \text{ kPa}$ i odgovarajuća temperatura

$$T_N = 288.15 \cdot \left(\frac{p_D}{101325} \right)^{0.1903} = 288.15 \cdot \left(\frac{95.0}{101.325} \right)^{0.1903} = 284.6 \text{ } ^\circ K.$$

6) Ordinata te točke predstavlja snagu motora za zadani p_s i ω u okolnom zraku koji ima tlak p_D i njemu odgovarajuću temperaturu T_N :

$$P'_D = 95 \text{ kW}$$

7) Tu snagu trebamo još svesti na zadanu temperaturu:

$$P_D = P'_D \cdot \sqrt{\frac{T_N}{T_D}} = 95 \cdot \sqrt{\frac{284.6}{269}} = 98 \text{ kW}$$

15.4.6 Analitička metoda određivanja snage P_D

Prema lit. [22], dana je metoda kojom se mogu ova dva dijagrama motora pretvoriti u jednadžbe. Tako su u lit. [26], za motor LYCOMING O-360-A (180 HP) dane jednadžbe u AS jedinicama:

$$BHPB = -42.8 + 3.08 \cdot MAP + 0.00186 \cdot RPM \cdot MAP - 0.0018 \cdot RPM$$

$$BHPA = 4.3 + 1.37 \cdot MAP + 0.0018 \cdot RPM \cdot MAP + 0.003 \cdot RPM$$

U tim jednadžbama je kutna brzina motora RPM izražena brojem okretaja u minuti, tlak punjenja MAP izražen je u palcima živinoga stupca $in.Hg$, a snaga BPH (*brake power hors*) u konjskim snagama. Te jednadžbe možemo transformirati u sustav ISO jedinica. U ISO sustavu jedinica koristit ćemo oznake P_B, P_A u vatima, tlak punjenja p_S u Pa , a za kutnu brzinu motora ω u rad/s :

$$\frac{P_B}{745.7} = -42.8 + 3.08 \cdot \frac{p_S}{3386} + 0.00186 \cdot 9.5493 \omega \cdot \frac{p_S}{3386} - 0.0018 \cdot 9.5493 \omega$$

i

$$\frac{P_A}{745.7} = 4.3 + 1.37 \cdot \frac{p_S}{3386} + 0.0018 \cdot 9.5493 \omega \cdot \frac{p_S}{3386} + 0.003 \cdot 9.5493 \omega$$

Sređivanjem dobivamo tražene jednadžbe u ISO sustavu jedinica:

$$P_B = -31916 + 0.6783 \cdot p_S + 0.003912 \cdot p_S \cdot \omega - 12.817 \cdot \omega$$

$$P_A = 3206.5 + 0.3017 \cdot p_S + 0.003785 \cdot p_S \cdot \omega + 21.363 \cdot \omega$$

Prva jednadžba $P_B = f(p_S, \omega)$ omogućuje nam izračunati ordinatu točke C (slika 15-12). Apscisa točke C je normalni tlak na razini mora, jer je cijela jednadžba određena za uvjete na razini mora. Prema tome koordinate točke C na slici 15-12 jesu:

$$p_C = p_{0N}$$

$$P_C = P_B$$

Tako smo odredili radno stanje C, u kome je snaga P_C pri tlaku zraka $p_C = p_{0N}$. Drugo radno stanje koje možemo odrediti jest snaga motora P_A ako je kutna brzina $\omega_{elise} = 240 \text{ rad/s}$ i tlak okolnog zraka p . Da bismo odredili položaj te točke A (slika 15-12), znamo da je ona na pravcu $P_A = f(p, \omega)$ za $\omega_{elise} = 240 \text{ rad/s}$. Jednadžba familije pravaca na slici 15-11 ima oblik

$$P_A = 3922 + 1.638 \cdot \omega + 0.0034406 \cdot \omega \cdot p + 0.41009 \cdot p$$

Iz ove jednadžbe možemo odrediti tlak okolnog zraka ako je poznata snaga motora P_A i njegova kutna brzina ω . Taj tlak je apscisa točke A:

$$p_A = \frac{P_A - 3922 - 1.638 \cdot \omega}{0.0034406 \cdot \omega + 0.41009}$$

U točki A imamo snagu motora P_A pri tlaku okolnog zraka p_A i njemu odgovarajućoj temperaturi T_A , a u točki C snagu P_B pri tlaku okolnog zraka p_{0N} i temperaturi T_{0N} . Obje točke daju snagu za zadane parametre p_S i ω . Zato možemo linearno interpolirati između

točaka A i C da bismo odredili snagu P'_D ako je tlak okolnog zraka jednak zadanom tlaku p_D i njemu odgovarajućoj temperaturi T_N :

$$P'_D = P_B + (P_A - P_B) \frac{P_D - P_{0N}}{P_A - P_{0N}}$$

Tako smo dobili snagu P'_D za zadane parametre p_S i ω , u okolnom zraku koji ima zadani tlak p_D , ali kad je temperatura okolnog zraka jednaka temperaturi (vidi prilog B):

$$T_N = 288.15 \cdot \left(\frac{p_D}{101325} \right)^{0.1903}$$

Da bismo konačno dobili snagu pri zadanoj temperaturi T_D , koristimo činjenicu da je snaga obrnuto proporcionalna kvadratnom korijenu iz temperature:

$$P_D = P'_D \sqrt{\frac{T_N}{T_D}}$$

Tako dobivamo snagu P_D za zadane parametre motora p_S i ω , u atmosferi koja ima zadani tlak p_D i zadanu temperaturu T_D zraka.

15.4.7 Primjer

Uradimo isti primjer analitički. Karakteristike su okolnoga zraka:

$$T_D = 269 \text{ } ^\circ K$$

$$p_D = 95 \text{ kPa}$$

Parametri rada motora su

$$\omega = 240 \text{ rad/s}$$

$$p_S = 78.5 \text{ kPa}$$

Treba odrediti analitički istu raspoloživu snagu motora LYCOMING O-360-A (180 HP) kao u prethodnom primjeru:

$$\begin{aligned} P_B &= -31916 + 0.6783 p_S + 0.003912 \omega \cdot p_S - 12.817 \omega \\ &= -31916 + 0.6783 \cdot 78500 + 0.003912 \cdot 240 \cdot 78500 - 12.817 \cdot 240 \\ &= 92.0 \text{ kW} \end{aligned}$$

$$p_B = 101325 \text{ Pa}$$

$$\begin{aligned} P_A &= 3206.5 + 0.3017 p_S + 0.003785 \omega \cdot p_S + 21.363 \omega \\ &= 3206.5 + 0.3017 \cdot 78500 + 0.00378 \cdot 240 \cdot 78500 + 21.363 \cdot 240 \\ &= 103.2 \text{ kW} \end{aligned}$$

$$P_A = \frac{P_A - 3922 - 1.638 \cdot \omega}{0.0034406 \cdot \omega + 0.41009} = \frac{103200 - 3922 - 1.638 \cdot 240}{0.0034406 \cdot 240 + 0.41009} = 80.0 \text{ kPa}$$

$$P'_D = P_B + (P_A - P_B) \frac{P_D - P_{0N}}{P_A - P_{0N}} = 92.0 + (103.2 - 92.0) \cdot \frac{95.0 - 101.3}{80.0 - 101.3} = 95.3 \text{ kW}$$

$$T_N = 288.15 \cdot \left(\frac{P_D}{101325} \right)^{0.1903} = 288.15 \cdot \left(\frac{95}{101.325} \right)^{0.1903} = 284.6 \text{ } ^\circ\text{K}$$

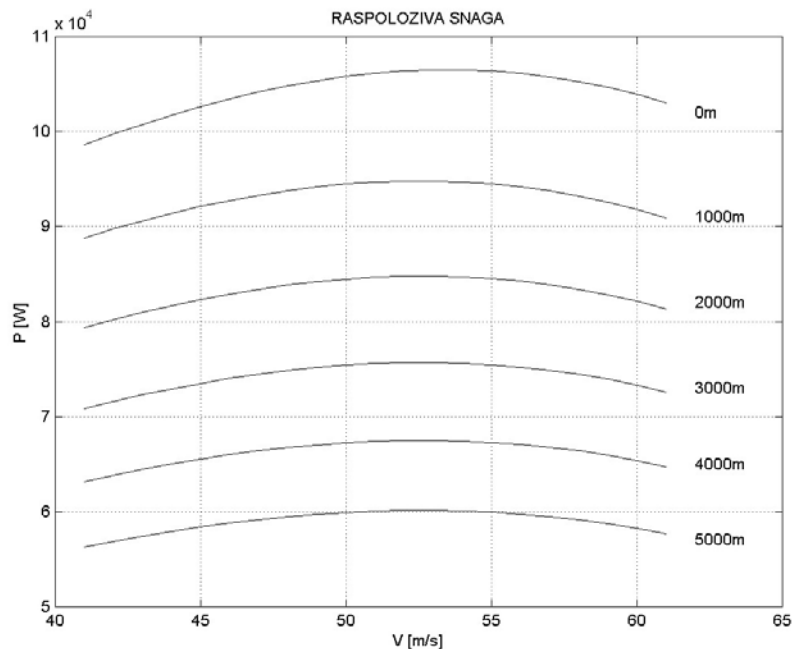
$$P_D = P'_D \sqrt{\frac{T_N}{T_D}} = 95.3 \cdot \sqrt{\frac{284.6}{269}} = 98.0 \text{ kW}$$

15.4.8 Vježba

Treba odrediti promjenu raspoložive snage pogonske grupe koju čini motor LYCOMING O-360-A (180 HP) i elisa zrakoplova Piper Cherokee PA-28, ovisno o aerodinamičkoj brzini za visine 0, 1000, 2000, 3000 i 4000 m. Pretpostavimo da motor radi na kutnoj brzini $\omega_{\max} = 240 \text{ rad/s}$, a koeficijent učinkovitosti elise neka je

$$\eta_{elise} = -1.6923J^3 + 1.4815J^2 + 0.5670J + 0.2644,$$

gdje je parametar elise $J = \frac{V}{nD} = 0.80$ (promjer elise je $D = 1.88 \text{ m}$, n broj okretaja u s.).



Slika 15-13 Raspoloživa snaga motora LYCOMING O-360-A (180 HP) i

elise zrakoplova Piper Cherokee PA-28

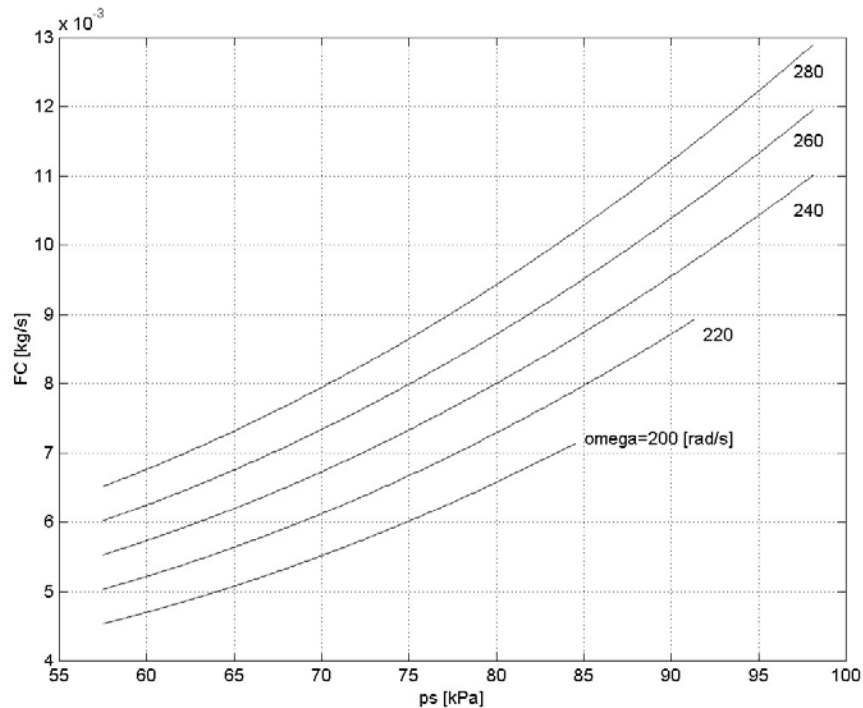
Pretpostavljamo normalne uvjete atmosfere. Zbog aerodinamičke brzine tlak okolnog zraka treba povećati za dinamički tlak, tako da ulazni tlak bude jednak totalnom tlaku, koji je zbroj okolnog tlaka i dinamičkog tlaka. Taj dinamički tlak umanjuje se do 15% zbog gubitaka u strujanju oko motora do otvora gdje zrak ulazi u motor:

$$p_{total} = p_N + 0.85 \cdot \frac{\rho_N V^2}{2}$$

Snaga motora P_{mot} računa se prema analitičkom postupku iz prethodnog primjera. Raspoloživa snaga bit će

$$P_a = \eta_{elise} \cdot P_{mot}.$$

S ovim jednadžbama napravljen je program u MATLAB-u, koji se zove *Rasp_snaga*, nalazi se na disketi u direktoriju *Motor*. Pomoću toga programa nacrtan je dijagram 15-13.



Slika 15-14 Potrošnja goriva za motor LYCOMING O-360-A (180 HP)

15.4.9 Potrošnja goriva

Na temelju eksperimentalnih ispitivanja proizvođači motora izrađuju dijagrame koji daju potrošnju goriva u normalnim uvjetima okolnog zraka (T_{0N} i p_{0N}) za razne kutne brzine motora ovisno o tlaku punjenja MAP. Na temelju takvog dijagrama za slučaj motora

LYCOMING O-360-A (180 HP) usklađen je polinom drugog reda koji daje potrošnju goriva FC (fuel consumption) ovisno o tlaku punjenja:

$$FC = a_1 p_s^2 + a_2 p_s + a_3,$$

u kome su koeficijenti funkcije kutne brzine motora:

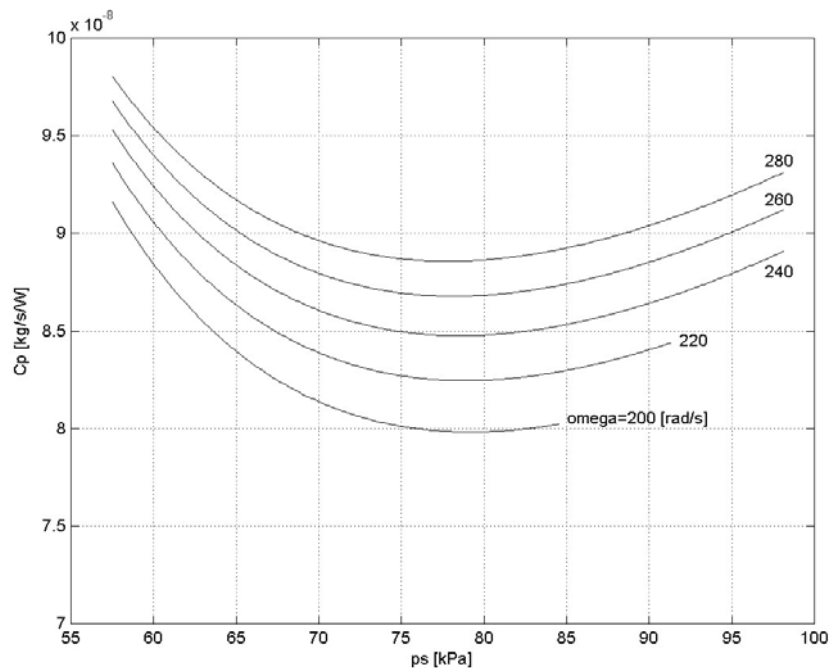
$$a_1 = \frac{0.000053562 \cdot \omega + 0.0081068}{3.386^2} \cdot C$$

$$a_2 = -\frac{0.0000090642 \cdot \omega + 0.35685}{3.386} \cdot C$$

$$a_3 = (0.017431 \cdot \omega + 3.17) \cdot C$$

$$C = 0.720 \cdot 3.785 / 3600$$

Da bi dobili potrošnju u $[kg/s]$ za slučaj specifične mase goriva $0.72 kg/l$ koeficijente trebamo pomnožiti sa C . Bez koeficijenta C dobili potrošnju u USA galonima na sat. S tom jednačbom nacrtan je dijagram prikazan na slici 15-14. Na ordinati je potrošnja goriva FC (fuel consumption) u $[kg/s]$. U mehanici leta upotrebljavamo specifičnu potrošnju goriva C_p . Ona pokazuje kolika je potrošnja goriva u jedinici vremena po jednoj jedinici proizvedene snage, a to znači da je njena dimenzija $[kg/(sW)]$. Da bismo dobili dijagram specifične potrošnje C_p , moramo vrijednosti očitane na dijagramu potrošnje FC podijeliti s ostvarenom snagom u istim uvjetima.



Slika 15-15 Specifična potrošnja motora LYCOMING O-360-A (180 HP)

Na temelju jednadžba raspoložive snage motora i potrošnje goriva, treba za motor LYCOMING O-360-A (180 HP), odrediti ovisnost specifične potrošnje goriva (potrošnja goriva po jedinici ostvarene snage) o tlaku punjenja za razne kutne brzine motora u normalnim atmosferskim uvjetima. Potrošnju goriva, koja ovisi o tlaku punjenja, dana je jednadžbama 15-18 i 15-19, a ostvarena snaga u istim uvjetima je

$$P_B = -31916 + 0.6783 p_s + 0.003912 \omega \cdot p_s - 12.817 \omega ,$$

Tako dobivamo da je tražena specifična potrošnja

$$C_p = \frac{FC}{P_B} .$$

Prema ovom algoritmu napravljen je program u MATLAB-u koji se zove *spec.m*. Nalazi se u direktoriju *Motor* na disketi. Pomoću njega nacrtan je dijagram na slici 15-15

15.5 ANGLOSAKSONSKE VELIČINA

Vrijednosti nekih jedinica izvan sustava ISO u zrakoplovnoj uporabi

$$1 \text{ in} = 25.4 \text{ mm}$$

$$1 \text{ ft} = 304.8 \text{ mm}$$

$$1 \text{ yd} = 0.9144 \text{ m}$$

$$1 \text{ yd} = 36 \text{ in} = 3 \text{ ft}$$

$$1 \text{ nm} = 1852 \text{ m}$$

$$1 \text{ slugs} = 14.59 \text{ kg}$$

$$1 \text{ lb} = 4.448 \text{ N}$$

$$1 \text{ ph} = 745 \text{ W}$$

$$1 \text{ gallon GB} = 4.546 \text{ lit}$$

$$1 \text{ gallon USA} = 3.785 \text{ lit}$$

$$1 \text{ mille GB} = 1609 \text{ m}$$

$$1 \text{ kt} = 0.5151 \text{ m/s}$$

$$1 \text{ RPM} = 0.1047 \text{ rad/s}$$

$$1 \text{ in.Hg} = 3386 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ PSI} = 1 \text{ lbf/in}^2 = 6895 \text{ Pa}$$