

# Zrakoplovni instrumenti

Zbirka riješenih primjera i zadataka



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVOD ZA AERONAUTIKU  
KATEDRA ZA AVIONIKU I NAVIGACIJU

**Zrakoplovni instrumenti**  
**Zbirka riješenih primjera i zadataka**

doc. dr. sc. Jurica Ivošević

ZAGREB, 2020.

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

RECENZENTI:

prof. dr. sc. Tino Bucak

doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

doc. dr. sc. Tomislav Radišić

LEKTURA:

Andrea Vidušić Mračkovski, prof.

KOREKTURA:

doc. dr. sc. Jurica Ivošević

NASLOVNICA:

aircraftspruce.com

---

Zabranjen je ispis ove zbirke u cjelini ili u dijelovima bez pismene dozvole  
izdavača. Sva prava pridržana.

---

**ISBN 978-953-243-114-8**



## Predgovor

Ova zbirka riješenih primjera i zadataka tematski pokriva dio kolegija „Zrakoplovni instrumenti“ koji pohađaju studenti 4. semestra preddiplomskog studija na Fakultetu prometnih znanosti, smjer Aeronautika – civilni/vojni pilot, dio kolegija „Uređaji i sustavi u kontroli zračnog prometa“ koji pohađaju studenti 3. semestra preddiplomskog studija na Fakultetu prometnih znanosti, smjer Aeronautika – kontrola leta te dio kolegija „Sustavi i oprema zrakoplova 1“ koji pohađaju studenti 3. semestra stručnog studija na Veleučilištu Velika Gorica, smjer Održavanje zrakoplova.

Zbirka prati nastavni plan i program navedenih kolegija u dijelovima koji se odnose na proračun fizikalnih veličina karakterističnih za prikaz zrakoplovnih instrumenata i pisana je poglavito radi lakšeg praćenja i usvajanja predviđenog gradiva auditornih i laboratorijskih vježbi. Većina primjera i zadataka djelo je autora, dok je manji broj preuzet, uz odgovarajuću prilagodbu, iz publikacija navedenih u popisu literature.

Ovim putem od srca zahvaljujem kolegama studentima, recenzentima i suradnicima koji su pridonijeli kvaliteti ove zbirke. Svi komentari, pitanja i prijedlozi poboljšanja uvijek su dobrodošli na adresu e-pošte: [jurica.ivosevic@fpz.hr](mailto:jurica.ivosevic@fpz.hr).

Zagreb, 20. veljače 2020.

Autor

## Sadržaj

1. Tlakomjerni instrumenti i radiovisinomjeri.....	1
Riješeni primjeri.....	1
Zadatci za vježbu.....	25
2. Termometri, akcelerometri i zrakoplovne ure.....	26
Riješeni primjeri.....	26
Zadatci za vježbu.....	33
3. Radionavigacijski instrumenti i kompasi.....	34
Riješeni primjeri.....	34
Zadatci za vježbu.....	45
4. Žiroskopski i motorski instrumenti.....	46
Riješeni primjeri.....	46
Zadatci za vježbu.....	63
5. Rješenja zadataka za vježbu.....	65
6. Kazalo oznaka i kratica.....	67
7. Popis slika.....	70
8. Popis tablica.....	71
Literatura.....	72

# 1. Tlakomjerni instrumenti i radiovisinomjeri

## Riješeni primjeri

1.1. Definirajte tlak te paskal (Pa) kao standardnu mjernu jedinicu za tlak prema međunarodnom sustavu mjernih jedinica – SI. Navedite i druge nestandardne jedinice za tlak koje se mogu pojaviti u zrakoplovstvu i prikažite odnos paskala i navedenih mjernih jedinica. Definirajte atmosferski tlak i prikažite njegovu standardnu vrijednost na srednjoj razini mora u svim navedenim mjernim jedinicama.

Omjerom normalne komponente sile  $\vec{F}$  i površine  $S$  na koju ta komponenta sile djeluje, definiran je tlak  $p$ , prema relaciji:

$$p = \lim_{\Delta S \rightarrow 0} \frac{\Delta F_n}{\Delta S} = \left( \frac{\partial F}{\partial S} \right)_n, \left[ \frac{1 \text{ N}}{1 \text{ m}^2} = 1 \text{ Pa} \right]. \quad (1)$$

Osim paskala - mjerne jedinice za tlak prema međunarodnom sustavu mjernih jedinica - SI (fran. *Système International d'Unités*), danas se još uvijek u zrakoplovima mogu naći i druge nestandardne jedinice kao što su bar, mmHg ili Tor, atm, inHg, psi (engl. Pound per Square Inch) i psf (engl. Pound per Square Foot). Odnos paskala i drugih mjernih jedinica za tlak prikazan je u Tablici 1.

**Tablica 1. Odnos mjerne jedinice Pa i ostalih mjernih jedinica za tlak**

1 Pa	10 <sup>-5</sup> bar	1 bar	10 <sup>5</sup> Pa
	9,869·10 <sup>-6</sup> atm	1 atm	101325 Pa
	7,5·10 <sup>-3</sup> mmHg	1 mmHg	133,322 Pa
	295,3·10 <sup>-6</sup> inHg	1 inHg	3386,37 Pa
	1,45038·10 <sup>-4</sup> psi	1 psi	6894,757 Pa
	0,021 psf	1 psf	47,88 Pa

Atmosferski tlak ili tlak zraka nastaje zbog težine zraka u atmosferi i povećava se smanjenjem visine. Tlak zraka prema međunarodnoj standardnoj atmosferi (engl. International Standard Atmosphere - ISA) na srednjoj razini mora (engl. Mean Sea Level - MSL) iznosi  $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ . U Tablici 2. prikazan je i u drugim mjernim jedinicama.

**Tablica 2. Standardna vrijednost atmosferskog tlaka**

Tlak zraka na MSL					
1,01325 bar	1 atm	760 mmHg	29,92 inHg	14,6959 psi	2116,23 psf

1.2. Definirajte hidrostatski tlak te pokažite matematički njegovu ovisnost o dubini.

Hidrostatski tlak je tlak koji nastaje zbog težine tekućine koja tlači tako da gornji slojevi djeluju na donje svojom težinom. Tlak vode veći je na većoj dubini. Hidrostatski tlak objašnjen je na primjeru vode u čaši. Na horizontalnu površinu  $S$ , prema Slici 1., djeluje stupac vode visine  $h$ , težinom  $F_G$ . Volumen vode  $V$ :

$$V = S \cdot h$$

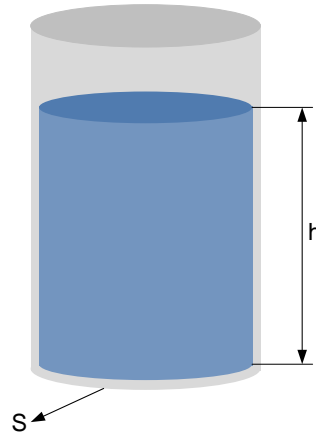
$$\rho = \frac{m}{V}, m = \rho \cdot V$$

$$m = \rho \cdot S \cdot h$$

$$F_G = m \cdot g = \rho \cdot S \cdot h \cdot g$$

$$p = \frac{F_G}{S} = \frac{\rho \cdot S \cdot h \cdot g}{S}$$

$$p = \rho \cdot g \cdot h \text{ [Pa]}, \quad (2)$$



Slika 1. Hidrostatski tlak na primjeru vode u čaši

gdje je  $p$  hidrostatski tlak,  $\rho$  gustoća tekućine,  $g$  ubrzanje Zemljine sile teže ( $9,81 \text{ m/s}^2$ ), a  $h$  visina stupca, odnosno dubina tekućine.

1.3. U u-cijev kojoj je jedan kraj otvoren prema atmosferi standardnih uvjeta, a drugi spojen s posudom prema Slici 2., ulivena je voda. Odredite tlak u posudi ako je razlika visina stupaca s lijeve i desne strane cijevi 13 cm. Gustoća vode je  $1000 \text{ kgm}^{-3}$ .

$$\Delta h = 13 \text{ cm}$$

$$\rho_v = 1000 \text{ kgm}^{-3}$$

$$p = ?$$

Za određivanje tlaka  $p$  u posudi, potrebno je odrediti relativni tlak  $p_r$ . Ako tekućina u cijevi miruje, tlakovi  $p_1$  i  $p_2$ , s lijeve i desne strane presjeka S-S' su jednaki pa slijedi:



$$p_1 = p_a + \rho \cdot g \cdot h_1$$

$$p_2 = p + \rho \cdot g \cdot h_2$$

$$p_1 = p_2$$

$$p = p_a + \rho \cdot g \cdot (h_1 - h_2)$$

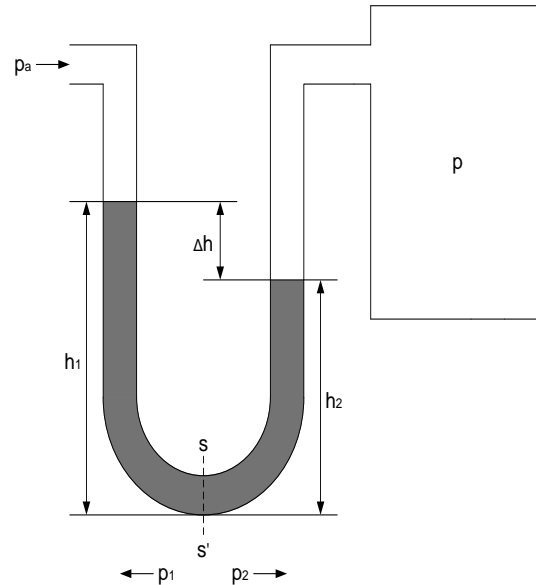
$$= p_a + \rho \cdot g \cdot \Delta h, \quad (3)$$

gdje je  $\rho \cdot g \cdot \Delta h$  relativni tlak  $p_r$ .

$$p = 101325 + 1000 \cdot 9,81 \cdot 0,13$$

$$= 101325 + 1275,3$$

$$= 102600,3 \text{ Pa} = 1026 \text{ hPa}$$



**Slika 2. Hidrostatska metoda mjerenja relativnog tlaka**

Ako je  $p > p_a$ , mjereni tlak u posudi veći je od atmosferskog ( $p_r > 0$ ) pa govorimo o nadtlaku, a ako je  $p < p_a$ , mjereni tlak u posudi manji je od atmosferskog ( $p_r < 0$ ) pa govorimo o podtlaku.

1.4. Tlačni prekidač, izveden elastičnom membranom karakteristike prema Slici 3., signalizira kada je tlak kabinskog prostora najmanje triput veći od vanjskoga tlaka. Na kojoj će se visini upaliti signalizacijska lampica prekidača i koliki će pritom biti pomak središta elastične membrane i u kojem smjeru ako je dostignut najveći kabinski tlak zrakoplova iznosa 750 mbar? Kojoj visini odgovara kabinski tlak zrakoplova?

$$p_k \geq 3 \cdot p_h$$

$$p_k = 750 \text{ mbar} = 750 \cdot 10^{-3} \cdot 10000 \text{ Pa/bar} = 75000 \text{ Pa}$$

$$h = ?$$

$$y = ?$$

$$h_k = ?$$

$$p_k \geq 3 \cdot p_h \rightarrow p_h \leq \frac{p_k}{3}$$

$$p_h \leq \frac{75000}{3} = 25000 \text{ Pa}$$

$$p_h = p_0 \left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0(h - h_0)} \right)^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}} \quad (4)$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}} = \frac{p_h}{p_0}$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{\frac{9,81 \cdot 28,96 \cdot 10^{-3}}{8,31 \cdot (-0,0065)}} = \frac{p_h}{p_0}$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{-5,26} = \frac{25000}{101325}$$

$$\left( \frac{T_0 + \gamma_0 \cdot h}{T_0} \right)^{5,26} = 0,25$$

$$\frac{T_0 + \gamma_0 \cdot h}{T_0} = \sqrt[5,26]{0,25} = 0,768$$

$$\gamma_0 \cdot h = 0,768T_0 - T_0 = -0,232T_0$$

$$h = \frac{-0,232 \cdot 288,16}{-0,0065} = 10285,1 \text{ m} \cong 10,3 \text{ km}$$

Razlika tlakova elastične membrane:

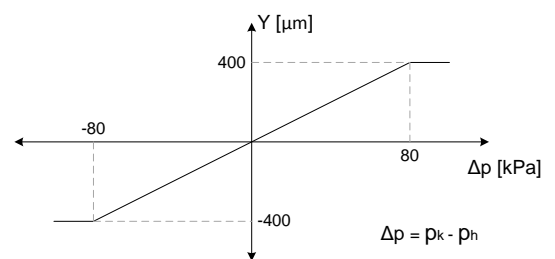
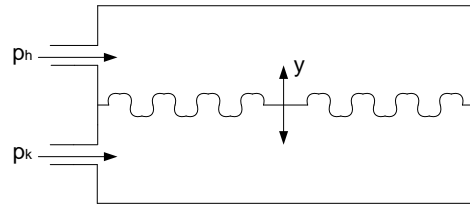
$$\Delta p = p_k - p_h = 75000 - 25000 = 50000 \text{ Pa}$$

$$\Delta p = 50 \text{ kPa}$$

Pomak središta elastične membrane dobije se iz omjera prema karakteristici:

$$\frac{400 \mu\text{m}}{y} = \frac{80 \text{ kPa}}{\Delta p}$$

$$\frac{400 \mu\text{m}}{y} = \frac{80 \text{ kPa}}{50 \text{ kPa}} \rightarrow y = +250 \mu\text{m}$$



Slika 3. Elastična membrana i njezina karakteristika

Pomoću jednadžbe (4) može se računati tlak zraka u mirovanju,  $p_h$ , na nekoj visini  $h$  poznavajući početni tlak na MSL,  $p_{h_0}$ . Jednadžba se koristi za visine  $h \leq 11000$  m, tj. do visine do koje temperaturni gradijent,  $\gamma_0$ , nije jednaka nuli i pritom  $g$  je ubrzanje Zemljine sile teže ( $9,80665 \text{ ms}^{-2}$ ),  $M$  molarna masa zraka na Zemlji ( $28,9644 \cdot 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$ ),  $R$  opća plinska konstanta ( $8,31432 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}$ ) i  $\gamma_0$  temperaturni gradijent (do visine 11 km iznosi  $-0,0065 \text{ }^\circ\text{C} \cdot \text{m}^{-1}$ ).

Budući da su  $p_0, T_0, \gamma_0, h_0, g, M$  i  $R$  konstante, jednadžba za izračun tlaka može se pojednostavniti tako da je tlak zraka izravno funkcija visine,  $p_h = f(h)$ .

$$\begin{aligned} p_h &= p_0 \left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0(h - h_0)} \right)^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}} = \\ &= 101325 \left( \frac{288,16}{288,16 - 0,0065 \cdot (h - 0)} \right)^{\frac{9,81 \cdot 28,96 \cdot 10^{-3}}{8,31 \cdot (-0,0065)}} = \\ p_h &= 101325(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{5,256} \end{aligned} \quad (5)$$

Prilagodбом gornje formule može se odrediti visina kojoj odgovara kabinski tlak zrakoplova:

$$\begin{aligned} (1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{5,256} &= \frac{p_h}{101325} / \wedge^{\frac{1}{5,256}} \\ 1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h &= \left( \frac{p_h}{101325} \right)^{\frac{1}{5,256}} \\ 2,256 \cdot 10^{-5}h &= 1 - \left( \frac{p_h}{101325} \right)^{\frac{1}{5,256}} \\ h_k &= \left[ 1 - \left( \frac{p_h}{101325} \right)^{\frac{1}{5,256}} \right] \frac{1}{2,256 \cdot 10^{-5}} \end{aligned} \quad (6)$$

$$h_k = 2465,92 \text{ m}$$

$$h_k \cong 2500 \text{ m} \cong 8200 \text{ ft}$$

1.5. Koristeći se veličinama definiranim međunarodnom standardnom atmosferom te uzimajući u obzir da je zrak idealni suhi plin, matematičkim jednadžbama međuovisnosti odredite nekoliko karakterističnih točaka i nacrtajte karakteristike ovisnosti tlaka, temperature i gustoće zraka o visini.

a) Temperatura zraka

Prema ICAO standardnoj atmosferi (ISA), temperatura zraka na MSL-u iznosi  $t_0 = 15\text{ }^\circ\text{C}$ .

Temperaturni gradijent (stopa promjene standardne temperature)  $\gamma$  iznosi:

- Do visine 11000 m,  $-0,0065\text{ }^\circ\text{C/m}$ ;
- Od 11000 m do 20000 m,  $0\text{ }^\circ\text{C/m}$ ;
- Od 20000 m do 32000 m,  $+0,001\text{ }^\circ\text{C/m}$ ;
- Od 32000 m do 47000 m,  $+0,003\text{ }^\circ\text{C/m}$ .

Odredimo temperaturu na graničnim visinama:

1)  $h_1 = 11\text{ km}$ ,  $\gamma_1 = -6,5\text{ }^\circ\text{C/km}$

$$T_1 = T_0 + (h_1 - h_0) \cdot \gamma_1 = 288,16\text{ K} + 11\text{ km} \cdot (-6,5\text{ }^\circ\text{C/km}) = 216,66\text{ K}$$

2)  $h_2 = 20\text{ km}$ ,  $\gamma_2 = 0\text{ }^\circ\text{C/km}$

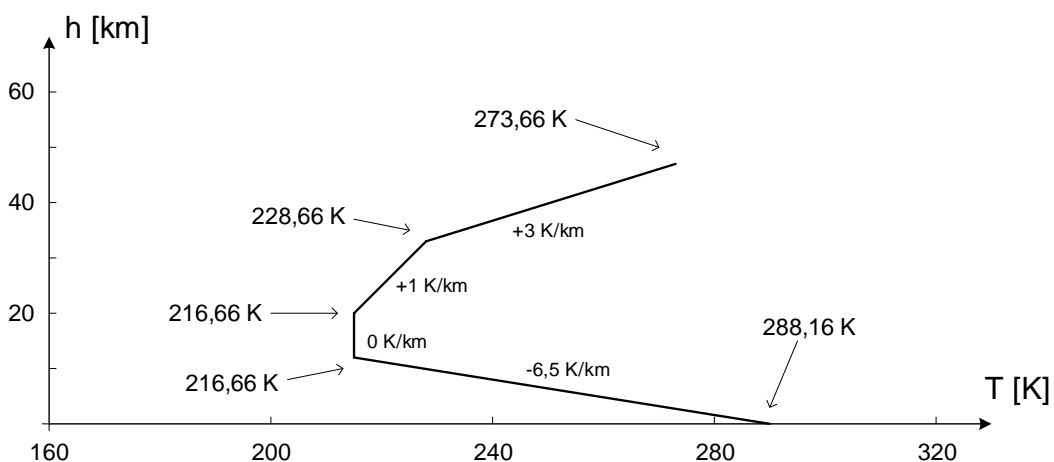
$$T_2 = T_1 = 216,66\text{ K}$$

3)  $h_3 = 32\text{ km}$ ,  $\gamma_3 = +1\text{ }^\circ\text{C/km}$

$$T_3 = T_2 + (h_3 - h_2) \cdot \gamma_3 = 216,66\text{ K} + (32\text{ km} - 20\text{ km}) \cdot 1\text{ }^\circ\text{C/km} = 228,66\text{ K}$$

4)  $h_4 = 47\text{ km}$ ,  $\gamma_4 = +3\text{ }^\circ\text{C/km}$

$$T_4 = T_3 + (h_4 - h_3) \cdot \gamma_4 = 228,66\text{ K} + (47\text{ km} - 32\text{ km}) \cdot 3\text{ }^\circ\text{C/km} = 273,66\text{ K}$$



Slika 4. Ovisnost temperature i temperaturnog gradijenta o visini

b) Tlak zraka

Prema ICAO standardnoj atmosferi (ISA), tlak zraka na MSL-u iznosi  $p_0 = 1013,25$  hPa i smanjuje se povećanjem visine. Atmosferski tlak na visini do 86 km iznad MSL, može se izračunati prema sljedećim općim relacijama:

$$p_h = p_b \left[ \frac{T_b}{T_b + \gamma_b(h - h_0)} \right]^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_b}} \quad (7)$$

$$p_h = p_b \cdot \exp \left[ \frac{-g \cdot M(h - h_b)}{R \cdot T_b} \right] \quad (8)$$

gdje je  $p_h$  statički tlak na visini  $h$ ,  $g$  ubrzanje Zemljine sile teže ( $9,80665 \text{ ms}^{-2}$ ),  $M$  molarna masa zraka na Zemlji ( $28,9644 \cdot 10^{-3} \text{ kgmol}^{-1}$ ),  $R$  opća plinska konstanta ( $8,31432 \cdot 10^3 \text{ JK}^{-1}\text{mol}^{-1}$ ) i  $\gamma$  temperaturni gradijent ili stopa promjene standardne temperature i  $T$  standardna temperatura u K. Jednadžba (7) se upotrebljava kada je temperaturni gradijent  $\gamma \neq 0$ , a jednadžba (8) kada je  $\gamma = 0$ . Vrijednost indeksa  $b$  se kreće od 0 do 6, prema sedam razina atmosfere, kao što je prikazano u Tablici 3.

**Tablica 3. Parametri za računanje atmosferskog tlaka**

Indeks b	Visina $h_b$ [m]	Statički tlak $p_b$ [Pa]	Standardna temperatura [K]	Temperaturni gradijent [K/m]
0	0	101325	288,16	-0,0065
1	11000	22632,1	216,66	0,0
2	20000	5474,89	216,66	0,001
3	32000	868,019	228,66	0,0028
4	47000	110,906	270,66	0,0
5	51000	66,9389	270,66	-0,0028
6	71000	3,95642	214,66	-0,002

Odredimo atmosferski tlak u koracima po 500 m, do visine 11000 m. Pritom, temperaturni gradijent,  $\gamma \neq 0$ , pa koristimo formulu (7) ili pojednostavljenu formulu (5):

$$p_h = p_b \left[ \frac{T_b}{T_b + \gamma_b(h - h_0)} \right]^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_b}} = p_0 \left[ \frac{T_0}{T_0 + \gamma_b(h - h_0)} \right]^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}} =$$

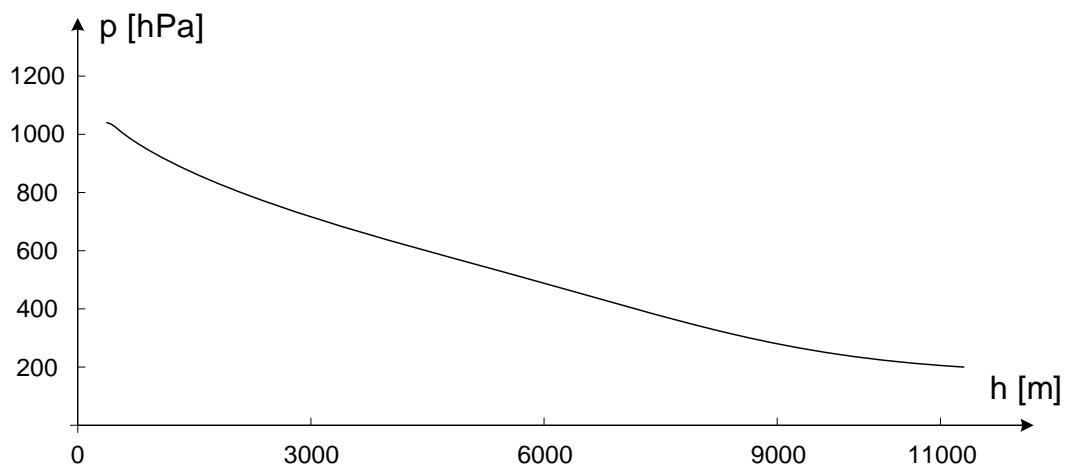
$$= 101325 \left[ \frac{288,16}{288,16 + (-0,0065)(500 - 0)} \right]^{\frac{9,81 \cdot 28,96 \cdot 10^{-3}}{8,31 \cdot (-0,0065)}} =$$

$$= 101325 \cdot 1,01141^{-5,26} = 95512 \text{ Pa} = 955,12 \text{ hPa}$$

Na ekvivalentan način računa se tlak zraka na preostalim visinama, a rezultati su prikazani u Tablici 4. Grafički prikaz ovisnosti tlaka zraka o visini prikazan je na Slici 5.

**Tablica 4. Atmosferski tlak na različitim visinama prema ISA**

Visina [m]	Tlak [hPa]	Visina [m]	Tlak [hPa]
0	1013,25	6000	471,89
500	955,12	6500	440,54
1000	899,36	7000	410,65
1500	844,52	7500	382,50
2000	795,29	8000	355,95
2500	747,13	8500	331,01
3000	697,37	9000	307,39
3500	657,87	9500	285,11
4000	616,65	10000	264,30
4500	577,42	10500	244,68
5000	540,33	11000	225,19
5500	505,11		



**Slika 5. Ovisnost tlaka zraka o visini, u području troposfere, za temperaturu 15°C na MSL**

## c) Gustoća zraka

Prema ICAO standardnoj atmosferi (ISA), gustoća zraka na MSL-u iznosi  $\rho_0 = 1,225 \text{ kgm}^{-3}$ . Gustoća zraka ne mjeri se izravno, već se određuje posredno iz podataka temperature i statičkog tlaka pomoću jednadžbe stanja idealnog plina:

$$\rho_h = \frac{p_h}{R \cdot T_h} \quad (9)$$

gdje je  $\rho_h$  gustoća zraka,  $p_h$  tlak zraka, a  $T_h$  apsolutna temperatura zraka na visini  $h$ .  $R$  je plinska konstanta suhog zraka ( $287,6 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$ ).

Odredimo gustoću zraka u koracima po 500 m, do visine 11000 m. Za tlak zraka mogu se koristiti već izračunate vrijednosti iz Tablice 4., a temperatura se može odrediti na gore opisani način pa slijedi:

$$h_1 = 0,5 \text{ km}, \quad \gamma_1 = -6,5 \text{ }^\circ\text{C/km}$$

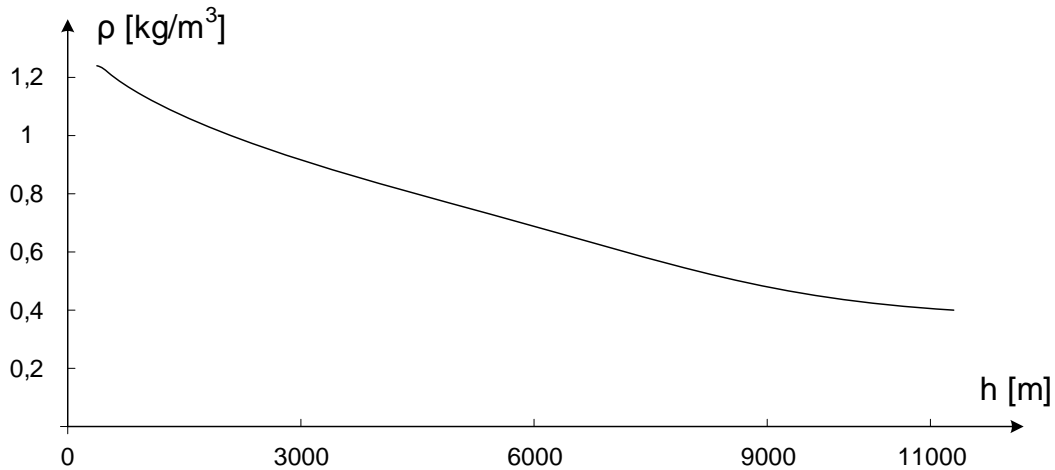
$$T_1 = T_0 + (h_1 - h_0) \cdot \gamma_1 = 288,16 \text{ K} + 0,5 \text{ km} \cdot (-6,5 \text{ }^\circ\text{C/km}) = 284,91 \text{ K}$$

$$\rho_h = \frac{p_h}{R \cdot T_h} = \frac{95512}{287,6 \cdot 284,91} = 1,166 \text{ kgm}^{-3}$$

Na ekvivalentan način računa se gustoća zraka na preostalim visinama, a rezultati su prikazani u Tablici 5. Grafički prikaz ovisnosti gustoće zraka o visini, u području troposfere, prikazan je na Slici 6.

**Tablica 5. Gustoća zraka na različitim visinama prema ISA**

Visina [m]	Gustoća zraka [ $\text{kgm}^{-3}$ ]	Visina [m]	Gustoća zraka [ $\text{kgm}^{-3}$ ]
0	1,225	6000	0,660
500	1,166	6500	0,624
1000	1,111	7000	0,589
1500	1,058	7500	0,556
2000	1,006	8000	0,525
2500	0,957	8500	0,495
3000	0,909	9000	0,466
3500	0,863	9500	0,439
4000	0,819	10000	0,412
4500	0,777	10500	0,387
5000	0,740	11000	0,361
5500	0,695		



Slika 6. Ovisnost gustoće zraka o visini, u području troposfere

U području troposfere, za izračun gustoće zraka na nekoj visini, može se koristiti i pojednostavljena izravna formula:

$$\rho_h = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{4,256} \quad (10)$$

1.6. Zrakoplov leti na stalnoj visini i opremljen je mehaničkim osjetljivim barometarskim visinomjerom 1.A razreda točnosti. Početni barometarski tlak jednak je standardnom tlaku u ISA uvjetima. Ako pomak središta slobodne stijenske aneroidne membranske kapsule, s karakteristikom prema Slici 7., iznosi 0,3 mm, u kojim će granicama biti pokazivanje mehaničkog osjetljivog barometarskog visinomjera?

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

OBV → 1. A razred točnosti

$$y = 0,3 \text{ mm}$$

$$h = ?$$

Osjetljivi barometarski visinomjer (OBV) 1.A razreda točnosti predviđen je za upotrebu u malim zrakoplovima za let do 6000 m (20000 ft). To je područje troposfere pa se za računanje visine leta može koristiti jednačba (5) ili (7). Tlak zraka određuje se grafički iz karakteristike aneroidne membranske kapsule.



$$p_h = p_0 \left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0(h - h_0)} \right)^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}}$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{\frac{g \cdot M}{R \cdot \gamma_0}} = \frac{p_h}{p_0}$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{\frac{9,81 \cdot 28,96 \cdot 10^{-3}}{8,31 \cdot (-0,0065)}} = \frac{p_h}{p_0}$$

$$\left( \frac{T_0}{T_0 + \gamma_0 \cdot h} \right)^{-5,26} = \frac{60000}{101325}$$

$$\left( \frac{T_0 + \gamma_0 \cdot h}{T_0} \right)^{5,26} = 0,59$$

$$\frac{T_0 + \gamma_0 \cdot h}{T_0} = \sqrt[5,26]{0,59} = 0,9$$

$$\gamma_0 \cdot h = 0,9T_0 - T_0 = -0,1T_0$$

$$h = \frac{-0,1 \cdot 288,16}{-0,0065} = 4433,23 \text{ m} \cong 14540 \text{ ft}$$

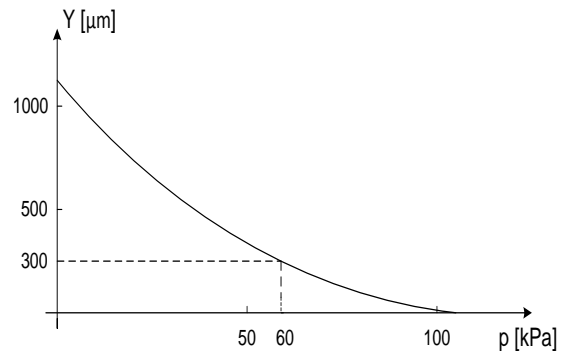
Budući da su u skupini visinomjera 1.A razreda točnosti dopuštena odstupanja:  $\pm 65$  ft za visine do 1000 ft,  $\pm 150$  ft za visine između 1000 ft i 10000 ft i  $\pm 300$  ft za visine od 10000 ft do 20000 ft, zaključujemo da će OBV prikazivati vrijednost između 14240 ft i 14840 ft.

1.7. Na određenoj visini leta, jedan OBV koji mjeri visinu prema QNH pokazuje 8000 stopa, dok drugi koji mjeri visinu prema QFE pokazuje 7700 stopa. Kolika je relativna i apsolutna visina leta te na kojoj se nadmorskoj visini nalazi aerodrom koji je uzet kao referentna točka? Kolika bi na njemu bila pokazivanja oba visinomjera?

$$h_{\text{QNH}} = 8000 \text{ ft}$$

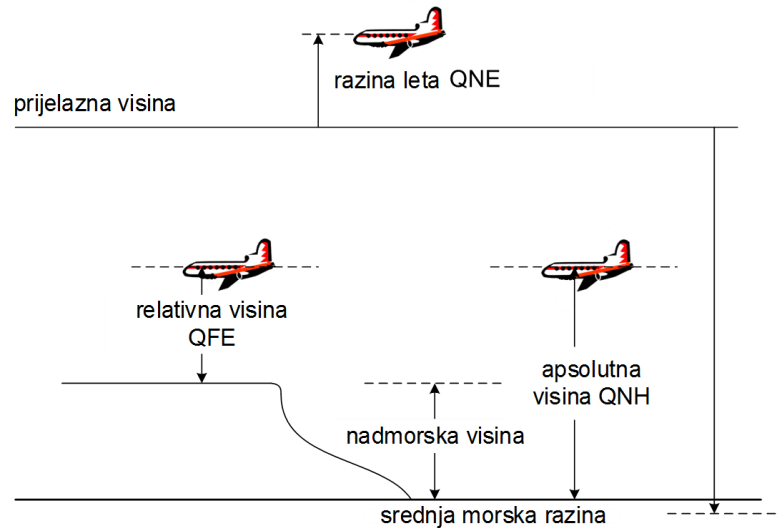
$$h_{\text{QFE}} = 7700 \text{ ft}$$

$$h_r, h_a, h_{\text{nva}} = ?$$



Slika 7. Karakteristika aneroidne membranske kapsule

$$h_{QNH_a}, h_{QFE_a} = ?$$



Slika 8. Standardizirani načini mjerenja visine leta

Prema standardiziranim ICAO komunikacijskim nazivima za početni barometarski tlak (PBT), za visinu kažemo da se mjeri prema QNH, QFE ili QNE. Pritom, za mjerenje prema QNH i QFE uzima se u obzir stvarno stanje atmosfere na području leta, uz potrebnu korekciju PBT-a, dok se pri mjerenju prema QNE ne uzima u obzir stvarno stanje atmosfere, već se za PBT uzima 101325 Pa, a koristi se iznad određene prijelazne visine (Slika 8.).

Kao referentna točka pri mjerenju prema QFE uzima se obično aerodrom s kojeg se uzlijeće (odnosno na koji se slijeće) pa će stoga OBV koji mjeri prema QFE na aerodromu pokazivati 0, dok će u letu pokazivati relativnu visinu leta pa je:

$$h_{QFE} = h_r = 7700 \text{ ft}$$

$$h_{QFE_a} = 0$$

Kao referentna točka pri mjerenju prema QNH uzima se MSL, tj. bira se onaj PBT koji bi u danim uvjetima postojao na MSL-u. Slijedi da će visinomjer koji mjeri prema QNH na aerodromu pokazivati nadmorsku visinu aerodroma (*elevation*), a u letu apsolutnu visinu leta (*altitude*) pa je:

$$h_{QNH} = h_a = 8000 \text{ ft}$$

$$h_{QNH_a} = h_{nva} = h_a - h_r = 300 \text{ ft}$$

1.8. Nacrtajte izgled analognog prikaznika mehaničkog OBV-a koji prikazuje visinu od 10180 ft uz PBT 29,92 inHg. Ljestvica OBV-a umjerena je u stopama, a ljestvica PBT-a u inHg. Koliku će visinu prikazivati OBV ako se PBT namjesti na 27,61 inHg?

$$h_1 = 10180 \text{ ft}$$

$$PBT_1 = 29,92 \text{ inHg} = 1013 \text{ hPa}$$

$$PBT_2 = 27,61 \text{ inHg} = 935 \text{ hPa}$$

$$h_2 = ?$$

Analogni prikaznik mehaničkog OBV-a koji pokazuje visinu od 10180 ft, uz PBT 29,92 inHg, prikazan je na Slici 9.



Slika 9. Analogni prikaznik mehaničkog OBV-a

Uzme li se da je 1 hPa PBT-a ekvivalentan iznosu 28 ft visine, slijedi:

$$\Delta PBT = PBT_1 - PBT_2 = 1013 - 935 = 78 \text{ hPa}$$

$$\Delta h = 78 \cdot 28 \text{ ft/hPa} = 2184 \text{ ft}$$

$$h_2 = h_1 - \Delta h = 10180 - 2184 = 7996 \text{ ft}$$

1.9. Periodičnim ispitivanjem OBV-a dobiveni su rezultati prikazani u Tablici 6. Je li instrument ispravan, tj. jesu li pogreške unutar dozvoljenih odstupanja? Odredite apsolutne iznose pogrešaka te srednju vrijednost i standardnu devijaciju pogrešaka.

Tablica 6. Rezultati ispitivanja i dozvoljena odstupanja OBV-a

Visina (ft)	Rezultat (ft)	Doz.od. (ft)	Visina (ft)	Rezultat (ft)	Doz.od. (ft)
-1000	-982	20	6000	6035	40
0	-6	20	8000	8050	60
500	494	20	10000	10054	80
1000	991	20	12000	12067	90
1500	1502	25	14000	14072	100
2000	2025	30	16000	16101	110
3000	3029	30	18000	18106	120
4000	4031	35	20000	20117	130

Apsolutno odstupanje pojedine izmjerene vrijednosti,  $x_i$ , od prave vrijednosti,  $X_i$ , naziva se pogreškom instrumenta,  $\Delta x_i$ :

$$\Delta x_i = |x_i - X_i| \quad (11)$$

Pogreške instrumenta, u stopama, prema (11), iznose redom:

$$\Delta x_i = \{18, 6, 6, 9, 2, 25, 29, 31, 35, 50, 54, 67, 72, 101, 106, 117\}, i = 1, \dots, 16$$

Budući da su pogreške instrumenta manje od dozvoljenih odstupanja od prave vrijednosti, za svaku visinu, instrument je ispravan.

Srednja vrijednost pogrešaka,  $\bar{x}$ , jest aritmetička sredina pogrešaka i može se odrediti prema formuli:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta x_i \quad (12)$$

Srednja vrijednost pogrešaka, prema (12), iznosi:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta x_i = \frac{1}{16} (18 + 6 + 6 + \dots + 117) = \frac{728}{16} = 45,5 \text{ ft}$$

Standardna devijacija pogrešaka,  $m$ , pokazuje rasipanje pogrešaka i može se odrediti prema formuli:

$$m = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta x_i - \bar{x})^2}{n - 1}}. \quad (13)$$

Standardna devijacija pogrešaka, prema (13), iznosi:

$$m = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta x_i - \bar{x})^2}{n-1}} = \sqrt{\frac{(18 - 45,5)^2 + \dots + (117 - 45,5)^2}{15}} = 37,62 \text{ ft}$$

1.10. Indicirana visina zrakoplova (visina očitana na OBV-u) iznosi 3000 ft. Ako je temperatura +/-10 °C u odnosu na standardnu temperaturu na toj visini, odredite stvarnu visinu zrakoplova.

$$\Delta t = 10 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$h_i = 3000 \text{ ft}$$

$$h = ?$$

Temperaturna pogreška OBV-a javlja se kada zrakoplov leti u područjima znatno više ili niže temperature zraka od standardne, bez promjene PBT-a. Pritom, temperaturna razlika od 10 °C, rezultira pogreškom indicirane visine od otprilike 4 %.

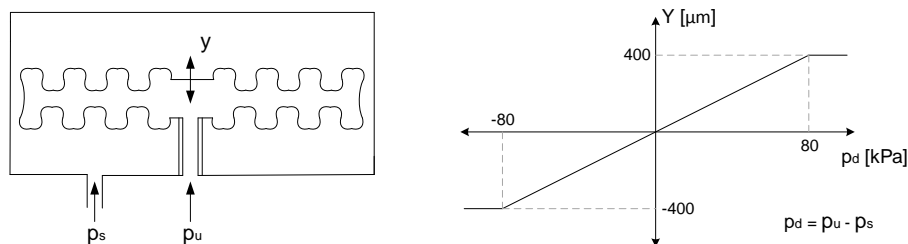
Stvarna visina zrakoplova, u području temperature veće za 10 °C od standardne, iznosi:

$$h = h_i + 0,04h_i = 3000 + 0,04 \cdot 3000 = 3120 \text{ ft}$$

Stvarna visina zrakoplova, u području temperature manje za 10 °C od standardne, iznosi:

$$h = h_i - 0,04h_i = 3000 - 0,04 \cdot 3000 = 2880 \text{ ft}$$

1.11. Koliko će iznositi pokazivanje IAS-a brzinomjera ako na visini 8000 ft, pomak središta slobodnog kraja diferencijalne membranske kapsule, s karakteristikom prema Slici 10., iznosi 25 μm. Koliki je pritom ukupni (totalni) tlak?



Slika 10. Presjek i karakteristika diferencijalne membranske kapsule

$$h = 8000 \text{ ft} = 8000/3,28 = 2439 \text{ m}$$

$$y = 25 \text{ } \mu\text{m}$$

$$IAS = ? \quad p_u = ?$$

Za određivanje prividne ili indicirane brzine (engl. Indicated Air Speed - IAS) do oko  $Ma = 0,4$ , dovoljno je poznavati dinamički tlak  $p_d^1$ , a on se dobiva kao razlika ukupnog tlaka s Pitotovog izvora  $p_u^2$  i statičkog tlaka sa statičkog izvora tlaka zrakoplova  $p_s$  pa slijedi:

$$p_d = p_u - p_s$$

Dinamički tlak dobije se iz omjera prema karakteristici:

$$\frac{400 \text{ } \mu\text{m}}{y} = \frac{80 \text{ kPa}}{p_d}$$

$$\frac{400 \text{ } \mu\text{m}}{25 \text{ } \mu\text{m}} = \frac{80 \text{ kPa}}{p_d} \rightarrow p_d = 5 \text{ kPa}$$

Za proračun indicirane brzine do oko  $Ma = 0,4$ , vrijedi:

$$IAS = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_u - p_s)}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho_0}} \quad (14)$$

Indicirana brzina, prema (14), iznosi:

$$IAS = \sqrt{\frac{2 \cdot 5000}{1,225}} = 90,35 \text{ ms}^{-1}$$

$$1 \text{ kt} = 0,5148 \text{ ms}^{-1} \rightarrow IAS = \frac{90,35}{0,5148} = 175,51 \text{ kn}$$

---

<sup>1</sup> Za dinamički tlak koristi se još i oznaka  $q$

<sup>2</sup> Za ukupni tlak koristi se još i oznaka  $p_T$ ,  $p_0$  ili  $p_{\text{Pitot}}$

$$p_u = p_s + p_d$$

$$p_s = 101325(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{5,256} = 101325(1 - 2,256 \cdot 10^{-5} \cdot 2439)^{5,256}$$

$$p_s = 75240 \text{ Pa}$$

$$\rightarrow p_u = 5000 + 75240 = 80240 \text{ Pa}$$

1.12. Ako na visini od 7000 ft kalibrirana brzina korigirana za utjecaj stlačivosti zraka iznosi 135 kn, koliko iznosi stvarna brzina zrakoplova? Uzmimo da se radi o suhom zraku bez vodene pare, tj. plinska konstanta iznosi  $R = 287,6 \text{ J/kgK}$ .

$$h = 7000 \text{ ft} = 2134 \text{ m}$$

$$EAS = 135 \text{ kn} = 69,5 \text{ ms}^{-1}$$

$$R = 287,6 \text{ J/kgK}$$

$$TAS = ?$$

Stvarna (prava) brzina zrakoplova (engl. True Air Speed - TAS) je ekvivalentna brzina (engl. Equivalent Air Speed - EAS) korigirana za utjecaj gustoće i temperature zraka. Može se odrediti sljedećom formulom:

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}}} \quad (15)$$

Gustoća zraka na visini leta, prema (10), iznosi:

$$\rho_h = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{4,256} = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5} \cdot 2134)^{4,256}$$

$$\rho_h = 0,963 \text{ kgm}^{-3}$$

Stvarna brzina zrakoplova, prema (15), iznosi:

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}}} = \frac{69,5}{\sqrt{\frac{0,963}{1,225}}} = 78,39 \text{ ms}^{-1}$$

1.13. Na visini leta od 7500 ft, diferencijalna membranska kapsula IAS brzinomjera bilježi tlak 10 kPa, koliko iznosi prikazivanje IAS prikaznika? Koliko pritom s prihvatljivom točnošću za navigacijske potrebe možemo reći da iznosi TAS?

$$h = 7500 \text{ ft} = 2286,6 \text{ m}$$

$$p_d = 10 \text{ kPa}$$

$$IAS = ?$$

$$TAS = ?$$

$$IAS = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_u - p_s)}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10000}{1,225}} = 127,78 \text{ ms}^{-1}$$

S prihvatljivom točnošću, za navigacijske potrebe, može se računati da je prirast vrijednosti TAS u odnosu na IAS oko 2 % na svakih 1000 ft visine leta, pa je na visini leta 7500 ft, TAS jednak:

$$TAS = IAS + 0,15IAS = 127,78 + 0,15 \cdot 127,78 = 146,95 \text{ ms}^{-1}$$

1.14. Ako zrakoplov leti na FL 360 stvarnom brzinom od 380 čvorova, koliko iznosi njegova brzina definirana Machovim brojem?

$$FL = 360 \rightarrow h = 36000 \text{ ft} = \frac{36000}{3,28 \text{ ft/m}} = 10975,6 \text{ m} \cong 11 \text{ km}$$

$$TAS = 380 \text{ kn}$$

$$M = ?$$

Brzina definirana Machovim brojem dobije se omjerom stvarne brzine  $TAS$  i brzine zvuka na visini leta  $v_s$ , prema jednadžbi:

$$M = \frac{TAS}{v_s} \quad (16)$$

Brzina zvuka na visini leta može se odrediti prema jednadžbi:

---

<sup>3</sup> Za brzinu zvuka koristi se još i oznaka  $a$



$$v_s = \sqrt{\frac{\gamma \cdot p_h}{\rho_h}} = \sqrt{\frac{\gamma \cdot R \cdot T_h}{M_m}} = k\sqrt{T_h}, \quad (17)$$

gdje je  $M_m$  molarna masa zraka na Zemlji ( $28,9644 \cdot 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$ ),  $R$  opća plinska konstanta ( $8,31432 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}$ ), a  $\gamma$  adijabatska konstanta (za zrak iznosi 1,4).

Konstanta  $k$ , za proračun u  $\text{ms}^{-2}$ , iznosi:

$$k = \sqrt{\frac{\gamma \cdot R}{M_m}} = \sqrt{\frac{1,14 \cdot 8,31432}{28,9644 \cdot 10^{-3}}} = 20,05$$

Budući da je  $1 \text{ kn} = 0,5148 \text{ ms}^{-2}$ , konstanta  $k$ , za proračun u čvorovima, iznosi:

$$k = 20,05/0,5148 = 38,95$$

Temperatura zraka na visini leta iznosi:

$$T_1 = T_0 + (h_1 - h_0) \cdot \gamma_1 = 288,16 \text{ K} + 11 \cdot 10^3 (-0,0065) = 216,66 \text{ K}$$

Brzina zvuka na visini leta iznosi:

$$v_s = k\sqrt{T_h} = 38,95\sqrt{216,66} = 573,32 \text{ kn}$$

Brzina definirana Machovim brojem iznosi:

$$M = \frac{TAS}{v_s} = \frac{380}{573,32} = 0,66$$

1.15. Na visini 3600 m, pri temperaturi  $-15^\circ\text{C}$ , zrakoplov leti prividnom brzinom 420 km/h. Koliko će iznositi stvarna brzina zrakoplova ako je nužna korekcija pogreške zbog ugradnje Pitot-statičkog izvora +10 km/h, a korekcija pogreške zbog stlačivosti zraka +5 km/h? Koliko bi iznosila stvarna brzina kod proračuna napamet za navigacijske potrebe?

$$h = 3600 \text{ m} = 3600 \cdot 3,28 = 11808 \text{ ft} \cong 12000 \text{ ft}$$

$$IAS = 420 \text{ kmh}^{-1}$$

$$\Delta v_p = +10 \text{ kmh}^{-1}$$

$$\Delta v_c = +5 \text{ kmh}^{-1}$$

$$TAS = ?$$

Kalibrirana brzina (engl. Calibrated Air Speed - CAS) je indicirana brzina korigirana za pogrešku zbog ugradnje Pitot-statičkog izvora:

$$CAS = IAS + \Delta v_p = 420 + 10 = 430 \text{ kmh}^{-1}$$

Ekvivalentna brzina je kalibrirana brzina korigirana za pogrešku zbog stlačivosti zraka:

$$EAS = CAS + \Delta v_c = 430 + 5 = 435 \text{ kmh}^{-1}$$

Gustoća zraka na visini leta, prema (10), iznosi:

$$\rho_h = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{4,256} = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5} \cdot 3600)^{4,256}$$

$$\rho_h = 0,854 \text{ kgm}^{-3}$$

Stvarna brzina zrakoplova, prema (15), iznosi:

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}}} = \frac{435}{\sqrt{\frac{0,854}{1,225}}} = 520,99 \text{ kmh}^{-1}$$

Stvarna brzina zrakoplova, kod proračuna napamet, iznosi:

$$TAS = IAS + 0,24IAS = 420 + 0,24 \cdot 420 = 420 + 100,8 = 520,8 \text{ kmh}^{-1}$$

1.16. Koju indiciranu brzinu treba održavati tijekom leta da bi zrakoplov letio stvarnom brzinom 620 km/h na visini 3950 m i pri temperaturi -15 °C? Korekcije pogrešaka redom iznose: zbog mehaničkih pogrešaka instrumenta -10 km/h, zbog mjesta ugradnje izvora statičkog i totalnog tlaka +30 km/h i zbog stlačivosti zraka -10 km/h.

$$TAS = 620 \text{ kmh}^{-1}$$

$$h = 3950 \text{ m}$$

$$t = -15 \text{ °C} \rightarrow T = t + 273,16 = 258,16 \text{ K}$$

$$\Delta v_m = -10 \text{ kmh}^{-1}$$

$$\Delta v_p = +30 \text{ kmh}^{-1}$$

$$\Delta v_c = -10 \text{ kmh}^{-1}$$

$$IAS = ?$$

Gustoća zraka na visini leta, prema (10), iznosi:

$$\rho_h = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5}h)^{4,256} = 1,225(1 - 2,256 \cdot 10^{-5} \cdot 3950)^{4,256}$$

$$\rho_h = 0,823 \text{ kgm}^{-3}$$

Ekvivalentna brzina zrakoplova, prema (15), iznosi:

$$EAS = TAS \sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}} = 620 \sqrt{\frac{0,823}{1,225}} = 508,2 \text{ kmh}^{-1}$$

$$EAS = CAS + \Delta v_c \rightarrow CAS = EAS - \Delta v_c = 508,2 - (-10) = 518,2 \text{ kmh}^{-1}$$

$$CAS = IAS + \Delta v_p + \Delta v_m \rightarrow IAS = CAS - \Delta v_p - \Delta v_m$$

$$IAS = CAS - \Delta v_p - \Delta v_m = 518,2 - (-10) - (+30) = 498,2 \text{ kmh}^{-1}$$

$$IAS = \frac{498,2}{1,852} = 269 \text{ kn}$$

1.17. Na početku penjanja, visinomjer zrakoplova pokazuje visinu 2100 ft, a TAS prikaznik brzinu 100 kn. Koliko će iznositi prijeđeni horizontalni put zrakoplova i vrijeme penjanja ako variometar pokazuje 2000 ft/min, a visina koju mora dostići 8000 ft? Koliko iznosi kut penjanja? Pretpostavimo da zrakoplov leti u uvjetima bez vjetra.

$$h_1 = 2100 \text{ ft} = 640,24 \text{ m}$$

$$TAS = 100 \text{ kn}$$

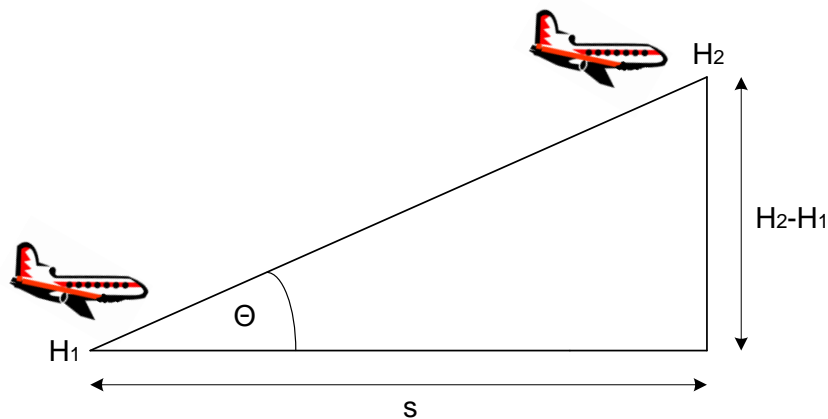
$$v_v = 2000 \text{ ft/min}$$

$$h_2 = 8000 \text{ ft} = 2439,02 \text{ m}$$

$$s = ?$$

$$t = ?$$

$$\theta = ?$$



Slika 11. Prometna situacija definirana zadatkom

Vrijeme penjanja može se odrediti iz omjera razlike visine i vertikalne brzine:

$$t = \frac{H_2 - H_1}{v_v} = \frac{8000 - 2100}{2000} = 2,95 \text{ min} = 0,04917 \text{ h}$$

Prijeđeni put može se odrediti iz umnoška stvarne brzine i vremena penjanja:

$$s = TAS \cdot t = 100 \cdot 0,04917 = 4,917 \text{ NM}$$

$$s = 4,917 \cdot 6080 = 29895,36 \text{ ft}$$

Kut penjanja može se odrediti preko funkcije tangens:

$$\text{tg } \theta = \frac{H_2 - H_1}{s} = \frac{8000 - 2100}{29895,36} = 0,1974$$

$$\theta = \text{arc tg } 0,1974 = 11,17^\circ$$

1.18. Objasnite kakvo će biti pokazivanje zrakoplovnog brzinomjera u slučaju začepjenja Pitotovog i statičkog otvora za slučaj penjanja i poniranja zrakoplova. Obrazložite način na koji navedene situacije mogu biti opasne.

#### PENJANJE

##### a) Začepljen Pitotov otvor

Zbog povećanja visine, smanjuje se statički tlak dok ukupni ostaje isti, diferencijalna kapsula se širi pa pilot dobiva indikaciju povećanja brzine. Ako ne uoči grešku, pilot će smanjiti brzinu i riskirati slom uzgona.

$$H \uparrow \quad p_s \downarrow \quad p_u = \text{konst.} \quad v \uparrow$$

b) Začepljen statički otvor

Zbog povećanja visine, uz konstantan statički tlak, diferencijalna kapsula se skuplja pa pilot dobiva indicaciju smanjenja brzine.

$$H \uparrow \quad p_s = \text{konst.} \quad p_u \downarrow \quad v \downarrow$$

#### PONIRANJE

c) Začepljen Pitotov otvor

Zbog smanjenja visine, povećava se statički tlak dok ukupni ostaje isti, diferencijalna kapsula se skuplja pa pilot dobiva indicaciju smanjenja brzine. Ako ne uoči grešku, pilot će povećati brzinu i može biti prebrz u slijetanju.

$$H \downarrow \quad p_s \uparrow \quad p_u = \text{konst.} \quad v \downarrow$$

d) Začepljen statički otvor

Zbog smanjenja visine, ukupni tlak se povećava uz konstantan statički tlak, diferencijalna kapsula se širi pa pilot dobiva indicaciju povećanja brzine. Ako ne uoči grešku, pilot će smanjiti brzinu i riskirati slom uzgona.

$$H \downarrow \quad p_s = \text{konst.} \quad p_u \uparrow \quad v \uparrow$$

1.19. Prijamna antena impulsnog radarskog visinomjera primila je odjek odaslanog signala  $5 \mu\text{s}$  od trenutka odašiljanja. Na kojoj visini od Zemljine površine leti zrakoplov?

$$t = 5 \mu\text{s}$$

$$h = ?$$

Brzina elektromagnetskog (EM) vala impulsnog radarskog visinomjera je konstantna i iznosi  $c = 3 \cdot 10^8 \text{ ms}^{-1}$  pa je radarska visina zrakoplova jednaka polovici prijeđenog puta EM vala:

$$h = \frac{c \cdot t}{2} = \frac{3 \cdot 10^8 \cdot 5 \cdot 10^{-6}}{2} = 750 \text{ m}$$

1.20. Ako je tolerancija radarskog visinomjera definirana na sljedeći način:

- 0 - 500 ft       $\pm 3$  ft ili 3 % visine, ovisno što je veće,
- Iznad 500 ft    5 % visine,

odredite raspon prikazivanja na visinama 40 ft, 400 ft i 4000 ft.

Na visini 40 ft, mjerodavan je prvi kriterij, 3 % visine iznosi 1,2 ft pa je tolerancija prikazivanja  $\pm 3$  ft. Visinomjer će prikazivati vrijednost između 37 ft i 43 ft.

Na visini 400 ft, mjerodavan je prvi kriterij, 3 % visine iznosi 12 ft pa je tolerancija prikazivanja  $\pm 3$  % visine. Visinomjer će prikazivati vrijednost između 388 ft i 412 ft.

Na visini 4000 ft, mjerodavan je drugi kriterij, 5 % visine iznosi 200 ft pa će visinomjer prikazivati vrijednost između 3800 ft i 4200 ft.

## Zadatci za vježbu

1.21. Na maksimalnoj visini krstarenja zrakoplova, pri vanjskom tlaku 3,3 psi, tlak u kabinskom prostoru jednak je tlaku na visini 7000 ft u ICAO standardnoj atmosferi. Usporedite visinu leta i visinu kabine te odredite koliko je puta kabinski tlak zrakoplova veći od vanjskog tlaka.

1.22. Izračunajte tlak, temperaturu i gustoću zraka na optimalnoj visini krstarenja zrakoplova Cessna 172 koja iznosi 6000 ft.

1.23. U kojim će granicama biti pokazivanje mehaničkog osjetljivog barometarskog visinomjera, 1.A razreda točnosti, sa standardnim tlakom zraka na MSL-u kao početnim barometarskim tlakom ako u letu na stalnoj visini, pomak središta slobodne stijenke aneroidne membranske kapsule s karakteristikom prema Slici 7., iznosi 0,15 mm?

1.24. Nacrtajte izgled analognog prikaznika mehaničkog OBV-a koji prikazuje visinu od 15250 ft uz PBT 1015 hPa. Koliku će visinu prikazivati OBV ako se PBT namjesti na 905 hPa?

1.25. Koliko će iznositi pokazivanje brzinomjera IAS-a ako na visini 10000 ft od MSL-a, pomak središta slobodnog kraja diferencijalne membranske kapsule, s karakteristikom prema Slici 10., iznosi 35  $\mu\text{m}$ . Koliki je pritom Pitotov tlak?

1.26. Ako na visini od 8000 ft kalibrirana brzina korigirana za utjecaj stlačivosti zraka iznosi 135 kn, koliko iznosi stvarna brzina zrakoplova? Uzmimo da se radi o suhom zraku bez vodene pare, tj. plinska konstanta iznosi  $R = 287,6 \text{ J/kgK}$ .

1.27. Ako zrakoplov leti na FL 370 stvarnom brzinom od 370 kn, koliko iznosi njegova brzina definirana Machovim brojem?

1.28. Koju indiciranu brzinu treba održavati tijekom leta da bi zrakoplov letio stvarnom brzinom 580 km/h na visini 3800 m i pri temperaturi  $-15 \text{ }^\circ\text{C}$ ? Korekcije pogrešaka redom iznose: zbog mehaničkih pogrešaka instrumenta  $-5 \text{ km/h}$ , zbog mjesta ugradnje izvora statičkog i totalnog tlaka  $+10 \text{ km/h}$  i zbog stlačivosti zraka  $-15 \text{ km/h}$ .

1.29. Na početku penjanja, visinomjer zrakoplova pokazuje visinu 2100 ft, a TAS prikaznik brzinu 100 kn. Koliko će iznositi prijeđeni horizontalni put zrakoplova i vrijeme penjanja ako variometar pokazuje 1800 ft/min, a visina koju mora dostići 7000 ft? Koliko iznosi kut penjanja? Pretpostavimo zanemariv utjecaj vjetrova.

1.30. Prijamna antena impulsnog radarskog visinomjera primila je odjek odaslanog signala 5  $\mu\text{s}$  od trenutka slanja. Na kojoj visini leti zrakoplov? Odredite dozvoljeni raspon prikazivanja instrumenta ako tolerancija iznosi 5 % visine.

## 2. Termometri, akcelerometri i zrakoplovne ure

### Riješeni primjeri

2.1. Definirajte temperaturu te Kelvin (K) kao mjernu jedinicu za temperaturu prema međunarodnom SI sustavu. Navedite i druge jedinice za temperaturu koje se koriste i prikažite odnos Kelvina i navedenih mjernih jedinica. Prikažite vrijednost temperature zraka na MSL-u u svim navedenim jedinicama.

Temperatura pokazuje toplinsko stanje nekog medija ili tijela, a za njezino mjerenje danas su u uporabi većinom dvije ljestvice; Kelvinova (K), koja izražava apsolutnu temperaturu, kao temeljna prema SI sustavu i Celzijusova (°C) koja izražava relativnu temperaturu.

Osim navedenih, u zrakoplovstvu i zrakoplovnoj literaturi mogu se naći Fahrenheitova (°F) i Rankineova (°Ra) relativna ljestvica. Odnos Kelvina i drugih mjernih jedinica za temperaturu prikazan je u Tablici 7.

**Tablica 7. Odnos Kelvina i drugih mjernih jedinica za temperaturu**

T[K]	$t[°C] + 273,16$
	$5/9 (t[°F] + 459,67)$
	$5/9 \cdot t[°Ra]$

Temperatura zraka na MSL-u iznosi 288,16 K.

Prema Tablici 7., standardna vrijednost temperature zraka u različitim mjernim jedinicama za temperaturu iznosi:

$$t_0[°C] = T - 273,16 = 288,16 - 273,16 = 15 \text{ °C}$$

$$t_0[°F] = \frac{9}{5}T - 459,67 = \frac{9}{5}288,16 - 459,67 = 59,018 \text{ °F}$$

$$t_0[°Ra] = \frac{9}{5}T = \frac{9}{5}288,16 = 518,688 \text{ °Ra}$$

2.2. Ako je u jednom trenutku leta na TAS prikazniku očitana brzina 460 kn, koliko možemo reći, s prihvatljivom točnošću, da iznosi povišenje temperature zbog oplata zrakoplova? Ako je indicirana vanjska temperatura 45 °C, koliko iznosi korigirana vanjska temperatura zraka?

$$TAS = 460 \text{ kn}$$



$$IOAT = 45 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$RR = ?$$

$$COAT = ?$$

Povišenje temperature zbog oplata (engl. Ram Rise - RR), s prihvatljivom točnošću, može se odrediti prema formuli:

$$RR = \left( \frac{TAS \text{ [kn]}}{100} \right)^2 \quad (18)$$

Povišenje temperature zbog oplata, prema (18), iznosi:

$$RR = \left( \frac{TAS \text{ [kn]}}{100} \right)^2 = \left( \frac{460}{100} \right)^2 = 21,16 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

Za navigacijske potrebe, korigirana vanjska temperatura zraka (engl. Corrected Outside Air Temperature - COAT) određuje se kao razlika indicirane vanjske temperature zraka (engl. Indicated Outside Air Temperature - IOAT) i povišenja temperature zbog oplata:

$$COAT = IOAT - RR = 45 - 21,16 = 23,84 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

2.3. Pri malim brzinama zrakoplova (do oko 0,2 maha), za mjerenje temperature vanjskog zraka, koriste se otpornički termometri s otporničkim osjetilom od žice nikla ili platine. Ako je poznato da obje izvedbe imaju na 20 °C otpor od 100 Ω, odredite i nacrtajte karakteristike ovisnosti otpora o temperaturi za oba materijala. Temperaturni koeficijent nikla je 0,006 K<sup>-1</sup>, a platine 0,00392 K<sup>-1</sup>.

$$t = 20 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$R_{20} = 100 \text{ } \Omega$$

$$\alpha_{Pt} = 0,00392 \text{ K}^{-1}$$

$$\alpha_{Ni} = 0,006 \text{ K}^{-1}$$

Temperaturni koeficijent otpora  $\alpha$  jest veličina koja opisuje promjene električnoga otpora i otpornosti vodiča pri promjeni temperature. Električni otpor vodiča mijenja se s temperaturom prema zakonu:

$$R_t = R_{20}(1 + \alpha \cdot \Delta T), \quad (19)$$

gdje je  $R_t$  otpor vodiča na promatranoj temperaturi,  $R_{20}$  otpor vodiča na temperaturi 20 °C, a  $\Delta T$  razlika temperature u odnosu na 20 °C.

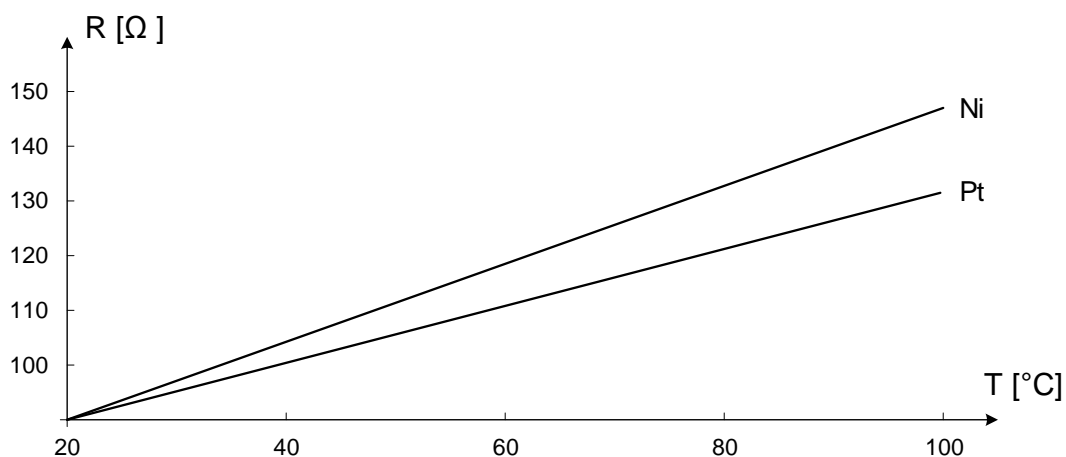
S obzirom da je funkcija ovisnosti otpora o temperaturi za oba materijala linearna, za crtanje karakteristike dovoljno je odrediti dvije točke.

Na temperaturi od npr. 40 °C, otpori iznose:

$$R_{40Pt} = R_{20}(1 + \alpha_{Pt} \cdot \Delta T) = 100(1 + 0,00392 \cdot (40 - 20)) = 107,84 \Omega$$

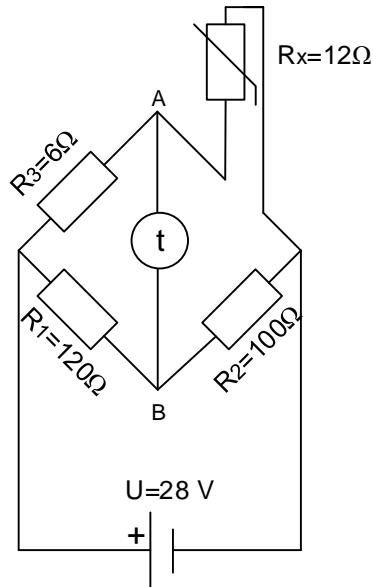
$$R_{40Ni} = R_{20}(1 + \alpha_{Ni} \cdot \Delta T) = 100(1 + 0,006 \cdot (40 - 20)) = 112 \Omega$$

Karakteristika ovisnosti otpora o temperaturi za oba materijala prikazana je na Slici 12.



**Slika 12. Grafički prikaz ovisnosti otpora termometara s otporskim osjetilom od žice nikla ili platine o temperaturi**

2.4. Električni termometar, izveden Wheatstoneovim mostom prema shemi na Slici 13., pokazuje temperaturu -20 °C. Kojem naponu odgovara ta temperatura ako su otpori, napon izvora i trenutačni otpor temperaturno promjenjivog otpornika zadani na shemi?



Slika 13. Termometar s Wheatstoneovim mostom

Razlika potencijala Wheatstoneovog mosta ( $U_{BA} = \varphi_B - \varphi_A$ ) ovisi o otporu termistora,  $R_x$ , koji je linearno ovisan o temperaturi:

$$U_{BA} = \frac{R_2}{R_1 + R_2} - \frac{R_x}{R_x + R_3} \quad (20)$$

Prema (20), razlika potencijala Wheatstoneovog mosta iznosi:

$$U_{BA} = \frac{R_2}{R_1 + R_2} - \frac{R_x}{R_x + R_3} = \frac{100}{100 + 120} - \frac{12}{12 + 6} = 0,45 - 0,66 = -0,21 \text{ V}$$

2.5. Digitalni TAT prikaznik sa servomehanizmom pokazuje temperaturu 36 °C, a mahmetar brzinu  $M = 1,5$ . Koliko iznosi temperatura zraka u mirovanju ako je koeficijent mjerne cijevi (obnovljivost) termometra 0,9?

$$TAT = 36 \text{ °C}$$

$$M = 1,5$$

$$\eta = 0,9$$

$$SAT = ?$$

Računalo aerodinamičkih podataka (engl. Air Data Computer - ADC) izračunava temperaturu zraka u mirovanju (engl. Static Air Temperature - SAT) prema formuli:

$$SAT = \frac{TAT}{1 + \frac{\eta \cdot M^2 \cdot (\gamma - 1)}{2}} = \frac{TAT}{1 + 0,2 \cdot \eta \cdot M^2}, \quad (21)$$

gdje je  $TAT$  ukupna temperatura (engl. Total Air Temperature - TAT),  $\eta^4$  koeficijent mjerne cijevi (obnovljivost),  $M$  brzina u mahovima, a  $\gamma$  adijabatska konstanta zraka.

Prema (21), temperatura zraka u mirovanju iznosi:

$$SAT = \frac{TAT}{1 + 0,2 \cdot \eta \cdot M^2} = \frac{36}{1 + 0,2 \cdot 0,9 \cdot 1,5^2} = 25,62 \text{ } ^\circ\text{C}$$

2.6. Borbeni zrakoplov ubrzava 12 sekundi od brzine  $M = 0,5$  do  $M = 2,5$  pri vanjskoj temperaturi  $-5 \text{ } ^\circ\text{C}$ . Koliko će ubrzanje pritom prikazivati akcelerometar? Ubrzanje izrazite u  $\text{m/s}^2$  i „G-ima“.

$$M_1 = 0,5$$

$$M_2 = 2,5$$

$$t = 12 \text{ s}$$

$$\Delta t = -5 \text{ } ^\circ\text{C} \rightarrow T = 278,16 \text{ K}$$

$$a = ?$$

Ubrzanje se definira kao promjena brzine u jedinici vremena, a izražava se jednadžbom:

$$a = \lim_{\Delta v \rightarrow 0} \frac{\Delta v}{\Delta t} = \frac{\partial v}{\partial t} \quad (22)$$

Stvarna brzina na početku i na kraju ubrzavanja može se odrediti kao umnožak brzine definirane Machovim brojem i brzine zvuka na visini leta, prema (16), a brzina zvuka na visini leta prema (17):

$$v_s = k\sqrt{T_h} = 20,05\sqrt{278,16} = 334,4 \text{ m/s}$$

---

<sup>4</sup> Za obnovljivost termometra koristi se još i oznaka  $k$

$$TAS_1 = M_1 \cdot v_s = 0,5 \cdot 334,4 = 167,2 \text{ m/s}$$

$$TAS_2 = M_2 \cdot v_s = 2,5 \cdot 334,4 = 836 \text{ m/s}$$

Akcelometar će, prema tome, pokazivati:

$$a = \frac{\Delta v}{\Delta t} = \frac{TAS_2 - TAS_1}{\Delta t} = \frac{836 - 167,2}{12} = 55,73 \text{ ms}^{-2}$$

U zrakoplovstvu se često ubrzanju jednakom ubrzanju izazvanom Zemljinom gravitacijom ( $g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$ ), pridružuje jedinična vrijednost pa se ubrzanje mjeri u „G-ima“:

$$G = \frac{a}{g} = \frac{55,73}{9,81} = 5,68$$

2.7. S ciljem provjere putne brzine, pilot je zrakoplovnom urom izmjerio vrijeme potrebno za let između dva vidljiva orijentira na tlu međusobno udaljena 10,5 NM. Koliko iznosi putna brzina zrakoplova u čvorovima ako proteklo vrijeme izmjereno urom iznosi 6 min i 10 s?

$$d = 10 \text{ NM}$$

$$t = 6 \text{ min } 10 \text{ s} = \frac{6}{60} + \frac{10}{3600} = \frac{370}{3600} = \frac{37}{360} \text{ h}$$

$$GS = ?$$

Putna brzina zrakoplova (engl. Ground Speed - GS), u slučaju pravocrtnog leta bez promjene visine, može se odrediti kvocijentom udaljenosti vidljivih orijentira na tlu i vremena potrebnog za let između njih:

$$GS = \frac{d}{t} = \frac{10}{\frac{37}{360}} = 97,3 \text{ kn}$$

2.8. U horizontalnom letu pri stvarnoj brzini 100 kn, u trenutku kvara instrumenta, mjerič količine goriva pokazuje 35 gal. Odredite preostalu količinu goriva, preostalo vrijeme leta i preostali dolet ako od trenutka kvara proteklo vrijeme izmjereno urom iznosi 25 min, a protokomjer goriva čitavo vrijeme pokazuje 9 gal/hr.

$$TAS = 100 \text{ kn}$$

$$FQ = 35 \text{ gal}$$

$$t = 25 \text{ min} = \frac{25}{60} = 5/12 \text{ h}$$

$$FF = 9 \text{ gal/hr}$$

$$FR, TR, DR = ?$$

Preostala količina goriva (engl. Fuel Remaining - FR) može se odrediti prema sljedećoj formuli:

$$FR = FQ - FF \cdot t, \quad (23)$$

gdje je  $FQ$  količina goriva (engl. Fuel Quantity) u trenutku kvara mjerača količine goriva,  $FF$  protok goriva (engl. Fuel Flow), a  $t$  proteklo vrijeme od trenutka kvara.

Prema (23), preostala količina goriva, iznosi:

$$FR = FQ - FF \cdot t = 35 - 9 \cdot \frac{5}{12} = 35 - 3,75 = 31,25 \text{ gal}$$

Preostalo vrijeme leta (engl. Time Remaining - TR) može se odrediti prema sljedećoj formuli:

$$TR = \frac{FR}{FF} = \frac{FQ}{FF} - t. \quad (24)$$

Prema (24), preostalo vrijeme leta, iznosi:

$$TR = \frac{FR}{FF} = \frac{31,25}{9} = 3,472 \text{ h}$$

Preostali dolet (engl. Distance Remaining - DR) može se odrediti prema sljedećoj formuli:

$$DR = TR \cdot TAS = \frac{FR}{FF} \cdot TAS = \frac{FQ}{FF} - t \cdot TAS. \quad (25)$$

Prema (25), preostali dolet, iznosi:

$$DR = TR \cdot TAS = 3,472 \cdot 100 = 347,2 \text{ NM}$$

## Zadatci za vježbu

2.9. Odredite temperaturu na visini 8000 ft i izrazite je u kelvinima te stupnjevima Celzijusove ( $^{\circ}\text{C}$ ), Fahrenheitove ( $^{\circ}\text{F}$ ) i Rankineove ( $^{\circ}\text{Ra}$ ) ljestvice.

2.10. Ako je u jednom trenutku leta na TAS prikazniku očitana brzina 350 kn, koliko možemo reći, s prihvatljivom točnošću, da iznosi povišenje temperature zbog oplata zrakoplova? Ako je indicirana vanjska temperatura  $43^{\circ}\text{C}$ , koliko iznosi korigirana vanjska temperatura zraka?

2.11. Je li razlika potencijala Wheatstoneovog mosta sa Slike 13., linearno ovisna o otporu termistora  $R_x$ ? Navedite neki od načina na koji se može postići bolja linearnost.

2.12. Digitalni TAT prikaznik sa servomehanizmom pokazuje temperaturu  $43,5^{\circ}\text{C}$ , a mahaometar brzinu  $M = 1,2$ . Koliko iznosi temperatura zraka u mirovanju ako je koeficijent mjerne cijevi (obnovljivost) termometra 0,8? Koliko bi iznosila temperatura zraka u mirovanju uz obnovljivost termometra 1? Komentirajte razliku u indikaciji i značaj obnovljivosti termometra.

2.13. Borbeni zrakoplov usporava od brzine 2,5 maha do 0,75 maha 12 s pri vanjskoj temperaturi  $10^{\circ}\text{C}$ . Koliko će usporenje u „G-ima“ pritom prikazivati akcelerometar?

2.14. S ciljem provjere putne brzine, pilot je zrakoplovnom urom izmjerio vrijeme potrebno za let između dva vidljiva orijentira na tlu međusobno udaljena 36,5 km. Koliko iznosi putna brzina zrakoplova ako proteklo vrijeme izmjereno urom iznosi 9,5 min?

### 3. Radionavigacijski instrumenti i kompasi

#### Riješeni primjeri

3.1. Odredite područje rada radionavigacijskih sredstava VDF, NDB, VOR i DME i klasificirajte područja po oznakama radiofrekvencijskih pojasa prema ITU, IEEE i NATO&EU.

Područje rada radionavigacijskih sredstava radiogoniometra (engl. VHF Direction Finder - VDF), radiofara (engl. Non Directional Beacon - NDB), VOR-a (engl. VHF Omnidirectional Radio Range), DME-a (engl. Distance Measuring Equipment) i područja po oznakama frekvencijskih pojaseva prema ITU (engl. International Telecommunication Union), IEEE (engl. Institute of Electrical and Electronics Engineering) i NATO (engl. North Atlantic Treaty Organization) & EU (engl. European Union) prikazani su u Tablici 8.

**Tablica 8. Područje rada radionavigacijskih sredstava VDF, NDB, VOR i DME**

	Područje rada	ITU	IEEE	NATO&EU
VDF	118-137 MHz	VHF	VHF	A
NDB	190 – 1750 kHz	LF/MF	-*	-**
VOR	108- 117,95 MHz	VHF	VHF	A
DME	960-1215 MHz	UHF	UHF/L	C/D

\* Prema IEEE, označavanje frekvencijskih pojaseva počinje od 3 MHz,

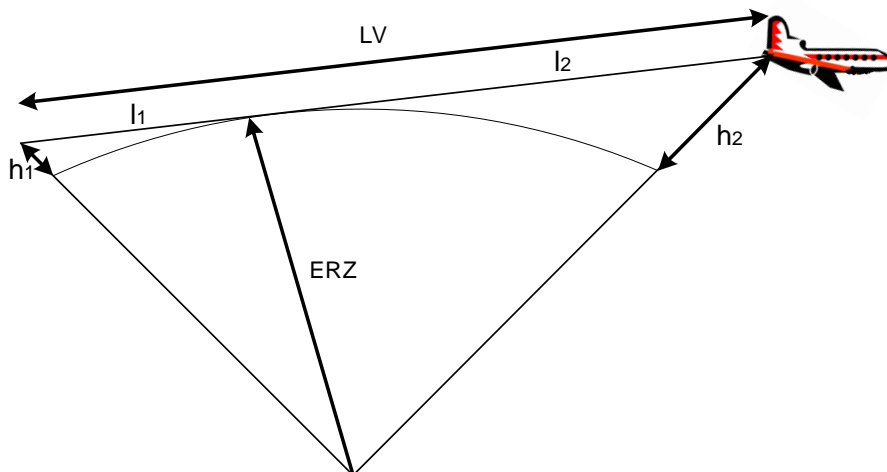
\*\* Prema NATO&EU, označavanje frekvencijskih pojaseva počinje od reda veličine MHz,

3.2. S obzirom na područja rada radionavigacijskih sredstava iz prethodnog zadatka, izvedite formulu za izračun maksimalnog teoretskog dometa s obzirom na zakrivljenost Zemlje.

Karakteristike širenja EM valova ovisne su o frekvenciji. EM valovi frekvencija od 30 MHz (engl. Very High Frequency - VHF) do 300 GHz (Extremely High Frequency - EHF), šire se direktno te je potrebna izravna linija (crta) vidljivosti (LV) između odašiljača i prijamnika. Kod proračuna dometa, s obzirom na zakrivljenost Zemlje, za efektivni radijus Zemlje (ERZ) uzima se stvarni radijus iznosa 6400 km (Slika 14.).



Područje frekvencija od 3 Hz (engl. Extremely Low Frequency - ELF) do 30 MHz (engl. High Frequency – HF) smatra se radio područjem budući da se radiovalovi tih frekvencija usmjeravaju na ionosferu koja ga lomi natrag prema Zemlji pod određenim kutom. Kod proračuna dometa, za efektivni radijus Zemlje uzima se stvarni radijus uvećan 4/3 puta.



Slika 14. Linija optičke vidljivosti radionavigacijskog sredstva i zrakoplova

Prema geometriji na Slici 14., domet radionavigacijskih sredstava, definiran linijom optičke vidljivosti, iznosi:

$$LV = l_1 + l_2$$

$$LV = \sqrt{(h_1 + ERZ)^2 - ERZ^2} + \sqrt{(h_2 + ERZ)^2 - ERZ^2}$$

$$LV = \sqrt{h_1^2 + 2h_1ERZ + ERZ^2 - ERZ^2} + \sqrt{h_2^2 + 2h_2ERZ + ERZ^2 - ERZ^2}$$

$$LV = \sqrt{h_1^2 + 2h_1ERZ} + \sqrt{h_2^2 + 2h_2ERZ} \quad (26)$$

Budući da područje rada radionavigacijskog sredstva NDB pripada radio području, za  $ERZ$  se uzima 8500 km pa izraz (26) postaje jednostavniji:

$$LV = \sqrt{h_1^2 + 17 \cdot 10^6 h_1} + \sqrt{h_2^2 + 17 \cdot 10^6 h_2}$$

Zanemari li se visina radionavigacijskog sredstva, tj.  $h_1 = 0$ , i uzme li se da je  $ERZ$  značajno veći od visine zrakoplova, tj.  $ERZ \gg h_2$ , izraz postaje još jednostavniji:

$$LV = 4123\sqrt{h_2},$$

gdje je  $h_2$  visina zrakoplova, a  $LV$  domet radionavigacijskog sredstva, u metrima.

Ako želimo visinu zrakoplova uvrštavati u stopama, a domet računati u nautičkim miljama, potrebno je izvršiti prilagodbu formule:

$$LV = \frac{4123\sqrt{\frac{h_2}{3,28}}}{1852} = 1,23\sqrt{h_2}$$

$$LV = 1,23\sqrt{h_2[\text{ft}]} \quad [\text{NM}] \quad (27)$$

Za radionavigacijska sredstva VDF, VOR i DME za ERZ se uzima 6400 km pa izraz (26) postaje:

$$LV = \sqrt{h_1^2 + 12,8 \cdot 10^6 h_1} + \sqrt{h_2^2 + 12,8 \cdot 10^6 h_2}$$

Zanemari li se visina radionavigacijskog sredstva, tj.  $h_1 = 0$ , i uzme li se da je ERZ značajno veći od visine zrakoplova, tj.  $ERZ \gg h_2$ , izraz postaje još jednostavniji:

$$LV = 3578\sqrt{h_2},$$

gdje je  $h_2$  visina zrakoplova, a  $LV$  domet radionavigacijskog sredstva, u metrima.

Ako želimo visinu zrakoplova uvrštavati u stopama, a domet računati u nautičkim miljama, potrebno je izvršiti prilagodbu formule:

$$LV = \frac{3578\sqrt{\frac{h_2}{3,28}}}{1852} = 1,07\sqrt{h_2}$$

$$LV = 1,07\sqrt{h_2[\text{ft}]} \quad [\text{NM}] \quad (28)$$

3.3. Obratite pozornost na prikaznik RMI koji indicira magnetski radiosmjer navigacijskog sredstva NDB (Slika 15.) Za sva 3 slučaja prikaza, odredite trenutni QDM, QDR, pravac leta i stranski kut.



Slika 15. Primjer prikaza prikaznika RMI

Za sva 3 slučaja prikaza prikaznika RMI (engl. Radio Magnetic Indicator), vrh kazaljke pokazuje QDM (magnetski radiosmjer od zrakoplova prema radio sredstvu), rep kazaljke pokazuje QDR (magnetski radiosmjer od radio sredstva prema zrakoplovu), crta pravca leta (CP) pokazuje magnetski pravac leta (MP, engl. Magnetic Heading - MH), a stranski kut (SK, engl. Relative Bearing - RB) dobiva se posredno, oduzimanjem magnetskog pravca leta od QDM-a, pa slijedi:

a)  $QDR = 170, QDM = 350, MP = 160$

$$SK = QDM - MP = 350 - 160 = 190$$

b)  $QDR = 160, QDM = 340, MP = 160$

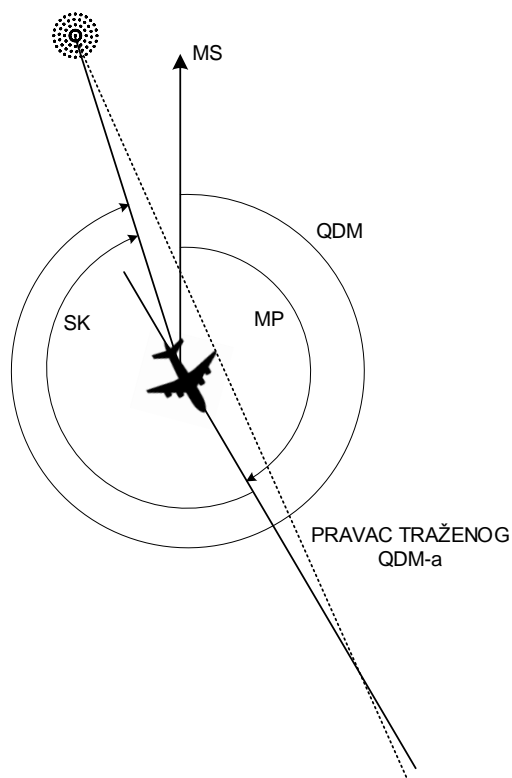
$$SK = QDM - MP = 340 - 160 = 180$$

c)  $QDR = 210, QDM = 030, MP = 170$

$$SK = QDM - MP = 030 - 170 = -140 = 360 - 140 = 220$$

3.4. Ako je traženi QDM 340, za prvi slučaj prikaza RMI-a sa Slike 15., odredite hoće li se pogreška povećavati ili smanjivati zadrži li pilot aktualni pravac leta? Na koju stranu pilot treba okrenuti i koji mu treba biti novi pravac leta kako bi presreo traženi QDM? Skicirajte prometnu situaciju.

Zadrži li pilot aktualni pravac leta, s obzirom na traženi QDM, pogreška će se smanjivati, odnosno zrakoplov leti prema traženom QDM-u bez skretanja (Slika 16.). Želi li brže presresti traženi QDM, pilot treba skrenuti ulijevo. Novi pravac leta nije jednoznačno određen; može biti npr. 130.



Slika 16. Prometna situacija za prvi slučaj prikaza iz prethodnog zadatka

3.5. Obratite pozornost na HSI prikaznik na Slici 17. Za oba slučaja prikaza, odredite radijal na kojemu se nalazi zrakoplov, pravac leta zrakoplova, kurs koji vodi prema radio sredstvu i kako će se pomicati kazaljka VOR devijacije ako pilot slijedi taj kurs.



Slika 17. Primjer prikaza prikaznika HSI

Za prvi slučaj prikaza prikaznika HSI (engl. Horizontal Situation Indicator), vrh kazaljke pokazuje kurs koji vodi prema radio sredstvu ( $190^\circ$ ), rep kazaljke pokazuje radijal na kojemu se nalazi zrakoplov ( $10^\circ$ ), a crta pravca leta

pokazuje magnetski pravac leta ( $180^\circ$ ). Ako pilot slijedi kurs koji vodi prema radio sredstvu, kazaljka koja pokazuje odstupanje od izabrane crte radiokursa VOR sredstva, pomicat će se udesno.

Za drugi slučaj prikaza prikaznika HSI, indikator pokazuje odstupanje od zadanog radijala  $5^\circ$ , pa je kurs koji vodi prema radio sredstvu  $225^\circ$ , a trenutni radijal na kojemu se nalazi zrakoplov  $45^\circ$ . Crta pravca leta pokazuje magnetski pravac leta ( $70^\circ$ ). Ako pilot slijedi kurs koji vodi prema radio sredstvu, kazaljka koja pokazuje odstupanje od izabrane crte radiokursa VOR sredstva, pomicat će se ulijevo.

3.6. Ako zrakoplov leti na visini 3 NM uz zemaljsku udaljenost 4 NM, kolika je kosa udaljenost zrakoplova izračunata od strane DME-a? Zanimariti zakrivljenost Zemlje.

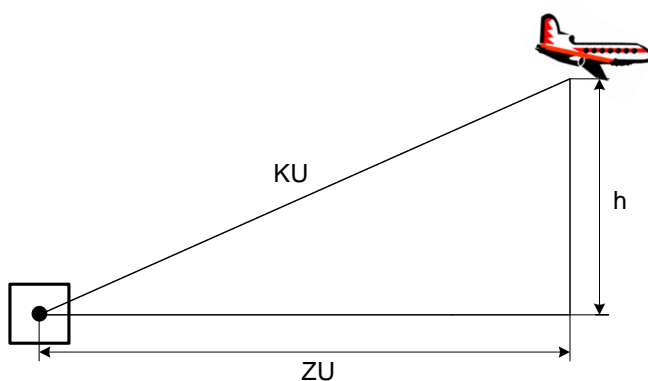
$$h = 3 \text{ NM}$$

$$ZU = 4 \text{ NM}$$

$$KU = ?$$

Kosa udaljenost (KU, engl. Slant Range - SR) zrakoplova, izračunata od strane DME-a, može se lako odrediti iz visine leta i zemaljske udaljenosti (ZU, engl. Ground Distance - GD) prema Pitagorinu poučku (Slika 18.):

$$KU = \sqrt{h^2 + ZU^2} = \sqrt{3^2 + 4^2} = 5 \text{ NM}$$



Slika 18. Kosa udaljenost zrakoplova od DME stanice

3.7. Ako su pokazivanja kompasa u pojedinom magnetskom pravcu leta, prije kompenzacije, prikazana u Tablici 9., odredite devijaciju kompasa prije kompenzacije, koeficijente vektora stalnoga magnetskoga polja oko zrakoplova, devijacije zbog tih koeficijenata te konačnu devijaciju kompasa.

**Tablica 9. Pokazivanja kompasa prije kompenzacije**

Magnetski pravac leta	N	E	S	W
Očitano prije kompenzacije [°]	358	092	184	270

Poznavajući odnose koeficijenata vektora stalnog magnetskog polja zrakoplova u ovisnosti o pravcu leta, početna devijacija kompasa i utjecaj koeficijenata na ukupnu vrijednost devijacije kompasa prikazani su u Tablici 10.

**Tablica 10. Početna devijacija kompasa**

Magnetski pravac leta	N	E	S	W
Očitano prije kompenzacije [°]	358	092	184	270
Početna devijacija kompasa [°]	+2	-2	-4	0
Ukupna devijacija	A+C	A+B	A-C	A-B

Koeficijente vektora stalnoga magnetskoga polja zrakoplova moguće je brojčano izraziti:

$$A = \frac{(A + C) + (A + B) + (A - C) + (A - B)}{4} = \frac{2 - 2 - 4 + 0}{4} = -1$$

$$B = \frac{(A + B) - (A - B)}{2} = \frac{-2 - 0}{4} = -0,5$$

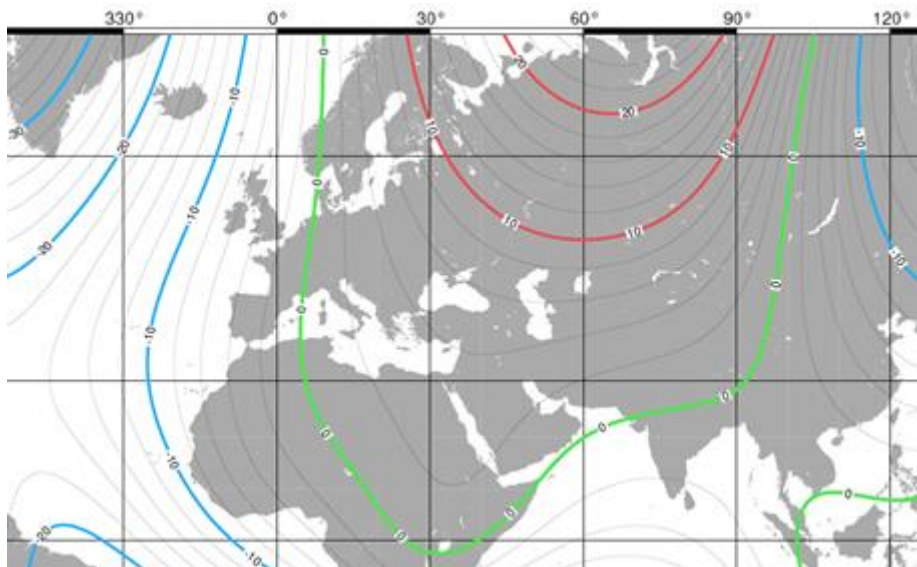
$$C = \frac{(A + C) - (A - C)}{2} = \frac{2 - (-4)}{4} = 1,5$$

Devijacije zbog koeficijenata i konačne vrijednosti devijacije kompasa nakon provedene kompenzacije prikazani su u Tablici 11.

**Tablica 11. Konačna devijacija kompasa**

Magnetski pravac leta	N (A+C)	E (A+B)	S (A-C)	W (A-B)
Početna devijacija kompasa [°]	+2	-2	-4	0
Devijacija zbog A, B, C [°]	+0,5	-1,5	-2,5	-0,5
Konačna devijacija kompasa [°]	+1,5	+0,5	-1,5	+0,5

3.8. Leteći iznad Istre, pilot očitava na kompasu  $265^\circ$ . O kakvom se pravcu leta radi? Ako je poznato da je devijacija kompasa  $+1^\circ$ , odredite magnetski pravac leta. Iz karte izogona (Slika 19.), odredite magnetsku deklinaciju. Koliki je pravi pravac leta zrakoplova? Skicirajte međusobni odnos sjevernih polova, pravaca leta i pogrešaka.



Slika 19. Karta izogona za područje Europe 2005. g.

$$KP = 265^\circ$$

$$DK = +1^\circ$$

$$MP = ?$$

$$MD = ?$$

$$PP = ?$$

Pravac leta očitani na kompasu naziva se kompasni pravac leta ( $KP$ ). Uz poznatu devijaciju kompasa ( $DK$ ), magnetski pravac leta ( $MP$ ), može se odrediti prema sljedećoj jednažbi:

$$MP = KP + (\pm DK) \quad (29)$$

Magnetski pravac leta, prema (29), iznosi:

$$MP = KP + (\pm DK) = 265^\circ + 1^\circ = 266^\circ$$

Prema karti izogona, magnetska deklinacija ( $MD$ ) za područje Istre iznosi:  $+2^\circ$ .

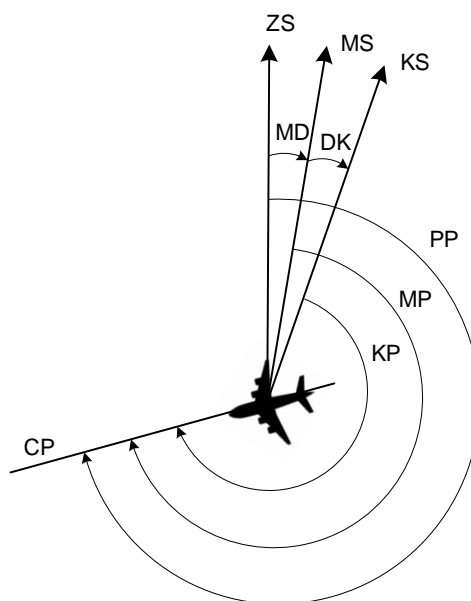
Pravi pravac leta (PP), uz poznavanje magnetskog pravca leta i magnetske deklinacije, može se odrediti prema sljedećem izrazu:

$$PP = MP + (\pm MD) \quad (30)$$

Pravi pravac leta, prema (30), iznosi:

$$PP = MP + (\pm MD) = 266^\circ + 2^\circ = 268^\circ$$

Međusobni odnos sjevernih polova, pravca leta, devijacije kompasa i magnetske deklinacije prikazan je na Slici 20.



**Slika 20. Međusobni odnos sjevernih polova, pravca leta, devijacije kompasa i magnetske deklinacije**

3.9. Proračunajte magnetsku deklinaciju za tekuću godinu za područja Cipra i Irske ako je godišnja promjena magnetske deklinacije 4' W.

$$\Delta MD = 4' W$$

$$MD_{2019} = ?$$

Za određivanje magnetske deklinacije u tekućoj godini, prvo je potrebno naći vrijednost izogone koja prolazi područjem. Prema Slici 19. za područja Cipra i Irske u 2005. godini iznosila je:

$$MD_{2005 \text{ Cipar}} = 4^\circ E$$



$$MD_{2005 \text{ Irska}} = 6^\circ W$$

Vrijednost godišnje promjene množi se s brojem proteklih godina pa se dobivena vrijednost dodaje izogoni ili se oduzima od izogone koja prolazi određenim područjem (ako je promjena k zapadu, predznak je negativan, a ako je promjena k istoku, predznak je pozitivan).

Veličina i smjer godišnje promjene MD, zadano zadatkom, iznosi 4' W (-4'), a broj proteklih godina od godine izdavanja karte izogona je 2019 – 2005 = 14.

Magnetska deklinacija se promijenila za  $14 \cdot (-4') = 56' W \approx 1^\circ W$ .

Za 2005. godinu, za područje Cipra, bila je  $MD_{2005 \text{ Cipar}} = 4^\circ E$ , pa ove godine iznosi:

$$MD_{2019 \text{ Cipar}} = 4^\circ E + (-1^\circ) = 3^\circ E$$

Za 2005. godinu za područje Irske bila je  $MD_{2005 \text{ Irska}} = 6^\circ W$  pa ove godine iznosi:

$$MD_{2019 \text{ Irska}} = 6^\circ W + (-1^\circ) = 7^\circ W$$

3.10. Ako je tijekom redovnog ispitivanja instrumenata, pokazivanje žiromagnetnog kompasa i pilotskog magnetskog kompasa prikazano u Tablici 12., odredite srednju vrijednost pogrešaka i standardnu devijaciju za oba instrumenta.

**Tablica 12. Pokazivanje žiromagnetnog (ŽMK) i pilotskog (PMK) magnetskog kompasa**

MK	ŽMK	PMK	MK	ŽMK	PMK
045	043	048	225	226	218
090	089	092	270	274	269
135	138	129	315	319	313
180	183	177	360	004	357

Srednja vrijednost pogrešaka aritmetička je sredina pogrešaka i prema (12) iznosi:

$$\bar{x}_{\check{Z}MK} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta x_{i\check{Z}MK} = \frac{1}{8} (2 + 1 + 3 + 3 + 1 + 4 + 4 + 4) = \frac{22}{8} = 2,75^{\circ}$$

$$\bar{x}_{PMK} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta x_{iPMK} = \frac{1}{8} (3 + 2 + 6 + 3 + 7 + 1 + 2 + 3) = \frac{27}{8} = 3,375^{\circ}$$

Standardna devijacija pogrešaka pokazuje rasipanje pogrešaka i prema (13) iznosi:

$$m_{\check{Z}MK} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta x_{i\check{Z}MK} - \bar{x}_{\check{Z}MK})^2}{n-1}} = \sqrt{\frac{(2-2,75)^2 + \dots + (4-2,75)^2}{7}}$$

$$m_{\check{Z}MK} = 1,282^{\circ}$$

$$m_{PMK} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta x_{iPMK} - \bar{x}_{PMK})^2}{n-1}} = \sqrt{\frac{(3-3,375)^2 + \dots + (3-3,375)^2}{7}}$$

$$m_{PMK} = 2,066^{\circ}$$

## Zadatci za vježbu

3.11. Odredite maksimalni teoretski domet VOR radio sredstva ako se ona nalazi na 20 ft visine, a zrakoplov leti na 30000 ft. Pokažite izračunom da se maksimalni teoretski domet VOR radio sredstva ne razlikuje značajno ako se zanemari njegova visina i ako se uzme u obzir da je ERZ značajno veći od visine zrakoplova.

3.12. Nacrtajte RMI prikaznik kojem je tanja kazaljka namještena za NDB/ADF, a deblja za VOR navigaciju, uz uvjete da je stranski kut za VOR  $235^\circ$ , trenutnačni radijal  $070^\circ$ , a stranski kut za NDB je  $160^\circ$ . Koji je magnetski pravac leta zrakoplova?

3.13. Ako je traženi QDM  $330$ , za drugi slučaj prikaza RMI-a sa Slike 15., odredite hoće li se pogreška povećavati ili smanjivati zadrži li pilot aktualni pravac leta? Na koju stranu pilot treba okrenuti i koji mu treba biti novi pravac leta kako bi presreo traženi QDM? Skicirajte prometnu situaciju.

3.14. Ako je traženi QDR  $220$ , za treći slučaj prikaza RMI-a sa Slike 15., odredite hoće li se pogreška povećavati ili smanjivati zadrži li pilot aktualni pravac leta? Na koju stranu pilot treba okrenuti i koji mu treba biti novi pravac leta kako bi presreo traženi QDM? Skicirajte prometnu situaciju.

3.15. Proračunajte magnetsku deklinaciju za tekuću godinu za područja Cipra i Irske ako je godišnja promjena magnetske deklinacije  $6'$  E.

## 4. Žiroskopski i motorski instrumenti

### Riješeni primjeri

4.1. Izvedite izraz koji pokazuje odnos žiroskopske inercije i kinetičke energije rotacije zvrka. Pokažite kako kutna brzina precesije ovisi o žiroskopskoj inerciji zvrka.

Veličina žiroskopske inercije se može prikazati kao umnožak momenta inercije i kutne brzine zvrka prema izrazu:

$$N = I \cdot \omega \quad (31)$$

gdje je  $N$  žiroskopska inercija ili zamah,  $I$  moment inercije, a  $\omega$  kutna brzina zvrka.

Moment inercije zvrka definiran je izrazom:

$$I = \sum_{i=1}^n m_i r_i^2 \quad (32)$$

gdje je  $m_i$  elementarna točkasta masa pojedine čestice zvrka, a  $r_i$  udaljenost pojedine čestice od središta rotacije.

Slijedi:

$$N = \omega \sum_{i=1}^n m_i r_i^2.$$

Iz dobivenog izraza vidi se proporcionalnost zamaha s kutnom brzinom, masom i polumjerom rotacije zvrka. Na sličan način može se pokazati da je zamah proporcionalan kinetičkoj energiji rotacije zvrka  $E$ :

$$E = \frac{I \cdot \omega^2}{2}$$

$$E = \frac{\omega^2 \cdot \sum_{i=1}^n m_i r_i^2}{2}$$

$$E = \frac{N \cdot \omega}{2}$$

$$N = \frac{2 \cdot E}{\omega} \quad (32)$$

Kutna brzina precesije može se opisati izrazom:

$$\omega_p = \frac{M}{I \cdot \omega} = \frac{M}{N} \quad (33)$$

gdje je  $M$  moment sile,  $I$  moment inercije, a  $\omega$  kutna brzina zvrka, a  $N$  žiroskopska inercija ili zamah.

4.2. Odredite brzinu vrtnje zvrka žiroskopa umjetnog obzora ako je on električki pogonjen trofaznim indukcijskim motorom 115 V, 400 Hz, s 2 pola. Ako je dozvoljeno odstupanje brzine vrtnje 5 %, odredite najmanju brzinu potrebnu za pogon rotora.

$$U = 115 \text{ V}$$

$$f = 400 \text{ Hz}$$

$$P = 2$$

$$\Delta N = 5 \%$$

$$N = ?$$

$$N_{\min} = ?$$

Sinkronizirana brzina vrtnje indukcijskog motora može se odrediti prema izrazu:

$$N = \frac{120 f}{P} \quad [\text{okr/min}] \quad (34)$$

gdje je  $N$  brzina vrtnje,  $f$  frekvencija, a  $P$  broj polova (minimalan broj 2 daje najveću sinkroniziranu brzinu vrtnje).

Brzina vrtnje, prema (34), iznosi:

$$N = \frac{120 f}{P} = \frac{120 \cdot 400}{2} = 24000 \text{ okr/min}$$

Ako je dozvoljeno odstupanje brzine vrtnje 5 %, najmanja brzina potrebna za pogon rotora:

$$N_{\min} = 24000 - 0,05 \cdot 24000 = 22800 \text{ okr/min}$$

4.3. Odredite komponentu stvarnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog mehaničkih nesavršenosti ako totalno zanošenje iznosi  $-9,5$  °/h, prividno zanošenje zbog Zemljine vrtnje  $-10,3$  °/h, prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje  $+9,5$  °/h, a zanošenje zbog dodatnog precesiranja uzrokovanog maticom za neutralizaciju prividnog zanošenja (engl. Latitude Nut) iznosi  $-11,1$  °/h.

$$Z_t = -9,5 \text{ °/h}$$

$$Z_{pzv} = -10,3 \text{ °/h}$$

$$Z_{plz} = +9,5 \text{ °/h}$$

$$Z_{smn} = -11,5 \text{ °/h}$$

$$Z_{smn} = ?$$

Zanošenje glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta ( $Z_t$ ) može biti prividno ( $Z_p$ ) i stvarno ( $Z_s$ ):

$$Z_t = Z_p + Z_s$$

Prividno zanošenje je metoda pogreška, a nastaje zbog Zemljine vrtnje ( $Z_{pzv}$ ) i leta oko Zemlje ( $Z_{plz}$ ):

$$Z_p = Z_{pzv} + Z_{plz}$$

Stvarno zanošenje je slučajni precesijski efekt koji nastaje zbog mehaničkih nesavršenosti žiroskopa, kao što su trenje u ležajevima, nedovoljna uravnoteženost zvrka i dr. ( $Z_{smn}$ ) i zbog dodatnog precesiranja uzrokovanog maticom za neutralizaciju prividnog zanošenja ( $Z_{snm}$ ):

$$Z_s = Z_{smn} + Z_{snm}$$

Slijedi da se zanošenje glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta može predstaviti izrazom:

$$Z_t = Z_{pzv} + Z_{plz} + Z_{smn} + Z_{snm} \quad (35)$$

Prema (35), komponenta stvarnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog mehaničkih nesavršenosti je:

$$Z_{smn} = Z_t - (Z_{pzv} + Z_{plz} + Z_{snm}) = -9,5 - (-10,3 + 9,5 - 11,5)$$

$$Z_{smn} = +2,8 \text{ °/h}$$

4.4. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog Zemljine vrtnje ako su geografske koordinate zrakoplova:  $45^{\circ}30' \text{ N } 13^{\circ}30' \text{ E}$ .

$$Z\check{S} = 45^{\circ}30' \text{ N}$$

$$ZD = 13^{\circ}30' \text{ E}$$

$$Z_{pzv} = ?$$

Veličina prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta, zbog Zemljine vrtnje, može se odrediti sljedećim izrazom:

$$Z_{pzv} = \omega_Z \cdot \sin \varphi, \quad (36)$$

gdje je  $\omega_Z$  kutna brzina Zemlje ( $15,04^{\circ}/\text{h}$ ), a  $\varphi$  zemljopisna širina točke motrišta. U sjevernoj hemisferi predznak zanošenja zbog Zemljine vrtnje je negativan, a u južnoj hemisferi pozitivan.

Prema (36), prividno zanošenje zbog Zemljine vrtnje iznosi:

$$Z_{pzv} = \omega_Z \cdot \sin \varphi = 15,04 \cdot \sin 45,5 = 10,73^{\circ}/\text{h}$$

Zbog leta u sjevernoj hemisferi,  $Z_{pzv} = -10,73^{\circ}/\text{h}$ .

4.5. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog leta oko Zemlje ako je kutna brzina leta zrakoplova  $6^{\circ}/\text{h}$ , pravac leta  $160^{\circ}$ , a leti na  $60^{\circ}$  sjeverne geografske širine.

$$\omega_l = 6^{\circ}/\text{h}$$

$$PL = 160^{\circ}$$

$$Z\check{S} = 60^{\circ} \text{ N}$$

$$Z_{plz} = ?$$

Veličina prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta, zbog leta oko Zemlje, može se odrediti sljedećim izrazom:

$$Z_{plz} = \omega_l \cdot \sin PL \cdot \text{tg } \varphi, \quad (37)$$

gdje je  $\omega_l$  kutna brzina leta,  $PP$  pravi pravac leta, a  $\varphi$  zemljopisna širina točke motrišta.

Predznak zanošenja zbog leta oko Zemlje, u ovisnosti o hemisferi i tome leti li zrakoplov prema istoku ili prema zapadu, može se naći u Tablici 13.

**Tablica 13. Predznak prividnog zanošenja zbog leta oko Zemlje**

prema zapadu + sjeverna hemisfera	prema istoku - sjeverna hemisfera
prema zapadu - južna hemisfera	prema istoku + južna hemisfera

Prema (37), prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje, iznosi:

$$Z_{plz} = \omega_l \cdot \sin PP \cdot \operatorname{tg} \varphi = 6 \cdot \sin 160^\circ \cdot \operatorname{tg} 60 = 3,55 \text{ }^\circ/\text{h}$$

Zbog leta u sjevernoj hemisferi i prema istoku,  $Z_{plz} = -3,55 \text{ }^\circ/\text{h}$ .

4.6. Zrakoplov je opremljen idealno uravnoteženim žiroskopom unutar prikaznika pravca leta. Neutralizacijska matica zemljopisne širine postavljena je  $45^\circ \text{ S}$  i zrakoplov ima pravi pravac leta  $090^\circ$  pri putnoj brzini 460 kn na zemljopisnoj širini  $45^\circ \text{ S}$ . Odredite ukupno zanošenje glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta.

$$Z\check{S}_{nm} = 45^\circ \text{ S}$$

$$PP = 090^\circ$$

$$GS = 460 \text{ kn}$$

$$Z\check{S} = 45^\circ \text{ S}$$

$$Z_t = ?$$

Idealno uravnotežen žiroskop podrazumijeva da nema komponente stvarnog zanošenja zbog mehaničkih nesavršenosti, tj.  $Z_{snm} = 0$ .

Prema izrazu (36), prividno zanošenje zbog Zemljine vrtnje (pozitivan predznak zbog leta u južnoj hemisferi), iznosi:

$$Z_{pzv} = \omega_z \cdot \sin \varphi = 15,04 \cdot \sin 45 = 10,61 \text{ }^\circ/\text{h}$$

Budući da je neutralizacijska matica zemljopisne širine postavljena na  $45^\circ \text{ S}$  i zrakoplov leti na toj zemljopisnoj širini, zanošenje uzrokovano maticom za



neutralizaciju prividnog zanošenja biti će istoga iznosa, ali suprotnog predznaka u odnosu na zanošenje zbog Zemljine vrtnje:

$$Z_{\text{snm}} = -\omega_z \cdot \sin \varphi = -15,04 \cdot \sin 45 = -10,61 \text{ } ^\circ/\text{h}$$

Veličina prividnog zanošenja zbog leta oko Zemlje, može se odrediti sljedećim izrazom:

$$Z_{\text{plz}} = \frac{GS \cdot \text{tg } Z\check{S}}{60} \quad (38)$$

gdje je  $GS$  putna brzina leta, a  $Z\check{S}$  zemljopisna širina.

Prema (38), prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje (pozitivan predznak zbog leta u južnoj hemisferi i prema istoku):

$$Z_{\text{plz}} = \frac{GS \cdot \text{tg } Z\check{S}}{60} = \frac{460 \cdot \text{tg } 45^\circ}{60} = 7,67 \text{ } ^\circ/\text{h}$$

Ukupno zanošenje glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta:

$$Z_t = Z_{\text{pzv}} + Z_{\text{plz}} + Z_{\text{smn}} + Z_{\text{snm}} = 10,61 + 7,67 + 0 - 10,61 = +7,67 \text{ } ^\circ/\text{h}$$

4.7. Zrakoplov leti u pravcu leta  $320^\circ$  pri putnoj brzini 650 kn. Tijekom jednog sata leta, srednja zemljopisna širina je bila  $72^\circ$  N. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog leta oko Zemlje.

$$PP = 320^\circ$$

$$GS = 650 \text{ kn}$$

$$t = 1 \text{ h}$$

$$SZ\check{S} = 72^\circ \text{ N}$$

$$Z_{\text{plz}} = ?$$

Budući da pravac leta nije u smjeru istok/zapad, prvo je potrebno odrediti komponentu putne brzine u smjeru zapada,  $GS_z$ :

$$\sin 40^\circ = \frac{GS_z}{GS}$$

$$GS_z = GS \cdot \sin 40^\circ = 650 \cdot \sin 40^\circ = 417,81 \text{ kn}$$

Prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje (pozitivan predznak zbog leta u sjevernoj hemisferi i prema zapadu):

$$Z_{plz} = \frac{GS_Z \cdot \text{tg } SZ\check{S}}{60} = \frac{417,81 \cdot \text{tg } 72^\circ}{60} = 21,43 \text{ }^\circ/\text{h}$$

4.8. Zrakoplov polijeće s mjesta A (55° N 10° W) i slijeće u mjesto B (55° N 54° W), 4 sata nakon polijetanja držeći konstantan pravac leta. Žiroskop je idealan, bez stvarnog zanošenja, i neutralizacijska matica zemljopisne širine postavljena je na 55° N. Ako je prikaznik pravca leta usklađen sa stvarnim sjeverom prilikom polijetanja i nije resetiran tijekom leta, koliko će biti pokazivanje instrumenta na mjestu slijetanja? Orijentacija uzletno-sletne staze na poziciji B je 090°.

A: 55° N 10° W

B: 55° N 54° W

$t = 4 \text{ h}$

$Z_{snm} = 0$

$Z\check{S}_{nm} = 55^\circ \text{ N}$

$P_{USS} = 090^\circ$

$Z_{plz} = ?$

$PP_{DI} = ?$

Budući da je žiroskop transportiran kroz 44° zemljopisne dužine u vremenu 4 h, promjena zemljopisne dužine (PZD) je 11 °/h.

Prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje (pozitivan predznak zbog leta u sjevernoj hemisferi i prema zapadu):

$$Z_{plz} = PZD \cdot \sin Z\check{S} = 11 \cdot \sin 55^\circ = +9 \text{ }^\circ/\text{h}$$

Budući da se prikazivanje instrumenta povećava 9° po satu, nakon 4 sata leta instrument će pokazivati 36° više. Na slijetanju, zbog orijentacije uzletno-sletne staze 090°, instrument će prikazivati 090° uvećano za 36°, odnosno 126°.

4.9. Prikaznik pravca leta ima neutralizacijsku maticu zemljopisne širine postavljenu na 54° S što kompenzira prividno zanošenje kada je zrakoplov prizemljen na toj zemljopisnoj širini. Kada zrakoplov leti prema zapadu duž 49° sjeverne zemljopisne širine, pri putnoj brzini 450 kn, ukupno zanošenje žiroskopa iznosi -9,5 °/h. Odredite veličinu i predznak stvarnog zanošenja uzrokovanog mehaničkim nesavršenostima žiroskopa.

$$Z\check{S}_{nm} = 54^\circ \text{ S}$$

$$Z\check{S} = 049^\circ \text{ N}$$

$$GS = 450 \text{ kn}$$

$$Z_t = -9,5^\circ/\text{h}$$

$$Z_{snm} = ?$$

Komponente zanošenja žiroskopa mogu se odrediti redom; Zanošenje uzrokovano maticom za neutralizaciju prividnog zanošenja (negativan predznak zbog postavke neutralizacijske matice u južnoj hemisferi):

$$Z_{snm} = -\omega_Z \cdot \sin \varphi = -15,04 \cdot \sin 54 = -12,17^\circ/\text{h}$$

Prividno zanošenje zbog Zemljine vrtnje (negativan predznak zbog leta u sjevernoj hemisferi):

$$Z_{pzv} = \omega_Z \cdot \sin \varphi = -15,04 \cdot \sin 49 = -11,35^\circ/\text{h}$$

Valja primijetiti različite hemisfere kod postavke neutralizacijske matice i leta zrakoplova.

Prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje (pozitivan predznak zbog leta u sjevernoj hemisferi i prema zapadu):

$$Z_{plz} = \frac{GS_Z \cdot \text{tg } SZ\check{S}}{60} = \frac{450 \cdot \text{tg } 49^\circ}{60} = 8,63^\circ/\text{h}$$

Komponenta stvarnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog mehaničkih nesavršenosti je:

$$Z_{smn} = Z_t - (Z_{pzv} + Z_{plz} + Z_{snm}) = -9,5 - (-11,35 + 8,63 - 12,17)$$

$$Z_{smn} = +5,39^\circ/\text{h}$$

4.10. Prikaznik pravca leta prizemljenog zrakoplova pozicioniranog na  $55^\circ$  N ima ukupno zanošenje  $-7,5^\circ/\text{h}$ . Odredite ukupno zanošenje žiroskopa zrakoplova koje se očekuje na  $72^\circ$  N, pri putnoj brzini 458 kn i pravom pravcu leta  $270^\circ$ .

$$Z\check{S} = 55^\circ \text{ N}$$

$$Z_t = -7,5^\circ/\text{h}$$

$$Z\check{S}_1 = 72^\circ \text{ S}$$

$$GS = 458 \text{ kn}$$

$$PP = 270^\circ$$

$$Z_{t1} = ?$$

Na  $55^\circ$  N, na Zemlji, može se odrediti komponenta stvarnog zanošenja:

$$Z_s = Z_t - (Z_{pzv} + Z_{plz}) = -7,5 - (-15,04 \cdot \sin 55^\circ + 0)$$

$$Z_s = +4,82^\circ/\text{h}$$

Na  $72^\circ$  N, pri putnoj brzini 458 čv i pravom pravcu leta  $270^\circ$ , ukupno zanošenje:

$$Z_t = Z_{pzv} + Z_{plz} + Z_s = -15,04 \cdot \sin 72^\circ + \frac{458 \cdot \text{tg } 72^\circ}{60} + 4,82$$

$$Z_t = -14,3 + 23,49 + 4,82$$

$$Z_t = +14,01^\circ/\text{h}$$

4.11. Odredite potrebni vremenski interval korekcije prikaza pravca leta uslijed stvarnog zanošenja ako je maksimalno dozvoljeno odstupanje prikaza od magnetskog meridijana  $3^\circ$ , a zrakoplov leti na zemljopisnoj širini  $60^\circ$ .

$$\xi = 3^\circ$$

$$Z\check{S} = 60^\circ$$

$$\Delta t = ?$$

Zbog stvarnog zanošenja, prikazivanje prikaznika pravca leta potrebno je usklađivati s magnetskim kompasom. Interval korekcije može se odrediti prema empirijskom izrazu:

$$\Delta t = \frac{4\xi}{\sin Z\check{S}} \text{ [min]}, \quad (39)$$

Gdje je  $\xi$  dozvoljeno odstupanje prikaza od magnetskog meridijana [°], a  $Z\check{S}$  zemljopisna širina točke motrišta.

Prema (39), potrebni vremenski interval korekcije prikaza pravca leta je:

$$\Delta t = \frac{4\xi}{\sin Z\check{S}} = \frac{4 \cdot 3}{\sin 60} = 13,86 \text{ min} \approx 14 \text{ min}$$

4.12. Odrediti nagibnu pogrešku žiroskopa prikaznika pravca leta ako je: a) nagib žiroskopa  $45^\circ$  i očitavanje na instrumentu  $45^\circ$  i b) nagib žiroskopa  $30^\circ$  i očitavanje na instrumentu  $90^\circ$ .

$$\gamma_1 = 45^\circ$$

$$\alpha_1 = 45^\circ$$

$$\gamma_2 = 30^\circ$$

$$\alpha_2 = 90^\circ$$

$$\Delta\alpha = ?$$

Nagibna pogreška privremena je pogreška zbog nagiba žiroskopa, a ispravlja se automatski. Može se odrediti prema izrazu:

$$\Delta\alpha = \text{arc tg} \frac{\text{tg } \alpha \cdot (1 - \cos \gamma)}{1 + \text{tg}^2 \alpha \cdot \cos \gamma}, \quad (40)$$

Gdje je  $\Delta\alpha$  nagibna pogreška (razlika u stvarnom i prikazanom pravcu leta),  $\alpha$  pravac leta očitavan na instrumentu, a  $\gamma$  nagib žiroskopa.

Prema (40), nagibna pogreška za slučaj a):

$$\Delta\alpha_1 = \text{arc tg} \frac{\text{tg } \alpha_1 \cdot (1 - \cos \gamma_1)}{1 + \text{tg}^2 \alpha_1 \cdot \cos \gamma_1} = \text{arc tg} \frac{\text{tg } 45 \cdot (1 - \cos 45)}{1 + \text{tg}^2 45 \cdot \cos 45} = \text{arc tg } 0,172$$

$$\Delta\alpha_1 = 9,76^\circ$$

Nagibna pogreška za slučaj b):

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha_2 = \frac{\operatorname{tg} \alpha_2 \cdot (1 - \cos \gamma_2)}{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha_2 \cdot \cos \gamma_2} = \frac{\operatorname{tg} 90 \cdot (1 - \cos 30)}{1 + \operatorname{tg}^2 90 \cdot \cos 30} = \frac{\infty}{\infty}$$

Uvrštavanjem vrijednosti kutova dobije se neodređen izraz  $\infty/\infty$  koji je potrebno riješiti pomoću limesa funkcije. Zamijenimo  $\operatorname{tg} 90 = x$ , pa slijedi:

$$\begin{aligned} \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{x \cdot (1 - \cos 30)}{1 + x^2 \cdot \cos 30} &= (1 - \cos 30) \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{x}{1 + x^2 \cdot \cos 30} = \\ &= (1 - \cos 30) \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{x}{1 + x^2 \cdot \cos 30} / x^2 = (1 - \cos 30) \lim_{x \rightarrow \infty} \frac{\frac{1}{x}}{\frac{1}{x^2} + \cos 30} = \\ &= (1 - \cos 30) \frac{\lim_{x \rightarrow \infty} \frac{1}{x}}{\lim_{x \rightarrow \infty} \frac{1}{x^2} + \cos 30} = (1 - \cos 30) \frac{0}{\cos 30} = (1 - \cos 30) \cdot 0 \end{aligned}$$

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha_2 = 0$$

$$\Delta \alpha_2 = \operatorname{arc} \operatorname{tg} 0 = 0^\circ$$

4.13. Definirajte standardne brzine skretanja zrakoplova i sa zadovoljavajućom točnošću odredite potreban nagib za standardni *Rate 1* zaokret ako je stvarna brzina, očitana na zračnom brzinomjeru za TAS, jednaka 150 kn. Odredite polumjer skretanja.

$$TAS = 150 \text{ kn}$$

*Rate 1* zaokret

$$N = ?$$

$$PS = ?$$

Standardne brzine skretanja (BS) zrakoplova su sljedeće:

- *Rate 1* = 180 °/min ili 3 °/s;
- *Rate 2* = 360 °/min ili 6 °/s;
- *Rate 3* = 540 °/min ili 9 °/s;
- *Rate 4* = 720 °/min ili 12 °/s.

Potreban nagib ( $N$ ) za standardni *Rate 1* zaokret pri nekoj brzini  $TAS$ , u praksi se sa zadovoljavajućom točnošću, može odrediti pomoću izraza:

$$N = \frac{TAS \text{ [kn]}}{10} + 7. \quad (41)$$

Prema (41), potreban nagib za standardni zaokret, očitana na ljestvici poprečnog nagiba na umjetnom horizontu:

$$N = \frac{TAS}{10} + 7 = \frac{150}{10} + 7 = 22^\circ$$

Polumjer (radijus) skretanja može se odrediti pomoću izraza:

$$PS = \frac{TAS}{BS \cdot 20\pi}, \quad (42)$$

gdje je  $PS$  polumjer skretanja u nautičkim miljama,  $TAS$  stvarna brzina u čvorovima,  $BS$  brzina skretanja u  $^\circ/s$ , a  $\pi$  Ludolfov broj (Arhimedova konstanta).

Prema (42), polumjer skretanja:

$$PS = \frac{TAS}{BS \cdot 20\pi} = \frac{150}{3 \cdot 20\pi} = 0,8 \text{ NM}$$

4.14. Ako je u zaokretu nagib očitana na ljestvici poprečnog nagiba na umjetnom horizontu  $20^\circ$ , a stvarna brzina, očitana na zračnom brzinomjeru za  $TAS$ ,  $120 \text{ kn}$ , odredite brzinu skretanja zrakoplova. Koliko je vremena potrebno za zaokret od  $180^\circ$ ?

$$N = 20^\circ$$

$$TAS = 120 \text{ kn} = 120 \text{ NMh}^{-1} = \frac{120}{60} \frac{\text{NM}}{\text{min}} = 2 \text{ NMmin}^{-1}$$

$$\varepsilon = 180^\circ$$

$$BS = ?$$

$$t = ?$$

Brzina skretanja zrakoplova može se odrediti pomoću izraza:

$$BS = \frac{\text{tg } N}{0,055 \cdot TAS}, \quad (43)$$

gdje je  $BS$  brzina skretanja u  $^{\circ}/s$ ,  $N$  kut nagiba u  $^{\circ}$ , a  $TAS$  stvarna brzina u  $NM/min$ .

Prema (43), brzina skretanja zrakoplova:

$$BS = \frac{\operatorname{tg} N}{0,055 \cdot TAS} = \frac{\operatorname{tg} 20}{0,055 \cdot 2} = 3,31 \text{ } ^{\circ}/s$$

Vrijeme potrebno za zaokret od  $180^{\circ}$ :

$$t = \frac{\varepsilon}{BS} = \frac{180^{\circ}}{3,31 \text{ } ^{\circ}/s} = 54,38 \text{ s}$$

4.15. Izvedite formulu kojom se računa visina stupca goriva u spremniku ako se radi o mjerenju količine goriva kapacitivnom metodom. Ako je spremnik goriva zrakoplova visok pola metra, a trenutni ukupni kapacitet kondenzatora 12 nF, odredite kolika je razina goriva u spremniku. Faktor razmjernosti ploča je 2 m, udaljenost između ploča 1 mm, a relativna dielektričnost goriva 2.

$$h_T = 0,5 \text{ m}$$

$$C_T = 12 \text{ nF}$$

$$k_{rp} = 2 \text{ m}$$

$$d = 1 \text{ mm}$$

$$\varepsilon_{rG} = 2$$

$$h_G = ?$$

Mjerenje količine goriva kapacitivnom metodom podrazumijeva mjerenje ukupnog kapaciteta  $C_T$  dva paralelno spojena kondenzatora; jednog kojemu je dielektrik gorivo  $C_G$  i drugog kojemu je dielektrik zrak  $C_Z$ :

$$C_T = C_G + C_Z,$$

$$C_T = \varepsilon_0 \varepsilon_{rG} \frac{S_G}{d} + \varepsilon_0 \varepsilon_{rZ} \frac{S_Z}{d}, \quad (44)$$

Gdje je  $\varepsilon_0$  dielektričnost u vakuumu ( $8,854 \cdot 10^{-12} \text{ F/m}$ ),  $\varepsilon_{rG}$  i  $\varepsilon_{rZ}$  pripadajuće dielektrične konstante goriva i zraka,  $S_G$  i  $S_Z$  površine ploča, a  $d$  međusobna udaljenost ploča kondenzatora.



Budući da je općenito površina ploča  $S$  proporcionalna visini  $h$ ,  $\varepsilon_0$  konstanta, a  $d$  nepromjenjiv, može se pisati:

$$\varepsilon_0 \frac{S}{d} = k \cdot h,$$

$$k = \varepsilon_0 \frac{S}{d \cdot h} \quad (45)$$

gdje je  $S/h$  čimbenik razmjernosti ploča  $k_{rp}$ . Time izraz (44) postaje jednostavniji, pa uz  $\varepsilon_{rZ} = 1$  slijedi:

$$C_T = k \cdot \varepsilon_{rG} \cdot h_G + k \cdot h_Z$$

$$C_T = k(\varepsilon_{rG} \cdot h_G + h_Z)$$

Ukupna visina spremnika ( $h_T$ ) poznata je i jednaka zbroju visine razine goriva ( $h_G$ ) i visine razine zraka ( $h_Z$ ):

$$h_T = h_G + h_Z.$$

Uvrštavanjem  $h_Z = h_T - h_G$  u gornji izraz i sređivanjem dobiva se:

$$C_T = k(\varepsilon_{rG} \cdot h_G + (h_T - h_G))$$

$$\frac{C_T}{k} = h_T + \varepsilon_{rG} \cdot h_G - h_G = h_T + h_G(\varepsilon_{rG} - 1)$$

$$h_G = \frac{\frac{C_T}{k} - h_T}{\varepsilon_{rG} - 1} \quad (46)$$

Izraz (46) pokazuje da se mjerenjem ukupnog kapaciteta može dobiti podatak o visini stupca goriva, odnosno količini goriva u spremniku.

Prema (45), konstanta  $k$  za podatke iz zadatka, iznosi:

$$k = \varepsilon_0 \frac{S}{d \cdot h} = \varepsilon_0 \frac{k_{rp}}{d} = 8,854 \cdot 10^{-12} \cdot \frac{2}{10^{-3}} = 17,71 \cdot 10^{-9} \text{ Fm}^{-1}$$

Prema (46), visina stupca goriva u spremniku:

$$h_G = \frac{\frac{C_T}{k} - h_T}{\varepsilon_{rG} - 1} = \frac{12 \cdot 10^{-9} - 0,5}{17,71 \cdot 10^{-9} - 1} = 0,18 \text{ m} = 18 \text{ cm}$$

4.16. Izvedite formulu i odredite kapacitet spremnika goriva (visinu stupca goriva) ako je on pravokutnog presjeka i ispunjen gorivom 60 %. Dielektrična konstanta goriva iznosi 1,95, a kapacitet osjetnika praznog spremnika 110 pF.

$$h_G/h_T = 60 \%$$

$$C_{Tpr} = 110 \text{ pF}$$

$$\varepsilon_{rG} = 1,95$$

$$C_T = ?$$

Prema (44), kapacitet osjetnika punog spremnika goriva ( $C_Z = 0$ ) iznosi:

$$C_{Tpu} = C_G + C_Z = C_G = \varepsilon_0 \varepsilon_{rG} \frac{S_G}{d} =$$

Kapacitet osjetnika punog spremnika veći je od kapaciteta osjetnika praznog spremnika onoliko puta koliko iznosi dielektrična konstanta goriva:

$$C_{Tpu} = \varepsilon_{rG} \cdot C_Z$$

Kapacitet osjetnika praznog spremnika goriva ( $C_G = 0$ ) iznosi:

$$C_{Tpr} = C_G + C_Z = C_Z$$

Kada je spremnik pun, slijedi:

$$C_{Tpu} = C_G + C_Z = \varepsilon_{rG} \cdot C_Z$$

$$C_G = C_{Tpu} - C_Z = C_Z(\varepsilon_{rG} - 1)$$

Za djelomično popunjen spremnik vrijedi:

$$C_G = \frac{h_G}{h_T} C_Z(\varepsilon_{rG} - 1) \tag{47}$$

Prema (47), kapacitet osjetnika spremnika goriva:

$$C_G = \frac{h_G}{h_T} C_Z(\varepsilon_{rG} - 1) = \frac{60}{100} 110 \cdot 10^{-12} (1,95 - 1) = 62,7 \cdot 10^{-12} \text{ F}$$

$$C_G = 62,7 \text{ pF}$$

4.17. Odredite količinu goriva koju pokazuje prikaznik mjerača količine goriva ako je izmjerena volumna količina goriva 44 galona, a gustoća goriva izmjerena densitometrom iznosi 6,71 lb/gal. Odredite pohranjenu energiju u gorivu ako je specifična energija goriva 11,9 kWh/kg.

$$V = 44 \text{ gal}$$

$$\rho = 6,71 \text{ lb/gal}$$

$$W_s = 11,9 \text{ kWh/kg}$$

$$m = ?$$

$$W = ?$$

Mjerač količine goriva (MKG) pokazuje masu goriva  $m$  koja je jednaka umnošku volumne količine goriva  $V$  i gustoće goriva  $\rho$ :

$$m = \rho \cdot V \quad (48)$$

Prema (48), masa goriva iznosi:

$$m = \rho \cdot V = 6,71 \cdot 44 = 295,24 \text{ lb}$$

$$m = 295,24 \text{ lb} \cdot 0,45359 \frac{\text{kg}}{\text{lb}} = 133,92 \text{ kg}$$

Energija pohranjena u gorivu  $W$  jednaka je umnošku specifične energije goriva  $W_s$  i mase goriva  $m$ :

$$W = W_s \cdot m \quad (49)$$

Prema (49), energija pohranjena u gorivu, iznosi:

$$W = W_s \cdot m = 11,9 \cdot 133,92 = 1593,65 \text{ kWh} \cong 1,6 \text{ MWh}$$

4.18. Ako je snaga motora elisno-mlaznog zrakoplova 682 kW, a brzina vrtnje 1600 okr/min, odredite koliki će zakretni moment u Nm pokazivati mjerač zakretnog momenta (torkmetar).

$$P = 682 \text{ kW} = 682 \cdot 1,36 \text{ KS/kW} = 927,26 \text{ KS}$$

$$v = 1600 \text{ okr/min} = 80/3 \text{ okr/s}$$

$$ZM = ?$$

Zakretni moment  $ZM$  koji pokazuje mjerač zakretnog momenta može se odrediti prema izrazu:

$$ZM = \frac{P}{\omega} = \frac{P}{2\pi v}, \quad (50)$$

gdje je  $ZM$  zakretni moment u Nm,  $P$  snaga u W,  $\omega$  kružna brzina vrtnje motora u rad/s, a  $v$  brzina vrtnje motora u okr/s.

Prema (50), zakretni moment motora, iznosi:

$$ZM = \frac{P}{2\pi v} = \frac{682 \cdot 10^3}{2\pi \cdot \frac{80}{3}} = 4070,4 \text{ Nm}$$

Zakretni moment  $ZM$  može se odrediti i u lb – ft ili lbf · ft pri čemu je  $P$  snaga u KS,  $k$  konstanta proporcionalnosti ( $\cong \frac{2\pi}{33000} = 0,0001904$ ), a  $v$  brzina vrtnje motora u okr/min:

$$ZM = \frac{P \text{ [KS]} \cdot 745,7}{\frac{2\pi}{60} \cdot v \text{ [okr/min]}} \cdot 0,224809 \cdot 3,28084 = \frac{P}{\frac{2\pi}{33089} \cdot v} = \frac{P}{k \cdot v}, \quad (51)$$

Prema (51), zakretni moment motora, iznosi:

$$ZM = \frac{P}{k \cdot v} = \frac{927,26}{0,0001904 \cdot 1600} = 3044 \text{ lb – ft}$$

## Zadatci za vježbu

4.19. Odredite komponentu stvarnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog mehaničkih nesavršenosti ako totalno zanošenje iznosi  $9,5 \text{ }^\circ/\text{h}$ , prividno zanošenje zbog Zemljine vrtnje  $-9,3 \text{ }^\circ/\text{h}$ , prividno zanošenje zbog leta oko Zemlje  $9,5 \text{ }^\circ/\text{h}$ , a zanošenje zbog dodatnog precesiranja uzrokovanog maticom za neutralizaciju prividnog zanošenja iznosi  $-10,1 \text{ }^\circ/\text{h}$ .

4.20. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog Zemljine vrtnje ako zrakoplov leti iznad Trogira.

4.21. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog leta oko Zemlje ako je kutna brzina leta zrakoplova  $5,5 \text{ }^\circ/\text{h}$ , pravac leta  $200^\circ$ , a leti na  $55^\circ$  južne geografske širine.

4.22. Zrakoplov je opremljen idealno balansiranim žiroskopom unutar prikaznika pravca leta. Neutralizacijska matica zemljopisne širine postavljena je  $51^\circ$  S i zrakoplov ima pravi pravac leta  $270^\circ$  pri putnoj brzini 420 kn na zemljopisnoj širini  $51^\circ$  S. Odredite ukupno zanošenje glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta.

4.23. Zrakoplov leti u pravcu leta  $320^\circ$  pri putnoj brzini 505 kn. Tijekom jednog sata leta, srednja zemljopisna širina je bila  $64^\circ$  N. Odredite veličinu prividnog zanošenja glavne osi žiroskopa prikaznika pravca leta zbog leta oko Zemlje.

4.24. Zrakoplov polijeće s mjesta A ( $55^\circ$  S  $10^\circ$  W) i slijeće u mjesto B ( $55^\circ$  S  $54^\circ$  W), 3 sata nakon polijetanja držeći konstantan pravac leta. Žiroskop je idealan, bez stvarnog zanošenja, i neutralizacijska matica zemljopisne širine postavljena je na  $55^\circ$  S. Ako je prikaznik pravca leta usklađen sa stvarnim sjeverom prilikom polijetanja i nije resetiran tijekom leta, koliko će biti pokazivanje instrumenta na mjestu slijetanja? Orijentacija uzletno-sletne staze na poziciji B je  $270^\circ$ .

4.25. Prikaznik pravca leta ima neutralizacijsku maticu zemljopisne širine postavljenu na  $44^\circ$  S što kompenzira prividno zanošenje kada je zrakoplov prizemljen na toj zemljopisnoj širini. Kada zrakoplov leti prema zapadu duž  $37^\circ$  sjeverne zemljopisne širine, pri putnoj brzini 420 kn, ukupno zanošenje žiroskopa iznosi  $-7,5 \text{ }^\circ/\text{h}$ . Odredite veličinu i predznak stvarnog zanošenja uzrokovanog mehaničkim nesavršenostima žiroskopa.

4.26. Prikaznik pravca leta prizemljenog zrakoplova pozicioniranog na  $55^\circ$  S ima ukupno zanošenje  $-5,5 \text{ }^\circ/\text{h}$ . Odredite ukupno zanošenje žiroskopa zrakoplova koje se očekuje na  $72^\circ$  S, pri putnoj brzini 448 kn i pravom pravcu leta  $090^\circ$ .

4.27. Odredite potrebni vremenski interval korekcije prikaza pravca leta uslijed stvarnog zanošenja ako je maksimalno dozvoljeno odstupanje prikaza od magnetskog meridijana  $2^\circ$ , a zrakoplov leti na zemljopisnoj širini  $60^\circ$  S.

4.28. Odredite nagibnu pogrešku žiroskopa prikaznika pravca leta ako je nagib žiroskopa  $30^\circ$  i očitavanje na instrumentu  $90^\circ$ .

4.29. Ako je u zaokretu nagib očitavao na ljestvici poprečnog nagiba na umjetnom horizontu  $15^\circ$ , a stvarna brzina, očitana na zračnom brzinomjeru za TAS, 100 kn, odredite brzinu skretanja zrakoplova. Koliko je vremena potrebno za zaokret od  $90^\circ$ ?

4.30. Ako je spremnik goriva iz zadatka 4.15. oblika kvadra dimenzija baze  $0,6\text{ m} \cdot 1,9\text{ m}$ , odredite volumnu količinu goriva u spremniku.

4.31. Odredite kapacitet spremnika goriva ako je on pravokutnog presjeka i ispunjen gorivom 50 %. Dielektrična konstanta goriva iznosi 1,85, a kapacitet osjetnika praznog spremnika 95 pF.

4.32. Ako je snaga motora elisno-klipnog zrakoplova 670 kW, a brzina vrtnje 1520 okr/min, odredite koliki će zakretni moment, u Nm, pokazivati mjerač zakretnog momenta.

## 5. Rješenja zadataka za vježbu

### Tlakomjerni instrumenti i radiovisinomjeri

1.21.  $h = 10965 \text{ m}$ ,  $h/h_k = 5,14$ ,  $p_k = 78179 \text{ Pa}$ ,  $p_k/p_h = 3,43$

1.22. za  $h_{\text{opt}} = 6000 \text{ ft}$ ,  $p_h = 81195 \text{ Pa}$ ,  $T_h = 272,26 \text{ K}$ ,  $\rho_h = 1,024 \text{ kg/m}^3$

1.23.  $h = 2020 \text{ m} \cong 6620 \text{ ft}$ ,  $6470 \text{ ft} \leq h \leq 6770 \text{ ft}$

1.24.  $h = 12170 \text{ ft}$

1.25.  $IAS = 124,41 \text{ m/s}$ ,  $p_u = 76669 \text{ Pa}$

1.26.  $TAS = 152,43 \text{ kn}$

1.27.  $M = 0,645$

1.28.  $IAS = 489,28 \text{ km/h}$

1.29.  $s = 4,53 \text{ NM}$ ,  $t = 2,72 \text{ min}$ ,  $\alpha = 10,092^\circ$

1.30.  $h = 750 \text{ m}$ ,  $712,5 \text{ m} \leq h \leq 787,5 \text{ m}$

### Termometri, akcelerometri i zrakoplovne ure

2.9.  $T = 272,3065 \text{ K}$ ,  $t = -0,8535 \text{ }^\circ\text{C} = 30,4817 \text{ }^\circ\text{F} = 490,1517 \text{ }^\circ\text{Ra}$

2.10.  $RR = 12,25 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $COAT = 30,75 \text{ }^\circ\text{C}$

2.11. Nije. Veća linearnost može se postići odabirom vrijednosti otpora  $R_x$  i  $R_3$ .

2.12.  $SAT_{0,8} = 35,35 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $SAT_1 = 33,77 \text{ }^\circ\text{C}$ . Veća obnovljivost termometra podrazumijeva veću sposobnost osjetila da obuhvati povišenje temperature zbog utjecaja opte, a to znači i veću točnost termometra.

2.13.  $G = -5,02$

2.14.  $GS = 124,47 \text{ kn}$

### Radionavigacijski instrumenti i kompasi

3.11.  $LV_1 = 218,47 \text{ NM}$ ,  $LV_2 = 213,04 \text{ NM}$

3.12.  $MP = 15^\circ$

3.13. Zadrži li pilot aktualni pravac leta, pogreška će se povećavati. Želi li presresti traženi QDM, pilot treba skrenuti ulijevo. Novi pravac leta može biti npr. 130

3.14. Zadrži li pilot aktualni pravac leta, pogreška će se povećavati. Želi li presresti traženi QDM, pilot treba skrenuti ulijevo. Novi pravac leta može biti npr. 165

$$3.15. MD_{2019 \text{ Cipar}} = 5,5^\circ \text{ E}, MD_{2019 \text{ Irska}} = 7,5^\circ \text{ W}$$

### Žiroskopski i motorski instrumenti

$$4.19. Z_{smn} = 19,4^\circ/\text{h}$$

$$4.20. Z_{pzv} = -10,35^\circ/\text{h}$$

$$4.21. Z_{plz} = -2,69^\circ/\text{h}$$

$$4.22. Z_t = 8,64^\circ/\text{h}$$

$$4.23. Z_{plz} = 11,09^\circ/\text{h}$$

$$4.24. Z_{plz} = -12,02^\circ/\text{h}, PL_{DI} = 233,94^\circ$$

$$4.25. Z_{smn} = 6,73^\circ/\text{h}$$

$$4.26. Z_t = 19,46^\circ/\text{h}$$

$$4.27. \Delta t = 9,24 \text{ min}$$

$$4.28. \Delta \alpha = 0$$

$$4.29. BS = 2,92^\circ/\text{s}, t = 30,82 \text{ s}$$

$$4.30. V = 0,57 \text{ m}^3$$

$$4.31. C_G = 40,375 \text{ pF}$$

$$4.32. ZM = 4269 \text{ Nm}$$



## 6. Kazalo oznaka i kratica

**Oznaka      Značenje**

**ili kratica**

<i>SI</i>	Système International d'Unités
<i>psi</i>	Pound per Square Inch
<i>psf</i>	Pound per Square Foot
<i>ISA</i>	International Standard Atmosphere
<i>MSL</i>	Mean Sea Level
<i>ICAO</i>	International Civil Aviation Organization
<i>NVA</i>	Nadmorska visina aerodroma
<i>OBV</i>	osjetljivi barometarski visinomjer
<i>PBT</i>	početni barometarski tlak
<i>IAS</i>	Indicated Air Speed
<i>TAS</i>	True Air Speed
<i>EAS</i>	Equivalent Air Speed
<i>CAS</i>	Calibrated Air Speed
<i>FL</i>	Flight Level
<i>NM</i>	nautička milja
<i>EM</i>	elektromagnetski
<i>RR</i>	Ram Rise
<i>COAT</i>	Corrected Outside Air Temperature
<i>IOAT</i>	Indicated Outside Air Temperature
<i>ADC</i>	Air Data Computer
<i>SAT</i>	Static Air Temperature
<i>TAT</i>	Total Air Temperature
<i>GS</i>	Ground Speed
<i>FR</i>	Fuel Remaining
<i>FQ</i>	Fuel Quantity
<i>FF</i>	Fuel Flow
<i>TR</i>	Time Remaining
<i>DR</i>	Distance Remaining

<i>VDF</i>	VHF Direction Finder
<i>NDB</i>	Non Directional Beacon
<i>VOR</i>	VHF Omni-Directional Range
<i>DME</i>	Distance Measuring Equipment
<i>ITU</i>	International Telecommunication Union
<i>IEEE</i>	Institute of Electrical and Electronics Engineering
<i>NATO</i>	North Atlantic Treaty Organization
<i>EU</i>	European Union
<i>VHF</i>	Very High Frequency
<i>LF</i>	Low Frequency
<i>MF</i>	Medium Frequency
<i>UHF</i>	Ultra High Frequency
<i>EHF</i>	Extremely High Frequency
<i>LV</i>	linija vidljivosti
<i>ERZ</i>	Efektivni Radijus Zemlje
<i>ELF</i>	Extremely Low Frequency
<i>HF</i>	High Frequency
<i>RMI</i>	Radio Magnetic Indicator
<i>CP</i>	crtta pravca leta
<i>MP</i>	magnetski pravac leta
<i>MH</i>	Magnetic Heading
<i>SK</i>	stranski kut
<i>RB</i>	Relative Bearing
<i>HSI</i>	Horizontal Situation Indicator
<i>KU</i>	kosa udaljenost
<i>SR</i>	Slant Range
<i>ZU</i>	zemaljska udaljenost
<i>GD</i>	Ground Distance
<i>N</i>	North
<i>E</i>	East
<i>S</i>	South
<i>W</i>	West

---

<i>KP</i>	kompasni pravac leta
<i>DK</i>	devijacija kompasa
<i>MP</i>	magnetski pravac leta
<i>MD</i>	magnetska deklinacija
<i>PP</i>	pravi pravac leta
<i>ŽMK</i>	Žiromagnetni kompas
<i>PMK</i>	pilotski magnetski kompas
<i>ZŠ</i>	zemljopisna širina
<i>ZD</i>	zemljopisna dužina
<i>SZŠ</i>	srednja zemljopisna širina
<i>USS</i>	uzletno – sletna staza
<i>PZD</i>	promjena zemljopisne dužine
<i>BS</i>	brzina skretanja
<i>PS</i>	polumjer skretanja
<i>MKG</i>	mjerač količine goriva
<i>ZM</i>	zakretni moment
<i>KS</i>	konjska snaga

## 7. Popis slika

Slika 1. Hidrostatski tlak na primjeru vode u čaši.....	2
Slika 2. Hidrostatska metoda mjerenja relativnog tlaka .....	3
Slika 3. Elastična membrana i njezina karakteristika.....	4
Slika 4. Ovisnost temperature i temperaturnog gradijenta o visini .....	6
Slika 5. Ovisnost tlaka zraka o visini, u području troposfere, za temperaturu 15°C na MSL .....	8
Slika 6. Ovisnost gustoće zraka o visini, u području troposfere .....	10
Slika 7. Karakteristika aneroidne membranske kapsule.....	11
Slika 8. Standardizirani načini mjerenja visine leta .....	12
Slika 9. Analogni prikaznik mehaničkog OBV-a .....	13
Slika 10. Presjek i karakteristika diferencijalne membranske kapsule.....	15
Slika 11. Prometna situacija definirana zadatkom .....	22
Slika 12. Grafički prikaz ovisnosti otpora termometara s otporskim osjetilom od žice nikla ili platine o temperaturi .....	28
Slika 13. Termometar s Wheatstoneovim mostom.....	29
Slika 14. Linija optičke vidljivosti radionavigacijskog sredstva i zrakoplova.....	35
Slika 15. Primjer prikaza prikaznika RMI.....	37
Slika 16. Prometna situacija za prvi slučaj prikaza iz prethodnog zadatka .....	38
Slika 17. Primjer prikaza prikaznika HSI.....	38
Slika 18. Kosa udaljenost zrakoplova od DME stanice .....	39
Slika 19. Karta izogona za područje Europe 2005. g.....	41
Slika 20. Međusobni odnos sjevernih polova, pravaca leta, devijacije kompasa i magnetske deklinacije .....	42

## 8. Popis tablica

Tablica 1. Odnos mjerne jedinice Pa i ostalih mjernih jedinica za tlak .....	1
Tablica 2. Standardna vrijednost atmosferskog tlaka .....	1
Tablica 3. Parametri za računanje atmosferskog tlaka.....	7
Tablica 4. Atmosferski tlak na različitim visinama prema ISA .....	8
Tablica 5. Gustoća zraka na različitim visinama prema ISA.....	9
Tablica 6. Rezultati ispitivanja i dozvoljena odstupanja OBV-a.....	14
Tablica 7. Odnos Kelvina i drugih mjernih jedinica za temperaturu .....	26
Tablica 8. Područje rada radionavigacijskih sredstava VDF, NDB, VOR i DME ...	34
Tablica 9. Pokazivanja kompasa prije kompenzacije .....	40
Tablica 10. Početna devijacija kompasa .....	40
Tablica 11. Konačna devijacija kompasa .....	40
Tablica 12. Pokazivanje žiromagnetnog (ŽMK) i pilotskog (PMK) magnetskog kompasa.....	43
Tablica 13. Predznak prividnog zanošenja zbog leta oko Zemlje .....	50

## Literatura

1. Bucak, T.; Zorić, I.: Zrakoplovni instrumenti i prikaznici, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
2. Instrumentation, Nordian AS, 2006.
3. Instrumentation, Jeppesen Sanderson Inc., 2004.
4. Nagabhushana, S., Sudha, L. K.: Aircraft Instrumentation and Systems, I.K. International Publishing House Pvt. Ltd., New Delhi, 2013.
5. Novak, D.: Zrakoplovna računska navigacija, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2012.
6. Grozdanić, B., Hegeduš, M.: Zrakoplovna navigacija 1, Zbirka zadataka s teorijskim temeljima i rješenjima, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 1998.
7. Popović, B., Bucak, T.: NDB – ADF primarni radionavigacijski sustav za rutno letenje i prilaženje na slijetanje, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 1999.
8. Pallett, E. H. J.: Aircraft Instruments & Integrated Systems, Longman Group UK Limited, London, 1992.