

Određivanje radnih karakteristika Pitotove cijevi

Mandarić, Bojan

Master's thesis / Diplomski rad

2011

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:713393>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-25**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Bojan Mandarić

Zagreb, 2011

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:
Prof. dr. sc. Josip Stepanić

Student:
Bojan Mandarić

Zagreb, 2011

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći stečena znanja tijekom studija i navedenu literaturu.

Ovim putem želio bih se najiskrenije zahvaliti prof. dr. sc. Josipu Stepaniću što mi je pomogao pri izradi ovoga diplomskog rada, te prof. dr. sc. Borisu Halaszu i dipl.ing Miljenku Bucaloviću bez čije pomoći rad ne bi mogao napraviti.

Također zahvalu upućujem svim profesorima, kolegama i prijateljima na višegodišnjoj potpori tijekom studija.

SADRŽAJ

SADRŽAJ.....	4
POPIS SLIKA.....	5
POPIS TABLICA.....	7
POPIS TEHNIČKE DOKUMENTACIJE	8
POPIS OZNAKA.....	9
SAŽETAK.....	10
1. UVOD.....	11
2. PITOT-STATIČKI SUSTAV.....	13
2.1 Princip rada Pitot-statičkog sustava zrakoplova.....	13
2.2 Pitot-statički sustavi korišteni na suvremenim zrakoplovima.....	15
2.3 Brzine korištene u zrakoplovstvu.....	18
3. KOLLSMANOVA PITOT CIJEV	23
4. ZRAKOPLOV KORIŠTEN ZA POTREBE RADA.....	25
4.1 Osnovni tehnički podatci o zrakoplovu Cessna-172.....	26
5. OPREMA KORIŠTENA ZA KALIBRIRANJE KOLLSMANOVE PITOT CIJE.....	27
5.1 Električni manometar.....	28
5.2 Mjerni instrument.....	30
5.3 Akumulatorske baterije.....	31
5.4 Polimerne cijevi.....	32
6. USPOREDBA POKAZIVANJA BRZINA KOLLSMANOVE PITOT CIJEVI S ATESTIRANIM BRZINOMJEROM AUTOMOBILA.....	33
6.1 Rezultati mjerenja.....	35
6.2 Komentar o rezultatima.....	47
7. USPOREDBA POKAZIVANJA BRZINA KOLLSMANOVE PITOT CIJEVI S ATESTIRANIM BRZINOMJEROM AVIONA.....	49
7.1 Mjerenje u različitim režimima leta.....	51
7.2 Ruta kojom se letjelo.....	52
7.3 Rezultati mjerenja.....	53
7.4 Analiza rezultata.....	64
8. ZAKLJUČAK.....	66
9. LITERATURA.....	67

POPIS SLIKA

Slika 1.1 a) Kollsmanova Pitot cijev	
b) Primjer sonde vakuumskog sustava mjerenja brzine, na lakome zrakoplovu [23]	11
Slika 1.2 a) Osnovnih šest instrumenata za upravljanje zrakoplovom [16]	
b) Avion Corsair F6-U s Kollsmanovom Pitot cijevi na vrhu lijevog polukrila [17]	12
Slika 2.1 a) Shema Pitot-statičkog sustava [1]	
b) Primjer Pitot cijevi korištene za meteorološka mjerenja [24]	13
Slika 2.2 Shema brzinomjera zrakoplova [11]	14
Slika 2.3 Shema spajanja instrumenata koji su dio Pitot-statičkog sustava. [11]	14
Slika 2.4 a) Zrakoplov registracijske oznake F-GZCP, izgubljen u nesreći na letu 447	
b) Isti zrakoplov, s označenim Pitot cijevima [12]	15
Slika 2.5 Pitot cijevi, modernog transportnog zrakoplova [22]	15
Slika 2.6 a) Pitot cijevi zrakoplova Cessna-172	
b) Sonda za statički tlak, zrakoplova Cessna-172 [15]	16
Slika 2.7 a) Pitot cijev za visoko podzvučni zrakoplov [25]	
b) Pitot cijev za zrakoplov Mirage 2000C [14]	16
Slika 2.8 a) <i>Air data probe</i> zrakoplova Mig-21 [15]	
b) Pitot-statička cijev zrakoplova F/A-18 [18]	17
Slika 2.9 Nagib izobara [4]	18
Slika 3.1 a) Kollsmanova cijev pomoću koje je izvršeno mjerenje	
b) Radiografski prikaz Kollsmanove cijevi	23
Slika 3.2 Shematski prikaz Kollsmanove Pitot cijevi [19]	23
Slika 3.3 Utjecaj komponente aerodinamičke brzine na statički sustav.....	24
Slika 4.1 Zrakoplov Cessna-172, registracijske oznake 9A-DDD	
a) Prednji pogled b) Bočni pogled	25
Slika 4.2 Motor: Lycoming O-360 [20]	25
Slika 5.1 a i b) Oprema potrebna za mjerenje, prije i poslije montaže.....	27
Slika 5.2 Oprema potrebna za mjerenje, nakon montaže u zrakoplovu.....	27
Slika 5.3 Električni manometar korišten u radu.....	28
Slika 5.4 Karakteristika manometra.....	28
Slika 5.5 Dimenzije manometra.....	29
Slika 5.6 Mjerni instrument korišten za potrebe rada.....	30
Slika 5.7 Akumulatorske baterije korištene za potrebe rada.....	31

Slika 5.8 Polimerne cijevi korištene za potrebe rada.....	32
Slika 6.1 a i b) Oprema za mjerenje postavljena u automobilu.....	33
Slika 6.2 Pitot cijevi zrakoplova F-16 [21]	34
Slika 6.3 a) Brzina od 95 km/h očitana na brzinomjeru automobila	
b) Iznos napona dobiven tijekom mjerenja, odgovara brzini 95 km/h	35
Slika 6.4. Usporedba brzina očitanih na brzinomjeru automobila i	
brzina dobivenih Kollsamnovom sondom, tijekom vremenskog perioda mjerenja.....	47
Slika 6.5. Prikaz veličine greške za svaku očitane brzinu, na brzinomjeru automobil.....	48
Slika 6.6. Omjer veličine greške i očitane brzine, na brzinomjeru automobila	
prikazan u postocima.....	48
Slika 7.1 a) Montaža Pitot cijevi na desnu upornicu	
b) Montirana Pitot cijevi na desnu upornicu.....	49
Slika 7.2 a i b) Mjerenje tijekom raznih režima leta.....	50
Slika 7.3 Prilaz aerodromu Lučko.....	50
Slika 7.4 Prikaz primarnog i sekundarnog sloma uzgona [3]	51
Slika 7.5 Prikaz zone Samobor	52
Slika 7.6 a) Let prema zoni Samobor	
b) Let u zoni Samobor, vidi se cestovna petlja Sv. Nedjelja.....	52
Slika 7.7 a) Oprema postavljena u zrakoplov	
b) Pogled na Pitot cijev iz pilotskog sjedišta.....	53
Slika 7.8 a) Instrumentalna ploča zrakoplova u polijetanju	
b) Iznos napona dobiven tijekom mjerenja, odgovara brzini 55 kt	53
Slika 7.9 Usporedba brzina očitanih na brzinomjeru zrakoplova i	
brzina dobivenih Kollsamnovom sondom, tijekom vremenskog perioda mjerenja.....	64
Slika 7.10 Prikaz veličine greške za svaku očitane brzinu, na brzinomjeru zrakoplova....	65
Slika 7.11 Omjer veličine greške i očitane brzine, na brzinomjeru zrakoplova	
prikazan u postocima.....	65

POPIS TABLICA

Tablica 6.1 Prikaz rezultata brzina i napona za mjerenje u automobilu.....46
Tablica7.1 Prikaz rezultata brzina i napona za mjerenje u zrakoplovu.....63

POPIS TEHNIČKE DOKUMENTACIJE

1. Cessna 172 series, 1969 thru 1976 service manual

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Definicija
P_0	Pa	Standardni tlak zraka
P_u	Pa	Ukupni tlak
P_n	Pa	Nad tlak
q	Pa	Dinamički tlak
ρ_0	kg/m^3	Gustoća zraka na standardnoj razini mora
ρ	kg/m^3	Gustoća zraka na visini leta zrakoplova
T	°C	Temperatura
v	m/s	Brzina
V	km/h	Brzina automobila
V_{IAS}	kt	Inducirana brzina
V_{EAS}	kt	Ekvivalentna brzina
V_{TAS}	kt	Stvarna brzina
V_{CAS}	kt	Kalibrirana brzina
V_{GS}	kt	Brzina u odnosu na zemlju
a_0	kt	Brzina zvuka na standardnoj razini mora
M	-	Machov broj kojim leti zrakoplov
U	V	Napon
H	m	Visina leta zrakoplova
h	ft	Visina leta zrakoplova

SAŽETAK

Cilj ovoga diplomskog rada jest postaviti pojednostavljeni model Pitot-statičkog sustava s namjenom karakterizacije Pitot-statičke cijevi kao osjetnika. Kako bi se što točnije pokazala karakteristika Kollsmanove Pitot, odnosno njezina odstupanja u pokazivanju brzina od atestiranih brzinomjera, za potrebe ovoga rada ispitivanja su vršena tijekom vožnje automobilom i tijekom leta zrakoplovom. Plan leta bio jest izveden tako da se zrakoplovom prošlo kroz sve režime standardnog leta u uvjetima vizualne orijentacije.

Na početku rada ukratko je opisan Pitot-statički sustav, odnosno brzinomjer zrakoplova, te važnost njegova ispravnog djelovanja, dok u nastavku rada opisana je Kollsmanova Pitot cijev i brzine koje se koriste u zrakoplovstvu.

Kako je za potrebe rada bilo potrebno povezati opremu na način osmišljen posebno za tu namjenu, opisana je i ta tematika. Nakon opisa sustava prikazani su rezultati mjerenja s pripadajućim objašnjenjima.

Rezultati dobiveni mjerenjem pomoću Kollsmanove Pitot cijevi upućuju na to da postoji sustavna pogreška sustava. Pogreška proizlazi iz toga što je Pitot-statički sustav kalibriran za najveću točnost pri brzinama polijetanja i slijetanja vojnog zrakoplova. Kollsmanova sonda kalibrirana je za veće brzine, pri čemu smo od područja većih brzina za koje je namijenjena zahvatili u mjerenjima brzine do 185 km/h, što odgovara granici točnosti mjernog područja manometra. Iznad brzine od 185 km/h, točnost sustava opada, jer se dolazi gornje granice radnog područja diferencijalnog manometra.

1. UVOD

Brzinomjer zrakoplova spada u grupu osnovnih šest instrumenata (*Basic 6*), iz kojih pilot može očitati sve parametre potrebne za siguran let. Sustav za mjerenje brzine zrakoplova sastoji se od osjetnika stanja atmosfere odnosno, u konkretnome slučaju Pitot cijevi, cijevnih vodova, te samoga brzinomjera.

Tijekom povijesti bilo je više izvedbi sustava za mjerenje brzine zrakoplova. Sustav koji se redovito koristio do tridesetih godina 20. stoljeća, jest vakuumski sustav mjerenja brzine. Osnovna razlika između vakuumskog sustava, te Pitot-statičkog sustava koji se koristi danas na gotovo svim zrakoplovima, jest u načinu mjerenja. Kao što samo ime kaže kod vakuumskog sustava mjeri se pad tlaka u venturijevoj cijevi, te se iz tog pada tlaka dobiva podatak o brzini zrakoplova.

Razlog prestanka korištenja vakuumskog sustava na zrakoplovima jest potreba za statičkim tlakom, za rad visinomjera i variometra. Vakuumski sustav, ne može mjeriti statički tlak, već se za samo mjerenje mora osigurati zasebna sonda.



Slika 1.1 a) Kollsmanova Pitot cijev
b) Primjer sonde vakuumskog sustava mjerenja brzine,
na lakome zrakoplovu [23]

Kod Pitot-statičkog sustava mjeri se iznos ukupnog i statičkog tlaka, te se iz te razlike tlakova dobiva podatak o brzini zrakoplova.

U nastavku rada biti će opisan rad Pitot-statičkog sustava, te će biti navedeni rezultati kalibracije Kollsmanove sonde, odnosno usporedba njenih pokazivanja s pokazivanjem atestiranog brzinomjera automobila i zrakoplova.

Koliko je važan ispravan rad brzinomjera govori podatak, da u slučaju otkaza bilo kojeg drugog instrumenta, pilot može po pravilima vizualne orijentacije (*Visual Flight Rules*) sigurno prizemljiti zrakoplov. Otkazom brzinomjera pilot gubi svaku referencu, te teško procjenjuje leti li zrakoplov dostatnom brzinom pri kojoj može doći do oštećena konstrukcije ili nedostatnom brzinom, pri kojoj dolazi do sloma uzgona.

Posebno opasna situacija za zrakoplov s neispravnim brzinomjerom jest slijetanje. U slučaju sloma uzgona, na malim visinama, velika je vjerojatnost da motor neće moći dovoljno brzo postići potreban potisak te će se zrakoplov srušiti.

Naravno u svakome zrakoplovu postoji sustav za upozorenje pilota, da se zrakoplov približava slomu uzgona (*stall warning*), no na malim visinama to upozorenje može doći prekasno.



Slika 1.2 a) Osnovnih šest instrumenata za upravljanje zrakoplovom [16]
b) Avion Corsair F6-U s Kollsmanovom Pitot cijevi na vrhu lijevog polukrila [17]

2. PITOT-STATIČKI SUSTAV

Pitot-statičkim sustavom mjeri se brzina protoka fluida. Pitot cijev konstruirao je francuski inženjer Henri Pitot, 1731. godine. Modernu inačicu sustava, koja se i danas koristi, konstruirao je sredinom 19. stoljeća francuski znanstvenik Henry Darcy. Danas se taj sustav najčešće koristi na zrakoplovima, kako bi se izmjerila brzina zrakoplova u odnosu na zrak. Skica Pitot-statičkog sustava prikazana je na slici 2.1 a).



Slika 2.1 a) Shema Pitot-statičkog sustava [1]
b) Primjer Pitot cijevi korištene za meteorološka mjerenja [24]

2.1 Princip rada Pitot-statičkog sustava zrakoplova

Pitot-statički sustav zrakoplova sastoji se od Pitot-statičke cijevi i diferencijalnog manometra, baždarenog tako da pokazuje brzinu zrakoplova u odnosu na zrak.

Kao što se može vidjeti na slici 2.1, na Pitot-statičkoj cijevi postoji više provrta. Provrt orijentiran u struju zraka cijevi služi za mjerenje ukupnog tlaka zraka, dok provrti koji su orijentirani paralelno s strujom zraka služe za mjerenje statičkog tlaka. Prema Bernullijevoj jednadžbi ukupni tlak zraka je zbroj statičkog i dinamičkog tlaka.

$$P_u = P_s + \left(\frac{\rho V^2}{2}\right) \text{ [Pa]} \quad (2.1)$$

Gdje je:

V - brzina zraka [m/s]

ρ - gustoća zraka [kg/ m³]

P_s - statički tlak [Pa]

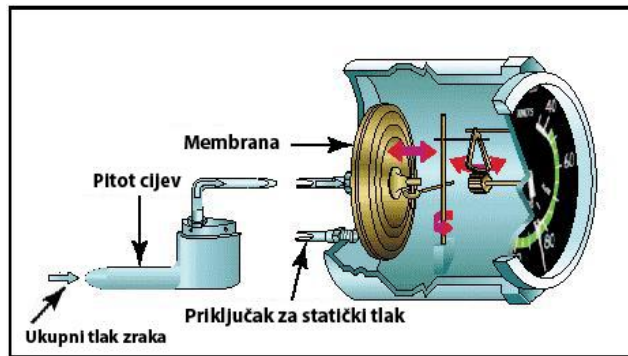
P_u - ukupni tlak [Pa]

Formula 2.1, koristi se u uvjetima relativno malih brzina do 0,3 Ma, gdje ne dolazi do izražaja stlačivost zraka. Formula koja se koristi za veće brzine biti će opisana u nastavku rada. Iz formule 2.1 lako se dolazi do izraza za brzinu protoka zraka, odnosno u konkretnom slučaju brzinu zrakoplova u odnosu na zrak kao što se prikazano u formuli 2.2

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} \text{ [m/s]} \quad (2.2)$$

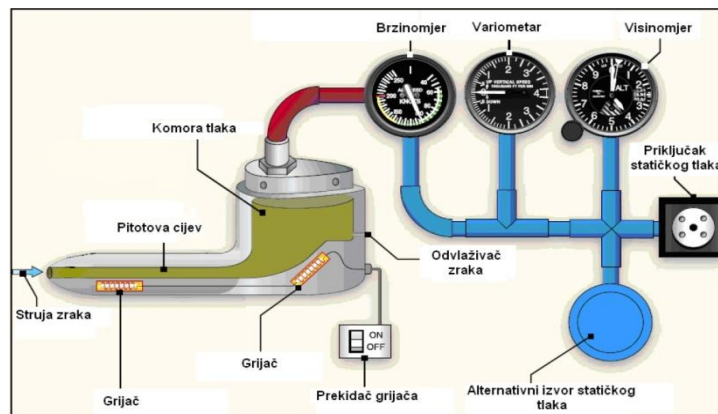
Kao što je već napomenuto, brzinomjer zrakoplova nije ništa drugo no diferencijalni manometar baždaren tako da pokazuje brzinu zrakoplova u odnosu na zrak. Ukupni tlak zraka iz Pitot cijevi odvodi se u membranu manometra, dok se statički tlak zraka preko cijevi za statički tlak dovodi u samo kućište instrumenta (s vanjske strane membrane).

Za ispravan rad brzinomjera kućište istoga mora biti zabrtvljeno, kako bi se zadržao točan omjer tlakova. Uslijed razlike ukupnog i statičkog tlaka, dolazi do elastične deformacije membrane koja preko poluga i zupčanika zakreće kazaljku brzinomjera.



Slika 2.2 Shema brzinomjera zrakoplova [11]

Statički tlak izmjeren Pitot-statičkim sustavom ne koristi se samo za određivanje brzine zrakoplova, već i za određivanje visine i vertikalne brzine zrakoplova. Svi ti instrumenti spojeni su preko cijevi na isti izvor statičkog tlaka, kao što prikazuje slika 2.3.



Slika 2.3 Shema spajanja instrumenata koji su dio Pitot-statičkog sustava. [11]

2.2 Pitot-statički sustavi korišteni na suvremenim zrakoplovima

Pitot-statički sustavi na suvremenim zrakoplovima, ključni su za siguran let, odnosno otkazom sustava, pilot izgubi sve reference vezane za let, zrakoplov zapravo postane neupravljiv.

Tijekom povijesti bilo je više zrakoplovnih nesreća povezanih s neispravnim radom Pitot-statičkog sustava. Posljednja takva nesreća, jest nesreća Air France-vog zrakoplova Airbus-330 (1. Lipanj 2009.) na letu 447 iz Ria u Pariz. Točan uzrok nesreće još se ne zna, no po dobivenim podacima iz sustava ACARS (*Aircraft Communication Addressing and Reporting System*), može se zaključiti, da radi neispravnog Pitot-statičkog sustava i nelogičnih podataka slanih u glavno računalo zrakoplova, upravljački sustavi zrakoplova počeli su se gasiti.

Ovakva vrsta zrakoplova upravljana je sustavom (*fly-by-wire*), odnosno pilot ne upravlja sa svim operacijama zrakoplova već daje instrukcije računalu, a računalo upravlja kontrolnim površinama, odnosno zrakoplovom.

Otkazom Pitot-statičkog sustava na ovakvoj vrsti zrakoplova, upravljanje postaje izrazito zahtjevno. Vjerojatni razlog ove nesreće, jest gubitak svih informacija vezanih za let (visina, brzina...), olujna noć (ne mogućnost pilota da odredi položaja zrakoplova u odnosu na horizont) i veliki psihološki stres pod kojim su se našli piloti.



Slika 2.4 a) Zrakoplov registracijske oznake F-GZCP, izgubljen u nesreći na letu 447 [12]
b) Isti zrakoplov, s označenim Pitot cijevima (žute strjelice)[12]

Otkaz Pitot-statičkog sustava, izrazito je rijetka pojava. Razlog tomu je redundancija cijelog sustava. Moderni transportni zrakoplovi nemaju jednu Pitot cijev, poput zrakoplova starije generacije, već više cijevi, što se može vidjeti na slici 2.5.



Slika 2.5 Pitot cijevi, modernog transportnog zrakoplova [22]

Postoji nekoliko vrsta Pitot-statičkih sustava koji se koriste na današnjim zrakoplovima, no u većini slučajeva odvojene su sonde za mjerenje ukupnog i statičkog tlaka, kao što je prikazano na slici 2.3. Prednosti ovako odvojenog sustava biti će detaljno objašnjene u nastavku rada.



Slika 2.6 a) Pitot cijevi zrakoplova Cessna-172
b) Sonda za statički tlak, zrakoplova Cessna-172 [15]

Na slici 2.6 a, vidi otvor za pregled spojeva Pitot cijevi, s vodovima za instrumente. Ovo je primjer Pitotove cijevi za zrakoplove malih brzina. Za zrakoplove koji lete visokim podzvučnim brzinama, cijevi su nešto robusnije konstrukcije, kao na primjer na slici 2.7.



Slika 2.7 a) Pitot cijev za visoko podzvučni zrakoplov [25]
b) Pitot cijev za zrakoplov Mirage 2000C [14]

Posebna konstrukcijska rješenja zahtijevaju Pitot cijevi za nadzvučne zrakoplove. Kod nadzvučnih zrakoplova na napadnim bridovima dolazi do stvaranja udarnog vala. Strujanje u udarnom valu vrlo je teško matematički opisati zbog izrazitog vrtložnog strujanja. Radi toga izmjereni ukupni tlak u pomoću sonde koja se nalazi unutar udarnog vala, ne odgovara stvarnoj vrijednosti.

Kako bi se osiguralo neometano mjerenje tlaka, sonda mora biti ispred udarnog vala, u neporemećenoj struji zraka, što se lijepo vidi na slici 2.8 a). Sonda sama po sebi u nadzvučnom letu, stvara udarni val no činjenica je da na usisu Pitot cijevi imamo neporemećenu struju zraka, iz koje se točno mjeri ukupni tlak.



Slika 2.8 a) *Air data probe* zrakoplova Mig-21 [15]
b) Pitot-statička cijev zrakoplova F/A-18 [18]

2.3 Brzine korištene u zrakoplovstvu

Za razliku od cestovnih i pružnih vozila čija se brzina određuje brojem okretaja pogonskog vratila, u zrakoplovstvu određivanje brzine je nešto kompleksnije.

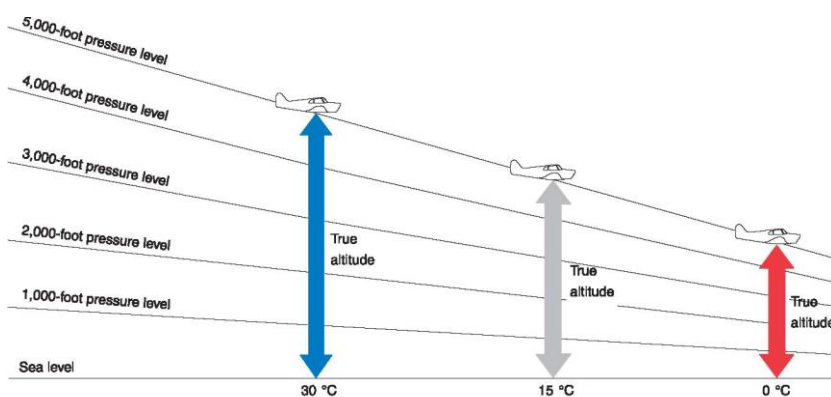
Prvo pitanje, koja je brzina relevantna. Pilotu je potrebna brzina zrakoplova u odnosu na zrak, radi već prije spomenutih razloga (slom uzgona, oštećenje konstrukcije...), dok putnik želi znati brzinu zrakoplova u odnosu na zemlju, odnosno duljinu trajanja leta.

Kao i u pomorstvu, u zrakoplovstvu se koriste imperijalne jedinice. Tako se brzina zrakoplova (*airspeed*) izražava u čvorovima, visina u stopama, a vertikalna brzina u stopama po minuti. Određivanje brzine zrakoplova u odnosu na zrak za sobom povlači svoje probleme. Problem se javlja u tome što u većini slučajeva, stanje atmosfere odstupa od standardne atmosfere.

Standardna atmosfera po ICAO određena je tako da, na srednjoj razini mora MSL i na zemljopisnoj širini 45° definirane su sljedeće vrijednosti

- Tlak zraka: 1013,25 hPa
- Temperatura zraka: 15°C
- Gustoća zraka: 1,225 kg/m³
- Uspravni gradijent temperature do visine 11km: [0,65°C/100m] [2]

Nagib izobara ovisan o promjeni temperature zraka na srednjoj razini mora, prikazan je na slici 3.1



Slika 2.9 Nagib izobara [4]

Radi sustavne pogreške, greške radi položaja Pitot cijevi (pri velikom napadnom kutu), povećanja visine zrakoplova i odstupanja od standardne atmosfere u zrakoplovstvu se koriste sljedeće brzine, opisane u nastavku teksta.

V_{IAS} (*Indicated Airspeed*) – brzina koju prikazuje brzinomjer zrakoplova.

Brzinomjer zrakoplova kalibriran je tako da pokazuje točnu brzinu zrakoplova u odnosu na zrak (V_{TAS}) na visini mora u slučaju standardne atmosfere. U slučaju povećanja visine zrakoplova ili povećanja temperature atmosfere, brzinomjer zrakoplova pokazivati će manju brzinu zrakoplova u odnosu na zrak, nego što u istinu jest.

Pošto varijacije temperature ima malo utjecaja na odstupanje, s dovoljnom točnošću može se reći da pri povećanju visine zrakoplova za 1000 ft, dolazi do odstupanja brzina za 2 %. Zrakoplov koji leti na visini 15 000 ft, s indiciranom brzinom na brzinomjeru (V_{IAS}) od 100 kt, zapravo leti s brzinom od 126 kt u odnosu na zrak (V_{TAS}).

V_{EAS} (*Equivalent Airspeed*) – je brzina koji generira isti dinamički tlak na srednjoj razini mora i pri standardnoj atmosferi, kao stvarna brzina zrakoplova u odnosu na zrak (V_{TAS}), na visini kojoj zrakoplov leti. Pošto je (V_{EAS}) funkcija dinamičkog tlaka, za zrakoplove malih brzina do 250 kt računa se po formuli 2.5.[7]

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} \text{ [kt]} \quad (2.5)$$

Gdje je:

q - dinamički tlak (Pa)

ρ_0 - gustoća zraka na standardnoj razini mora [1,225 kg/ m³]

Pri brzinama zrakoplova iznad 250 kt, koristi se formula 2.6

$$V_{EAS} = a_0 M \sqrt{\frac{P}{P_0}} \text{ [kt]} \quad (2.6)$$

Gdje je:

a_0 – brzina zvuka pri standardnoj razini mora (661,47 kt)

M – Machov broj kojim leti zrakoplov

P – statički tlak na visini leta zrakoplova

P_0 – standardni tlak zraka (1013,25 hPa)

V_{TAS} (*True Airspeed*) – brzina zrakoplova u odnosu na zrak

Kao što je već napomenuto u prethodnom odlomku (V_{TAS}) je stvarna brzina kojom se zrakoplov kreće kroz zrak i kao takva, najvažniji je podatak pilotu. Pri izračunavanju te brzine koristi se dvije formule, ovisno o tome kojom brzinom se zrakoplov kreće. Naravno na modernim zrakoplovima koji su u potpunosti upravljani računalima (fly by wire), računalo samo izračunava (V_{TAS}), pomoću podataka o temperaturi i tlaku zraka, preko istih formula. [6]

Za zrakoplove malih brzina do 250 kt, koristi se formula 2.3 za dobivanje stvarne brzine u odnosu na zrak.

$$V_{TAS} = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \text{ [kt]} \quad (2.3)$$

Gdje je:

V_{EAS} - ekvivalentna brzina zraka [kt]

ρ_0 - gustoća zraka na standardnoj razini mora [1,225 kg/ m³]

ρ - gustoća zraka na visini na kojoj leti zrakoplov [kg/ m³]

Pri brzinama zrakoplova iznad 250 kt, nije moguće koristiti formulu 2.3, radi stlačivosti zraka, već se koristi formula 2.4

$$V_{TAS} = a_0 M \sqrt{\frac{T}{T_0}} \text{ [kt]} \quad (2.4)$$

Gdje je:

a_0 – brzina zvuka pri standardnoj razini mora (661,47 kt)

M – machov broj kojim leti zrakoplov

T – temperatura zraka na visini leta zrakoplova (K)

T_0 – standardna temperatura zraka (288,15 K)

V_{CAS} (*Calibrated Airspeed*) – brzina očitana s brzinomjera i korigirana za grešku položaja Pitot cijevi (veliki napadni kut) i odstupanja radi stlačivosti zraka.

Pri horizontalnom letu napadni kut zrakoplova je otprilike 3° , tako da greška radi položaja Pitot cijevi je zanemariva. Kako se povećava napadni kut zrakoplova tako se povećava i kut između Pitot cijevi i neporemećene struje zraka, u tom slučaju na Pitot- statički sustav djeluje samo komponenta neporemećene struje zraka. Rezultat toga je, da brzinomjer pokazuje nešto manju brzinu, nego što to uistinu jest.

Za ispravku te greške postoje tablice, gdje pilot može lako očitati koliko je potrebno dodati čvorova da bi dobio ispravljenu brzinu. [8]

Kako bi se korigirala greška prouzročena stlačivošću zraka, za podzvučne zrakoplove koristi se formula 2.7

$$V_{CAS} = a_0 \sqrt{5 \left[\left(\frac{q_c}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]} \text{ [kt]} \quad (2.7)$$

Gdje je:

P_0 – standardni tlak zraka (1013,25 hPa)

a_0 – brzina zvuka pri standardnoj razini mora (661,47 kt)

q_c – dinamički tlak (Pa)

Za nadzvučne zrakoplove koristi se formula 2.8, za korekciju greške prouzročene stlačivošću zraka. Kao što se može primijetiti, formula se rješava iterativnim postupkom.

$$V_{CAS} = a_0 \left\{ \left[\frac{q_c}{P_0} + 1 \right] \times \left[7 \left(\frac{V_{CAS}}{a_0} \right)^2 - 1 \right]^{2.5} / [6^{2.5} \times 1.2^{3.5}] \right\}^{\frac{1}{7}} \text{ [kt]} \quad (2.8)$$

Gdje je:

P_0 – standardni tlak zraka (1013,25 hPa)

a_0 – brzina zvuka na standardnoj razini mora (661,47 kt)

q_c – dinamički tlak (Pa)

V_{GS} (*Ground speed*) – brzina zrakoplova u odnosu na zemlju, može se izračunati kao vektorski zbroj, brzine zrakoplova u odnosu na zrak (V_{TAS}) i komponente brzine vjetra.

Komercijalni zrakoplovi koriste kompleksan sustav inercijske navigacije i radio odašiljača na zemlji kako bi odredili brzinu u odnosu na zemlju. Pošto ova brzina nije neophodan podatak pilotu tijekom leta, u generalnoj avijaciji izračunavala se samo prije leta, za potrebe plana leta, kako bi se odredila ukupna duljina trajanja leta. No razvojem tehnologije, na tržištu pojavili su se jeftini GPS uređaji, koji osim što daju pilotu podatak o brzini u odnosu na zemlju, prikazuju i trenutni položaj zrakoplova, što uistinu olakšava navigaciju.

3. KOLLSMAN-OVA PITOT CIJEV

Kompaniju Kollsman Instruments osnovao je Paul Kollsman, njemački inženjer s prebivalištem u Sjedinjenim Američkim državama 1928. godine. Cilj kompanije bio jest standardizirati zrakoplovne instrumente, kako bi se mogli koristiti za sve vrste zrakoplova, a ne kako što je bio slučaj do tada da svaki proizvođač zrakoplova ugrađuje svoju vrstu instrumenata. O kvaliteti instrumenata govori podatak, da su tijekom šezdesetih godina korišteni od NASA-e za Apollo program. [16]

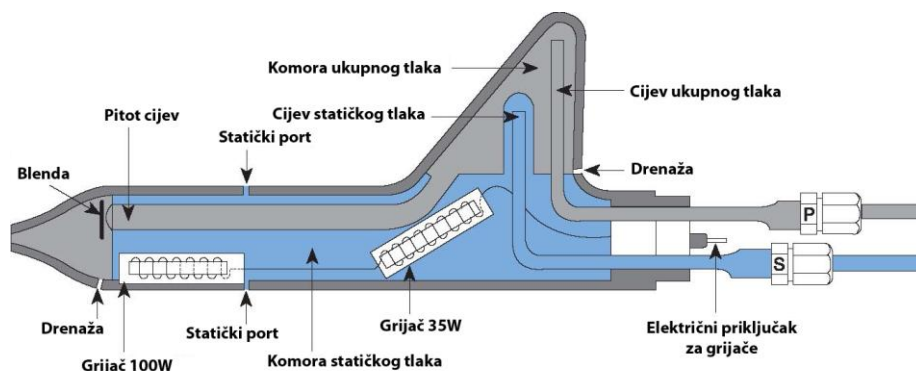
Kollsmanova Pitot cijev korištena u diplomskom radu konstruirana je 1940. godine za potrebe lovačkih zrakoplova.

Prema slici 3.1b, cijev se sastoji od dvije komore. Unutrašnja komora (cijev), jest komora u kojoj se nalazi totalni tlak, dok se u komori koju čini samo kućište cijevi, nalazi statički tlak. Razlog u ovako kompleksnom dizajnu leži u tome, da se trebalo osigurati grijanje cijevi i efikasno odstranjivanje kondenzata.



Slika 3.1 a) Kollsmanova cijev pomoću koje je izvršeno mjerenje
b) Radiografski prikaz Kollsmanove cijevi

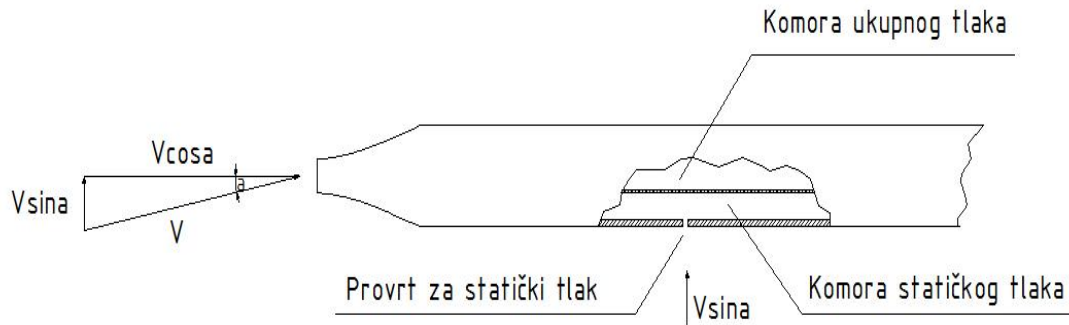
Danas se sustav koji mjeri brzinu pomoću ovakve cijevi više ne primjenjuje na zrakoplovima. Razlog tomu jest vrlo velika osjetljivost sustava na promjenu napadnog kuta. Glavni nedostatak jest u tome što se provrti za statički tlak nalaze na samoj cijevi, za razliku od današnjih sustava, gdje se provrti za statički tlak nalaze na trupu zrakoplova.



Slika 3.2 Shematski prikaz Kollsmanove pitot cijevi [19]

Postavljanjem provrta za statički tlak na sam trup zrakoplova (paralelno sa strujom zraka), otklanja se mogućnost da pri većim napadnim kutovima, komponenta aerodinamičke brzine djeluje na iste i time inducira dinamički tlak u komori za statički tlak.

Ova teza potvrđena je tijekom mjerenja, gdje se već pri kutu od 10 stupnjeva, između cijevi i aerodinamičke brzine, dolazilo do relativno velikih odstupanja.



Slika 3.3 Utjecaj komponente aerodinamičke brzine na statički sustav

Važno je napomenuti da su i današnji Pitot-statički sustavi osjetljivi na promjenu napadnog kuta, odnosno pri većim napadnim kutovima javlja se greška položaja.

Piloti koriste tablice, koje im govore koliko čvorova moraju dodati brzini koju prikazuje brzinomjer zrakoplova, pri određenom napadnom kutu, kako bi se ispravila greška položaja.

4. ZRAKOPLOV KORIŠTEN ZA POTREBE RADA

Zrakoplov korišten za potrebe ovog rada jest Cessna-172, registracijske oznake 9A-DDD, u vlasništvu pilotske škole Ecos. Cessna 172 jest jednomotorni zrakoplov s četiri sjedišta i kotačima u konfiguraciji tricikla. Radi ovakve konfiguracije i relativno jednostavnog rukovanja, zrakoplov je pogodan za školovanje pilota i sportske letove.

O popularnosti ovoga zrakoplova govori podatak da proizvodnja neprekidno traje od 1956 godine, s ukupno napravljenih 43000 zrakoplova. S tim brojem napravljenih zrakoplova, Cessna-172 drži rekord kao najproizvođeniji zrakoplov u povijesti. [9]



Slika 4.1 Zrakoplov Cessna-172, registracijske oznake 9A-DDD
a) Prednji pogled b) Bočni pogled

Razlog ovakvoj popularnosti jest relativno niska nabavna cijena novoga zrakoplova, niski troškovi održavanja, visoka ekonomičnost pošto može prevoziti četiri odrasle osobe i neograničeni resurs na samu konstrukciju zrakoplova.

Nedostatak ovoga zrakoplova jest zrakom hlađeni benzinski motor. Problem zrakom hlađenog motora jest u tome što u polijetanju lako dođe do pregrijavanja stražnjih cilindara, dok u slijetanju s potpuno oduzetom snagom dolazi do pothlađivanja prednjih cilindara. Radi ovakvih termičkih opterećenja koji se javljaju tijekom leta na motoru, resurs motora jest svega 2000 radnih sati.



Slika 4.2 Motor: Lycoming O-360 [20]

4.1 Osnovni tehnički podatci o zrakoplovu Cessna-172

Osnovne dimenzije

Duljina: 8.3m
Visina: 2.7 m
Raspon krila: 11 m
Površina krila: 16.2 m²

Mase

Masa praznog zrakoplova: 710 kg
Masa punog zrakoplova: 1110 kg
Masa putnika i tereta: 350 kg

Performanse

Najveća brzina na razini mora: 231 km/h
Brzina u krstarenju na visini 2400 m, pri 75% snage motora: 225 km/h
Brzina penjanja: 170 m/min
Maksimalna visina leta: 4000 m
Brzina sloma uzgona: 78 km/h
Najveća dozvoljena brzina: 293 km/h
Dolet u krstarenju na visini 2400 m, pri 75% snage motora: 1010 km

Slijetanje

Minimalna duljina slijetanja: 160 m
Minimalna duljina slijetanja s visine prepreke: 400 m

Ostali podatci

Količina goriva: 180 l
Potrošnja goriva u krstarenju: 40 l/h
Aspektni odnos: 7.32
Profil krila: NACA 2412
Opterećenje krila: 68 kg/m²
Odnos snage i maksimalne mase: 108 W/kg
Motor: Lycoming O-360, 120 kW pri 2750 rpm [11]

5. OPREMA KORIŠTENNA ZA KALIBRIRANJE KOLLSMANOVE PITOT CIJEVI

Oprema korištena za potrebe ovoga rada, odnosno za karakterizaciju Kollsmanove Pitot cijevi prikazana na slici 5.1, sastoji se od električnog diferencijalnog manometra (područje rada od 0 do 20 mbar), dviju akumulatorskih baterija napona 12V, univerzalnog mjernog instrumenta, plastičnih vodova i naravno drvene kutije potrebne za smještaj svih komponenti.



Slika 5.1 a i b) Oprema potrebna za mjerenje, prije i poslije montaže

Pri montaži opreme vodilo se računa o dvije stvari. Prvo je bilo potrebno osigurati adekvatan smještaj svih komponenti, kako bi se moglo lako rukovati opremom, odnosno montirati na automobil i zrakoplov.

Nadalje, vodilo se računa o opasnosti od požara. Tijekom montaže u jednome trenutku došlo je do kratkog spoja na jednoj od baterija te je u roku od jedne sekunde došlo do tinjanja izolacije žice u kratkome spoju.

U slučaju kratkog spoja na jednoj od baterija, tijekom leta zrakoplova, situacija može postati vrlo ozbiljna.

Kako bi se smanjila mogućnost kratkoga spoja, svi vodiči fiksirani su za stjenke kutije.



Slika 5.2 Oprema potrebna za mjerenje, nakon montaže u zrakoplovu

5.1 Električni manometar

Manometar korišten za potrebe ovoga rada, proizvela je britanska kompanija *ELLISON SENSORS INTERNATIONAL*. Službena oznaka ovoga manometra jest PR3202, *low range air differential pressure transmitter*, što je slobodnom prijevodu, diferencijalni manometar za niske tlakove.

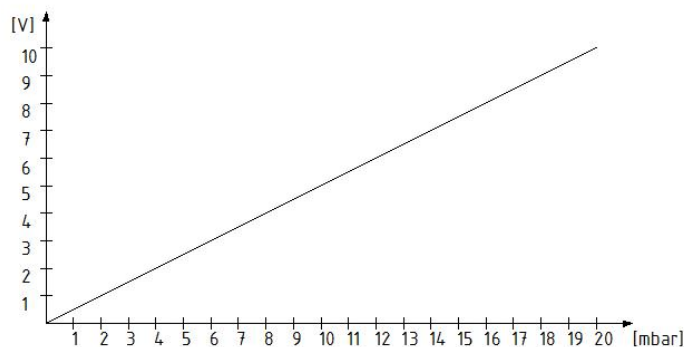
Područje rada, manometra korištenog u radu jest od 0 do 20 mbar, što je u potpunosti zadovoljavalo potrebe mjerenja. Proračunom je utvrđeno da maksimalna razlika tlakova jest 15 mbar, pri brzini zrakoplova od 120 kt (brzina koju nije preporučljivo prijeći).



Slika 5.3 Električni manometar korišten u radu

Princip rada manometra jest sljedeći. Unutar kućišta manometra nalaze se dvije komore, svaka sa svojim priključkom za tlak. Između dvije komore nalazi se elastična membrana, sa silicijskim senzorom na sebi, sličan sustav prikazan je na slici 2.1. Uslijed razlike tlakova dolazi do deformacije membrane, pa tako dolazi i do deformacije silicijske pločice. Deformacijom silicijske pločice, dolazi do promijene njenog otpora, što dovodi do promjena u strujnom krugu kojega je pločica dio.

Izlazna veličina iz manometra jest napon. U slučaju kada nema razlike tlakova izlazni signal je 0,02V što se vidi na slici 5.2 i to se uzima kao početna točka. Kako raste razlika tlakova, tako linearno raste i napon. Odnos napona i razlike tlakova prikazan je na slici 5.4.

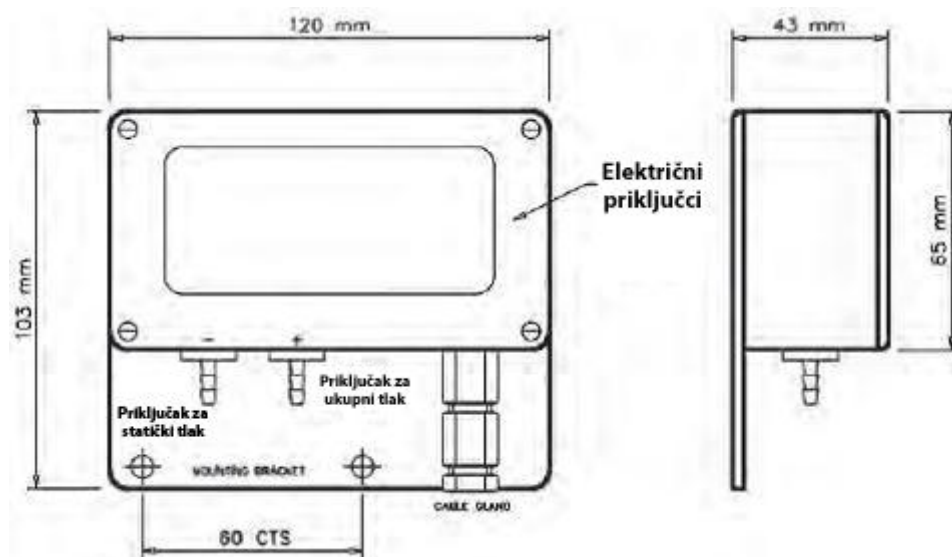


Slika 5.4 Karakteristika manometra

Osnovni podatci o manometru

Područje rada: 0 - 20 mbar
Ulazni napon: 24V
Izlazni napon: 0 – 10V
Izlazna struja: 4 - 20 mA
Greška uređaja: ± 0.002 mbar
Radna temperatura: -20°C - $+70^{\circ}\text{C}$
Masa: 280 g

Dimenzije manometra



Slika 5.5 Dimenzije manometra

5.2 Mjerni instrument

Za potrebe diplomskog rada, odnosno za očitavanje izlaznog napona s manometra, korišten je univerzalni mjerni instrument. Ovakva vrsta instrumenta koristi se za više funkcija, pa tako ima postavke za očitavanje iznosa istosmjernog i izmjeničnog napona, te struje i otpora.



Slika 5.6 Mjerni instrument korišten za potrebe rada

Osnovni podatci o mjernom instrumentu

Najveći mjerljivi napon: 600V (izmjenična i istosmjerna struja)

Greška pri mjerenju napona: $\pm 1.2\%$ očitane napona

Greška pri mjerenju istosmjerne struje: $\pm 1.5\%$ očitane struje (0mA - 200mA)
 $\pm 3\%$ očitane struje (200mA – 10A)

Mjerno područje otpora: 200 Ω – 2000k Ω

Greška pri mjerenju otpora: $\pm 0.8\%$ očitane otpora (200 Ω – 200k Ω)
 $\pm 1\%$ očitane otpora (200k Ω – 2000k Ω)

5.3 Akumulatorske baterije

Za napajanje električnog manometra korištene su dvije olovne akumulatorske baterije napona 12V, spojene u seriju kako bi se dobio potreban napon od 24V.

Prvobitna ideja bila jest spojiti manometar direktno na električni sustav zrakoplova ali od toga se ubrzo odustalo radi sigurnosti, odnosno opasnosti od požara. Kasnije se uspostavilo da je svakako bilo potrebno izvesti električni izvor pomoću baterija, kako bi se moglo ispitivanje izvršiti i u automobilu, gdje je napon električnog sustava 12V.



Slika 5.7 Akumulatorske baterije korištene za potrebe rada

Kao što je već prije napomenuto, napon obje baterije jest 12V, dok je kapacitet veće baterije (ursus) 9AH, a kapacitet manje 4AH. Ovakav kapacitet baterija je više nego dovoljan za dugotrajno mjerenje, pošto najveća struja potrebna za manometar jest 20mA.

5.4 Polimerne cijevi

Spoj Kollsmanove-Pitot cijevi s električnim manometrom izveden je pomoću dvije polimerne cijevi, svaka za jedan tlak (ukupni i statički). Ovakve polimerne cijevi, radi svoje elastičnosti i relativno visoke vlačne čvrstoće, pokazale su se vrlo pogode za potrebe rada.



Slika 5.8 Polimerne cijevi korištene za potrebe rada

Naravno primarna primjena ovih cijevi nije spajane Kollsmanove Pitot cijevi s manometrom, već za spajanje pumpe za zrak s filtrom u akvariju, kako bi ribe imale dovoljno otopljenog kisika u vodi za život.

6. USPOREDBA POKAZIVANJA BRZINA KOLLSMANOVE PITOT CIJEVI S ATESTIRANIM BRZINOMJEROM AUTOMOBILA

Kako bi se što točnije pokazala karakteristika Kollsmanove Pitot, odnosno njezina odstupanja u pokazivanju brzina od atestiranih brzinomjera, za potrebe ovoga rada ispitivanja su vršena tijekom vožnje automobilom i tijekom leta zrakoplovom.

Testiranje u automobilu provedeno je dana 02.05.2011 godine. Toga dana meteorološki uvjeti bili su idealni za ispitivanje, odnosno stanje atmosfere bilo je najbližije uvjetima standardne atmosfere po ICAO.

Meteorološki podatci za dan 02.05.2011.:

Tlak zraka: 100920 Pa
Temperatura zraka: 15°C
Vjetar: 1m/s, smjer 256°
Gustoća zraka (podatak iz ICAO): 1,22521 kg/m³
Relativna vlažnost zraka: 45 %

Radi vlastite sigurnosti i naravno sigurnosti ostalih sudionika u prometu, testiranje je provedeno na autocesti Zagreb-Varaždin, s time da je najveća postignuta brzina vozila bila 145 km/h. Ograničenje brzina na autocestama u Hrvatskoj jest 130 km/h. Ono što je iznenađujuće jest, koliko je zapravo teško održavati određenu brzinu, s maksimalnim odstupanjem za 1km/h, kako bi rezultati ispitivanja bili važeći.



Slika 6.1 a i b) Oprema za mjerenje postavljena u automobilu

Rezultati mjerenja biti će detaljno prikazani u nastavku rada, no problem koji se javio odmah na početku ispitivanja jest, veliko područje neosjetljivosti Pitot-statičkog sustava i velika razlika u očitanim brzinama (brzinomjera automobila i Pitot-statičkog sustava) do brzine od 100 km/h.

Razlog ovome odstupanju jest potreba da se napravi najveća točnost Pitot-statičkog sustava za određene brzine, naravno u slučaju zrakoplova to su brzine polijetanja i slijetanja. Brzina polijetanja i slijetanja zrakoplova na kojemu je montiran ovaj Pitot-statički sustav, otprilike je 200 km/h.

Naravno i danas je problem napraviti sustav koji će s gotovo jednakom točnošću prikazivati kroz cijeli raspon brzina, tako da je teško očekivati bolje rezultate s tehnologijom starom 70 godina. Nadzvučni zrakoplovi taj problem rješavaju, s više nezavisnih Pitot-statičkih sustava, od kojih je svaki baždaren za određeno područje brzina.

Primjer takovog zrakoplova jest, F-16 prikazan na slici 6.2. Na nosu zrakoplova može se primijetiti više Pitot cijevi. Cijev montirana na sam vrh nosa zrakoplova, koja se u nadzvučnom letu nalazi ispred udarnog vala, služi za mjerenje Mach-ovog broja (machmeter) i naravno točnost tog sustava najveća je pri nadzvučnim brzinama.

Za nisko podzvučne brzine prethodno spomenuti sustav nema zadovoljavajuću točnost, već se koristi klasični zrakoplovni brzinomjer (V_{IAS}), koji najveću točnost ima pri brzinama polijetanja i slijetanja. Pitot cijev istog nalazi se na trupu zrakoplova ispred pilotske kabine.



Slika 6.2 Pitot cijevi zrakoplova F-16 [21]

6.1 Rezultati mjerenja

Princip mjerenja brzine pomoću Kollsmanove Pitot cijevi provodio se na sljedeći način. Pitot cijev je pomoću stalka bila pričvršćena na automobil, tako da se osiguralo neometano strujanje zraka u blizini cijevi. Rezultati mjerenja bili su prikazani u iznosu napona na voltmetru. Svaki iznos napona odgovarao je jednoj razlici ukupnog i statičkog tlaka, što se lako očitalo s dijagrama na slici 5.4. Kod ovakvog sustava nije se mogla odmah tijekom mjerenja odrediti brzina, već su se podatci morali ubaciti u formule napisane u nastavku rada, kako bi se dobio podatak o brzini.



Slika 6.3 a) Brzina od 95 km/h očitana na brzinomjeru automobila
b) Iznos napona dobiven tijekom mjerenja, odgovara brzini 95 km/h

Očitavanje brzine izvodilo se za svako povećanje brzine od 5 km/h, počevši s brzinom od 55 km/h. Do brzine od 55 km/h sustav nije dovoljno osjetljiv, tako da nema nikakvih indikacija na voltmetru. Razlog ovoj neosjetljivosti na pri malim brzinama, kao što je već u prethodnom odlomku objašnjeno, jest u tome da je Pitot-statički sustav baždaren za najveću točnost pri brzinama polijetanja i slijetanja, koje iznose otprilike 200 km/h.

1. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 55 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,25 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 50 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 50 = 100970 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(100970 - 100920)}{1.22521}} = 9,03 \text{ m/s}$$

$$V = 33 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 22 km/h.

2. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 60 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,3 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 70 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 70 = 100990 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(100990 - 100920)}{1.22521}} = 10,68 \text{ m/s}$$

$$V = 39 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 21 km/h.

3. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 65 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,4 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 80 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 80 = 101000 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101000 - 100920)}{1.22521}} = 11,43 \text{ m/s}$$

$$V = 41 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 24 km/h.

4. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 70 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,5 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 100 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 100 = 101020 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101020 - 100920)}{1.22521}} = 12,77 \text{ m/s}$$

$$V = 46 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 24 km/h.

5. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 75 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,65 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 130 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 130 = 101050 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101050 - 100920)}{1.22521}} = 14,56 \text{ m/s}$$

$$V = 53 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 22 km/h.

6. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 80 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 0,9 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 180 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 180 = 101100 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101100 - 100920)}{1.22521}} = 17,14 \text{ m/s}$$

$$V = 62 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 18 km/h.

7. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 85 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 1 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 200 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 200 = 101120 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101120 - 100920)}{1.22521}} = 18,06 \text{ m/s}$$

$$V = 65 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 20 km/h.

8. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 90 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 1,3 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 260 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 260 = 101180 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101180 - 100920)}{1.22521}} = 20,60 \text{ m/s}$$

$$V = 74 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 16 km/h.

9. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 95 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 1,63 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 330 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 330 = 101250 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101250 - 100920)}{1.22521}} = 23,21 \text{ m/s}$$

$$V = 84 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 11 km/h.

10. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 100 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 1,8 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 360 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 360 = 101280 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101280 - 100920)}{1.22521}} = 25 \text{ m/s}$$

$$V = 90 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 10 km/h.

11. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 105 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 2,4 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 480 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 480 = 101400 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101400 - 100920)}{1.22521}} = 28 \text{ m/s}$$

$$V = 100 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 5 km/h.

12. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 110 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 2,6 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 520 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 520 = 101440 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101440 - 100920)}{1.22521}} = 29,13 \text{ m/s}$$

$$V = 105 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 5 km/h.

13. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 115 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 2,9 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 580 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 580 = 101500 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101500 - 100920)}{1.22521}} = 30,76 \text{ m/s}$$

$$V = 111 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 4 km/h.

14. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 120 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 3,2 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 640 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 640 = 101560 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101560 - 100920)}{1.22521}} = 32,5 \text{ m/s}$$

$$V = 117 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 3 km/h.

15. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 125 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 3,5 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 700 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 700 = 101620 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101620 - 100920)}{1.22521}} = 34 \text{ m/s}$$

$$V = 123 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h.

16. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 130 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 3,9 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 780 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 780 = 101700 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101700 - 100920)}{1.22521}} = 35,68 \text{ m/s}$$

$$V = 128 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h.

17. Izmjereni rezultat, za očitanu brzinu od 135 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 4,2 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 840 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 840 = 101760 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101760 - 100920)}{1.22521}} = 37,02 \text{ m/s}$$

$$V = 133 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h.

18. Izmjereni rezultat, za očitanu brzinu od 140 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 4,7 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 940 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 940 = 101860 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101860 - 100920)}{1.22521}} = 39,17 \text{ m/s}$$

$$V = 141 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 1 km/h.

19. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 145 km/h na brzinomjeru automobila i napona na voltmetru 5 V:

$$P_s = 100920 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1000 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 100920 + 1000 = 101920 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101920 - 100920)}{1.22521}} = 40,40 \text{ m/s}$$

$$V = 145 \text{ km/h}$$

Razlika u očitanim brzinama 0 km/h.

Tablica 6.1 Prikaz rezultata brzina i napona za mjerenje u automobilu

Brzina automobila, očitana na brzinomjeru [km/h]	Očitani napon, na voltmetru [V]	Brzina dobivena mjerenjem pomoću Kollsmanove pitot cijevi [km/h]	Razlika u očitanim brzinama [km/h]
50	0,02	Do ove brzine sustav nije dovoljno osjetljiv	Do ove brzine sustav nije dovoljno osjetljiv
55	0,25	33	22
60	0,30	39	21
65	0,40	41	24
70	0,50	46	24
75	0,65	53	22
80	0,90	62	18
85	1,00	65	20
90	1,30	74	16
95	1,63	84	11
100	1,80	90	10
105	2,40	100	5
110	2,60	105	5
115	2,90	111	4
120	3,20	117	3
125	3,50	123	2
130	3,90	128	2
135	4,20	133	2
140	4,70	141	1
145	5,00	145	0

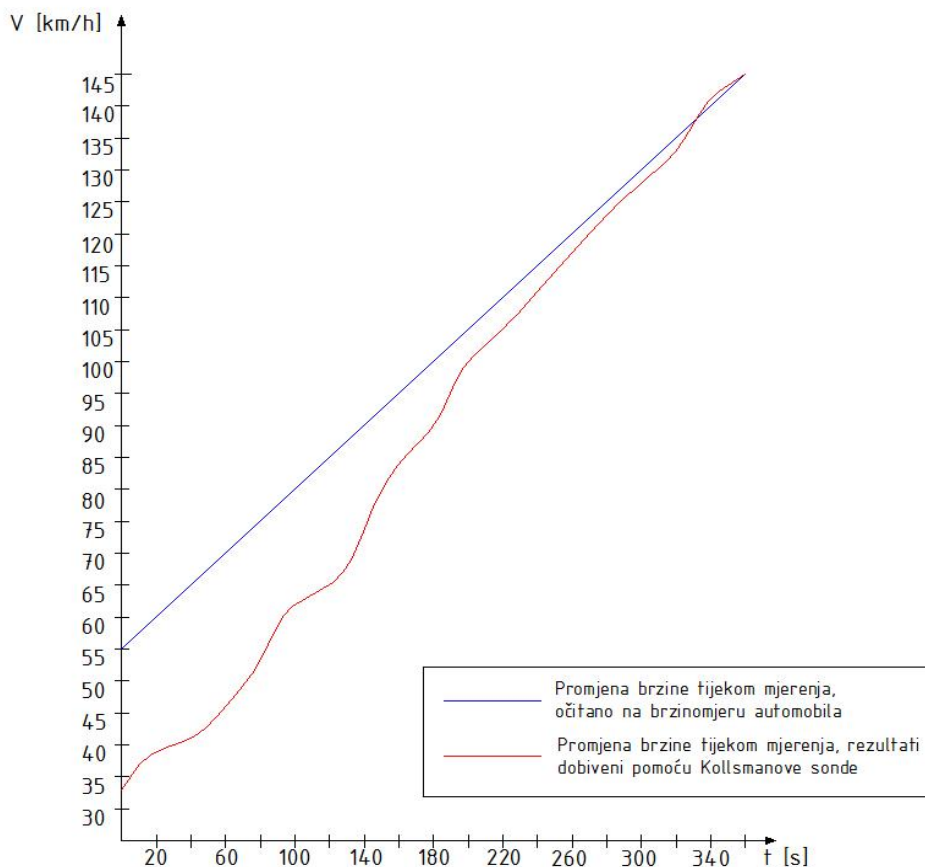
6.2 Komentar o rezultatima

U prethodno dobivenim rezultatima, može vidjeti da postoji sustavna pogreška sustava. Kao što je već u prethodnim poglavljima objašnjeno, pogreška proizlazi iz toga što je Pitot-statički sustav kalibriran za najveću točnost pri brzinama polijetanja i slijetanja zrakoplova.

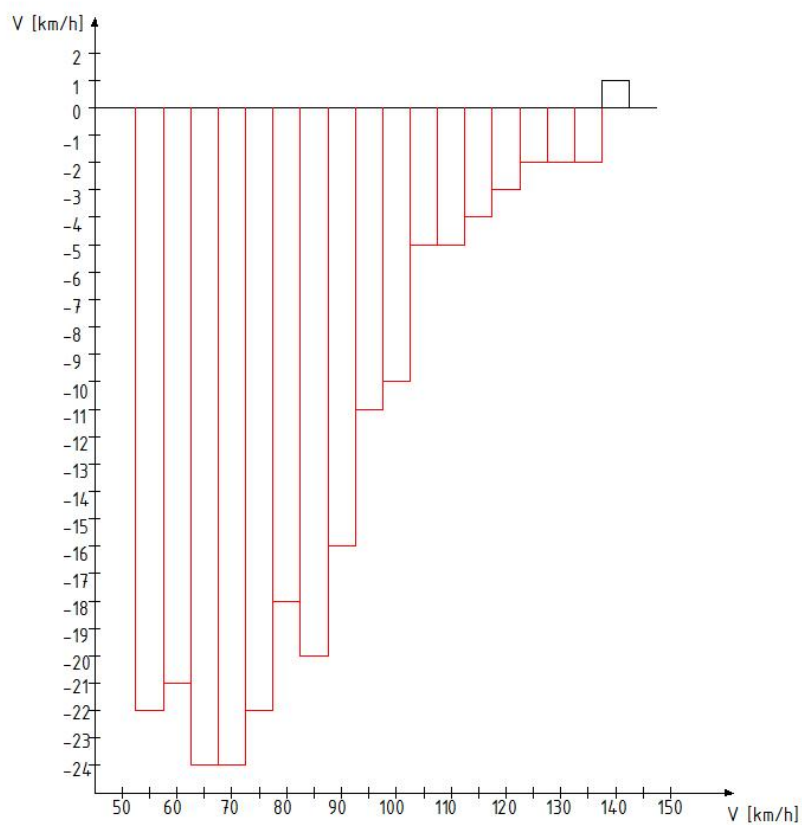
Dobiveni rezultati u potpunosti slijede tu logiku. Do brzine od 100 km/h odstupanje otprilike iznosi 20 km/h, no iznad iste, odstupanje brzina drastično pada, pa tako pri brzini od 105 km/h, odstupanje iznosi 5 km/h. Pri brzinama većim od 130 km/h odstupanje je gotovo zanemarivo, što ide u prilog teoriji o najvećoj točnosti sustava pri brzinama polijetanja i slijetanja zrakoplova, koje otprilike iznose 200 km/h.

Rezultati iz tablice 6.1 grafički su prikazani slici 6.4. Kako bi se lakše razumio dijagram nije na odmet ponoviti kako je provedeno mjerenje.

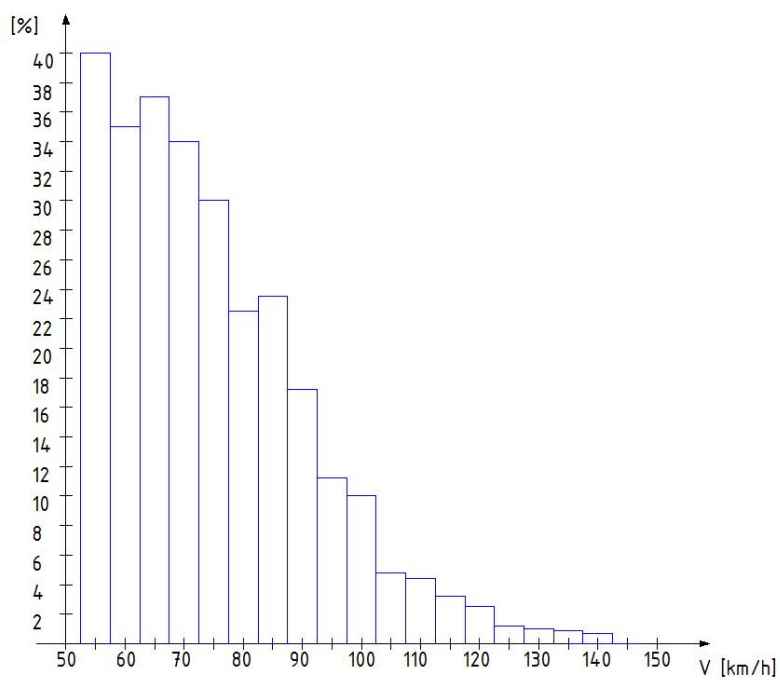
Mjerenje je započelo pri najmanjoj mjerljivoj brzini za Kollsmanovu sondu (55 km/h na brzinomjeru automobila). Tijekom mjerenja jednoliko se ubrzavalo i za svaki porast brzine od 5 km/h očitala se vrijednost, na voltmetru. Vremenski interval za ubrzanje od 5 km/h i očitavanje iznosa na voltmetru je otprilike 20 sekundi. Razlika između dobivenih brzina tijekom vremenskog perioda mjerenja, odnosno razlika između akceleracija, jasno se vidi u slici 6.4.



Slika 6.4. Usporedba brzina očitanih na brzinomjeru automobila i brzina dobivenih Kollsmanovom sondom, tijekom vremenskog perioda mjerenja



Slika 6.5. Prikaz veličine greške za svaku očitane brzinu, na brzinomjeru automobila



Slika 6.6. Omjer veličine greške i očitane brzine, na brzinomjeru automobila prikazan u postocima

7. USPOREDBA POKAZIVANJA BRZINA KOLLSMANOVE PITOT CIJEVI S ATESTIRANIM BRZINOMJEROM AVIONA

Testiranje Kollsmanove Pitot cijevi na zrakoplovu provedeno je dana 25.05.2011 godine, u kasnim poslijepodnevним satima, kako bi stanje atmosfere bilo je najbližnje uvjetima standardne atmosfere po ICAO.

Meteorološki podatci za dan 25.05.2011.:

 Tlak zraka: 101840 Pa
 Temperatura zraka: 21°C
 Vjetar: 3m/s, smjer 193°
 Gustoća zraka (podatak iz ICAO): 1,22521 kg/m³
 Relativna vlažnost zraka: 32 %

Tijekom izrade ovoga rada najveći izazov bio je, kako montirati Pitot cijev na konstrukciju zrakoplova, a da se ne ugrozi sigurnost leta i sigurnost osoba na zemlji. Zrakoplovi u generalnoj avijaciji lete na visini od 1000 ft AGL (otprilike 300 metara iznad terena), tako da u slučaju odvajanja Pitot cijevi tijekom leta, postoji opasnost za teške tjelesne ozljede za sve osobe koje se nalaze u blizini rute leta.

Vlasnik aviona nije dozvolio niti na koji drugi način da se spoji Pitot cijev, osim ljepljivom trakom, jer bi u suprotnome moglo doći do oštećenja same konstrukcije zrakoplova.

Drugi zahtjev koji se trebao poštivati, kako bi rezultati bili što točniji, jest to da se postavi Pitot cijev što dalje od ubrzane struje zraka koja izlazi iz elise. Odluka je pala da se cijev postavi na desnu upornicu krila, što dalje od trupa zrakoplova.



Slika 7.1 a) Montaža Pitot cijevi na desnu upornicu
b) Montirana Pitot cijevi na desnu upornicu

Tijekom montaže postavilo se pitanje, kako će takav relativno elastičan spoj Pitot cijevi i upornice utjecati na rezultate mjerenja, no mjerenjem u automobilu dokazano je da vibracije imaju zanemariv utjecaj na rezultate mjerenja.

Ono na što se moralo paziti jest da simetrala Pitot cijevi nema otklon veći od deset stupnjeva u odnosu na aerodinamičku brzinu. Tijekom mjerenja u automobilu, dokazano je da otklonom Pitot cijevi do deset stupnjeva od aerodinamičke brzine nema nikakvog utjecaja na rezultate, odnosno ako i ima utjecaja onda je ispod razine točnosti ovoga uređaja.

Sa dovoljnom točnošću može se reći da ovako postavljena Pitot cijev, kao što se vidi na slici 7.1, u horizontalnome letu u potpunosti zadovoljava prethodno spomenute uvijete.



Slika 7.2 a i b) Mjerenje tijekom raznih režima leta

Mjerenje je izvršeno tijekom različitih režima leta (polijetanje, penjanje, horizontalan let, spuštanje, slijetanje i slom uzgona.) Detaljan opis različitih režima leta, dan je u nastavku rada.



Slika 7.3 Prilaz aerodromu Lučko

7.1 Mjerenje u različitim režimima leta

Kako bi se dobio što bolji uvid u točnost mjernog sustava, mjerenje je izvršeno u svim režimima, koji se javljaju tijekom normalnog leta, izuzev sloma uzgona. Rezultati su iznenađujuće točni, odnosno odstupanje rezultata, našeg mjernog sustava i brzinomjera zrakoplova su tijekom svih režima leta otprilike isti.

Zaključak jest da povećanjem napadnog kuta zrakoplova, otprilike se jednako povećava greška položaja za atestirani brzinomjer zrakoplova i naš mjerni sustav.

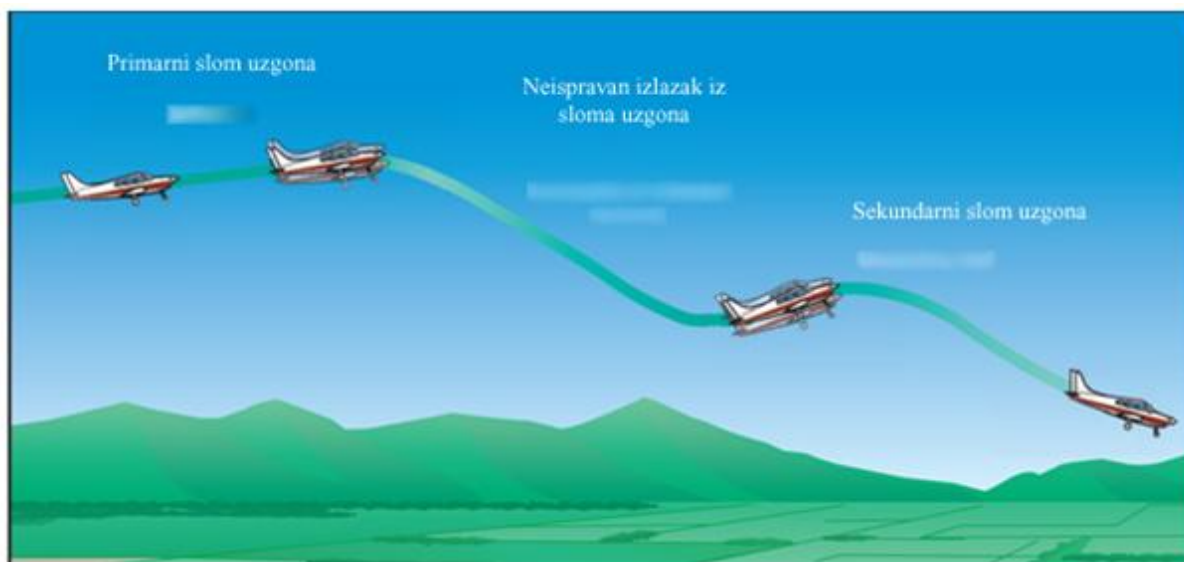
Naravno kao bi rezultati dali što točniji uvid u ponašanje sustava, trebalo je mjerenje izvršiti u što većem rasponu brzina. Radi tog raspona brzina zrakoplov je tijekom leta doveden do samog ruba ovojnice leta. Raspon izmjerenih brzina kreće se od 35 kt do 120 kt.

Za mjerenje najmanje brzine, zrakoplov je doveden do sloma uzgona. Slom uzgona je vrlo neugodan manevar i radi vlastite sigurnosti izveden je samo jedanput.

Taj manevar započinje tako da se u horizontalnom letu, u potpunosti oduzme snaga motora i počinje se povećavati napadni kut zrakoplova, tako da se zadržava nulta vertikalna brzina.

Trenutak prije samog sloma uzgona, vrlo je neugodan za pilota pošto se radi male brzine smanjuje učinkovitost upravljačkih površina, te zrakoplov postaje teško upravljiv.

Nakon samog sloma uzgona pilot treba polako početi vraćati zrakoplov u horizontalan let, uz što manji gubitak visine, jer postoji opasnost, da pri naglim otklonima kontrolnih površina, zrakoplov uđe u sekundarni slom uzgona i kovit.

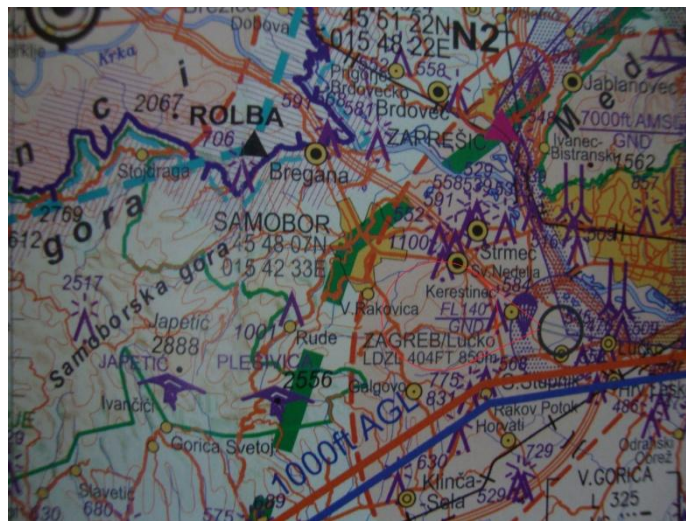


Slika 7.4 Prikaz primarnog i sekundarnog sloma uzgona [3]

7.2 Ruta kojom se letjelo

Ruta po kojoj se letjelo odabrana je tako, da se izbjegnju naseljena područja što je više moguće. Najpogodnije rješenje, jest da se nakon polijetanja s aerodroma Lučko, nastavi let u smjeru 285° , do zone Samobor.

Zona Samobor, prikazana na slici 7.5 u crvenome krugu, spada pod CTR Lučko, tako da za let u njoj nije potrebno pisati plan leta, niti kontaktirati oblasnu kontrolu leta, već se sva komunikacija vrši s tornjem Lučko na frekvenciji 124.50 MHz. Ova zona se inače koristi u školovanju pilota za vježbanje izvlačenja zrakoplova iz sloma uzgona i ostalih zahtjevnih manevara, baš radi male koncentracije naseljenih područja.



Slika 7.5 Prikaz zone Samobor (u crvenom krugu)

Područje zone Samobor dovoljno je veliko da zrakoplov nakon zaokreta ili penjanja zadrži dovoljno dugo horizontalan let kako bi se izvršila mjerenja.



Slika 7.6 a) Let prema zoni Samobor
b) Let u zoni Samobor, vidi se cestovna petlja Sv. Nedjelja

7.3 Rezultati mjerenja

Mjerenje je provedeno u svim režimima leta. Dobiveni rezultati, izmjereni našim sustavom pokazali su konstantna odstupanja u odnosu na atestirani brzinomjer zrakoplova za bilo koji režim leta. Odnosno u penjanju, horizontalnom letu, zaokretima i spuštanju sustavna pogreška sustava bila je konstantna. Kao što je već u prethodnom odlomku objašnjeno, ovi rezultati dovode do zaključka da povećanjem napadnog kuta zrakoplova, otprilike se jednako povećava greška položaja za brzinomjer zrakoplova i naš mjerni sustav.

Što se tiče točnosti, za svaku brzinu mjerenje je provedeno u svim prethodno spomenutim režimima leta, i dobiveni rezultati relativno malo razlikuju, da se ne može odrediti da li je ta razlika posljedica sustavne pogreške mjernog sustava, ili fluktuacija tijekom leta zrakoplova leta zrakoplova.



Slika 7.7a) Oprema postavljena u zrakoplov
b) Pogled na Pitot cijev iz pilotskog sjedišta

Kao što je već napomenuto u poglavlju 6.1, ovim sustavom u ne dobiva se brzina, već iznos napona, a ti podaci morali su se ubaciti u formule napisane u nastavku rada, kako bi se dobio podatak o brzini.



Slika 7.8 a) Instrumentalna ploča zrakoplova u polijetanju
b) Iznos napona dobiven tijekom mjerenja, odgovara brzini 55 kt

1. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 35 kt (65 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 0,25 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 46 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 46 = 101886 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(101886 - 101840)}{1.22521}} = 8,66 \text{ m/s}$$

$$V = 31 \text{ km/h} = 16 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 34 km/h, (19 kt).

Napomena: Ova brzina očitana je dok se zrakoplov izvlačio iz sloma uzgona.

2. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 40 kt (74 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 0,90 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 180 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 180 = 102020 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102020 - 101840)}{1.22521}} = 17,14 \text{ m/s}$$

$$V = 62 \text{ km/h} = 33 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 12 km/h, (7 kt).

3. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 45 kt (83 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 1,12 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 220 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 220 = 102060 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102060 - 101840)}{1.22521}} = 18,95 \text{ m/s}$$

$$V = 68 \text{ km/h} = 37 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 15 km/h, (8 kt).

4. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 50 kt (93 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 1,40 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 280 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 280 = 102120 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102120 - 101840)}{1.22521}} = 21,37 \text{ m/s}$$

$$V = 77 \text{ km/h} = 41 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 16 km/h, (9 kt).

5. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 55 kt (102 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 2,06 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 400 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 400 = 102240 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102240 - 101840)}{1.22521}} = 25,55 \text{ m/s}$$

$$V = 92 \text{ km/h} = 50 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 10 km/h, (5 kt).

6. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 60 kt (111 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 2,55 V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 510 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 510 = 102350 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102350 - 101840)}{1.22521}} = 28,85 \text{ m/s}$$

$$V = 103 \text{ km/h} = 56 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 8 km/h, (4 kt).

7. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 65 kt (120 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 3,10V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 620 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 620 = 102460 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102460 - 101840)}{1.22521}} = 31,81 \text{ m/s}$$

$$V = 114 \text{ km/h} = 62 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 6 km/h, (3 kt).

8. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 70 kt (130 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 4,00V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 800 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 800 = 102640 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102640 - 101840)}{1.22521}} = 36,13 \text{ m/s}$$

$$V = 130 \text{ km/h} = 70 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 0 km/h, (0 kt).

9. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 75 kt (139 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 4,75V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 950 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 950 = 102790 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102790 - 101840)}{1.22521}} = 39,37 \text{ m/s}$$

$$V = 141 \text{ km/h} = 76 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h, (1 kt).

10. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 80 kt (148 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 5,40V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1080 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1080 = 102920 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(102920 - 101840)}{1.22521}} = 41,53 \text{ m/s}$$

$$V = 150 \text{ km/h} = 81 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h, (1 kt).

11. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 85 kt (157 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 5,93V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1190 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1190 = 103030 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103030 - 101840)}{1.22521}} = 44,07 \text{ m/s}$$

$$V = 159 \text{ km/h} = 86 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h, (1 kt).

12. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 90 kt (166 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 6,37V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1274 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1274 = 103114 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103114 - 101840)}{1.22521}} = 45,60 \text{ m/s}$$

$$V = 164 \text{ km/h} = 89 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h, (1 kt).

13. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 95 kt (176 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 7,17V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1430 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1430 = 103270 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103270 - 101840)}{1.22521}} = 48,31 \text{ m/s}$$

$$V = 174 \text{ km/h} = 94 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 2 km/h, (1 kt).

14. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 100 kt (185 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 7,65V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1530 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1530 = 103370 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103370 - 101840)}{1.22521}} = 49,97 \text{ m/s}$$

$$V = 180 \text{ km/h} = 97 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 5 km/h, (3 kt).

15. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 105 kt (194 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 8,12V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1624 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1624 = 103464 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103464 - 101840)}{1.22521}} = 51,48 \text{ m/s}$$

$$V = 185 \text{ km/h} = 100 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 9 km/h, (5 kt).

16. Izmjereni rezultat, za očitane brzinu od 110 kt (203 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 8,80V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1760 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1760 = 103600 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103600 - 101840)}{1.22521}} = 53,60 \text{ m/s}$$

$$V = 193 \text{ km/h} = 104 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 10 km/h, (6 kt).

17. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 115 kt (213 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 9,45V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1890 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1890 = 103730 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103730 - 101840)}{1.22521}} = 55,54 \text{ m/s}$$

$$V = 200 \text{ km/h} = 108 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 13 km/h, (7 kt).

18. Izmjereni rezultat, za očitano brzinu od 120 kt (223 km/h) na brzinomjeru zrakoplova i napona na voltmetru 9,93V:

$$P_s = 101840 \text{ Pa}$$

$$P_n = 1986 \text{ Pa}$$

$$P_u = P_s + P_n = 101840 + 1986 = 103826 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_u - P_s)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(103826 - 101840)}{1.22521}} = 56,93 \text{ m/s}$$

$$V = 205 \text{ km/h} = 110 \text{ kt}$$

Razlika u očitanim brzinama 18 km/h, (10 kt).

Tablica 7.1 prikaz rezultata brzina i napona za mjerenje u zrakoplovu

Brzina zrakoplova, očitanja na brzinomjeru		Očitani napon, na voltmetru	Brzina dobivena mjerenjem pomoću Kollsmanove pitot cijevi		Razlika u očitanim brzinama	
[kt]	[km/h]		[kt]	[km/h]	[kt]	[km/h]
35	65	0,25	16	31	19	34
40	74	0,90	33	62	7	12
45	83	1,10	37	68	8	15
50	93	1,14	41	77	9	16
55	102	2,00	50	92	5	10
60	111	2,55	56	103	4	8
65	120	3,10	62	114	3	6
70	130	4,00	70	130	0	0
75	139	4,75	76	141	1	2
80	148	5,40	81	150	1	2
85	157	5,93	86	159	1	2
90	166	6,37	89	164	1	2
95	176	7,17	94	174	1	2
100	185	7,65	97	180	3	5
105	194	8,12	100	185	5	9
110	203	8,80	104	193	6	10
115	213	9,45	108	200	7	13
120	223	9,93	110	205	10	18

7.4 Analiza rezultata

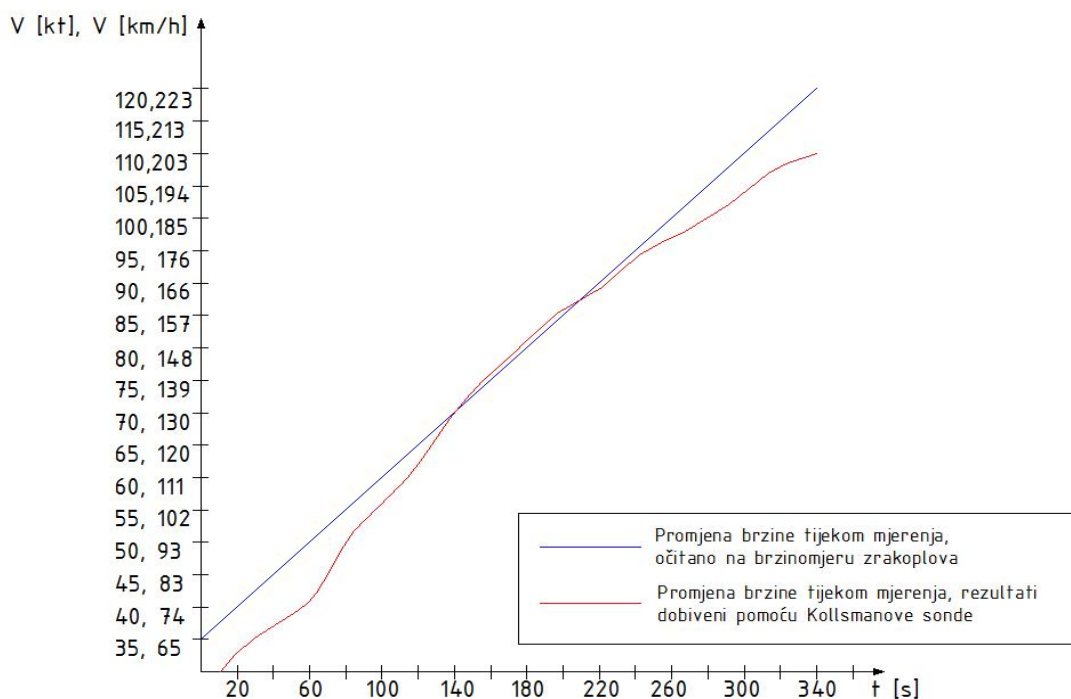
Iz rezultatima dobivenim tijekom mjerenja u zraku zaključuje se da postoji sustavna pogreška sustava, pri manjim brzinama. Kao što je već u prethodnim poglavljima objašnjeno, pogreška proizlazi iz toga što je Pitot-statički sustav kalibriran za najveću točnost pri brzinama polijetanja i slijetanja vojnog zrakoplova.

Kollsmanova sonda kalibrirana je za veće brzine, pri čemu smo od područja većih brzina za koje je namijenjena zahvatili u mjerenjima brzine do 185 km/h, što odgovara granici točnosti mjernog područja manometra.

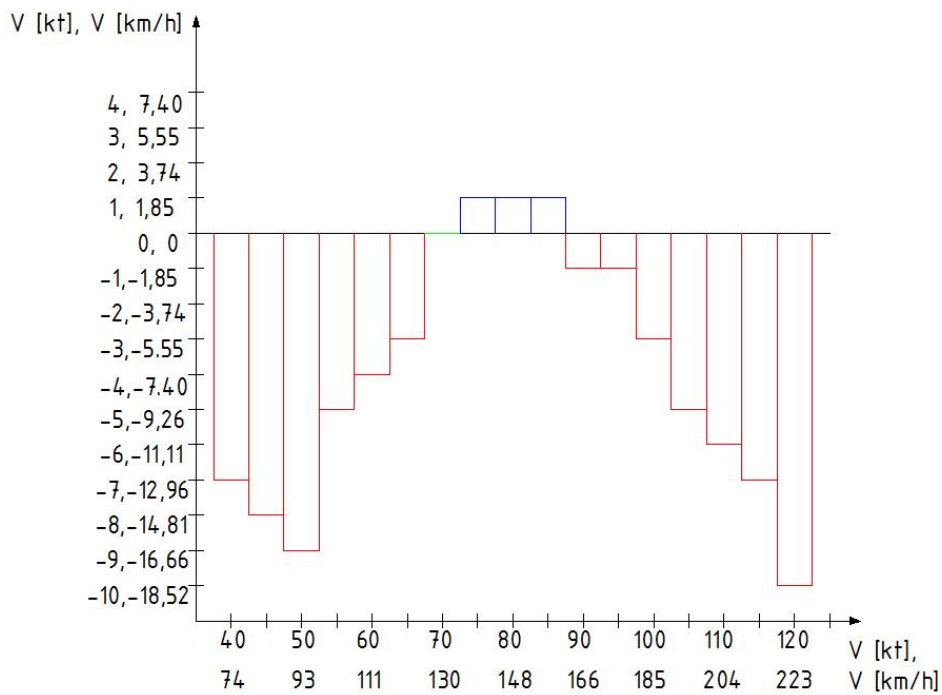
Na slici 7.9, može se vidjeti, da do brzine od 120 km/h (65 kt), postoji sustavna pogreška, radi kalibracije Pitot cijevi za veće brzine, zatim slijedi područje zadovoljavajuće točnosti do brzine od 185 km/h (100 kt).

Nakon brzine od 185 km/h (100 kt), točnost sustava opada zbog ranije spomenutih razloga.

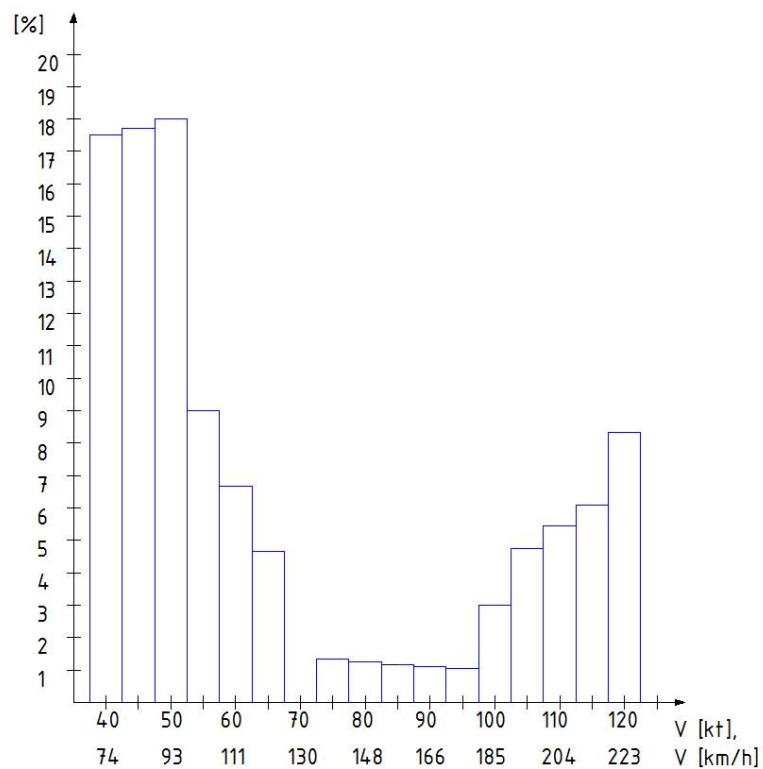
Što se tiče brzina od 65 km/h (35kt) i 74 km/h (40 kt), ove rezultate navodim uz napomenu kako je u uvjetima njihovog postizanja bila nepoznata raspodjela strujanja zraka oko aviona i Kollsmanove Pitot-cijevi. Mora se imati na umu da su rezultati za ove brzine dobiveni dok se zrakoplov nalazio u slomu uzgona (započeo pad preko lijevog krila), tako da je teško pretpostaviti kakvo je bilo strujanje zraka oko Kollsmanove sonde, koja se nalazila na upornici desnog krila.



Slika 7.9 Usporedba brzina očitanih na brzinomjeru zrakoplova i brzina dobivenih Kollsmanovom sondom, tijekom vremenskog perioda mjerenja



Slika 7.10 Prikaz veličine greške za svaku očitane brzinu, na brzinomjeru zrakoplova



Slika 7.11 Omjer veličine greške i očitane brzine, na brzinomjeru zrakoplova prikazan u postocima

8. ZAKLJUČAK

Cilj ovoga diplomskog zadatka bila jest izrada funkcionalnog Pitot-statičkog sustava, pomoću mjerne opreme, povezane na način osmišljen posebno za tu namjenu te provesti ispitivanje na automobilu i zrakoplovu.

Rezultati ispitivanja pokazali su da, u određenome rasponu brzina, postižu se zadovoljavajuće mala odstupanja, te da u tome rasponu sustav prati karakteristiku Pitot-statičkog sustava zrakoplova.

Razlog tomu da sustav ima zadovoljavajuću točnost u relativno malome rasponu brzina, leži u već prije spomenutim ograničenjima same Pitot cijevi i diferencijalnog manometra.

Prilikom konstruiranja, izrade i postavljanja mjernog sustava, javilo se više izazova. Jedan od njih ticao se načina povezivanja napajanja, tj. baterije s manometrom.

Kao što je već prije spomenuto, sustav koji se napaja naponom od 24 V, trebao je raditi u automobilu i što je još važnije trebao je biti siguran, kako ne bi izbio požar tijekom vožnje automobila ili leta zrakoplova.

Među ostalim problemima treba izdvojiti montažu opreme na zrakoplov, gdje se trebalo osigurati čvrsti spoj Pitot cijevi s zrakoplovnom konstrukcijom i smanjiti mogućnost odvajanja cijevi te pada na zemlju.

Na kraju ovoga diplomskog rada, nadam se da će rezultati mjerenja dobiveni tijekom leta zrakoplova, poslužiti kolegama u izradi radova. Ovaj rad moglo bi se proširiti tako da se provede ispitivanje s različitim Pitot cijevima pri veći brzinama te uspoređi dobivene podatke s podacima dobivenima za potrebe ovoga rada. Usporedbom svih tih podataka dobio bi se detaljan uvid u karakteristiku konstruiranog Pitot-statičkog sustava, u velikome rasponu brzina.

9. LITERATURA

1. <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/pitot.html>
2. Uvod u zrakoplovnu meteorologiju, Katarina Stanković, Zagreb 1998
3. Instrument flying handbook, FAA, 2007
4. http://www.americanflyers.net/aviationlibrary/instrument_flying_handbook/chapter_3.htm
5. <http://www.esi-tec.com/>
6. Blake, Walt (2009). Jet Transport Performance Methods. Seattle: Boeing Commercial Airplanes.
7. Clancy, L.J.(1975), *Aerodynamics*, Chapter 3. Pitman Publishing Limited, London
8. http://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_172
9. Cessna 172 series, 1969 thru 1976 service manual
10. http://en.wikipedia.org/wiki/Air_France_Flight_447
11. www.free-online-private-pilot-ground-school.com/images/airspeed-indicator.gif&imgrefurl
12. <http://www.zone-five.net/showthread.php?t=7452>
13. http://www.aircraftresourcecenter.com/AWA1/101-200/walk153_Mig21MF/walk153.htm
14. http://en.wikipedia.org/wiki/Paul_Kollsman
15. <http://www.aerospaceweb.org/question/instruments/q0251.shtml>
16. <http://www.learnerstogether.net/wp-content/uploads/2006/07/instrumentPanel.jpg&imgrefurl>
17. <http://exprophead.com/real%20airplanes.htm>
18. http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot_tube
19. <http://greggordon.org/images/pitotStaticHead>
20. <http://www.lycoming.textron.com/engines/series/360-series-engines.html>
21. <http://www.taiwanairpower.org/af/idf.html>
22. <http://www.tranceaddict.com/forums/showthread>
23. http://www.eaa.org/experimenter/articles/2009-06_zodiac.asp
24. <http://www.accuweather.com/blogs/clarkb/story/14828/instrumentation.asp>
25. <http://www.amtonline.com/publication/article>.
26. Airplane flying handbook, FAA, 2004