

Analiza optjecanja objekta u zračnom tunelu

Kauzlarić, Sara

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Rijeka, Faculty of Engineering / Sveučilište u Rijeci, Tehnički fakultet**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:190:815384>

Rights / Prava: [Attribution 4.0 International](#)/[Imenovanje 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-04**



Repository / Repozitorij:

[Repository of the University of Rijeka, Faculty of Engineering](#)



SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Prijediplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

ANALIZA OPTJECANJA OBJEKTA U ZRAČNOM TUNELU

Rijeka, rujan 2023.

Sara Kauzlarić

0069087158

SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Prijediplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

ANALIZA OPTJECANJA OBJEKTA U ZRAČNOM TUNELU

Mentor: prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Rijeka, rujan 2023.

Sara Kauzlarić

0069087158

Rijeka, 17. ožujka 2023.

Zavod: **Zavod za mehaniku fluida i računarsko inženjerstvo**
Predmet: **Mehanika fluida**
Grana: **2.15.04 mehanika fluida**

ZADATAK ZA ZAVRŠNI RAD

Pristupnik: **Sara Kauzlarić (0069087158)**
Studij: Sveučilišni prijediplomski studij strojarstva

Zadatak: **Analiza optjecanja objekta u zračnom tunelu/Wind Tunnel Simulation of Flow Around Body**

Opis zadatka:

Provesti detaljnu laboratorijsku analizu turbulentnog strujanja zraka oko izabranog objekta - valjka. Opisati opstrujavanje fluida oko zadanog aerodinamičnog profila s fizikalnog motrišta mehanike fluida, kako bi se izračunao dinamički otpor i uzgon. Opisati laboratorijski postav zračnog tunela, provesti analizu optjecanja koristeći zračni tunel u Laboratoriju za mehaniku fluida Tehničkog fakulteta.

Rad mora biti napisan prema Uputama za pisanje diplomskih / završnih radova koje su objavljene na mrežnim stranicama studija.

Kauzlarić

Zadatak uručen pristupniku: 20. ožujka 2023.

Mentor:

Kranjčević

Prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

Žic

Izv. prof. dr. sc. Samir Žic

IZJAVA

Izjavljujem da sam prema pravilniku o završnom radu, završnom ispitu i završetku sveučilišnih prijediplomskih sveučilišnih studija Tehničkog fakulteta Sveučilišta u Rijeci, samostalno izradila završni rad naslova „ Analiza optjecanja objekta u zračnom tunelu“ pod vodstvom prof. dr. sc. Lada Kranjčevića.

Rijeka, rujan 2023.

Sara Kauzlarić

ZAHVALA

Zahvaljujem se prof. dr. sc. Ladu Kranjčeviću i asist. Andru Raku na dragocjenim smjernicama i neprestanoj pomoći tijekom cijele izrade završnog rada. Njihovo stručno znanje omogućilo mi je bolje razumijevanje složenih koncepta i provedbu analize na visokoj razini.

Zahvaljujem se svojoj obitelji na njihovoj nesebičnoj podršci i vjeri u mene tijekom trajanja mog studija. Bez njihove podrške i ohrabrenja, ovo ne bi bilo moguće.

Zahvaljujem se svojim kolegama: Josipu Tomiću, Nadi Hrvatin i Eni Vunderlih koji su me poticali da ovaj studij privedem kraju i pritom steknem prijateljstvo za cijeli život.

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. AERODINAMIKA	3
2.1 Uzgon, težina, potisak i otpor.....	4
2.2. Uzgon i težina.....	5
2.3. Potisak i otpor.....	6
2.4. Izračun sile otpora i sile uzgona	6
3. ZRAČNI TUNELI.....	8
3.1. Otvoreni zračni tunel.....	8
3.2. Zatvoreni zračni tunel.....	9
3.3. Senzorika u zračnim tunelima	10
3.4. Načini prikupljanja podataka sa senzoričke.....	14
4. OPSTRUJAVANJE OKO VALJKA U ZRAČNOM TUNELU	16
4.1. Vrtložna zona, granični sloj i stagnacijska točka.....	16
5. EKSPERIMENTALNA ANALIZA I KALIBRACIJA SENZORIČKE.....	18
5.1. Usporedba rezultata Average Pitota i Hot Wirea između PLC i direktno preko transmittera	21
5.2. Utjecaj zida na uniformnost strujanja – Hot Wire.....	24
6. SILA OTPORA NA VALJKU I USPOREDBA S REFERENTNIM REZULTATIMA	31
6.1. Izračun sile otpora Munsonovom eksperimentalnom formulom i usporedba s eksperimentalno dobivenim vrijednostima sile otpora.....	31
7. ZAKLJUČAK	34
LITERATURA.....	35
SAŽETAK.....	38
SUMMARY	39

1. UVOD

Ovaj rad opisuje tijek postupka laboratorijske analize turbulentnog strujanja zraka oko odabranog objekta, u ovom slučaju, valjka u zračnom tunelu.

Cilj nam je primijetiti koliko kalibracija senzoričke utječe na rezultate strujanja te je li postoje nepravilnosti u konstrukciji zračnog tunela koje bi mogle utjecati na rezultate.

Mehanika fluida je prisutna u gotovo svim granama industrije, uključujući automobilsku, zrakoplovnu, brodograditeljsku, kemijsku i medicinsku. Fluid se odnosi na tekuće ili plinovito stanje materije. Kapljevine i plinovi su dio fluida, a razlika između njih je u stupnju slobode gibanja. Kapljevine se mogu oblikovati na različite načine i zadržati isti volumen, dok molekule plinova ne pokazuju nikakvu strukturnu uređenost i nemaju određen oblik ni volumen, nego uvijek ispunjavaju sav prostor u kojem se nalaze. U tom je slučaju kinetička energija dominantnija od među molekulskih sila. Mehanika fluida koristi se za proučavanje svojstava fluida u različitim okruženjima i pod različitim uvjetima, što pomaže u razvoju novih tehnologija i unapređenju postojećih proizvoda i procesa [1].

U znanstvenom istraživanju i inženjeringu koriste se eksperimenti i simulacije računalne dinamike fluida (CFD) kao metode za proučavanje ponašanja fluida i rješavanje složenih problema. Odabir između tih metoda ovisi o različitim čimbenicima, uključujući prirodu problema, dostupne resurse, vremenska ograničenja i željenu razinu točnosti.

Eksperimenti uključuju provođenje fizičkih testova u kontroliranim okruženjima poput zračnih tunela kako bi se izravno analiziralo i mjerilo ponašanje fluida. Eksperimenti pružaju podatke iz stvarnog svijeta no mogu biti vrlo skupi, vremenski zahtjevni i skloni greškama u preciznosti mjerenja.

S druge strane, CFD simulacije koriste numeričke algoritme i računalno modeliranje za rješavanje jednadžbi strujanja fluida i simuliranje ponašanja fluida. CFD simulacije nude prednost virtualnog eksperimentiranja, omogućavajući inženjerima i znanstvenicima brzo i ekonomično proučavanje širokog raspona scenarija i varijacija parametara [4].

Zračni tuneli predstavljaju neizostavan alat u današnjoj tehnologiji, oni su dizajnirani za testiranje i analizu aerodinamičkih svojstava različitih objekata, od malih modela do vozila velike veličine, no najčešće se ispitivanja provode na umanjenim modelima jer za ispitivanje stvarne veličine neke letjelice bila bi potrebna enormna financijska sredstva, velika količina energije i izrazito veliki zračni tunel.

Zračni tuneli simuliraju učinke protoka zraka na objekt koji se analizira, omogućavajući inženjerima i dizajnerima da razumiju njegovu učinkovitost i stabilnost te aerodinamičke karakteristike u različitim uvjetima kako bi ih mogli prilagoditi za bolje performanse.

Zračni tuneli koriste se u različitim industrijama, uključujući zrakoplovnu, automobilsku, građevinsku i sportsku.

U prvom dijelu ovog rada detaljno je opisana teorija aerodinamike, uključujući četiri osnovne sile leta i postupke za izračunavanje sile otpora i uzgona. Također, navedene su različite vrste zračnih tunela i njihovi opisi, kao i sve korištene senzore i njihove karakteristike. Objasnjeno je kako su prikupljeni podaci s tih senzora te su definirani ključni pojmovi poput vrtložna zona (engl. wake), granični sloj (engl. boundary layer) i stagnacijska točka.

U praktičnom dijelu istraživanja opisane su analize strujanja koje su provedene kako bi se sensorika što bolje kalibrirala te su prikazane greške koje se pojavljuju kod različitih metoda prikupljanja podataka sa sensorike. Prikazan je i utjecaj zida zračnog tunela na profil strujanja zraka. Detaljno je opisan postupak dobivanja sile otpora na valjku te su uspoređene vrijednosti te sile koje su dobivene teoretski s onima dobivenima eksperimentalno.

2. AERODINAMIKA

Aerodinamika je grana mehanike fluida koja proučava kretanje zraka i drugih plinova kroz različite oblike i konstrukcije. Kada se tijela kreću kroz zrak ili neki drugi fluid, dolazi do interakcije između fluida i tijela. Ova interakcija proizvodi silu koja djeluje na tijelo, što može utjecati na brzinu, smjer i stabilnost kretanja [5].

Aerodinamika se primjenjuje u različitim industrijama, kao što su avijacija, automobilizam, brodogradnja, sport, pa čak i u građevinskoj industriji. Primjerice, u avijaciji se koristi aerodinamika kako bi se dizajnirali zrakoplovi koji su učinkoviti u letu te kako bi se poboljšala nosivost zrakoplova što onda i omogućava ekonomičniji let [5].

U automobilskoj industriji, aerodinamika se koristi kako bi se smanjio otpor zraka i povećala brzina vozila. U natjecanjima poput Formule 1 aerodinamika igra ključnu ulogu jer se brzina vozila mjeri u stotinkama sekunde. Jedan od najvažnijih elemenata su spojleri, a to su dijelovi na vozilima koji su oblikovani na način da utječu na protok zraka oko vozila te stvaraju tako pritisak prema dolje, dopuštajući mu da održava veću brzinu u zavojima i pruža bolju stabilnost i kontrolu. Oblik i kut spojlera pažljivo su dizajnirani kako bi stvorili razliku tlaka između gornje i donje površine. Reguliranjem napadnog kuta strujanja zraka prema profilu opstrujavanje zraka oko profila se mijenja i postiže se efekt pozitivnog ili negativnog uzgona.



Slika 2.1 Napadni kut [24]

U sportu, aerodinamika se koristi za dizajniranje sportske opreme, poput biciklističkih ili skijaških kaciga i odjeće koje im pomažu smanjiti otpor zraka i ostvariti bolje vrijeme.

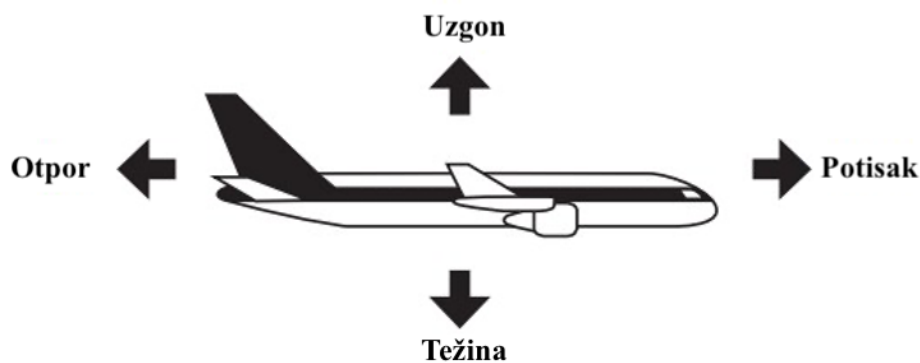
U građevinskoj industriji aerodinamika je vrlo važna posebno u pogledu stabilnosti građevina. Pri izgradnji visokih zgrada ili mostova vrlo je važno uzeti u obzir aerodinamičke sile koje utječu na njih. Proučavanje strujanja vjetra omogućuje inženjerima da bolje razumiju ponašanje zgrada i mostova u tim uvjetima. Identificiranje područja s jačim udarima vjetra i većim pritiskom, ujedno i većih naprezanja pomaže u prepoznavanju potencijalnih kritičnih točaka na objektima, koje bi

mogle zahtijevati dodatno ojačanje ili prilagodbe idejnog nacрта kako bi se osigurala stabilnost i sigurnost [5].

U mnogim industrijskim granama, kao i u drugim područjima, postoje tri glavna načina prikupljanja podataka za analize i istraživanja. Prvi način je korištenje in-situ mjerenja, koja pružaju najpreciznije i najrealnije rezultate, no istovremeno su vrlo skupa i manje fleksibilna u pogledu promjene dizajna. Kako bi se smanjili troškovi i povećala fleksibilnost, često se koriste zračni tuneli i analiza umanjenih modela. Na kraju, najčešća je upotreba računalnih softvera koji rješavaju matematičke modele na principu računalne dinamike fluida (CFD).

2.1 Uzgon, težina, potisak i otpor

Četiri sile leta su one sile koje čine princip kretanja objekta gore-dolje, brže ili sporije. Te sile su: uzgon (engl. lift), težina (engl. weight), potisak (engl. thrust) i otpor (engl. drag). Količina jedne sile u usporedbi s njezinom suprotnom silom određuje kako će se neko tijelo kretati kroz zrak.



Slika 2.2 Četiri sile leta prikazane na zrakoplovu [6]

Bernoullijeva jednadžba, osnovni zakon gibanja fluida, glasi prema izrazu (2.1) :

$$p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 \quad (2.1)$$

gdje je:

p tlak u Pa

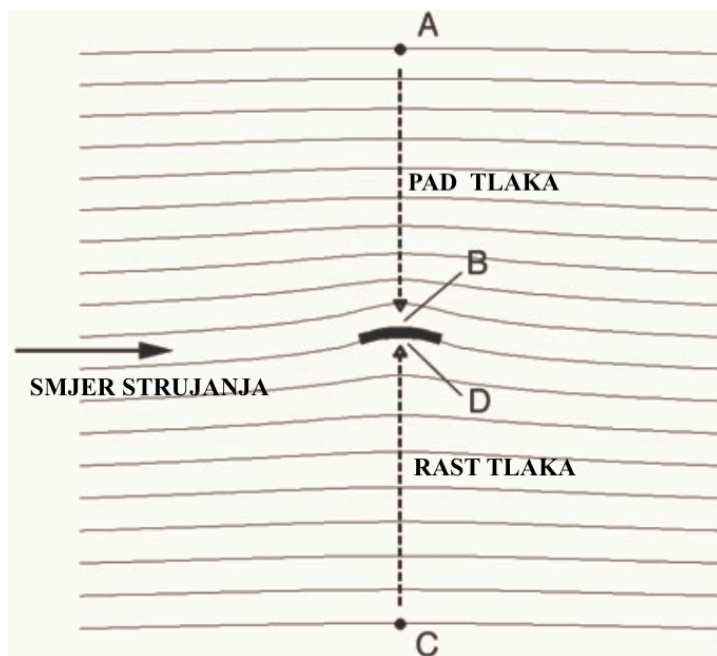
ρ gustoća fluida u kg/m^3

v brzina strujanja fluida u m/s.

Ovaj zakon navodi da ako se protok fluida ubrza, dolazi do pada tlaka. Zrak se ponaša kao fluid i ako to primijenimo na zrakoplov to znači da se zrak ubrzava iznad krila i tada je niži tlak iznad krila nego ispod.

2.2. Uzgon i težina

Uzgon na zrakoplovu je sila koja se generira omogućavajući i zrakoplovu da se uzdiže i održava u zraku. Ova sila djeluje okomito na profil krila te uzrokuje kretanje zraka oko krila ili krakova propelera. Zbog toga što je gornja površina krila više zakrivljena, tlak koji nastaje strujanjem zraka iznad krila je manji nego tlak zraka ispod krila, i to uzrokuje silu uzgona na krilo. Dakle, uzgon na krilu ili kraku propelera nastaje uslijed razlike pritisaka zraka na gornjoj i donjoj površini krila. Na slici 2.2 može se primijetiti da strujne linije postaju sve zakrivljenije što se više približavaju krilu. Iz smjera zakrivljenosti može se primijetiti da tlak opada kako se kreće prema dolje, u točki B tlak je osjetno niži od onog u točki A. Na isti način može se prikazati kretanje od C do D. Vidljivo je da strujne linije pokazuju sve više zakrivljenosti, ali ovaj put pritisak raste prema površini. Dakle, tlak je na točki D veći nego na C. I to stvara rezultantnu silu pritiska na krilo koja djeluje prema gore, tj. sila uzgona [7].



Slika 2.3 Sila uzgona na krilo [7]

Sila koja je obrnuta uzgonu jest njegova težina, što je više stvari u zrakoplovu, veća je njegova masa, znači veća je i njegova težina. Ova sila djeluje kroz centar gravitacije. To je mjesto u kojem je avion uravnotežen.

2.3. Potisak i otpor

Potisak je sila koja pokreće zrakoplov u smjeru kretanja kroz zrak, ovu silu stvaraju motori zrakoplova. Potisak se generira na različite načine, ovisno o vrsti zrakoplova. U većini modernih zrakoplova, potisak se stvara pomoću mlaznih motora, koji rade na temelju trećeg Newtonovog zakona koji kaže da svaka akcija ima suprotnu reakciju. U slučaju mlaznih motora, akcija je izgaranje goriva i ispuštanje ispušnih plinova kroz mlaznicu, a reakcija je generiranje potiska. Mlazni motori usisavaju zrak, komprimiraju ga i miješaju gorivom u komori izgaranja. Gorivo se pali te stvara eksplozivnu smjesu plinova visoke temperature i tlaka kako bi se stvorio mlazni tok visoke brzine koji proizvodi unaprijed usmjeren potisak [6].

Sila koja je obrnuta potisku je otpor. To je sila koja djeluje suprotno od smjera u kojem se kreće zrakoplov i usporava njegovo kretanje. Što je brzina veća to je otpor veći, na to najviše može utjecati oblik i površina krila. Zato krila zrakoplova često imaju strujne profile koji su posebno oblikovani da minimiziraju otpor. Ovi profili obično imaju zaobljen prednji dio a zakrivljeni gornji dio. U uravnoteženom letu, sila teža se suprotstavlja uzgonu, a otpor se suprotstavlja potisku. Ključni parametar koji se koristi u proučavanju otpora je koeficijent otpora. Njegova vrijednost ovisi o obliku i trenju površine, a sila otpora ovisi o tom istom koeficijentu otpora, površini krila, gustoći fluida i brzini kretanja. Ovaj koeficijent opisan je u idućem potpoglavlju [6].

2.4. Izračun sile otpora i sile uzgona

Omjer uzgona i otpora opisuje aerodinamičku učinkovitost u danim uvjetima leta, taj omjer će varirati u skladu s uvjetima leta. Zrakoplov je učinkovitiji ako proizvodi veliku količinu uzgona ili malu količinu otpora. Kako bi definirali sile otpora i uzgona potrebno je definirati neke bezdimenzijske koeficijente uzgona (C_L) i otpora (C_D) [2].

Koeficijent uzgona definiran je preko izraza (2.2):

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (2.2)$$

gdje je:

F_L sila uzgona u N
 A površina krila u m^2
 ρ gustoća zraka u kg/m^3
 V brzina zraka u m/s .

Slično, koeficijent otpora je definiran preko izraza (2.3):

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (2.3)$$

gdje je:

F_D sila otpora u N
ostali članovi su definirani ranije.

Ovi koeficijenti variraju duž površine krila kao rezultat promjena u graničnom sloju brzine u smjeru strujanja. Rastom omjera uzgona i otpora, zrakoplov je aerodinamički efikasniji jer generira više uzgona u odnosu na otpor. To također znači da može ostvariti veću nosivost uz manji otpor zraka što mu omogućuje ekonomičnije putovanje i veći domet.

Zaključno, krila zrakoplova oblikovana su i postavljena kako bi stvarali uzgon uz minimalan otpor, a to se postiže reguliranjem upadnog kuta krila za vrijeme krstarenja u optimalan položaj.

3. ZRAČNI TUNELI

Zračni tuneli su tuneli različitih veličina kroz koje struji zrak. Koriste se za analizu interakcije između zraka i objekta, te su oni važni alati za istraživanje aerodinamike i za odluke oko dizajna objekta.

Rad zračnog tunela temelji se na strujanju zraka kroz testnu sekciju ili kanal koji čine zidovi tunela. Protok kroz testnu sekciju se postiže stvaranjem razlike tlaka kroz mlaznicu, što doprinosi većoj ulaznoj brzini u testnoj sekciji. Nakon prolaska kroz testnu sekciju, zrak ulazi u difuzor, koji ima funkciju vraćanja brzine zraka u stanje koje je bilo prilikom ulaska u mlaznicu. Kako bi se postigla željena brzina, potrebno je instalirati ventilator željene snage i okretnog momenta koji može isporučiti željene brzine u testnoj sekciji uzimajući u obzir utjecaj mlaznice [9].

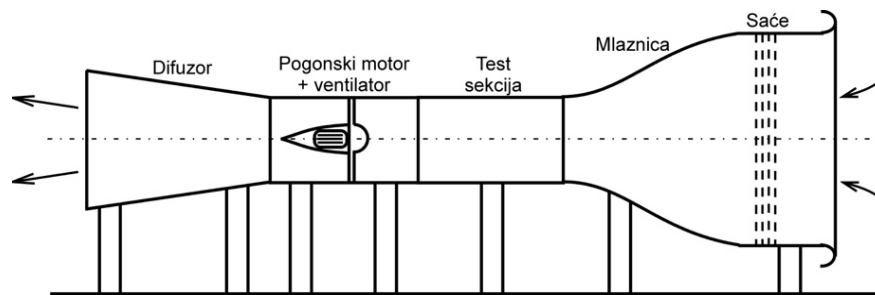
Objekt unutar testne sekcije može biti neki aerodinamični ispitni primjerak kao što je valjak ili kvadar, a mogu biti i mali modeli vozila ili vozila u punoj veličini ovisno o veličini tunela.

Prema konstrukcijskoj izvedbi i prema brzini strujanja zraka, postoje dva osnovna tipa zračnih tunela: otvoreni i zatvoreni.

3.1. Otvoreni zračni tunel

Ovaj tunel nema povratno strujanje zraka koji je već prošao kroz tunel natrag u ulazni dio tunela. Umjesto toga, na ulazu tunela uvijek ulazi svjež zrak. Ovo osigurava kontinuirani protok svježeg zraka kroz tunel i spriječava ponovno miješanje s ispitivanim zrakom.

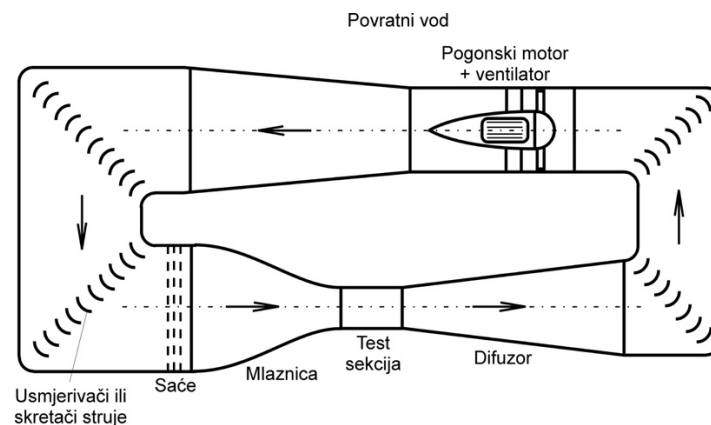
Zrak iz atmosfere ulazi u mlaznicu i prolazi kroz saće (to je mreža koja se koristi za poboljšanje uniformnosti zraka) što čini struju zraka jednolikom. Mlaznica se postupno sužava i time se povećava brzina. Kada strujanje zraka postigne najveću brzinu ulazi u testnu sekciju u kojoj imamo konstantni presjek. Vrlo je bitno da je unutar testne sekcije strujanje zraka ujednačeno jer se tu fiksira ispitivani objekt i na njemu se vrše analize i mjerenja. Unutar testne sekcije imamo različite mjerne instrumente (npr. Pitotova cijev). Nakon testne sekcije slijedi difuzorska sekcija u kojoj se poprečni presjek postupno povećava, a na kraju sekcije postavljen je ventilator [8].



Slika 3.1 Shema otvorenog zračnog tunela [8]

3.2. Zatvoreni zračni tunel

U ovoj vrsti tunela testna sekcija je potpuno zatvorena. Ovo znači da zrak koji prolazi kroz testnu sekciju ponovno se vraća povratnim vodom, umjesto da se izbacuje iz tunela. Takvi tuneli mogu imati jedan ili više povratnih vodova, no najčešće se koriste tuneli s jednim povratnim vodom jer oni daju ujednačenu i umirenu struju zraka kroz testnu sekciju. Zatvoreni tuneli također koriste ventilatore i kanale za usmjeravanje i ponovno cirkuliranje zraka. Prednost zatvorenih tunela je u tome što se mogu postići visoki protoci zraka i brzine strujanja, što je posebno važno za testiranje vozila poput automobila. S druge strane, mana korištenja zatvorenog zračnog tunela je veća mogućnost pregrijavanja tunela, što može dovesti do naglog rasta temperature unutar testne sekcije i to je potrebno uzeti u obzir prilikom analize rezultata [8]. U ovakvom tipu zračnog tunela provodilo se naše ispitivanje strujanja na valjku.

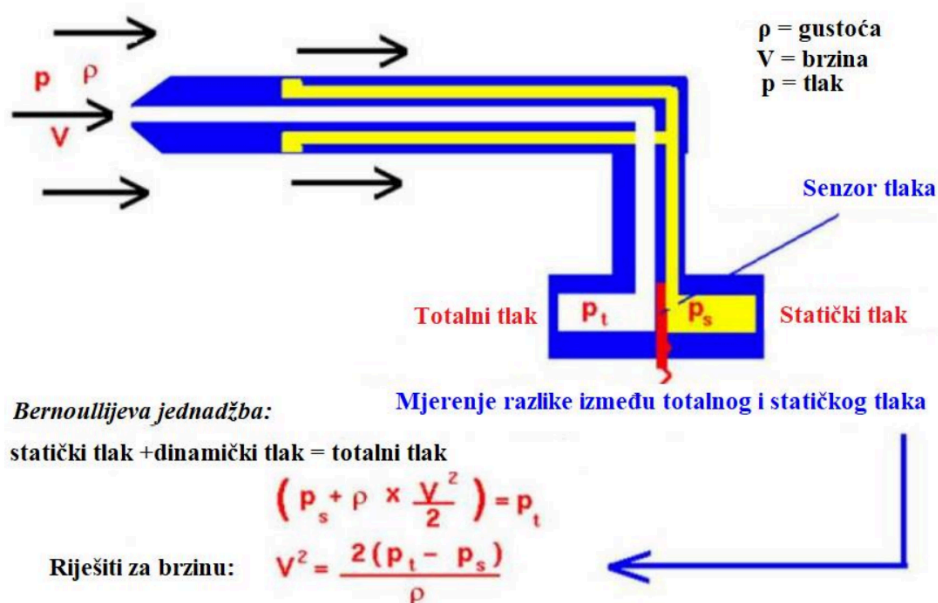


Slika 3.2 Shema zatvorenog zračnog tunela [8]

3.3. Sensorika u zračnim tunelima

Senzori igraju ključnu ulogu u prikupljanju podataka tijekom ispitivanja u tunelima. Oni su dizajnirani za mjerenje parametara koji se odnose na protok zraka i objekte koji se ispituju. Senzori koji se najčešće koriste u zračnim tunelima su:

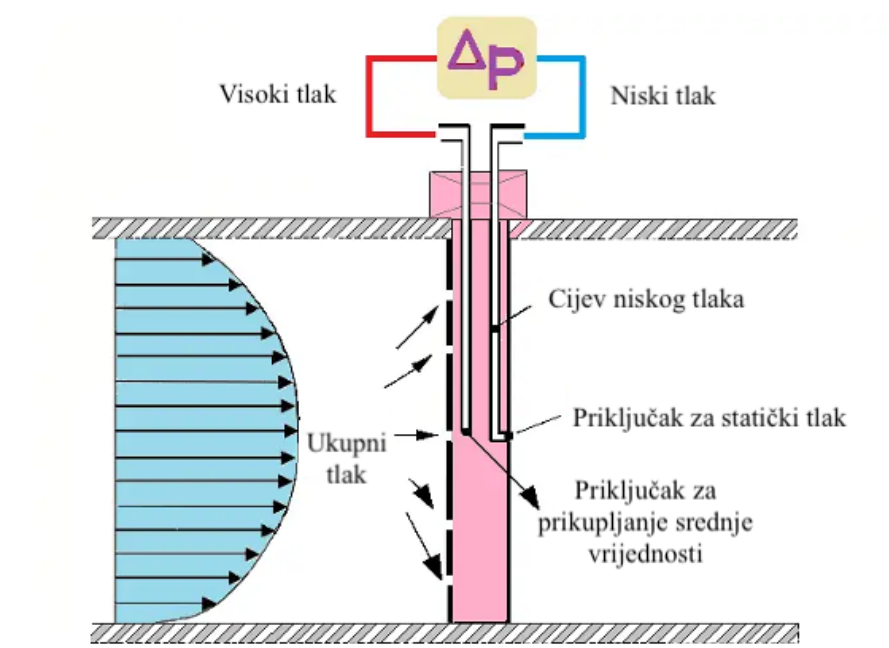
Pitotova cijev - vrsta senzora koji se sastoji od dvije koncentrične cijevi koje su oblikovane da uhvate strujanje zraka i koriste razliku tlakova za računanje dinamičkog tlaka i brzinu strujanja. Vanjska cijev ima rupice koje su izbušene okomito na smjer kretanja zraka. Ta cijev registrira samo statički tlak jer nije pod utjecajem kinetičke energije protoka zraka. Unutarnja cijev koja je postavljena protiv smjera strujanja zraka, registrira ukupni tlak te je tako pod utjecajem kinetičke energije protoka zraka. Kada su čeon i bočni otvor Pitotove cijevi spojeni na instrument koji mjeri razliku tlakova (manometar) moguće je izmjeriti razliku između ukupnog tlaka i statičkog tlaka, tj. dinamički tlak, što je tlak uzrokovan brzinom fluida. Dinamički tlak je proporcionalan kvadratu brzine strujanja fluida, znači brzina strujanja fluida može se izračunati preko dinamičkog tlaka [10].



Slika 3.3 Shema Pitotove cijevi te jednačbe za proračun brzine strujanja fluida [10]

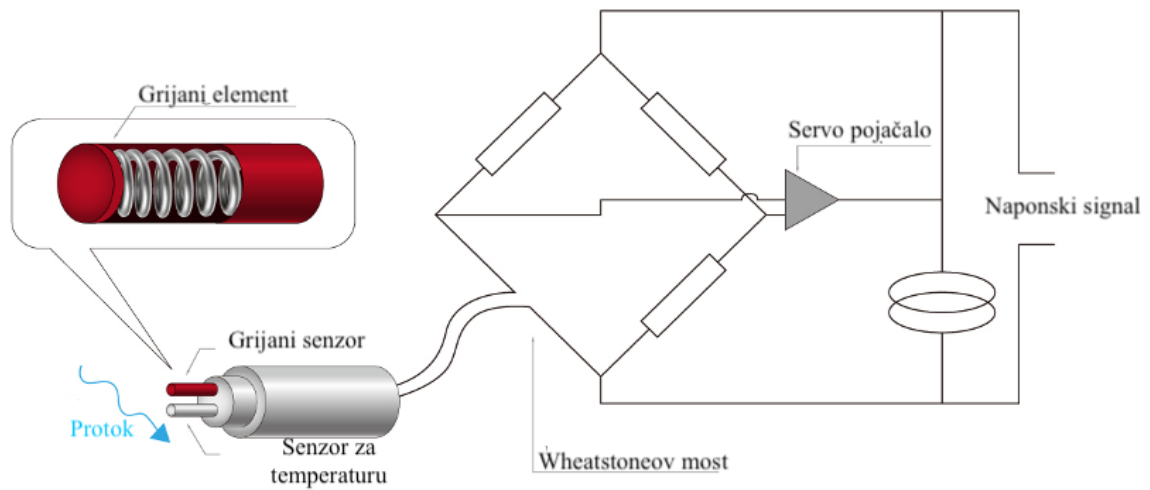
Average Pitot – to je instrument za mjerenje protoka. Ovakav Pitot je pouzdaniji i precizniji od konvencionalne Pitotove cijevi i stoga je ovo jedan od najpopularnijih načina za mjerenje protoka fluida. Sastoji se od vanjske cijevi koja je postavljena okomito na poprečni presjek cijevi, unutar vanjske cijevi su dvije cijevi. Vanjska cijev ima niz rupa koje su okrenute uzvodno od protoka, isti broj tih rupa okrenut je prema nizvodnoj strani toka. Pri mjerenju protoka zraka, unutar kanala

velikog promjera, protok zraka u središtu i u blizini stijenke kanala može se značajno razlikovati. Mjerenje protoka u samo jednoj rupi nije reprezentativno. Korištenje average Pitotove cijevi daje srednju vrijednost protoka zraka na više rupa unutar cijevi, što rezultira preciznijim mjerenjima po vertikali. Međutim, ako strujanje nije uniformno te je utjecaj zida velik, a mjereni objekt je malen, onda ovakav oblik mjerenja može dati puno manje brzine od onih koje se zapravo javljaju na objektu. Shodno s navedenim, važno je uvijek odabrati adekvatnu opremu s obzirom na problem s kojim se susrećemo. Nadalje, jedna od unutarnjih cijevi određuje prosječnu vrijednost tlakova izmjerenih kroz rupe, odnosno ukupni tlak (statički plus dinamički), dok druga unutarnja cijev mjeri statički tlak kroz središnji otvor. Razlika između ukupnog i statičkog tlaka, kao što je već spomenuto, daje dinamički tlak, tj. način za računanje brzine strujanja fluida [11].



Slika 3.4 Shema Average Pitota [11]

Hot wire ili Anemometar – koristi se za mjerenje brzine strujanja fluida na temelju promjene topline koja se odvodi zbog strujanja zraka. Glavni element hot – wire-a je ugrijana žica čiji se otpor mijenja ovisno o količini topline koja se odvodi, a ta količina topline ovisi o brzini strujanja zraka kojoj je žica izložena. Žica se zagrije zbog otpora kojeg pruža žica prilikom prolaska električne struje kroz nju. Ovaj način mjerenja brzine strujanja fluida koristi se zbog toga što je žica vrlo tanka te je onda i odaziv na promjene brzine vrlo brz s visokom točnošću. Zbog toga se ovaj način mjerenja može koristiti za mjerenje turbulentnog toka fluida. S druge strane, važno je održavati testnu sekciju čistom, jer zbog manjih nečistoća čestice prašine mogu poremetiti točnost mjerenja [12].



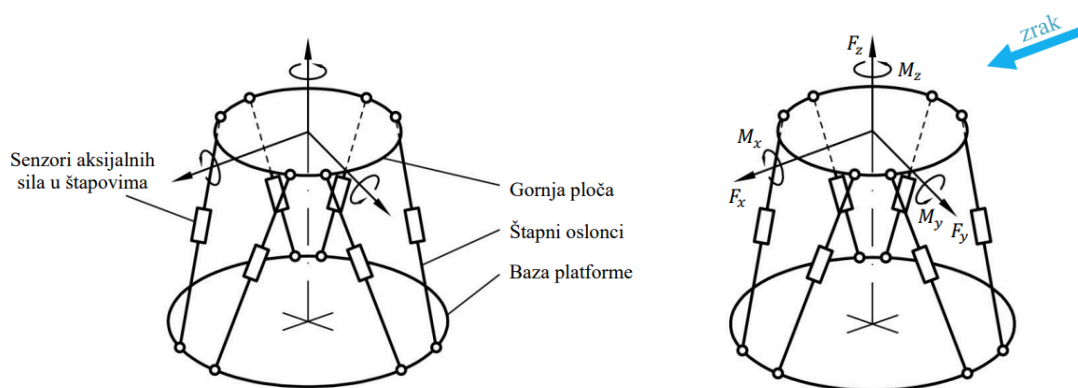
Slika 3.5 Shema principa rada hot - wire-a [12]

Mjerač tlaka – Ovaj uređaj se koristi za mjerenje i praćenje tlaka na više točaka istovremeno. Senzori tlaka proizvode analogne signale koje treba kondicionirati prije daljnje obrade. Kondicioniranje signala u skeneru tlaka pojačava i filtrira signale senzora kako bi se osigurala točna i pouzdana mjerenja s minimalno šuma. Kondicionirani signali se pretvaraju u digitalne pomoću A/D pretvarača. Digitalni podaci tada se šalju središnjem mikroprocesoru koji obrađuje i pohranjuje podatke unutar memorije skenera ili vanjskog uređaja za pohranu podataka. Mikroprocesor radi digitalnu korekciju koja može uključivati kalibraciju, primjenom algoritama korekcije kako bi osigurali točne i smislene rezultate mjerenja. Obradeni podaci se pohranjuju na povezano računalo za daljnju analizu.



Slika 3.6 Mjerač tlaka (engl. Pressure scanner) Scanivalve DSA3217 [14]

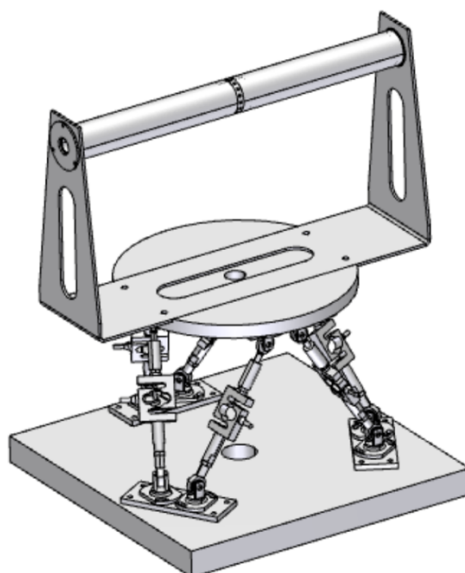
Senzori sile – oni se obično proizvode po narudžbi za određeni zračni tunel, vodeći računa o specifičnosti tunela. Konstrukcija senzora, oblik i dimenzije ovise o karakteristikama samog tunela, mjestu na kojem se nalazi senzor, brzini strujanja i očekivanim opterećenjima. Ovdje je prikazan senzor koji se koristio za ispitivanja u tunelu koji se nalazi u prostorijama fakulteta. Ovaj senzor temelji se na paralelnom mehanizmu poznatom kao Stewartova platforma a osnovna razlika između konstrukcije paralelnog mehanizma i senzora sile leži u zamjeni aktuatora paralelnog mehanizma s čvrstim nosivim štapovima. Umjesto prizmatičnih zglobova u središtima tih nosivih štapova nalaze se senzori aksijalnih sila. Glavna funkcija ovog senzora je mjerenje šest komponenti aerodinamičkih sila koje nastaju uslijed strujanja fluida oko postavljenog objekta u tunelu [15].



Slika 3.7 Dijelovi senzora i komponente sile na temelju Stewartove platforme [15]

Kada se opterećenje primijeni na gornju ploču senzora, to uzrokuje pomake u mjernim ćelijama koje su dio senzora. Ti pomaci generiraju promjene napona u mjernim ćelijama, koje se dalje detektiraju pomoću odgovarajućeg softvera.

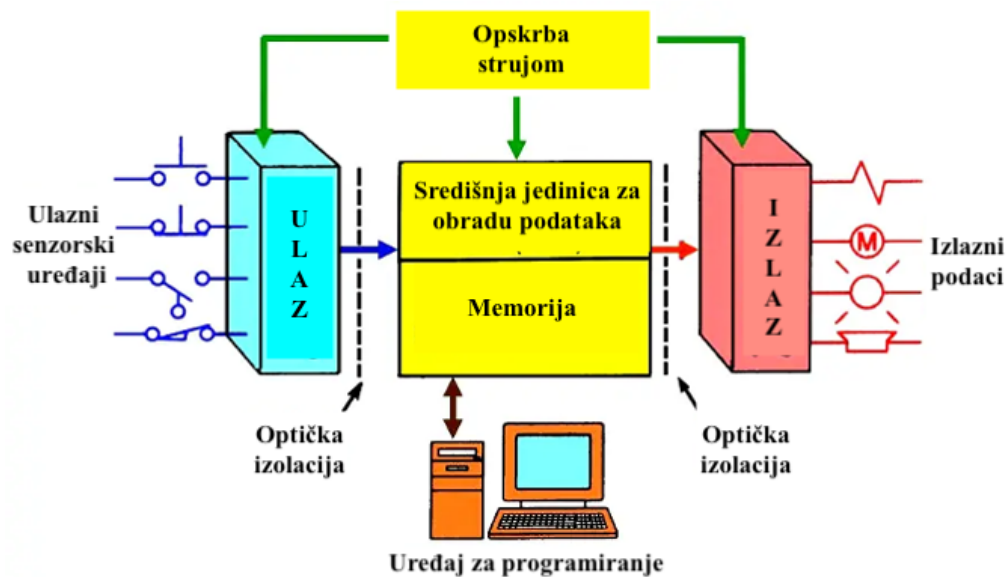
Promjene napona koje se očitavaju određuju aksijalne sile i momente prisutne u nosačima. Na temelju seta očitanih aksijalnih sila i momenata, moguće je izračunati šest komponenti (po x, y i z osi) tražene sile korištenjem matrice za kalibraciju. Ta informacija može se dalje koristiti za analizu i razumijevanje aerodinamičkih sila (kao otpor (engl. drag) i uzgon (engl. lift) koje utječu na tijelo u zračnom tunelu [15].



Slika 3.8 Stewartova platforma s prihvatnim nosačima na koje je pričvršćen model valjka [15]

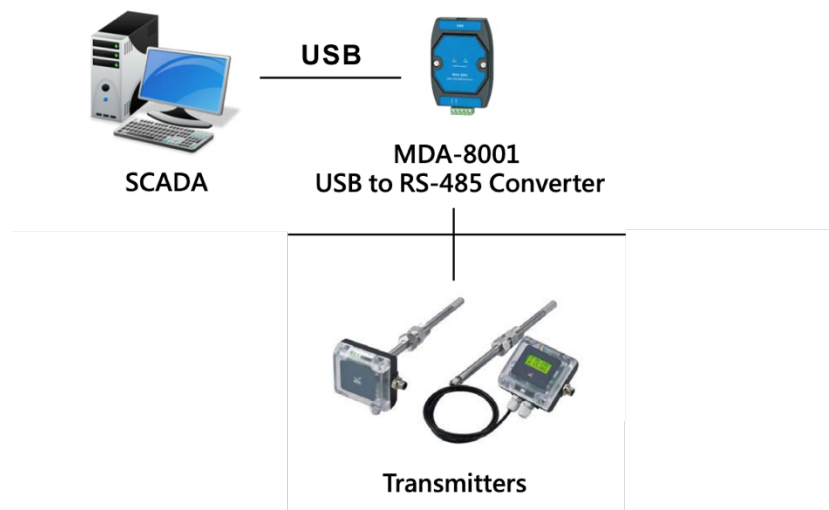
3.4. Načini prikupljanja podataka sa senzoričke

PLC (engl. Programmable Logic Controller) tehnologija često se koristi u sezorima zračnih tunela u cilju automatizacije, lakšeg upravljanja, prikupljanja podataka od senzora ili integracije s drugim sustavima. U ovom slučaju PLC je korišten za prikupljanje podataka sa senzoričke. PLC je programiran za sučelje s različitim tipovima senzora kao što su senzori tlaka, temperature, Pitotove cijevi itd. PLC je dizajniran za primanje signala od senzora u obliku struje ili napona te na taj način prikuplja i obrađuje podatke s ovih senzora osiguravajući točna i pouzdana mjerenja. Prikupljene podatke tada pohranjuje kako bi se mogli dalje analizirati [13]. Najlakše je opisati PLC kao digitalno računalo koje izvršava program u 3 faze: čitanje ulaznih varijabli, izvršavanje programskog koda, ispisivanje rezultata operacije. U ovom slučaju ulazne varijable su podaci senzoričke (Hot Wire, Pitot...). Pressure transmitter pretvara protok zraka i tlak u napon i struju a PLC pretvara taj napon i struju u tlak, brzinu i sile ovisno o zadanim parametrima. Pokretanjem Python programskog koda ona nam ispisuje rezultate prema zadanim parametrima u tekstualnu datoteku.



Slika 3.9 Princip rada PLC-a [13]

Kada se prikupljaju podaci direktno preko convertera, koristimo pressure transmitter koji bilježi podatke o protoku zraka ili tlaku u analognom obliku. Ti podaci se potom šalju na MDA 8001 konverter koji vrši konverziju signala iz analognog u digitalni format. Na taj način dobivaju se digitalna očitavanja vrijednosti. Ovi podaci se zatim povezuju na računalo putem USB veze, što omogućuje izravan pristup i prikaz podataka na računalu.



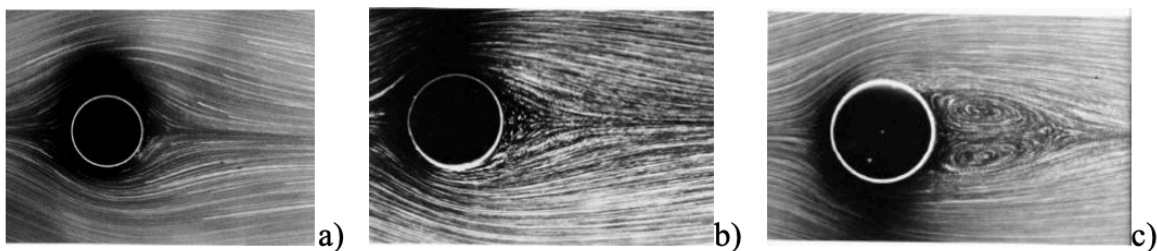
Slika 3.10 Shema prikupljanja podataka preko MDA-8001 convertera [16]

4. OPSTRUJAVANJE OKO VALJKA U ZRAČNOM TUNELU

4.1. Vrtložna zona, granični sloj i stagnacijaka točka

U aerodinamici pojam vrtložna zona (engl. wake) odnosi se na područje turbulentnog strujanja neposredno iza tijela koje promatramo, uzrokovano je viskoznošću te može biti popraćeno odvajanjem strujanja. Vrtložna zona također ovisi o Reynoldsovom broju, bezdimenzijskoj značajki koja služi za utvrđivanje hoće li u danim okolnostima nastupiti laminarno ili turbulentno strujanje fluida. Reynoldsov broj predstavlja omjer između inercijskih i viskozni sila u samom fluidu. Pri niskim Reynoldsovim brojevima strujanje ima tendenciju da bude laminarno i uredno te je u tom slučaju wake iza cilindra relativno malen i dobro definiran, a samim time je i otpor manji. Međutim, kako se Reynolds broj povećava, strujanje može prijeći u turbulentno, koje karakterizira kaotično i nepravilno strujanje te veća sila otpora. U tom slučaju, vrtložna zona iza cilindra je veća i kompleksnija. Na prijelaz iz laminarnog u turbulentno strujanje i na formiranje vrtložne zone mogu utjecati različiti čimbenici kao što su oblik predmeta, brzina strujanja [3].

Na primjeru cilindra ćemo prikazati primjer vrtložne zone pri različitim Reynoldsovim brojevima:

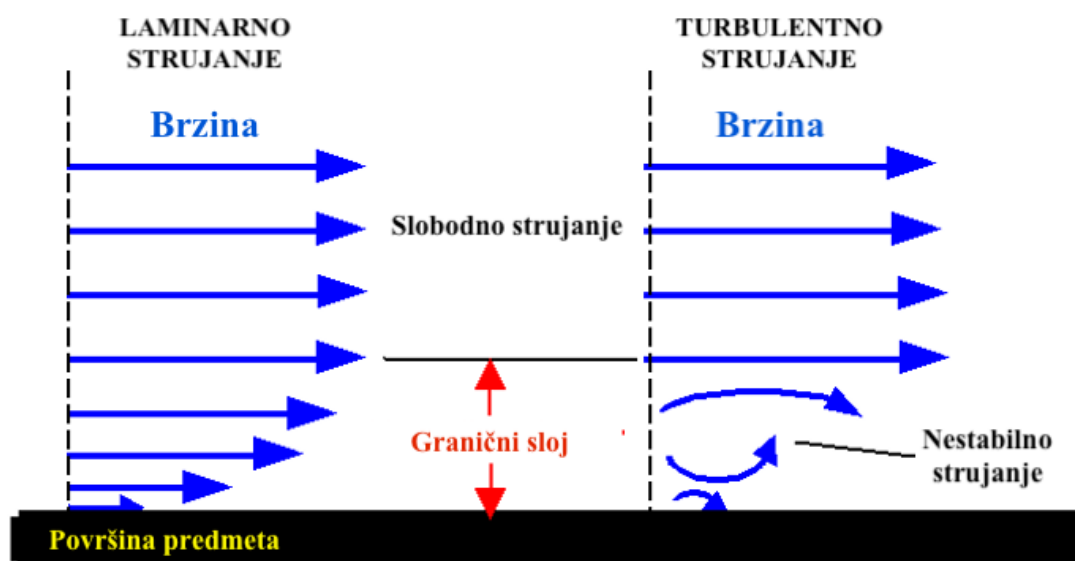


Slika 4.1 Strujanje oko cilindra redom za a) $Re=1.54$, b) $Re=9.6$, c) $Re=26$ [3]

Primjećujemo da postupnim povećanjem brzine, tj. Reynoldsovog broja pojavljuju se vrtlozi i nepravilno strujanje iza cilindra, odnosno vrtložna zona više nije laminarna nego prelazi u turbulentnu.

Granični sloj (engl. boundary layer) odnosi se na tanki sloj fluida koji se formira uzduž površine objekta koji se nalazi u fluidu, poput zraka. To je područje u kojem brzina fluida postupno raste od nule koja je na površini do brzine slobodnog strujanja dalje od površine.

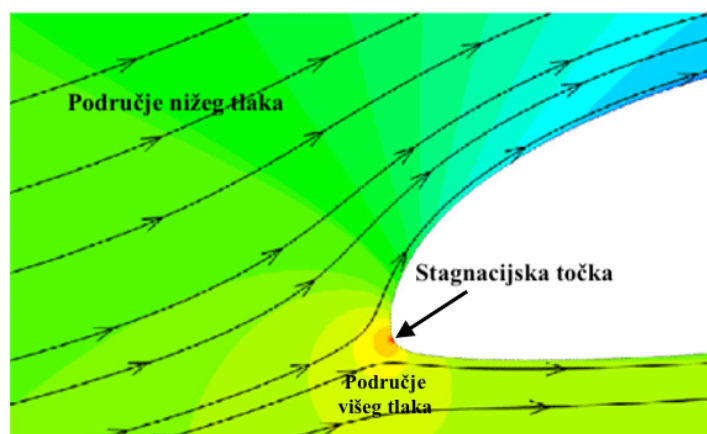
Granični sloj može biti laminaran ili turbulentan, također ovisno o Reynoldsovom broju. Za niže Reynoldsove brojeve, granični sloj je laminaran i brzina strujanja se jednoliko mijenja kako se odmiče od zida. Za veće Reynoldsove brojeve, granični sloj je turbulentan i brzinu strujanja karakteriziraju nestabilna i vrtložna strujanja unutar graničnog sloja [17].



Brzina strujanja na površini jednaka je 0

Slika 4.2 Prikaz laminarnog (lijevo) i turbolentnog (desno) graničnog sloja [17]

Točka u strujanju u kojoj je brzina fluida jednaka nuli naziva se stagnacijska točka. Stagnacijske točke postoje na površini predmeta koji se nalazi u polju strujanja, tamo gdje se fluid zaustavlja zbog tog predmeta. Bernoullijeva jednačba nam pokazuje da je statički tlak najveći kada je brzina nula i stoga je statički tlak najveći u stagnacijskoj točki [18].

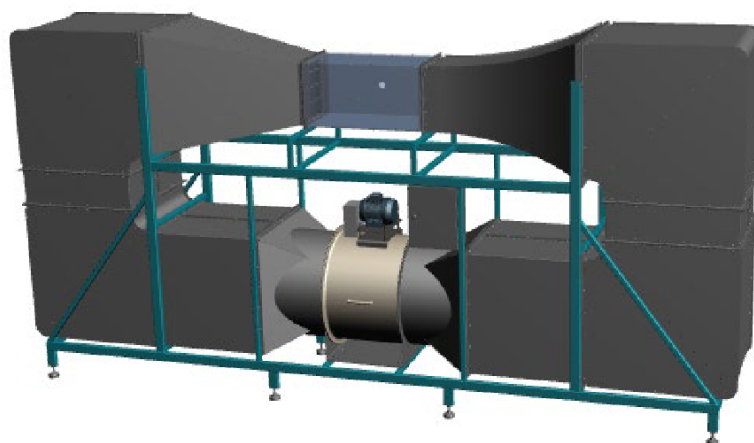


Slika 4.3 Stagnacijska točka [19]

5. EKSPERIMENTALNA ANALIZA I KALIBRACIJA SENZORIKE

Provedena je detaljna laboratorijska analiza turbulentnog strujanja zraka oko izabranog objekta, valjka, u zračnom tunelu. Promatrano je koliko kalibracija senzoričke utječe na rezultate, te je napravljena usporedba dobivenih eksperimentalnim rezultatima s poznatim eksperimentalnim formulama koje će biti navedene kasnije u ovom poglavlju.. S obzirom da je valjak simetričan možemo očekivati raspodjelu tlaka i brzine koja je također simetrična na obe strane valjka. Analiza strujanja provedena je u prostorijama fakulteta na modelu zatvorenog zračnog tunela, u kojemu je testna sekcija 500 x 500 x 1000 mm. Model zračnog tunela prikazan je na slici 5.1. Ovaj tunel je zatvorenog tipa te ima jedan povratni vod i zatvorenu testnu sekciju u kojoj se giba zrak. Zrak koji prolazi kroz testnu sekciju vraća se u ventilator i recirkulira više puta, a skretanje zraka omogućeno je zbog 4 koljena i 11 skretnih limova unutar koljena.

Valjak koji se nalazi u testnoj sekciji i na kojem je provedeno ispitivanje je dimenzija 500 x ø50 mm.



Slika 5.1 Model zračnog tunela na fakultetu

Prva mjerenja odradila su se kako bi prikazali koliko odstupaju vrijednosti dobivene od Hot Wire-a i Average Pitota prikupljanjem podataka direktno preko convertera i preko PLC-a, i kako bi prikazali koliko očitavanja brzine protoka Average Pitot cijev i Hot Wire-a osciliraju u vremenu zbog neuniformnog strujanja, pojave turbulentnog područja pri većim brzinama ili greške u preciznosti odašiljača. Na temelju tih podataka odrađena je kalibracija.

Hot wire i odašiljač koji se koristio u ovoj analizi je „ Air Velocity Transmitter - FTM84/85“ prikazan na slici 5.2 u kojem je greška preciznosti očitavanja rezultata $\pm 1,5\%$.

Average Pitot i odašiljač koji se koristio je „ Differential Pressure – PHD330“ prikazan na slici 5.3 u kojem je greška preciznosti $\pm 2,0\%$.

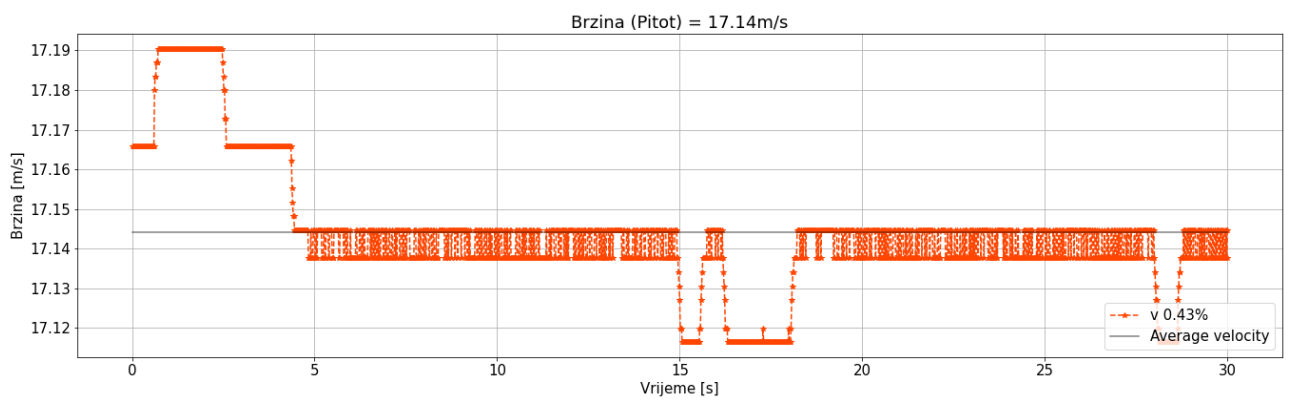
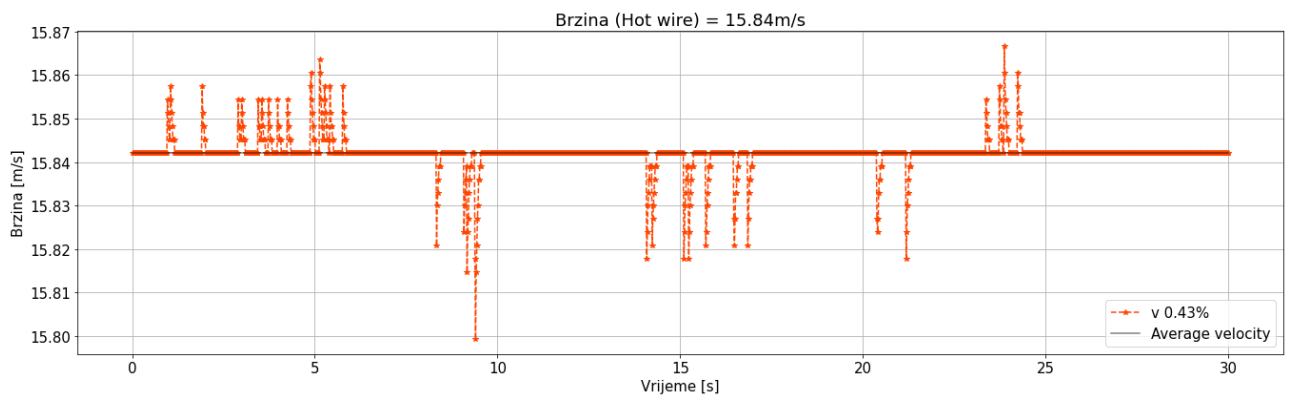
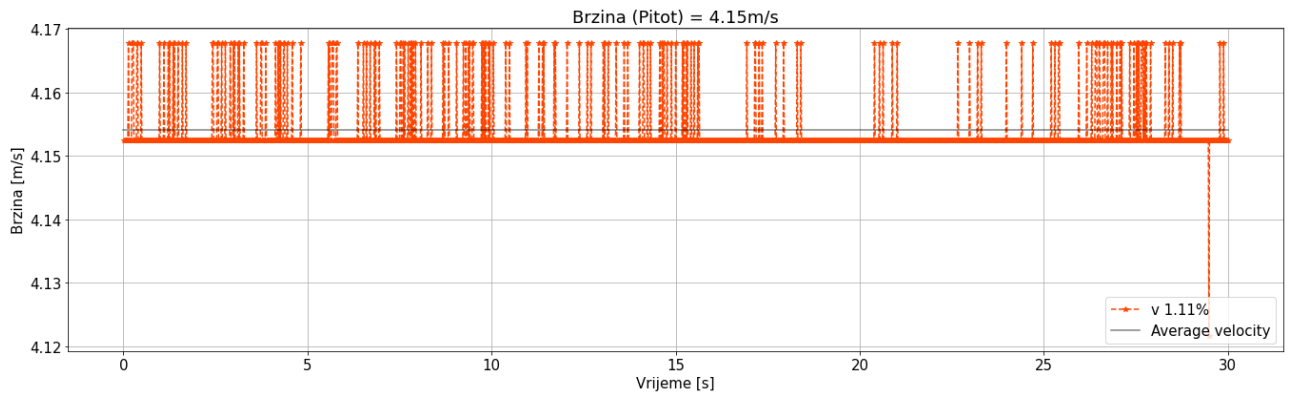
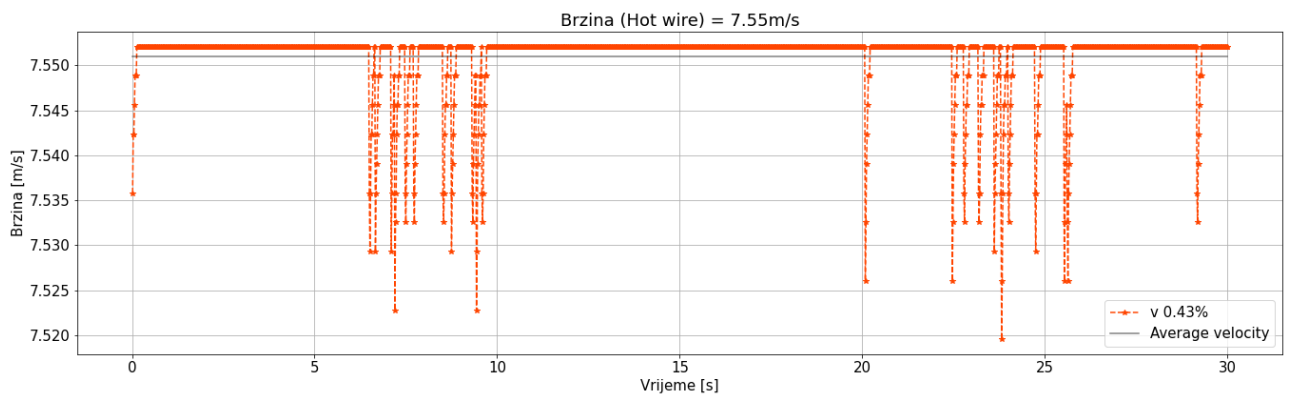


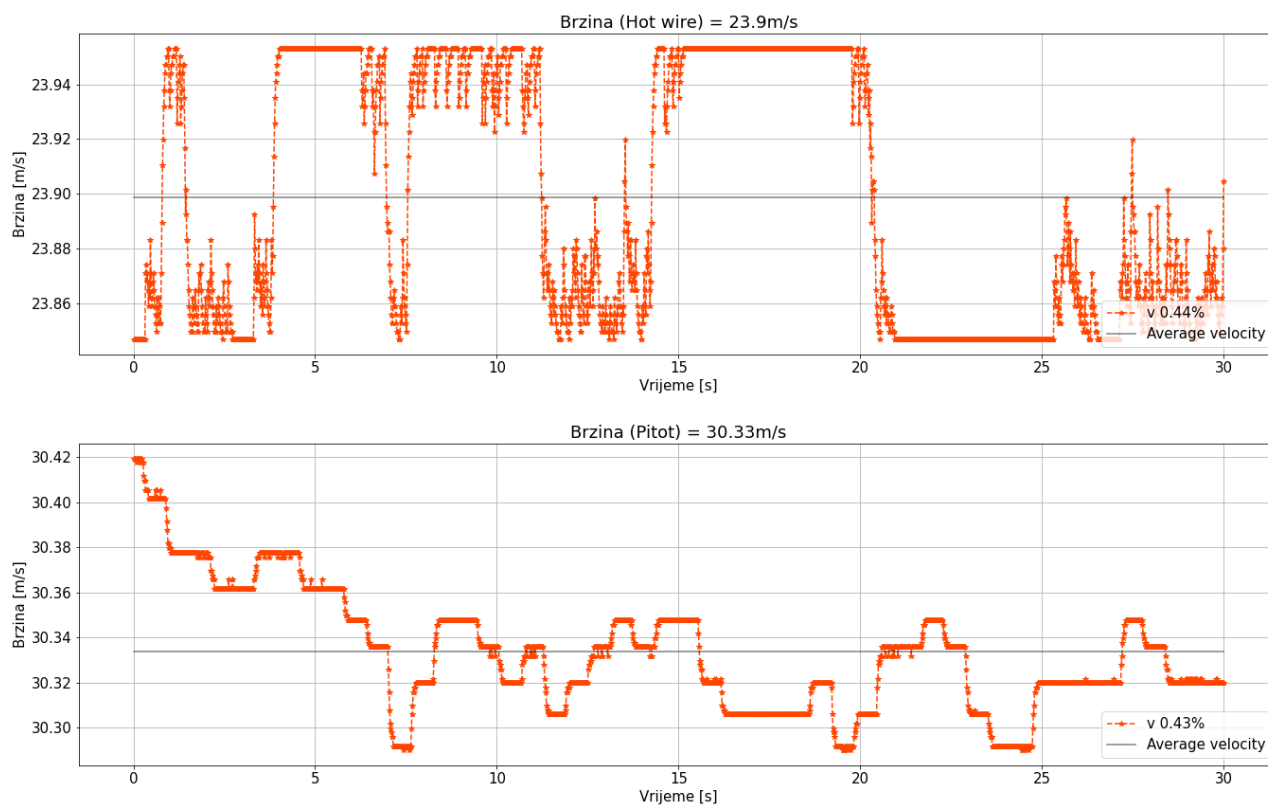
Slika 5.2 Hot wire i odašiljač „ Air Velocity Transmitter - FTM84/85“ [20]



Slika 5.3 Average Pitot cijev i odašiljač „ Differential Pressure – PHD330“ [21]

Podaci s hot wire i average Pitot prikupljali su se PLC-om na način opisan u poglavlju 3.4. U ovom slučaju kalibracija PLC-a vršila se ručno, tako da su se regulirale minimalne i maksimalne vrijednosti sila na PLC-u kako bi se poklapale vrijednosti na transmitteru i na PLC-u s obzirom da se još nije spojio converter koji bi to odradio automatski. Pokretanjem Phyton skripte dobiveni su sljedeći rezultati varijacija brzine u vremenu za različite brzine strujanja. Podaci sa senzoričke su se prikupljali na ulazu u testnu sekciju, u intervalu od 30 sekundi, s frekvencijom od 60 Hz.





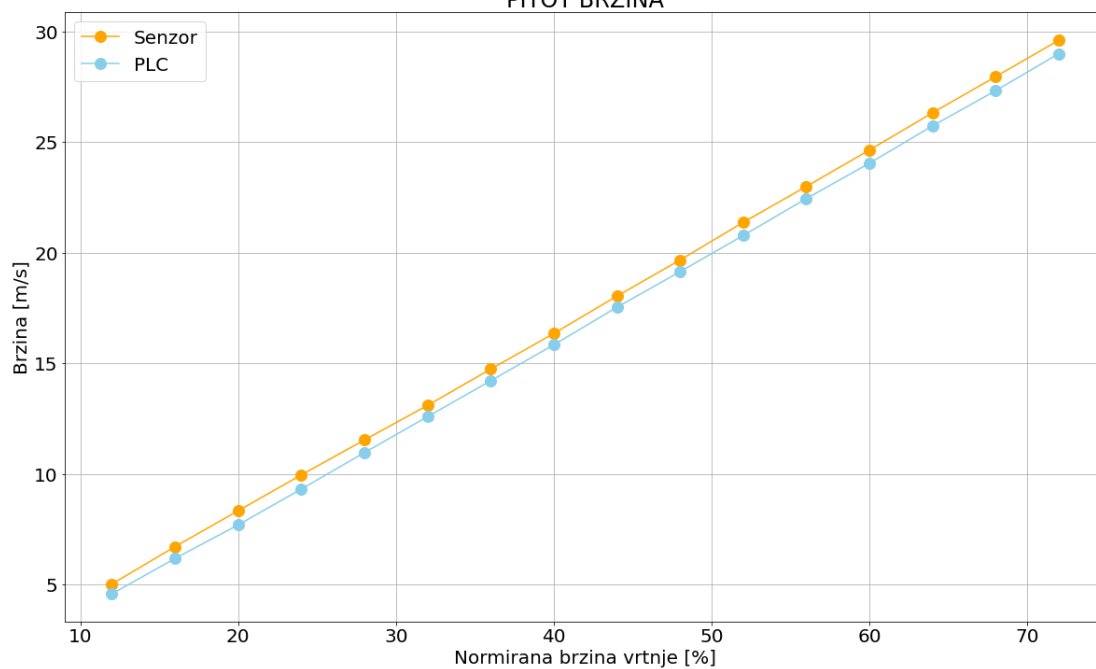
Slika 5.4 Prikaz osciliranja brzine strujanja pri velikim i malim brzinama

Iz prikazanih grafova može se primijetiti da se oscilacije brzina strujanja fluida, dobivene pomoću oba senzora – Average Pitot cijev i Hot Wire senzor, kreću u rasponu od $\pm 0,1$ m/s pri svim razmatranim brzinama. Također, vidljivo je da oscilacije brzina ne prelaze 0,5 % u slučaju Hot Wire senzora i 1,2 % u slučaju Pitot cijevi. To ukazuje da ventilator nema određene šumove i da je stabilan, odnosno da nema pada brzine u vremenu.

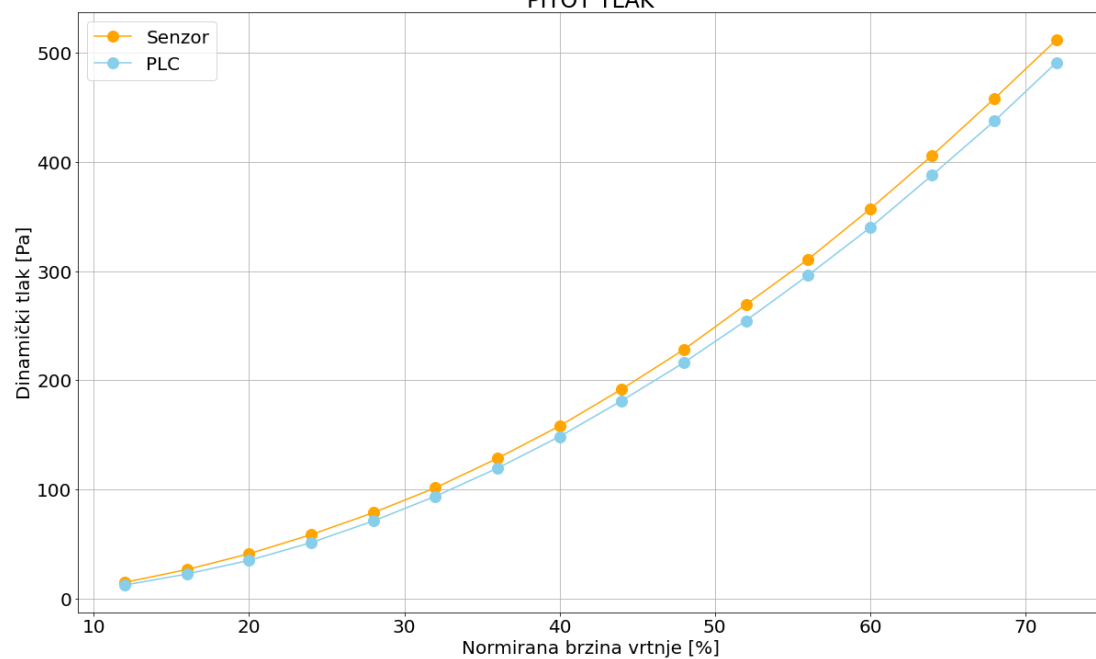
5.1. Usporedba rezultata Average Pitota i Hot Wirea između PLC i direktno preko transmittera

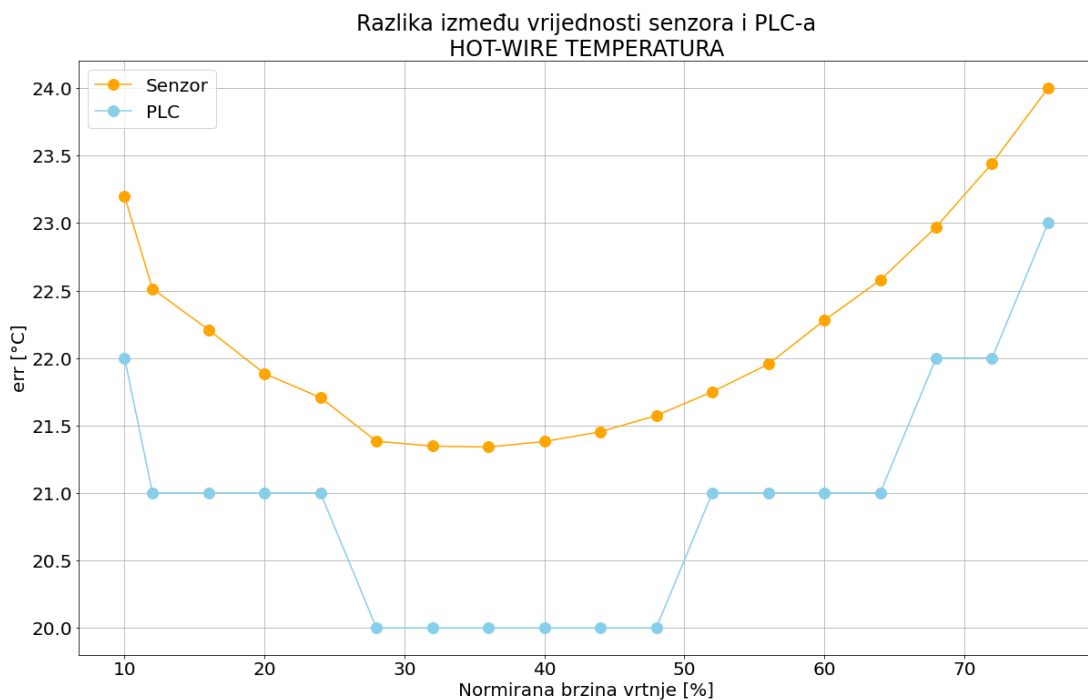
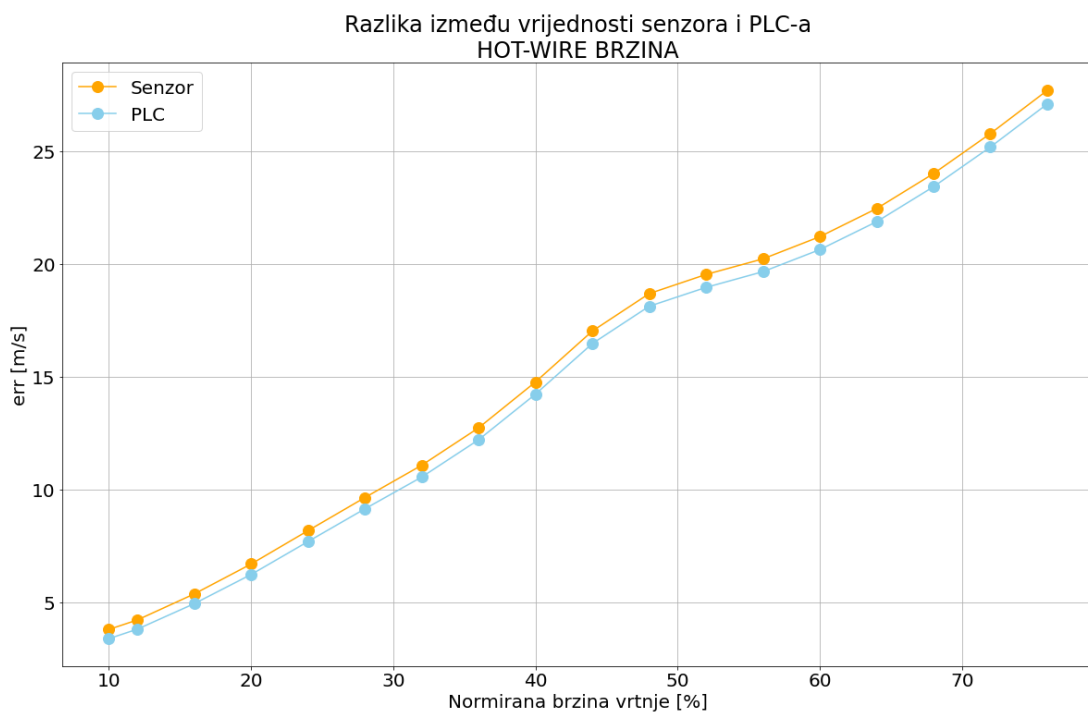
Prikazane su vrijednosti brzine i tlaka, koje su prikupljene putem senzora Average Pitot, te vrijednosti brzine i temperature prikupljene putem senzora Hot Wire. Obje skupine podataka, prikupljene putem PLC-a i direktno preko transmittera, su analizirane i prikazane na grafovima. Oscilacije u prikupljenim podacima putem PLC-a ili direktno preko transmittera mogu proizaći iz raznih čimbenika.

Razlika između vrijednosti senzora i PLC-a
PITOT BRZINA



Razlika između vrijednosti senzora i PLC-a
PITOT TLAK





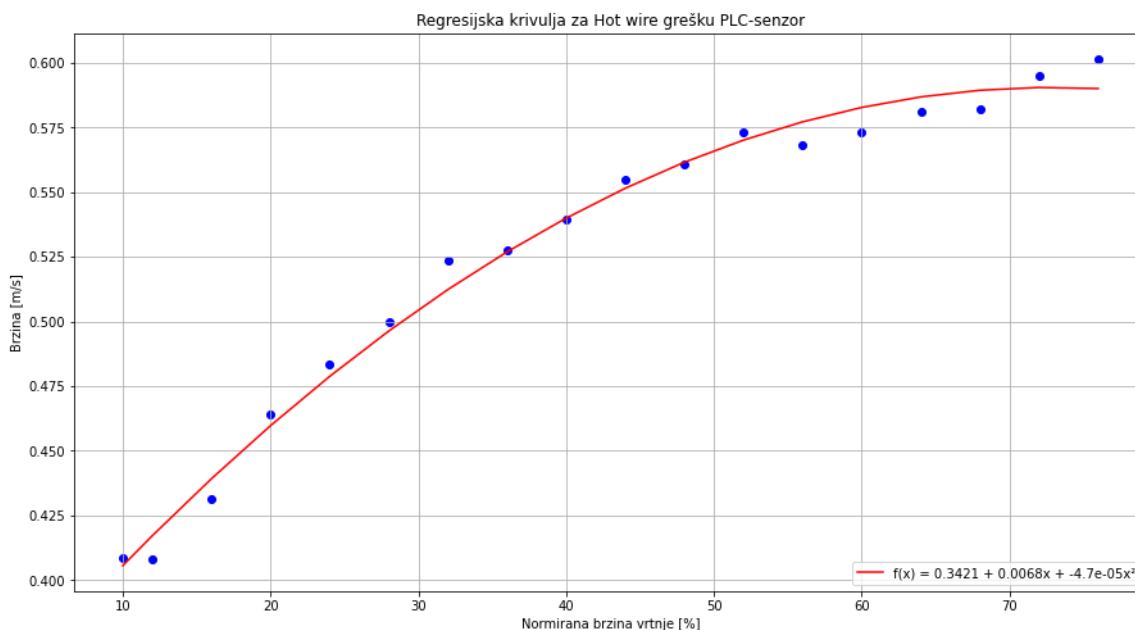
Slika 5.5 Prikaz oscilacija rezultata prikupljenih podataka PLC-om ili direktno

Ove oscilacije mogu nastati zbog vibracija uzrokovanim turbulentnim strujanjem zraka, zbog načina mjerenja odnosno pogreške mjerenja, brzine obrade podataka, kalibracije, zbog signalnog šuma, najviše prisutnog kod prikupljanja podataka PLC-om. Signalni šum se javlja zbog pojave elektromagnetskih ili električnih smetnji u signalnim vodovima koji prenose električne signale

između senzora i PLC uređaja. Ovi šumovi mogu utjecati na izvorni signal i tako može doći do pogrešno očitanih podataka.

Kako brzina vrtnje motora zračnog tunela raste tako raste i greška, odnosno oscilacije između senzora i PLC-a. Oscilacije se pri najvećim brzinama vrtnje kreću od 2 do 4,5 % ovisno mjeri li se brzina, tlak ili temperatura.

Na idućem grafu prikazana je regresijska krivulja kojom se može opisati odstupanje vrijednosti brzine za Hot Wire prikupljane PLC senzorom od vrijednosti brzine za Hot Wire prikupljenih direktno preko transmittera. Funkcija kojom je opisana regresijska krivulja može služiti za kalibraciju PLC senzora kako bi se podudarali podaci brzine dobiveni preko transmittera s onim na PLC senzoru. Temeljem dobivene funkcije postigla se fleksibilnost kod izračuna vrijednosti sensorike. Moguće je sve vrijednosti prikupljati isključivo preko PLC-a jer se uz pomoć pojedinačne usporedbe na relaciji PLC-konverter, za svaki tip senzora, dobila regresijska krivulja za različite vrijednosti brzina koja će reproducirati točna mjerenja direktno preko konvertera.

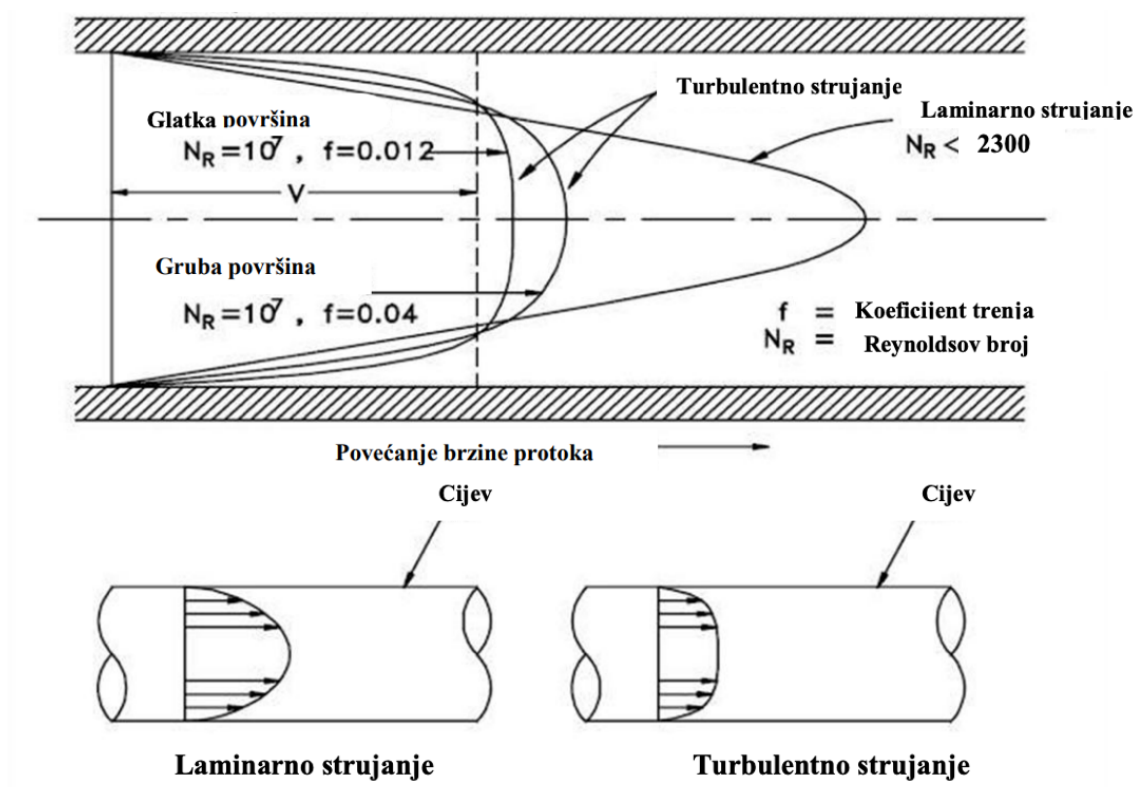


Slika 5.6 Regresijska krivulja za Hot Wire grešku

5.2. Utjecaj zida na uniformnost strujanja – Hot Wire

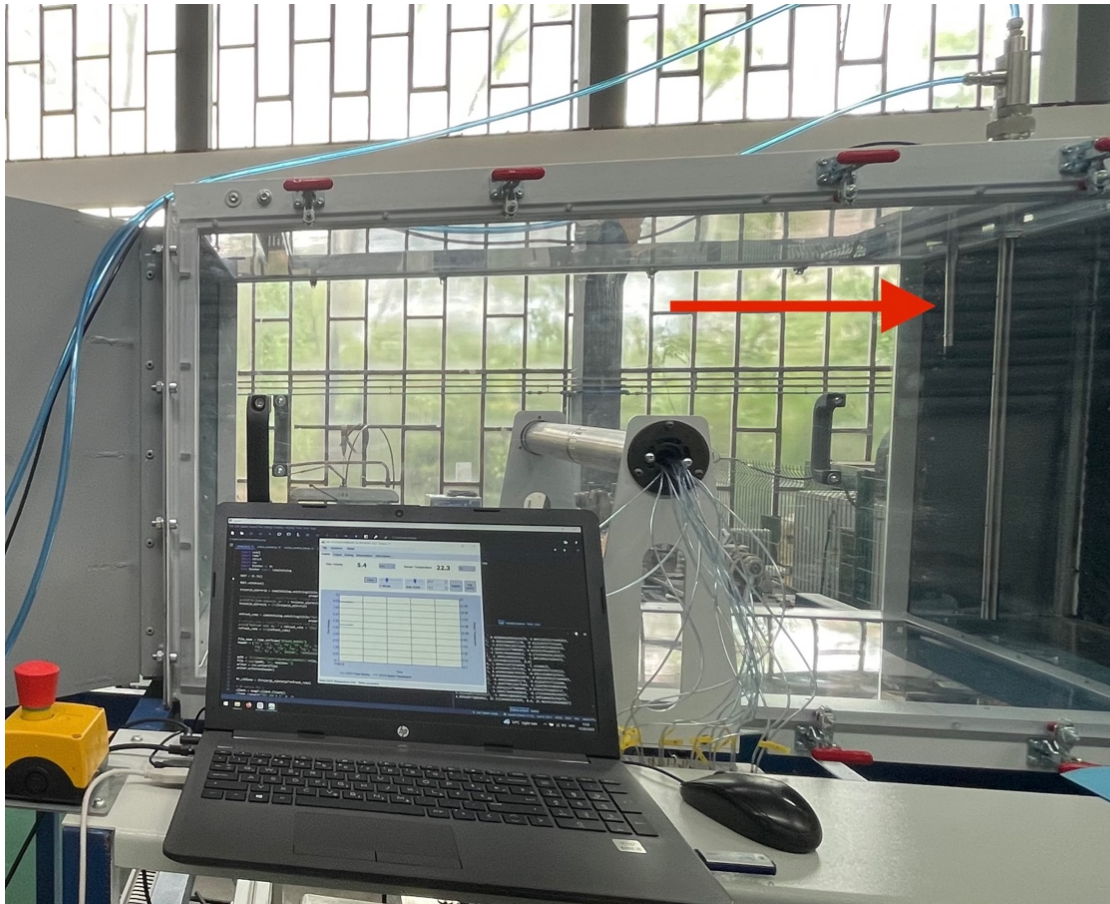
Kod konstrukcije zračnih tunela često nije slučaj da tunel funkcionira u skladu s njegovom svrhom zbog raznih čimbenika koji utječu na strujanje zraka. Kada zrak prolazi kroz zračni tunel, brzina strujanja nije jednolika po cijelom poprečnom presjeku. Umjesto toga, formira se određeni profil brzine koji ovisi o karakteristikama tunela, kao što su oblik, hrapavost, uzvodni i nizvodni kanal

te kvaliteta zraka. Važno je napomenuti da brzina fluida u dodiru sa stjenkom tunela bitno ovisi o stanju površine stjenke cijevi. Glatkiji zidovi rezultiraju ujednačenijim profilom brzine, dok grubi zidovi uzrokuju neujednačeniji profil brzine. Iz toga proizlazi da materijal i površinska obrada zidova zračnog tunela imaju značajan utjecaj na razvoj profila brzine strujanja [22].



Slika 5.7 Utjecaj površine i vrste strujanja fluida na razvijeni profil brzine strujanja [22]

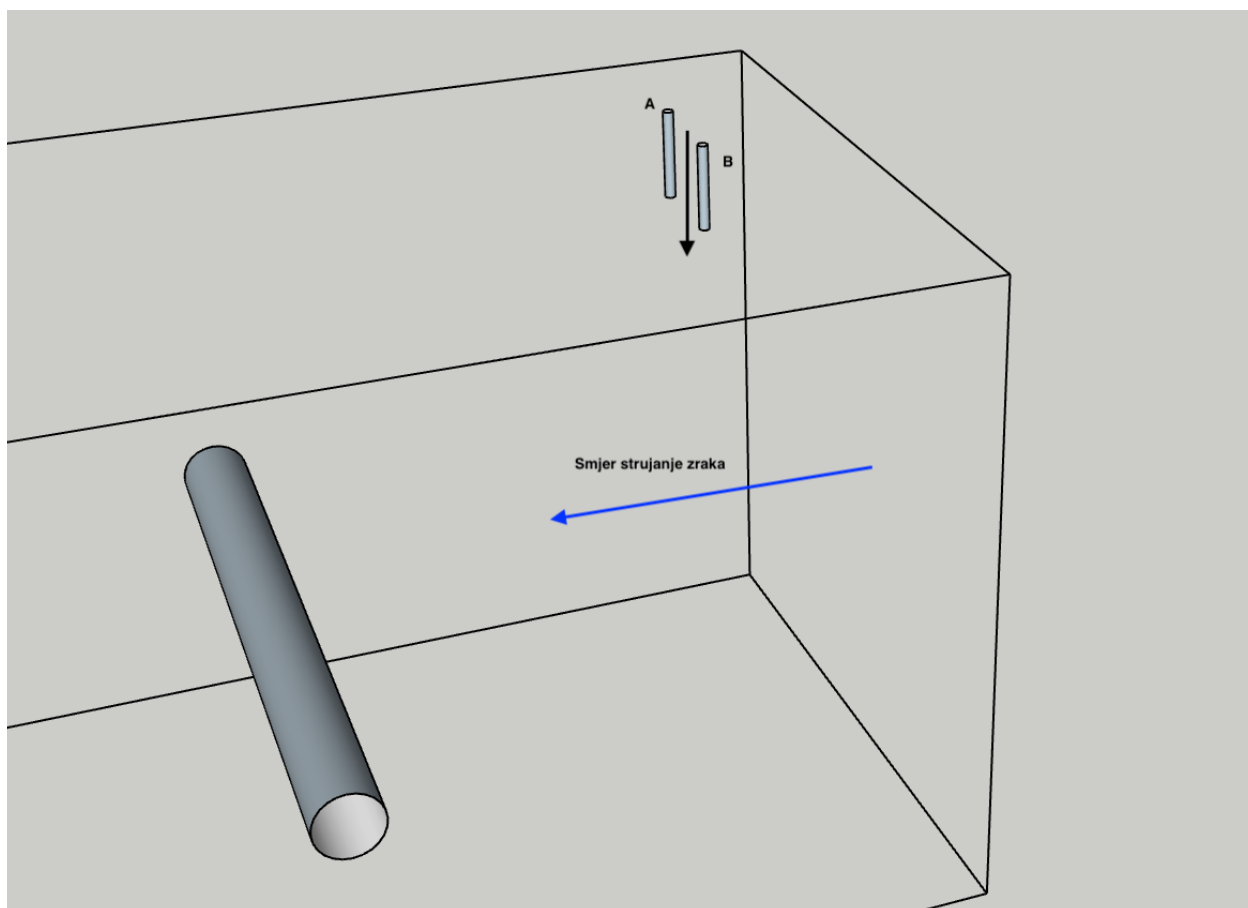
Testna sekcija zračnog tunela prikazana na slici 5.8, u presjeku je četvrtastog oblika. Zrak struji u suprotnom smjeru od kazaljke na satu, stoga se Hot Wire senzor uranja u testnu sekciju s gornje stranice tunela uzvodno od odabranog objekta, cilindra.



Slika 5.8 Testna sekcija RITEH zračnog tunela i pozicija Hot Wire senzora

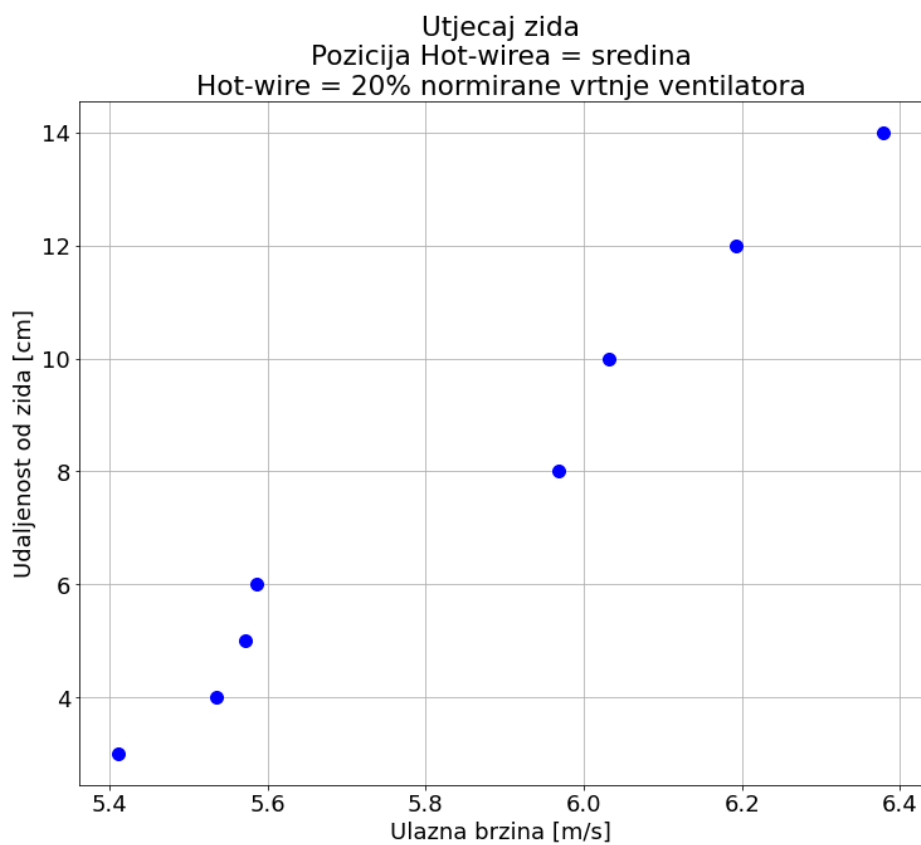
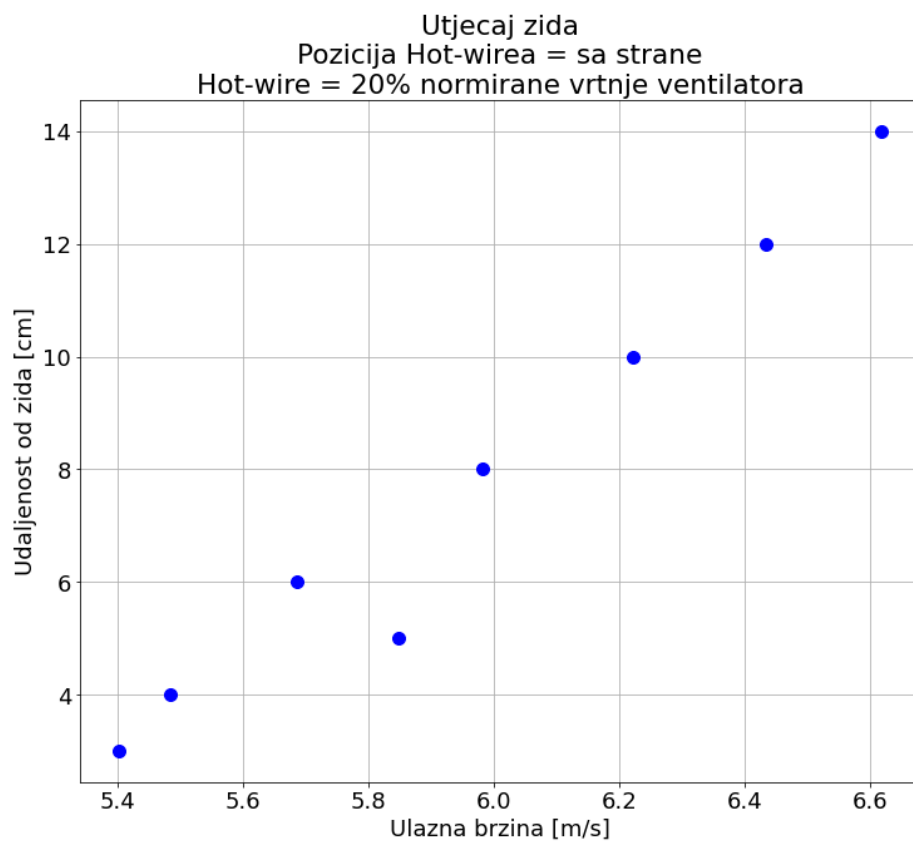
Prvo mjerenje je obavljeno sa senzorom postavljenim na sredini gornje stranice tunela (pozicija B na skici 5.10.) i uronjenog u testnu sekciju od 3 cm do 14 cm. Pri 20 % i 40 % normirane vrtnje ventilatora.

Drugo mjerenje je obavljeno sa senzorom postavljenim bliže zidu, na pola od sredine gornje stranice tunela (pozicija A na skici 5.10.) i uronjenog u testnu sekciju od 3 do 14 cm. Pri 20 % i 40 % normirane vrtnje ventilatora. Prema prethodnoj pretpostavci, očekujemo da će brzina strujanja biti najmanja pri 3 cm uronjenosti senzora, dok će brzina do 14 cm uronjenosti rasti.

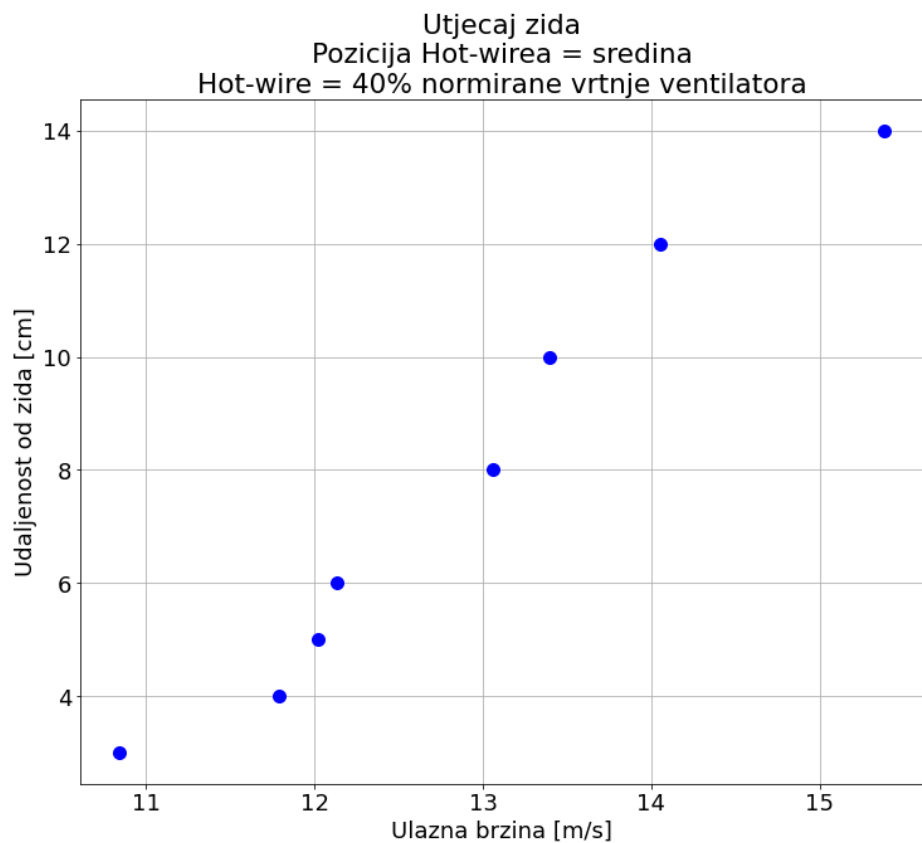
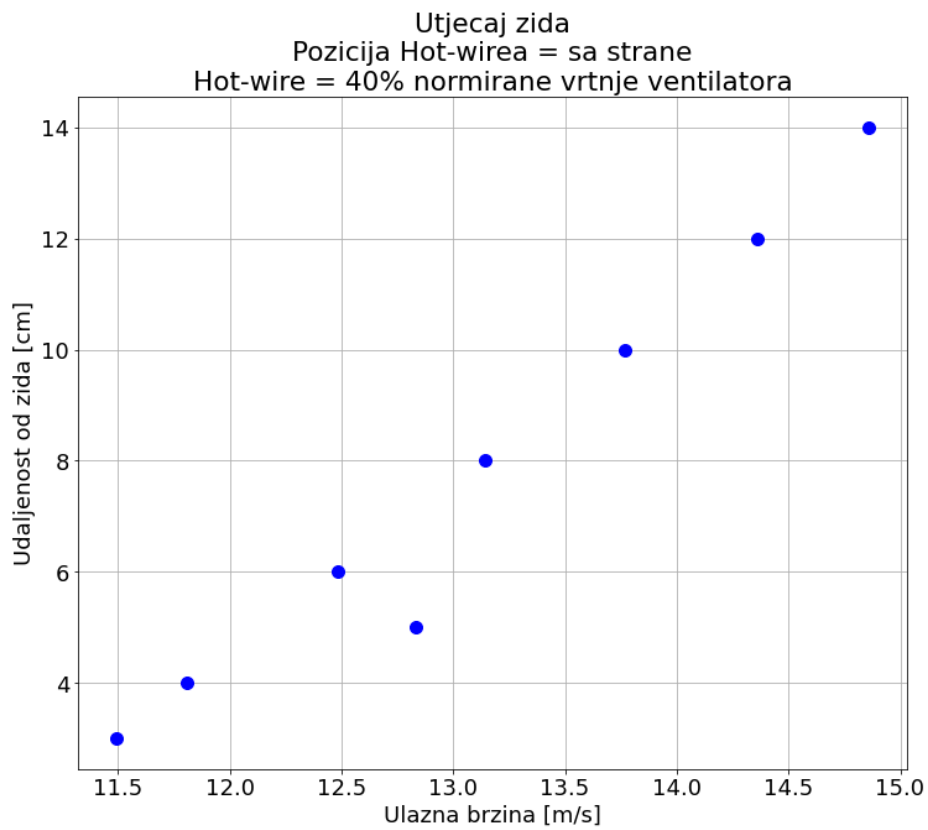


Slika 5.9 Prikaz pozicije A(uz zid) i B(sredina) Hot Wire senzora pri prikupljanju podataka

Rezultati mjerenja prikazani su na sljedećim grafovima. Grafovi omogućuju jasniju sliku o profilu brzine strujanja u različitim položajima senzora unutar tunela. Na temelju dobivenih rezultata, možemo procijeniti kakva je raspodjela brzine strujanja fluida u zračnom tunelu.



Slika 5.10 Odnos blizine zida i brzine strujanja fluida pri 20 % normirane vrtnje ventilatora



Slika 5.11 Odnos blizine zida i brzine strujanja fluida pri 40 % normirane vrtnje ventilatora

Ne očekujemo linearan rast brzine kako se udaljavamo od ruba tunela. Pretpostavili smo da će rast brzine biti sve manji što smo bliže centru tunela, ali neki od rezultata nisu potvrdili tu hipotezu. Umjesto toga, primijetili smo da brzina ne pokazuje trend ustaljenja kako se udaljujemo od ruba, što je bio očekivani scenarij. Umjesto pada rasta brzine, zapravo imamo linearni rast, što znači da uniformnost brzine u ovom slučaju nije najbolja. To sugerira da postoje nepravilnosti u strujanju oko objekta u zračnom tunelu koje mogu utjecati na rezultate. Važno je napomenuti da su moguće greške u prikupljanju podataka. Slabo fiksiranje senzoričke ili pomicanje hot wire senzora, koji ne leži okomito na smjer kretanja fluida svaki put, mogu dovesti do netočnih očitavanja i oscilacija u rezultatima.

Ove činjenice ukazuju na potrebu za pažljivijim pristupom pri provođenju eksperimenta i analizi podataka, kako bi se osigurala točnost i pouzdanost rezultata u budućim istraživanjima strujanja fluida u zračnim tunelima.

6. SILA OTPORA NA VALJKU I USPOREDBA S REFERENTNIM REZULTATIMA

6.1. Izračun sile otpora Munsonovom eksperimentalnom formulom i usporedba s eksperimentalno dobivenim vrijednostima sile otpora

U Python kodu koji se koristio za analizu unaprijed su definirane vrijednosti kao što su kinematička viskoznost i gustoća za različite temperaturne raspone, što nam je bitno za danji izračun sile otpora. Definiranjem Reynoldsovog broja putem formule [23]:

$$Re = \frac{v \cdot d}{\nu} \quad (6.1)$$

gdje je:

v – brzina strujanja fluida u m/s

d – duljina cilindra u m

ν – kinematička viskoznost fluida u m²/s.

Koeficijent otpora računa se putem Munsonove formule koja glasi [3]:

$$C_D = \frac{5.93}{\sqrt{Re}} + 1.17$$

gdje je:

C_D – koeficijent otpora

Re – Reynoldsov broj.

Dok formula za silu otpora glasi:

$$F_D = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A$$

gdje je:

ρ – gustoća u kg/m³

A – površina nastrujavanja na cilindar u m².

Površina nastrujavanja na cilindar je pravokutnik stoga je formula za površinu:

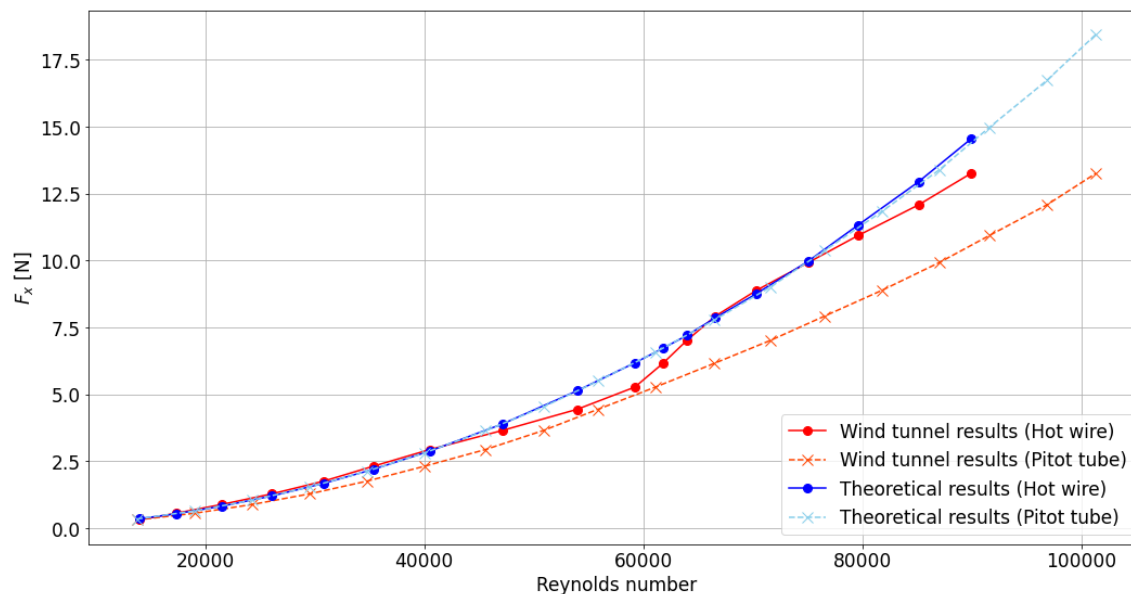
$$A = c \cdot d$$

gdje je:

c – visina pravokutnika u m.

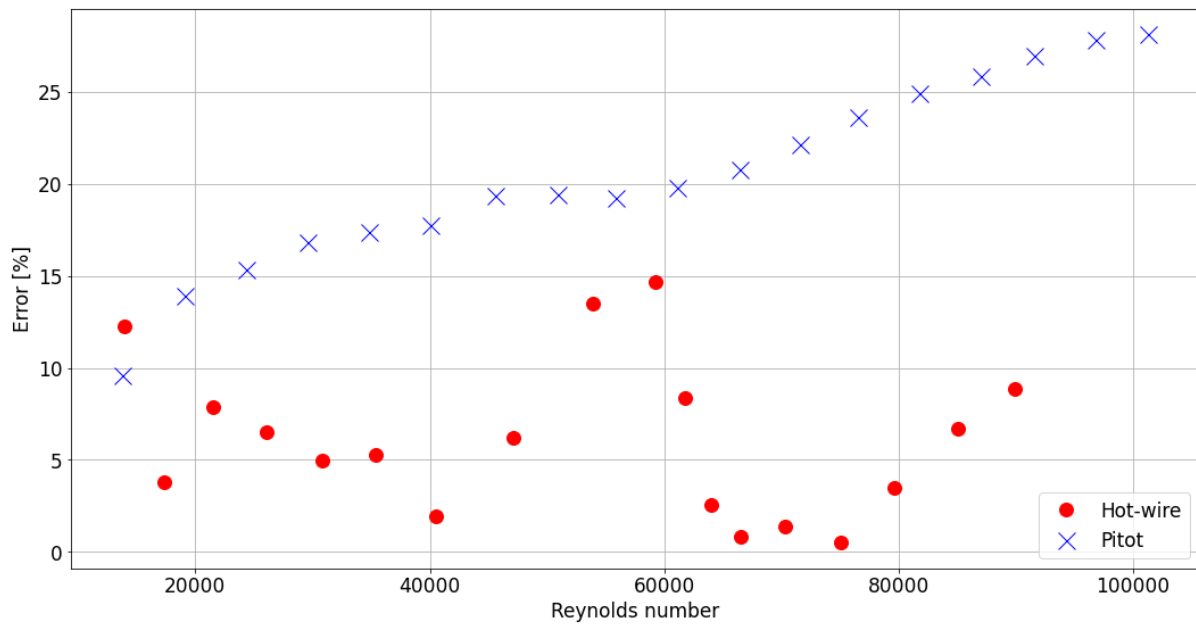
Nadalje, provodi se usporedba vrijednosti sile otpora dobivenih primjenom Munsonove eksperimentalne formule s vrijednostima sile otpora dobivenih analizom strujanja oko cilindra u

zračnom tunelu, prikupljenih putem referentnih vrijednosti brzina preko Pitot cijevi i Hot-wirea. Svi rezultati prikazani su na grafu:



Slika 6.1 Odstupanja eksperimentalnih i teorijskih vrijednosti sile otpora

Primijetno je da sile otpora dobivene analizom pomoću Hot Wire i Pitot cijevi odstupaju od vrijednosti sile otpora dobivene Munsonovom eksperimentalnom formulom. Stoga je ključno provesti usporedbu između eksperimentalnih i teoretskih vrijednosti sile otpora za iste Reynoldsove brojeve i za oba senzora kako bismo mogli procijeniti koji senzor za prikupljanje podataka o sili otpora pruža pouzdanije rezultate. Grafom je prikazana greška u postocima kako bi se vizualno prikazala odstupanja:



Slika 6.2 Odstupanja eksperimentalnih vrijednosti sile otpora od onih teoretskih izražene u postocima

Primjećuje se manje odstupanje u rezultatima mjerenja s Hot Wire u usporedbi s Pitotom. Međutim, kod rezultata s brzinom dobivenom preko Pitot cijevi, zapaža se gotovo konstantan rast greške s povećanjem Reynoldsovog broja. Stoga bi bilo jednostavnije opisati tu grešku koristeći odgovarajuću krivulju ili matematički model nego grešku Hot Wire metode, čak i ako je greška manja.

7. ZAKLJUČAK

U ovom radu, cilj je bio istražiti utjecaj kalibracije senzoričke na rezultate strujanja i identificirati moguće nepravilnosti u konstrukciji zračnog tunela koje bi mogle utjecati na konačne rezultate. Na temelju provedenih istraživanja, mogu se izvući sljedeći zaključci:

Prilikom kalibracije senzoričke, primijećeno je da ventilator u zračnom tunelu funkcionira bez šumova i stoga nema pada brzine, odnosno oscilacije brzina ne prelaze greške preciznosti koje su navedene ranije, što je ključno za precizno prikupljanje podataka.

Regresijska krivulja, koja prikazuje odstupanja vrijednosti brzina dobivenih putem Hot Wire senzora prikupljenih pomoću PLC senzora u usporedbi s brzinama prikupljenim direktno preko transmittera, ima značajnu ulogu u optimizaciji preciznosti mjerenja. Pomoću ove krivulje moguće je kalibrirati PLC senzor kako bi se postigla viša razina preciznosti u rezultatima mjerenja.

Analizom utjecaja zida na strujanje unutar zračnog tunela uočene su nepravilnosti, ukazujući na mogućnost prisutnosti konstrukcijskih nesavršenosti u samom tunelu koje mogu utjecati na oblik profila brzine fluida. Također, potrebno je uzeti u obzir da greške mogu proizaći i iz lošijeg fiksiranja senzoričke u tunelu, što implicira potrebu za ponovnim izvođenjem ovakve analize kako bi se preciznije razumio utjecaj zida na strujanje. Ovi ishodi analize naglašavaju nužnost pažljivog pristupa eksperimentu i analizi rezultata kako bi se osigurala visoka razina točnosti i pouzdanosti u budućim istraživanjima strujanja fluida u zračnim tunelima.

Usporedbom teoretskih vrijednosti sile otpora s eksperimentalno dobivenim vrijednostima primijećeno je da se odstupanja mogu aproksimirati putem krivulje, osobito u slučaju brzine dobivene putem Pitot cijevi. Jasno je da, čak i kada su odstupanja znatno veća, lakše je aproksimirati odstupanja u brzini kod Pitot cijevi zbog kontinuiranog rasta, nego kod Hot Wire-a koji pokazuje neuniformne oscilacije.

U konačnici, ovaj rad pruža dublje razumijevanje karakteristika strujanja zraka u zračnom tunelu te ističe važnost kalibracije, usporedbi teoretskih i eksperimentalnih vrijednosti te analize utjecaja konstrukcije na rezultate istraživanja.

LITERATURA

- [1] Kranjčević, L.: „Mehanika fluida – Skripta za studente Tehničkog fakulteta u Rijeci“, Rijeka, 2020.
- [2] Cengel Yunus A.; Cimbala. J.: „Fluid Mechanics Fundamentals and Applications“, McGraw Hill, New York, 2014.
- [3] Baracu, T.; Boşneagu R., „Numerical analysis of the flow around a cylinder for the perspective of correlations of the drag coefficient of the ship’s hulls“, MBNA, Romania, 2019.
- [4] S Internet adrese: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/> , 03.05.2023.
- [5] S internet adrese: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Aerodinamika> , 03.05.2023.
- [6] S internet adrese: <https://letstalkscience.ca/educational-resources/backgrounders/four-forces-flight> , 15.05.2023.
- [7] Babinsky, H.: „How do wings work?“, IOP Publishing, Cambridge, 2003.
- [8] Kolobarić, P.: “Zračni tunel zatvorenog tipa”, Diplomski rad, Split, 2021.
- [9] S Internet adrese: https://hr.wikipedia.org/wiki/Zra%C4%8Dni_tunel , 20.05.2023.
- [10] S Internet adrese: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/BGP/pitot.html> , 20.05.2023.
- [11] S Internet adrese: <https://instrumentationtools.com/averaging-pitot-tube/> , 20.05.2023
- [12] S Internet adrese; <https://www.eyc-tech.com/show/hot-wire-type-and-differential-pressure-type-air-flow-meter.htm> , 20.05.2023.
- [13] S Internet adrese: <https://www.telstarinc.com/what-is-plc-and-why-use-it/> , 01.06.2023.
- [14] S Internet adrese: <https://scanivalve.com/products/pressure-measurement/ethernet-intelligent-pressure-scanners/dsa3217-pressure-scanner-gas-measurement/> , 20.05.2023
- [15] Ivančić, F.: „Konstrukcija i kalibracija šest – osnog senzora sile za primjenu u zračnom tunelu“, Diplomski rad, Rijeka, 2021.
- [16] S Internet adrese: <http://www.dnscontrols.my/wp-content/uploads/2020/08/MDA-8001.pdf> , 03.06.2023.
- [17] S Internet adrese: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/BGP/boundlay.html> , 03.06.2023.
- [18] S Internet adrese: <https://www.aboutmech.com/2016/04/stagnation-point.html> , 03.06.2023.
- [19] S Internet adrese: https://www.researchgate.net/figure/Stagnation-point-visualizations-contours-of-pressure_fig9_276077902 , 03.06.2023.
- [20] S Internet adrese: <https://www.eyc-tech.com/eyc-ftm84-85-industry-degree-high-accuracy-thermo-air-velocity-transmitter.html> , 03.06.2023.

- [21] S Internet adrese: <https://www.eyc-tech.com/eyc-phd330-industrial-differential-pressure-transmitter.html> , 03.06.2023.
- [22] Matas, A.: „Profil brzine strujanja zraka u zračnom tunelu“, Završni rad, Split, 2019.
- [23] S Internet adrese: https://hr.wikipedia.org/wiki/Reynoldsov_broj , 03.06.2023.
- [24] S Internet adrese: https://www.formula1-dictionary.net/angle_of_attack.html, 03.06.2023.

POPIS SLIKA

Slika 2.1 Napadni kut [24]	3
Slika 2.2 Četiri sile leta prikazane na zrakoplovu [6]	4
Slika 2.3 Sila uzgona na krilo [7]	5
Slika 3.1 Shema otvorenog zračnog tunela [8]	9
Slika 3.2 Shema zatvorenog zračnog tunela [8]	9
Slika 3.3 Shema Pitotove cijevi te jednadžbe za proračun brzine strujanja fluida [10]	10
Slika 3.4 Shema Average Pitota [11]	11
Slika 3.5 Shema principa rada hot - wire-a [12]	12
Slika 3.6 Mjerač tlaka (engl. Pressure scanner) Scanivalve DSA3217 [14]	12
Slika 3.7 Dijelovi senzora i komponente sile na temelju Stewartove platforme [15]	13
Slika 3.8 Stewartova platforma s prihvatnim nosačima na koje je pričvršćen model valjka [15]	14
Slika 3.9 Princip rada PLC-a [13]	15
Slika 3.10 Shema prikupljanja podataka preko MDA-8001 convertera [16]	15
Slika 4.1 Strujanje oko cilindra redom za a) $Re=1.54$, b) $Re=9.6$, c) $Re=26$ [3]	16
Slika 4.2 Prikaz laminarnog(lijevo) i turbolentnog(desno) graničnog sloja [17]	17
Slika 4.3 Stagnacijska točka [19]	17
Slika 5.1 Model zračnog tunela na fakultetu	18
Slika 5.2 Hot wire i odašiljač „ Air Velocity Transmitter - FTM84/85“ [20]	19
Slika 5.3 Average Pitot cijev i odašiljač „ Differential Pressure – PHD330“ [21]	19
Slika 5.4 Prikaz osciliranja brzine strujanja pri velikim i malim brzinama	21
Slika 5.5 Prikaz oscilacija rezultata prikupljenih podataka PLC-om ili direktno	23
Slika 5.6 Regresijska krivulja za Hot Wire grešku	24
Slika 5.7 Utjecaj površine i vrste strujanja fluida na razvijeni profil brzine strujanja [22]	25
Slika 5.8 Testna sekcija RITEH zračnog tunela i pozicija Hot Wire senzora	26
Slika 5.9 Prikaz pozicije A(uz zid) i B(sredina) Hot Wire senzora pri prikupljanju podataka	27
Slika 5.10 Odnos blizine zida i brzine strujanja fluida pri 20% normirane vrtnje ventilatora	28
Slika 5.11 Odnos blizine zida i brzine strujanja fluida pri 40% normirane vrtnje ventilatora	29
Slika 6.1 Odstupanja eksperimentalnih i teorijskih vrijednosti sile otpora	32
Slika 6.2 Odstupanja eksperimentalnih vrijednosti sile otpora od onih teoretskih izražene u postocima	33

SAŽETAK

U ovom završnom radu provodi se analiza strujanja oko valjka u zračnom tunelu. Analiza se izvodila u laboratorijskim prostorijama fakulteta, koristeći zračni tunel kao osnovni alat. Na temelju rezultata dobivenih iz analize, izvedena je kalibracija senzoričke. Utvrđen je utjecaj konstrukcije zračnog tunela na strujanje te su eksperimentalno dobivene sile otpora uspoređene s teorijskim izračunima. Posebno je istaknuta regresijska krivulja koja služi za poboljšanje preciznosti rezultata brzine dobivene pri prikupljanju podataka preko PLC ili direktno. Rezultati ukazuju na mogućnost aproksimacije oscilacija eksperimentalno dobivenih sila otpora putem krivulje. Konačno, cjelokupna analiza i rezultati su opisani i vizualno prikazani na grafovima.

Ključne riječi: zračni tunel, eksperimentalna ispitivanja, aerodinamika, senzorička

SUMMARY

This undergraduate thesis involves an analysis of the flow around a cylinder in a wind tunnel. The analysis was conducted within the premises of the faculty, utilizing a wind tunnel as the primary tool. Based on the results obtained from the analysis, sensor calibration was performed. The influence of the wind tunnel's construction on flow patterns was determined, and the experimentally obtained drag forces were compared with theoretically calculated values. The significance of the regression curve was highlighted, serving to enhance the accuracy of velocity results when data is collected via PLC or directly. The results indicate the feasibility of approximating oscillations in experimentally obtained drag forces through the use of the curve. Finally, the entire analysis and results are described and visually presented through graphs.

Keywords: : wind tunnel, experimental analysis, aerodynamics, sensors