

ANALIZA STRUJANJA FLUIDA OKO RAM TURBINE

Kurilj, Marino

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:190:491878>

Rights / Prava: [Attribution-NonCommercial-NoDerivatives 4.0 International/Imenovanje-Nekomercijalno-Bez prerada 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-30**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

ANALIZA STRUJANJA FLUIDA OKO RAM TURBINE

Rijeka, srpanj 2023.

Marino Kurilj

0035221493

SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

ANALIZA STRUJANJA FLUIDA OKO RAM TURBINE

Mentor: prof. dr. sc. Zoran Čarija

Komentor: dr. sc. Ivana Lučin

Rijeka, srpanj 2023.

Marino Kurilj

0035221493

2

Rijeka, 14. ožujka 2023.

Zavod: **Zavod za mehaniku fluida i računalno inženjerstvo**
Predmet: **Hidraulički strojevi**
Grana: **2.15.04 mehanika fluida**

ZADATAK ZA ZAVRŠNI RAD

Pristupnik: **Marino Kurilj (0035221493)**
Studij: Sveučilišni prijediplomski studij strojarstva

Zadatak: **Analiza strujanja fluida oko RAM turbine / Fluid flow analysis around RAM turbine**

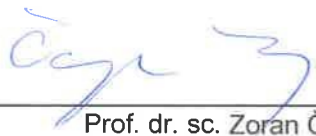
Opis zadatka:

U radu je potrebno dati teoretski pregled građe i principa rada sustava RAM turbine. Upotrebom dostupnih CAD alata potrebno je definirati geometriju RAM turbine. Za tako definiran model turbine potrebno je generirati numeričku mrežu, pripremiti simulaciju i provesti numeričku analizu. Potrebno je provesti numeričku analizu za različite uvjete strujanja fluida te je nužno prikazati turbulentni tok fluida.

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

Zadatak uručen pristupniku: 20. ožujka 2023.

Mentor:



Prof. dr. sc. Zoran Čarija



Dr. sc. Ivana Lučin (komentor)

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



Izv. prof. dr. sc. Samir Žic

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Zoran Čarija i dr. sc. Ivani Lučin što su mi prvenstveno omogućili pisanje ovog rada u području primjene numeričkih analiza koje me izrazito zanima i u kojem sam ovim putem htio produbiti svoje znanje. Pisanjem ovog rada intenziviralo se moje zanimanje za temom, kao i za ovim područjem strojarstva. Također im se želim zahvaliti i na pruženim materijalima i uputama koji su uvelike olakšali pisanje ovog rada.

Zahvaljujem se također i svojoj obitelji koja je svih ovih dugih godina mog obrazovanja stajala čvrsto uz mene i podupirala me u svakom koraku i aspektu. Ta potpora mi je omogućila, ali i olakšala ovaj trnoviti put do završetka obrazovanja u Hrvatskoj. Hvala Tehničkom fakultetu koji mi je omogućio završetak studija u stimulativnom i pozitivnom okruženju po kojem ću ga pamtiti.

IZJAVA

U skladnosti s člankom 9. pravilnika o završnom radu i završnom ispitu na preddiplomskom sveučilišnom i stručnom studiju Tehničkog fakulteta Sveučilišta u Rijeci, izjavljujem da sam samostalno izradio Završni rad u razdoblju od 20. ožujka 2023. do 01. srpnja 2023. godine. Završni rad sam izradio iz kolegija „Hidraulički strojevi“ prema zadatku Povjerenstva za završne ispite preddiplomskog sveučilišnog studija strojarstva, pod vodstvom mentora prof. dr. sc. Zorana Čarije i komentorice dr. sc. Ivane Lučin. Zadatak je zadan 20. ožujka 2023.

Rijeka, srpanj 2023.



Marino Kurilj

Sadržaj

1. UVOD.....	6
2. RAM ZRAČNA TURBINA	8
3. POMOĆNA JEDINICA UPRAVLJANA (APU).....	11
4. PODJELA I KONFIGURACIJA RAM TURBINA	12
4.1. Hidraulična ram turbina	13
4.1.1. Mehanizam rada hidrauličke ram turbine	14
5. NUMERIČKE ANALIZE	17
5.1. Računalna dinamika fluida.....	17
5.2. Provođenje numeričkih analiza	18
5.3. Izrada geometrije aeroprofila	19
5.4. Izrada numeričke mreže.....	21
5.5. Provođenje numeričkih analiza	24
5.5.1. Postavke numeričke analize aeroprofila bez napadnog kuta nastrujavanja	25
5.5.2. Postavke numeričke analize aeroprofila s napadnim kutom nastrujavanja	26
6. REZULTATI SIMULACIJA.....	29
7. ZAKLJUČAK	39
LITERATURA.....	40

1. UVOD

Zračni promet statistički je najsigurniji način transporta [1]. Sigurnost u zračnom prometu uvijek je bila imperativ te se svakodnevno radi na njenom unaprjeđenju i usavršavanju. Ovaj vid transporta razlikuje se od svih ostalih primarno na činjenici da se odvija u zraku. Propulzija kroz zrak ne bi bila moguća bez pogonskih motora. Međutim, što će se dogoditi u slučaju njihove obustave za vrijeme leta? Ovo pitanje je ključno kod sigurnosti zračnog prometa. Upravo to jedna je od zadaća pomoćne pogonske jedinice APU (eng. „Auxiliary Power Unit“) kojom su zrakoplovi već dugo vremena opremljeni. Iako iznimno važna u slučaju opasnosti, kao i redovitih operacija zrakoplova na tlu, najveća mana APU upravo je ta da se njen pogon bazira na neobnovljivom izvoru te u slučaju nestanka goriva za vrijeme leta postaje beskorisna. U svrhu preveniranja dotičnog problema te općenitog okretanja obnovljivim i održivim izvorima energije, kao rješenje nameće se ram zračna turbina tj. RAT (eng. „Ram Air Turbine“). Ova turbina zračna je turbina te stoga njen rad ovisi u potpunosti o obnovljivom izvoru – protoku zraka. Sigurnosni je sustav koji se pokreće u slučaju nužnosti. Njena glavna zadaća pogon je vitalnih komandi i sustava zrakoplova kao i letnih površina neophodnih za održavanje letjelice u zraku što je duže moguće u slučaju obustave propulzije. Ram turbina implementirana je već godinama u modernim zrakoplovima te se procjenjuje da je do sada spasila preko 2 400 života [2]. Osim njenog konstantnog usavršavanja, dugoročni cilj proširivanje je obima uporabe ovog sustava u svrhu potpune zamjene APU jedinice ram zračnim turbinama kod zrakoplova time osiguravajući održivi i obnovljivi oblik energije napajanja ključnih sigurnosnih sustava zrakoplova.

U prvom poglavlju ovog rada opisat će se podjela ram turina usporedbom hidraulične varijante s ostalim izvedbama. Nadalje će se u drugom poglavlju usporediti rad i potencijal razvoja ram turbine sa već poznatim i široko primijenjenim APU jedinicama u zrakoplovima. Također će se u poglavlju nakon pobliže pojasniti razlozi njihovog uključivanja, smještaj unutar zrakoplova, kao i slučajevi u kojima se koriste te način funkcioniranja na primjeru zrakoplova opremljenog hidrauličnom ram zračnom turbinom.

U drugom i eksperimentalnom dijelu rada s početkom u četvrtom poglavlju, prikazat će se provedena numerička analiza strujanja zraka oko različitih vrsta i konfiguracija aeroprofila lopatice ram turbine (NACA) uz optimizaciju izrade numeričke mreže 2D simulacija u svrhu određivanja optimalne iskoristivosti ovog pomoćnog sistema. Na primjerima provedenih numeričkih analiza pojasnit će se detaljnije program Ansys u kojemu su iste provedene. Također

će biti prikazane nužne postavke za provođenje samih analiza. Pojašnjena je i nomenklatura i konfiguracija odabranih NACA aeroprofila koji su se analizirali u sklopu rada. Na kraju eksperimentalnog dijela rada prikazat će se rezultati svih numeričkih analiza za pet odabranih NACA aeroprofila, u oba slučaja napadnog kuta nastrujavanja. Rješenja su prikazana vizualno i grafički. U zaključku rada dan je osvrt na potencijal ram turbine za budućnost avioindustrije te su analizirana i komentirana sva rješenja prethodno dobivena numeričkim analizama.

2. RAM ZRAČNA TURBINA

Ram zračna turbina dio je sigurnosnog sustava zrakoplova koji je zadužen za opskrbu električnom energijom i hidrauličnim pogonom u izvanrednim situacijama obustave rada svih motora letjelice. Ovaj sustav na taj način pruža pogon neophodnih sustava za sigurno jedrenje i slijetanje zrakoplova čak i u uvjetima bez propulzije. Za razliku od APU (koja je detaljnije opisana u nastavku), neovisna je o dotoku goriva zrakoplova s obzirom na vrstu pogona što je od iznimne važnosti u slučaju nedostatka ili istjecanja goriva za vrijeme leta. Ova zračna turbina za sada se još uvijek aktivira samo u iznimnim slučajevima tijekom leta zrakoplova te predstavlja mehanizam rutinskog leta.

Slučajevi u kojima dolazi do obustave rada svih motora i uključivanja ram zračne turbine su:

- Nedostatak ili istjecanje goriva tijekom leta
- Zagušivanje motora vulkanskim pepelom
- Ekstremna količina padalina (kiša ili tuča)
- Onečišćenje goriva
- Ljudska greška

Moderni zrakoplovi koji su opremljeni ram zračnom turbinom posjeduju samo jednu jedinicu. Turbina je smještena u donjem, središnjem dijelu zrakoplova, trupu ili unutrašnjem krilu (Slika 2.1.). U slučaju opasnosti, pilot ručno daje naredbu za njenu aktivaciju čime se turbina pomoću sustava prenapregnute opruge ispušta iz svog kućišta – poput kotača. Zaključava se u svojoj optimalnoj poziciji za rad te se odmah kreće vrtjeti. Lokacija je strateška kako bi gravitacija pomogla pri postupku izvlačenja samog mehanizma turbine, slično kao i kod kotača zrakoplova (Slika 2.2.). Također, novije turbine su opremljene sensorima koji detektiraju gubitak električne energije ili kritični tlak hidraulike (ovisno o konfiguraciji turbine) te se u tom slučaju aktiviraju bez intervencije pilota. Uspješna aktivacija ovih sustava od iznimne je važnosti s obzirom na specifičnost situacija u kojima se odvija te se ona neprestano usavršava [3].



Slika 2. 1. Kućište ram zračne turbine [4]



Slika 2. 2. Ram zračna turbina u radu [5]

Dva glavna sustava zrakoplova koje pogoni ram turbina su hidraulički i električni sustavi. Hidraulički sistemi koriste nekompresibilne tekućine pomoću kojih se osigurava neophodna pomoć kod upravljanja različitim dijelovima, površinama i mehanizmima zrakoplova. Neki od njih su: kočnice, zakrilca i pretkrilca, podvozje, povratni potisak itd. Prednost hidrauličkih sistema nad pneumatičnima je izostanak zakašnjenja gibanja uslijed korištenja nekompresibilnih tekućina. Ovo svojstvo brzog reagiranja je od iznimne važnosti kod letenja s obzirom na velike brzine i sile s kojima se mehanizmi susreću. Upravo ono rezultira većinskim korištenjem

hidrauličkih sistema u zrakoplovima. Nadalje, drugi važan sustav kojeg ram zračna turbina pogodni je električni krug u zrakoplovu. Električni krug vitalan je za pogon nekih od sustava za komunikaciju, navigaciju te sve računalne sustave u kokpitu, kao i rasvjetu u cijeloj letjelici.

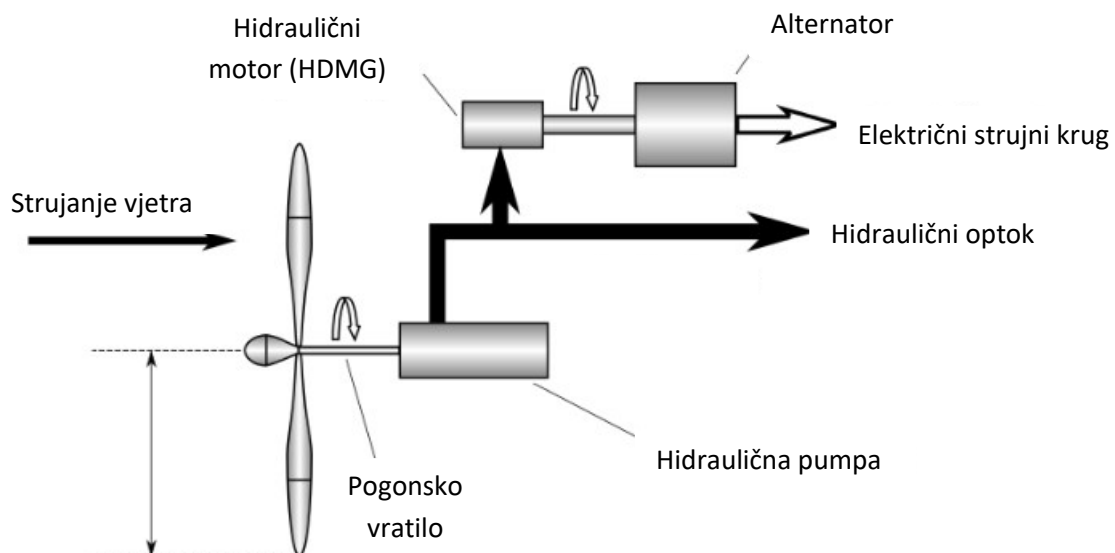
3. POMOĆNA JEDINICA UPRAVLJANA (APU)

Zadaća ram turbine i APU jedinice jednaka je u situacijama opasnosti za vrijeme leta, dok ram turbina pokriva šire područje potencijalnih opasnosti korištenjem obnovljivog izvora pogona umjesto goriva time nadjačavajući APU. S druge strane ova pomoćna jedinica upravljanja (APU; Auxillary Power Unit) mala je plinska turbina koja zrakoplovu osigurava neovisnost o izvoru energije s tla ili iz motora. APU pogoni električni sustav i ventilaciju zrakoplova dok su motori isključeni te osigurava pneumatsku snagu kod pokretanja samih motora. Većinom se gasi pred polijetanje i pali tek nakon slijetanja tj. koristi samo dok je zrakoplov na tlu. Međutim, može se koristiti i tijekom leta kao pomoćni sustav uslijed gašenja jednog ili više motora, kao i ram turbina. U slučajevima kada zračne luke nemaju dovoljno opreme za pogon svih sustava svih zrakoplova na tlu, APU ostaje upaljena tijekom cijelog vremena zrakoplova na tlu između dva leta. Osim pokretanja cirkulacije zraka unutar zrakoplova, koristi se za pokretanje samih motora zrakoplova. Ovaj uređaj smješten je u samom repu zrakoplova te je njegov rad iznimno bučan i ujedno glavni razlog zašto osoblje na tlu mora nositi zaštitnu opremu za sluh čak i kada su motori ugašeni [11]. Potencijal koji ram turbine nude i na kojemu se radi jest potpuna zamjena APU jedinicama ram turbinama. Očigledni problem je taj da ram turbine trebaju protok zraka za rad koji izostaje dok zrakoplov miruje na tlu, a još uvijek treba energiju iz dodatnog izvora. Kao opcija testiraju se hibridni sustavi proizvodnje energije koji se sastoje od ram zračne turbine te pripadne baterije. U ovom slučaju ram turbine bi se koristile tijekom leta generirajući i akumulirajući energiju u baterije iz kojih bi se potom iskoristavala za vrijeme operacija na tlu [12]. Naravno, dodatne baterije zauzimaju više prostora unutar zrakoplova te nadodaju na masi. Međutim, ukoliko bi se ram turbine usavršile do granice gdje APU više nije potreban, nova ukupna masa letjelice bi se reducirala za cjelokupnu masu iste. Sve ove značajke ukazuju na veliki potencijal ram zračnih turbina kao i obnovljivih izvora energije u smjeru kojih se i baziraju nova istraživanja i razvoj tehnologija kod pomoćnih sustava komercijalne avijacije.

4. PODJELA I KONFIGURACIJA RAM TURBINA

Ram turbina sastoji se od lopatice prosječnog promjera od 80 cm, a ovisno o tipu i veličini zrakoplova mogu dosezati promjer do 1,63 m poput u slučaju najvećeg putničkog zrakoplova Airbusa A380 [6] (Slika 2.1.). Ovaj tip zrakoplova opremljen je električnom verzijom ram zračne turbine, koja je jedna od tri izvedbe razrađene u nastavku.

- Električna ram zračna turbina – najčešća izvedba na većini regionalnih zrakoplova. Turbina je spojena na rotor koji je povezan vratilom u električnom generatoru. Generator osigurava pretvorbu mehaničke u električnu energiju, koju koristi za pogon električnih sustava zrakoplova, ali i za pokretanje hidraulične pumpe. Pumpa osigurava hidraulični pogon ključnih komponenti za upravljanje zrakoplovom. Primjeri zrakoplova opremljenih ovom vrstom ram turbina su: Airbus A320, A380, Boeing 787 [7].
- Hidraulična ram zračna turbina – turbina je direktno spojena samo na hidrauličnu pumpu koja pogoni hidraulični sistem, ali i hidraulično pogonjeni motor-generator (HMDG) koji koristi hidrauličnu snagu za proizvodnju električne energije (Slika 3.1.). Primjeri zrakoplova opremljenih ovom vrstom ram turbina su: Airbus A330, Boeing 747-8, Concorde [8].
- Hibridna ram zračna turbina – turbina je direktno spojena i sa hidrauličnom pumpom i s električnim generatorom te direktno proizvodi obje vrste pogona, za razliku od prijašnja dva tipa koji proizvode jednu vrstu pogona posredno preko druge. Hibridnom ram turbinom opremljen je zrakoplov Boeing 777 [7].

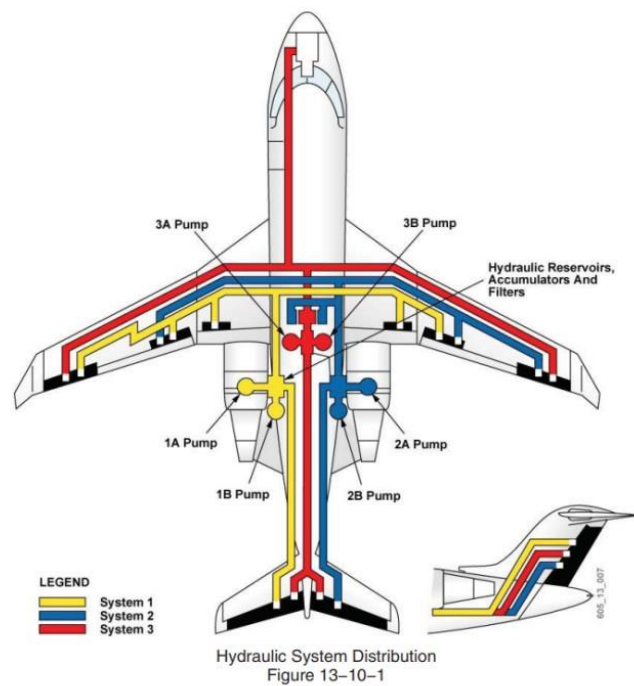


Slika 4. 1. Shema hidraulične ram zračne turbine [9]

4.1. Hidraulična ram turbina

Hidraulična ram zračna turbina direktno pogoni hidraulični sustav zrakoplova. Ovaj sustav zadužen je za pogon strojeva i mehaničkih komponenti zrakoplova pomoću stlačene tekućine. Kroz sistem cijevi ispunjenih hidrauličnom tekućinom, primijenjeni tlak se jednoliko distribuira kroz cijelu tekućinu (Pasqualov zakon) omogućujući prijenos sile bez zakašnjenja te glatko upravljanje zrakoplovom. Sustav je iznimno pouzdan i zahtjeva malu količinu tekućine. Kod manjih zrakoplova često je dovoljan jedan sustav dok kod većih više sustava rade zajedno (Slika 4.2.).

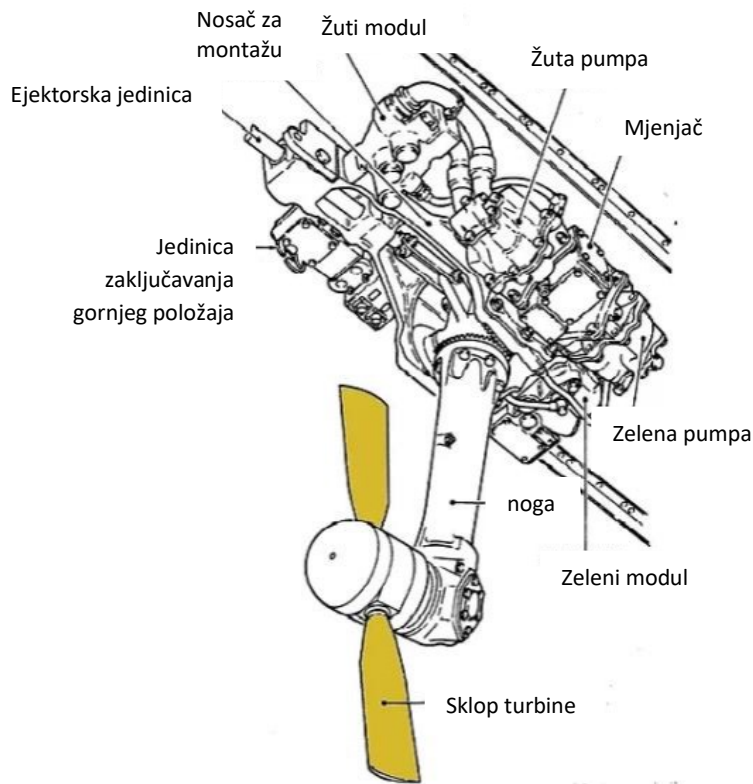
Osnovne komponente hidrauličnih sustava su: hidraulična pumpa, rezervoar, filtri, aktucijski cilindar, izmjenjivač topline te ventili za kontrolu, smanjenje pritiska te blokadu. Hidraulična pumpa element je hidrauličkog sustava koji je direktno pogonjen ram turbinom u hidrauličnoj izvedbi. Pumpa generira tlak kojim se tekućina šalje iz rezervoara u ostale dijelove sustava. Na krajnjim točkama sustava aktucijski cilindar pretvara hidrauličku snagu u mehanički rad kojim se dalje pokreću površine zrakoplova zadužene za upravljanje itd. Izmjenjivač topline drži hidrauličnu tekućinu na optimalnoj radnoj temperaturi, a niz ventila zadužen je za kontrolu i regulaciju tlaka tekućine kao i blokadu sustava u vanrednim situacijama.



Slika 4. 2. Hidraulični sustav zrakoplova Challenger 605 [10]

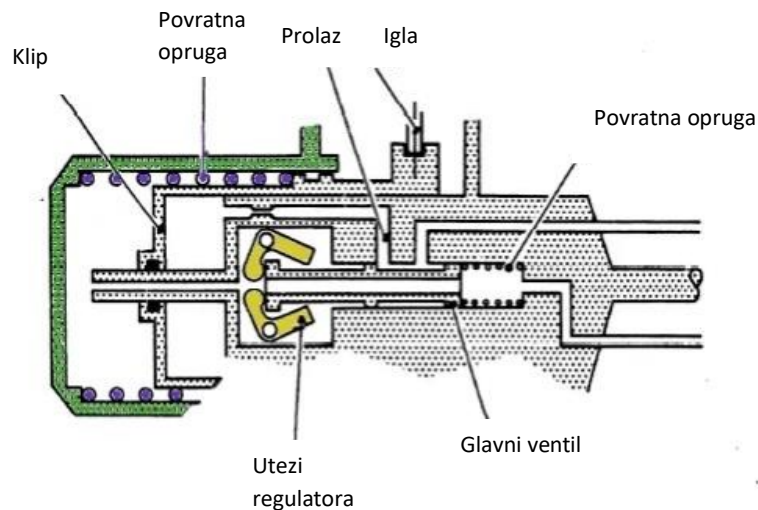
4.1.1. Mehanizam rada hidrauličke ram turbine

Detaljnije će se pojasniti mehanizam rada hidraulične ram turbine na primjeru zrakoplova Concorde [6]. U slučaju pada hidrauličkog tlaka sustava na nulu, aktivira se ejektorski sustav koji osigurava dovoljno jaku silu za otvaranje zaštitnih vrata trupa, izbacivanje turbine i njeno zaključavanje. Sila se osigurava prednapretnom oprugom u ejektorskom mehanizmu. Zasun zahvaća urez u glavčini i zaključava sklop turbine u aktiviranom položaju (Slika 4.3).



Slika 4. 3. Sklop hidraulične ram turbine [8]

Upravljački ventil, pod utjecajem povratne opruge, nalazi se u prednjem položaju. Time ostavlja otvor slobodnim za prolaz hidrauličke tekućine do klipa te kontrolira hidraulični tlak koji se primjenjuje na klip. Klip pod opterećenjem vlastite povratne opruge nalazi se u stražnjem položaju držeći lopatice turbine pod tzv. grubljim nagibom. Takav nagib karakterizira izraženija horizontalnost koja mu omogućuje efikasnije gibanje kroz zrak na visini krstarenja. Kontrola nagiba lopatice važna je sposobnost ovog sustava (Slika 4.4.). Turbina se počinje okretati pokrećući mehaničkom transmisijom hidrauličku pumpu za kontrolu nagiba. Klip se pomiče prema naprijed pritiskom pumpe i naliže na klin. Lopatice se kreću prema finom nagibu povećavajući brzinu rotacije. Utezi regulatora se odmiču jedan od drugoga i aktiviraju ventil, koji postupno zatvara prolaz tekućine do klipa. Po zatvaranju prolaza, klip ostaje stabilan, u ravnoteži između hidrauličkog tlaka i vlastite povratne opruge.



Slika 4. 4. Mehanizam kontrole nagiba lopatice [8]

Zrakoplov Concorde imao je konfiguraciju ram turbine koja je u slučaju potrebe pogonila dvije hidraulične pumpe te dva sistema – zeleni i žuti. Općenito, zeleni sustav bio je zadužen za hidrauliku stajnog trapa, kočnica, povratnog potiska motora broj jedan, dok je žuti bio zadužen za povratni potisak motora broj dva, parkirne kočnice, vrata za teret itd. Tijekom aktivacije ram turbine, ventil za rasterećenje je otvoren, tvoreći petlju između ulaza zelene pumpe i cijevi za isporuku. Zakretni moment turbine koji preuzima pumpa održava se niskim, omogućujući turbini brzo postizanje konstantne brzine. Još neke funkcije zelenog sustava direktno vezane za rad ram zračne turbine su: uključivanje termalnog ventila u slučaju izrazito hladnih uvjeta rada, zaobilazak ventila u slučaju začepeljivanja filtera itd. Žuti sistem dijeli većinu spomenutih funkcija izuzev sustava kontrole nagiba lopatica. U novijim zrakoplovima sustav hidraulične aktivacije pomoćnog generatora preuzeo je novi, plavi sustav (vidljivo na slici 4.2. na primjeru zrakoplova Challenger 605).

5. NUMERIČKE ANALIZE

5.1. Računalna dinamika fluida

Računalna dinamika fluida (CFD, eng. Computational Fluid Dynamics) primijenjena je znanost koja se bavi primjenom mehanike fluida na računalnim modelima, u svrhu novih saznanja o problemima unutar mehanike i dinamike fluida. Veliki napredak računalne dinamike fluida zabilježen je zadnjih godina koji obuhvaća modeliranja i različitih termodinamičkih i kemijskih procesa u fluidima. Ovakav vid napretka bio je nužan za pobliži uvid u pojave unutar fluida u gibanju jer je računalno modeliranje jedino omogućilo pristup izrazito nepredvidljivim i kompleksnim problemima dinamike fluida. U strojarstvu, široka je primjena računalne dinamike fluida. Modelira se tako opstrujavanje zraka oko različitih vozila (automobila, vlakova, zrakoplova, plovila) u svrhu smanjivanja koeficijenta otpora koji za rezultat ima manju potrošnju goriva, veću stabilnost, sigurnost itd. Također se modelira tok fluida oko lopatica vodnih, parnih i plinskih turbina, čime se bavi u sklopu ovog rada. Za potrebe provođenja računalnih simulacije dinamike fluida korišten je program Ansys razvijen od strane američke kompanije Ansys, Inc. Ovaj mehanički softver za analizu konačnih elemenata koristi se za simulaciju računalnih modela struktura, elektronike ili komponenti stroja za analizu čvrstoće, žilavosti, elastičnosti, raspodjele temperature, elektromagnetizma, protoka fluida i drugih atributa. Ansys se koristi za određivanje kako će proizvod funkcionirati s različitim specifikacijama, bez izrade testnih proizvoda ili provođenja testova sudara. Jedan od glavnih proizvoda tvrtke jest Ansys Workbench sustava, čijim se korištenjem vrši većina Ansys simulacija.

Ovaj softver pogodan je za prvi susret s računalnom dinamikom fluida, kao i za iskusne znanstvenike u ovom području. Osim pregršt opcija i postavki koje nudi za provođenje samih simulacija, također je omogućen uvoz geometrije iz različitih CAD softvera. Neke od primjena ovog softvera su: simulacija i analiziranje kretanja, zamora, lomova, protoka tekućina, raspodjele temperatura, elektromagnetske učinkovitosti i druge učinke tijekom vremena.

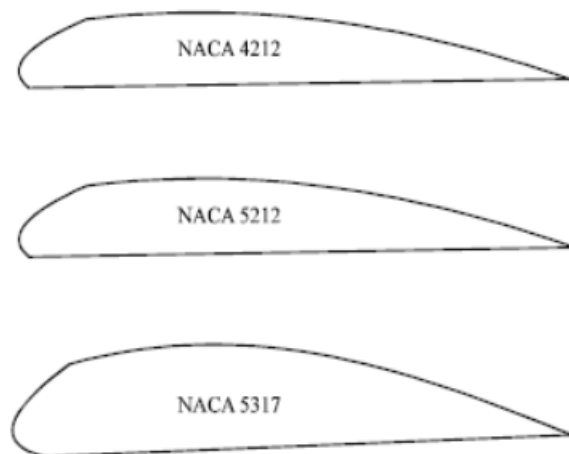
Softver Ansys prodaje se na temelju godišnje pretplate, međutim dostupan je u obliku besplatne studentske verzije za akademske. Takva studentska verzija (2023. godine) korištena je us vrhu provođenja analiza u sklopu ovog rada, u nastavku.

5.2. Provođenje numeričkih analiza

U programu Ansys simulirat će se protok zraka oko različitih aeroprofila te nagiba lopatica ram turbine tj. različitog kuta nastrujavanja fluida. Prema studijama „CFD Simulation Study on the Performance of a Modified Ram Air Turbine (RAT) for Power Generation in Aircrafts“ [13] i „A Study on Aerodynamic Properties of Some NACA Profiles Used on Wind Turbine Blades“, [14], odabrani su za testiranje aeroprofili: NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415. NACA (eng. „National Advisory Committee for Aeronautics“) je američka nacionalna agencija za promoviranje zrakoplovnih istraživanja. U sklopu ovog rada bavi se aeroprofilima opisanim nomenklaturom NACA u četiri [15] ili u pet [16] znamenki koje su pojašnjenje u nastavku.

NACA MPXX

- M predstavlja najveći nagib podijeljen sa 100 tj. postotak
- P je položaj najvećeg nagiba podijeljen s 10
- XX je debljina podijeljena sa 100 tj. postotak

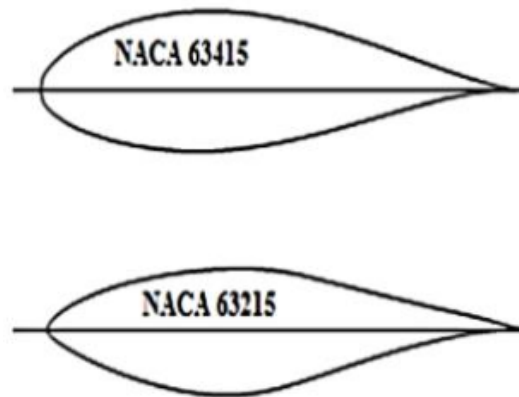


Slika 5. 1. Odabrani NACA aeroprofili s četiri znamenke [13]

NACA LPQXX

- L kontrolira nagib, pokazuje projektirani koeficijent uzgona pomnožen s 3/20
- P je položaj najvećeg nagiba podijeljen s 20
- Q može biti 0 (normalna linija nagiba) ili 1 (refleksna linija nagiba)

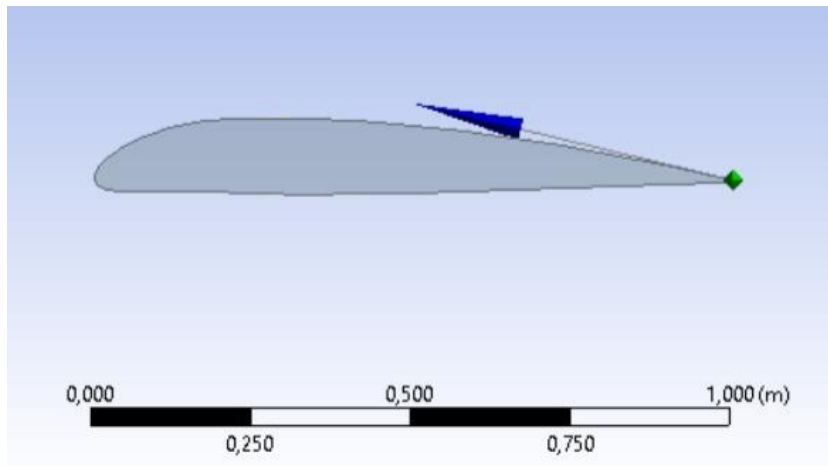
- XX je debljina podijeljena sa 100 tj. postotak



Slika 5. 2. Odabrani NACA aeroprofil s pet znamenki [14]

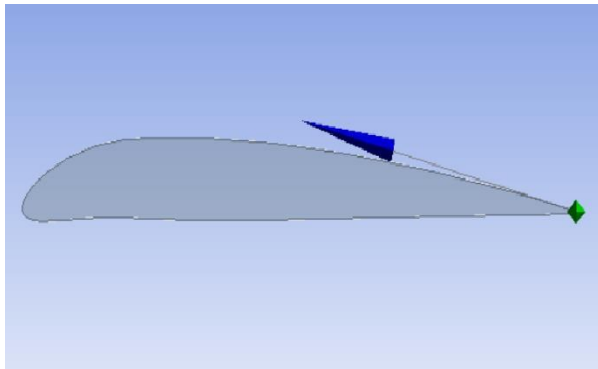
5.3. Izrada geometrije aeroprofila

Koordinate koje opisuju tražene aeroprofile lopatica ram turbine preuzete su s Internet stranice Aerofoil Tools [17]. U generator koordinata aeroprofila unose se brojevi podaci iz oznake aeroprofila (četvero- ili peteroznamenkasti) te se dodatno odabire broj željenih točaka u rasponu od 20 do 200. Za potrebe ovog rada odabrano je 100 točaka za opis svakog aeroprofila. Ovim načinom se dobije generirani popis X i Y koordinata kojima je potrebno nadodati Z koordinatu u iznosu od 0 za svaku točku s obzirom da vršimo 2D simulacije. Ovakav zapis potrebno je spremati u obliku tekstualne datoteke koja se potom može otvoriti u programu Ansys gdje se uz naredbu oblikovanja 3D krivulje iz koordinata tekstualne datoteke generira se geometrija aeroprofila. Naredbom generiranja površine iz krivulja dobije se potpuno generirana 2D geometriju aeroprofila oko koje se potom izrađuje okolni prostor u kojemu se vrši numerička analiza te numerička mreža. Na slici 5.3. prikazana je generirana geometrija na primjeru aeroprofila NACA 4212 te je vidljivo kako je isti generiran u mjerilu duljine od točno jednog metra. Sve slike geometrije dane u nastavku izvezene su iz programa Ansys [18].

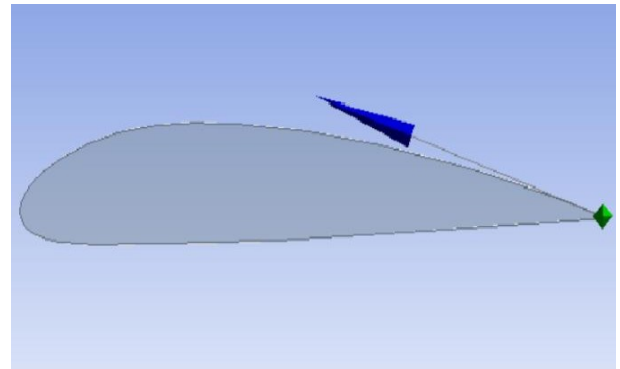


Slika 5. 3. NACA 4212 aeroprofil

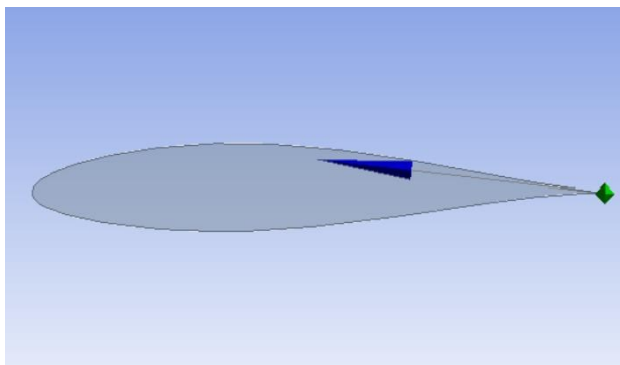
Na slici 5.4. prikazana je geometrija ostalih NACA aeroprofila kojima se bavi u ovom radu (a – d). Geometrija je napravljena na isti način kao što je to prethodno opisano za NACA 4212.



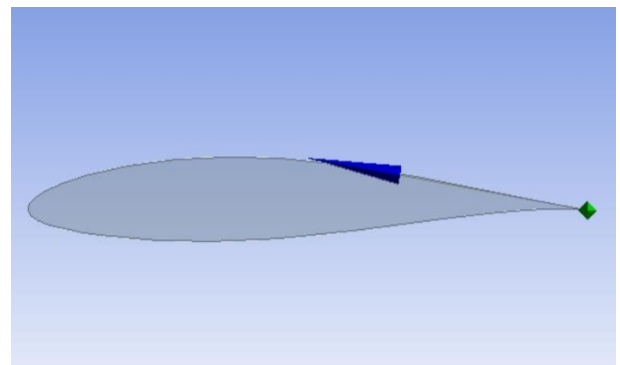
a) NACA 5212



b) NACA 5317



c) NACA 63215

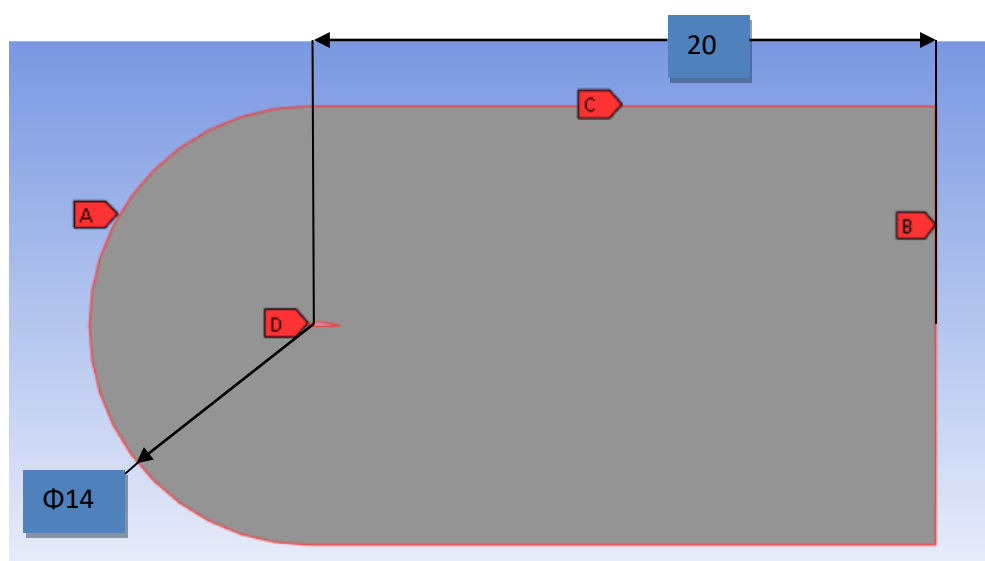


d) NACA 63415

Slika 5. 4. Geometrije ostalih testiranih NACA aeroprofila

5.4. Izrada numeričke mreže

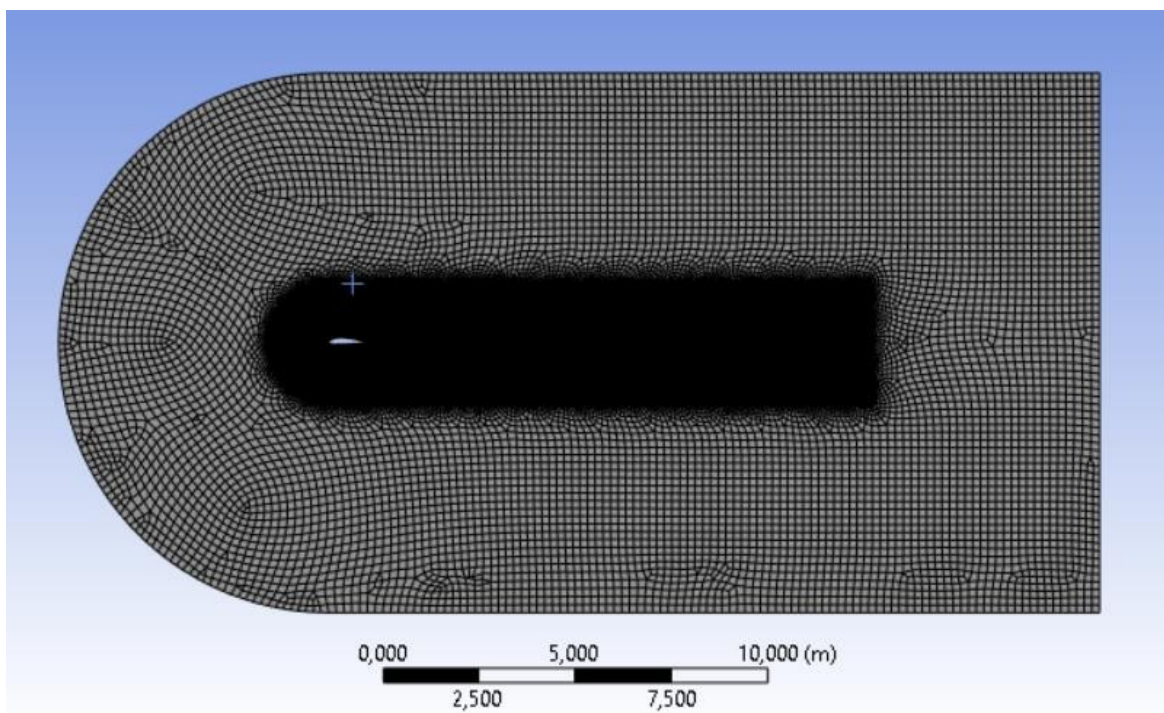
Nakon generiranja geometrije samog aeroprofila, potrebno je izraditi domenu u kojem fluid djeluje na lopaticu. Za sve aeroprofile izrađen tako je izrađena domena jednakih dimenzija polukruga promjera 14 m i pravokutnika duljine 20 m koji su označeni i prikazani na slici 5.5. Također je na slici označen dio domene u kojem fluid nastrujava na profil (inlet), napravljen je kružnog oblika kako bi se što bolje simulirao prirodni dotok fluida (zraka) sa svih strana koje okružuju napadni kut aeroprofila u zraku. Na ovaj način potrebno je imenovati i same dijelove geometrije. Na taj način ih program prepoznaje kao takve te im pridodaje osnovne postavke sukladno nazivu. Ove postavke važne su za samo provođenje numeričkih analiza, a njihove osnovne postavke predodređene na ovaj način olakšavaju neke od mnogih postavki pri izvođenju istih o čemu detaljnije u idućem poglavlju. Na slici 5.5. prikazani su i imenovani dijelovi domene redom: dio geometrije za ulaz fluida – inlet (A), za izlaz – outlet (B), zidne funkcije ostalih rubova – wall (C) te sam oblik aeroprofila unutar geometrije, NACA (D).



Slika 5. 5. Izrada domene

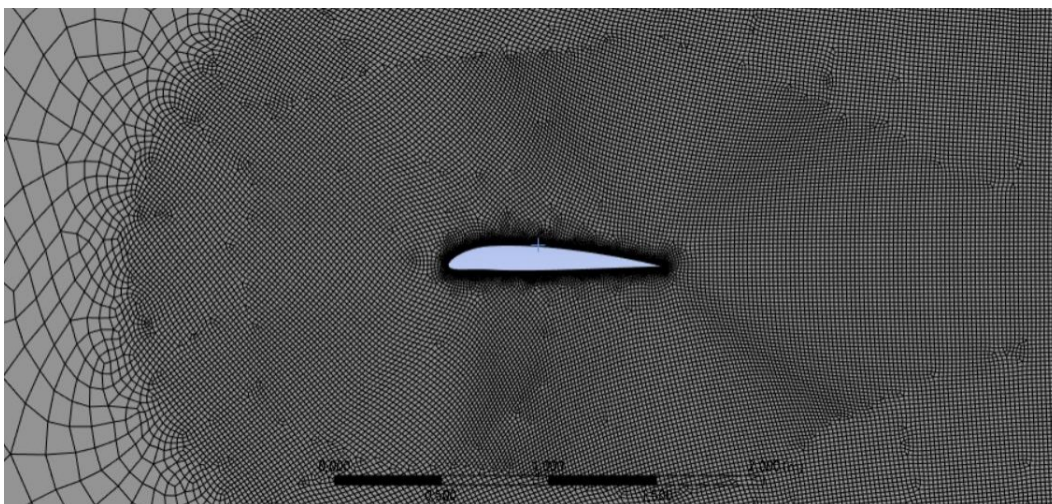
Sljedeći korak izrada je numeričke mreže unutar koje će se provoditi numerička analiza (Slika 5.6). Mreža se izrađuje u postavkama „Mesh“ programa Ansys za geometriju koja se prethodno povezala s funkcijom geometrije. Potrebno je odabrati opciju mreže „CFD“ te podesiti veličinu elementa mreže. Smanjujući veličinu elementa, mreža se zgušnjava što je povoljno s obzirom da se numeričke analize provode na svakom elementu što znači da će rezultat simulacije biti

precizniji što više elemenata mreža posjeduje. Na slici 5.6. prikazana je cjelovita postavljena numerička mreža.



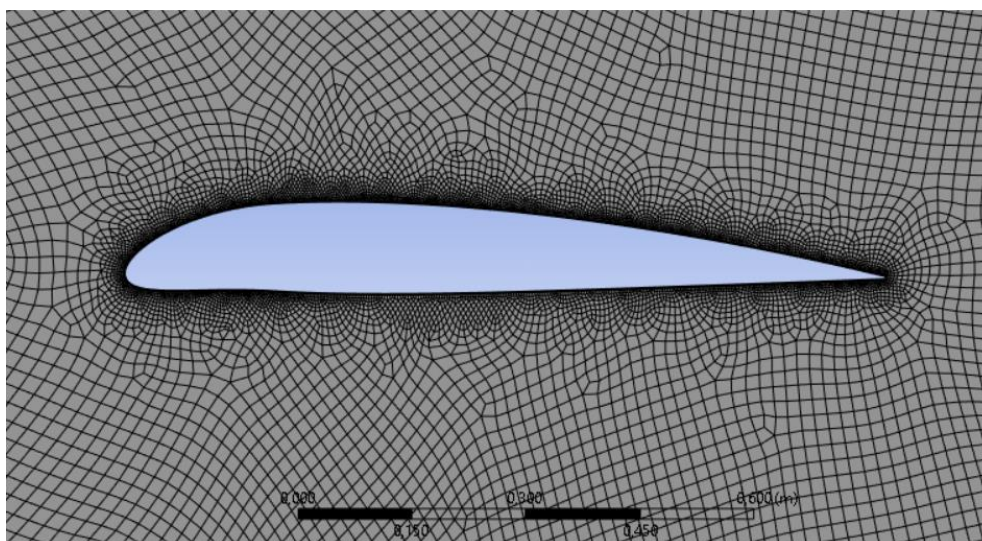
Slika 5. 6. Kompletna numerička mreža

S obzirom na veličinu okolnog prostora u odnosu na aeroprofil, umjesto preopterećenja sistema dodanim zgušnjavanjem cijelog prostora, koriste se različite metode lokalnog zgušnjavanja. Tako je prethodno izrađeno dodatno tijelo opcijom „frozen“ kojem je pridodana funkcija „body of influence“ unutar mreže. Na ovaj način moguće je dodatno zgustiti mrežu na užem promatranom području. Dok je veličina elementa mreže postavljena na 0.2 m, veličina elementa ovog dijela iznosi 0.02 m. Na slici 5.7. prikazan je detaljnije prijelaz između ova dva dijela mreže.



Slika 5. 7. Prikaz različitih zgušnjenja numeričke mreže

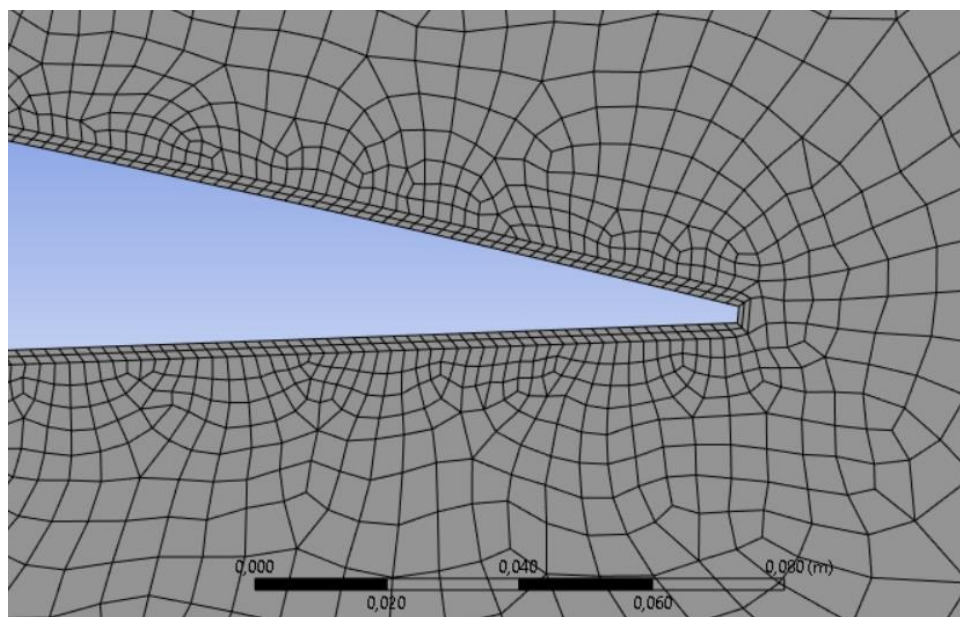
Isto tako, s obzirom da se u ovom radu proučava protok fluida oko aeroprofila potrebno je upravo na tom dijelu domene dodatno umanjiti veličinu elemenata te time povećati preciznost rezultata. Za to se koristi opcija „sizing“ kojom se zgušćuje domena uz sam rub aeroprofila za odabranu veličinu od 0.002 m. Time se dobije oblik mreže uz aeroprofil prikazan na slici 5.8.



Slika 5. 8. Numerička mreža za NACA 4212

Kako je brzina fluida uz samu stjenku aeroprofila jednaka 0, potrebno je definirati granične slojeve kako bi se bolje opisao gradijent brzine. Opcijom „Inflation“ tako je definirana visina

prva dva sloja uz aeroprofil 0.001 m tj. 0.0012 m. Time je dobiven konačni oblik numeričke mreže. Na slici 5.9. prikazan je detalj konačne numeričke mreže uz sam NACA aeroprofil.



Slika 5. 9. Detalj numeričke mreže za aeroprofil NACA 4212

Korištenjem svih navedenih metoda, izrađene su numeričke mreže ukupnog broja elemenata 130 000 za svaki aeroprofil koje se potom prenose u funkciju „Fluent“ u kojoj se dalje zadaju postavke provođenja samih numeričkih analiza te ispis rješenja.

5.5. Provođenje numeričkih analiza

Nakon definiranja potrebne geometrije ista se prenosi u postavke za izradu numeričke mreže geometrije, a potom se izrađena mreža povezuje s opcijom „Fluent“ programa Ansys kako je prikazano na slici 5.10. Sljedeći korak zadavanje je postavki prema kojima će se izvršiti sama numerička analiza. Jedna od prvih funkcija koja se nudi u ovom koraku je provjera numeričke mreže, koja je izvršena sa pozitivnom povratnom informacijom programa.

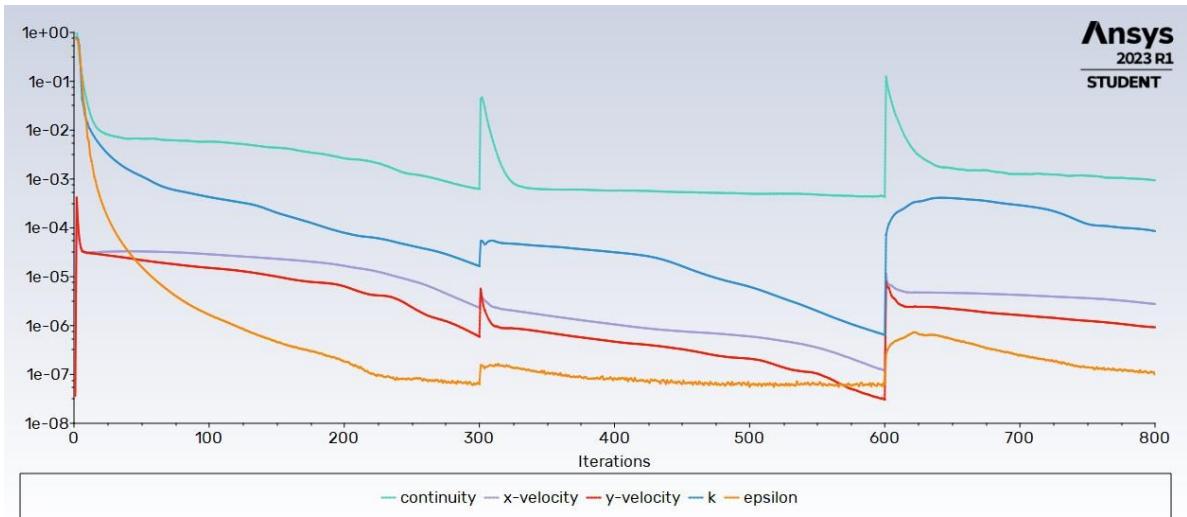


Slika 5. 10. Povezani koraci u programu ANSYS

U narednim koracima opisat će se detaljnije postavke dodijeljene u ovom koraku prema kojima se vršila numerička analiza.

5.5.1. Postavke numeričke analize aeroprofila bez napadnog kuta nastrujavanja

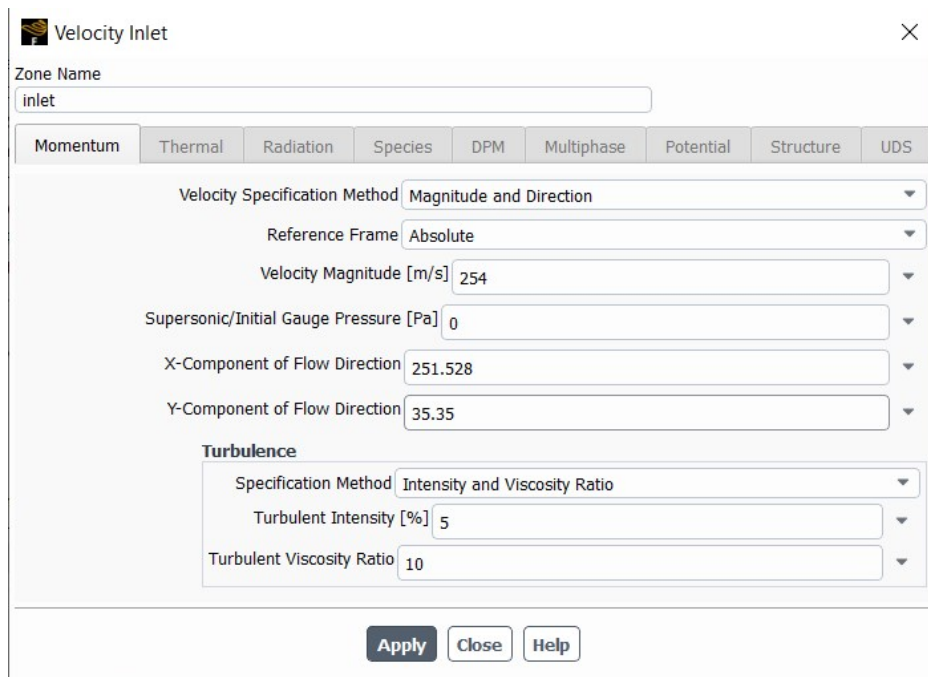
Najprije se vršila numerička analiza strujanja fluida oko aeroprofila bez dodatnog napadnog kuta nastrujavanja tj. pri nagibu aeroprofila od 0° . Ova analiza vrši se inicijalnim postavljanjem najprije stavki u izborniku „Setup“ u kojemu se primarno određuje model strujanja fluida. Odabran je turbulentni k-epsilon model strujanja. Materijal fluida podešen je na zrak normiranih vrijednosti. Zadnje postavke koje su zadane u ovoj kartici su postavke „Boundary Conditions“ tj. uvjeta rubova. Svi rubovi određeni pri izradi same geometrije su preneseni, a potrebno je za opciju „Inlet“ odrediti brzinu strujanja zraka. Za potrebe ovog rada odabrana je brzina krstarenja putničkog zrakoplova Boeing 747 [19] koji je opremljen hidrauličnom ram turbinom. Brzinu od 914 km/h potrebno je preračunati u 254 m/s te taj podatak unijeti u program. NACA aeroprofil određen je kao „No slip wall“ što znači da ne dolazi do proklizavanja fluida u doticaju s profilom. „Outlet“ je podešen kao „Pressure outlet“, a ostale granice tj. gornji i donji rub okoline postavljene su kao zidne funkcije na kojima nije definirano trenje tj. kojima je dodijeljen „No slip“ uvjet. Ostale postavke u ovoj kartici su ostavljene prema već predodređenim postavkama programa. Potom je u kartici „Solution“ odabrana standardna inicijalizacija s numeriranjem iz „Inlet-a“. Time su povučeni podaci za inicijalizaciju određeni funkcijom „Inlet“ i brzina od 254 m/s. Nadalje, odabirom broja iteracija u funkciji „Run Calculation“ provodi se numerička analiza sve dok rezultati ne zadovolji tražene uvjete stabilnosti prethodno podešene opcijom „Methods“ i zadavanjem traženog stupnja rješavanja jednadžbi (First ili Second Order). Za vrijeme trajanja numeričke analize i iteriranja, ispisuje se dijagram reziduala iteracija prikazan na slici 5.11. za primjer numeričke analize aeroprofila NACA 4212.



Slika 5. 11. Reziduali (ostaci) iteracija numeričke simulacije

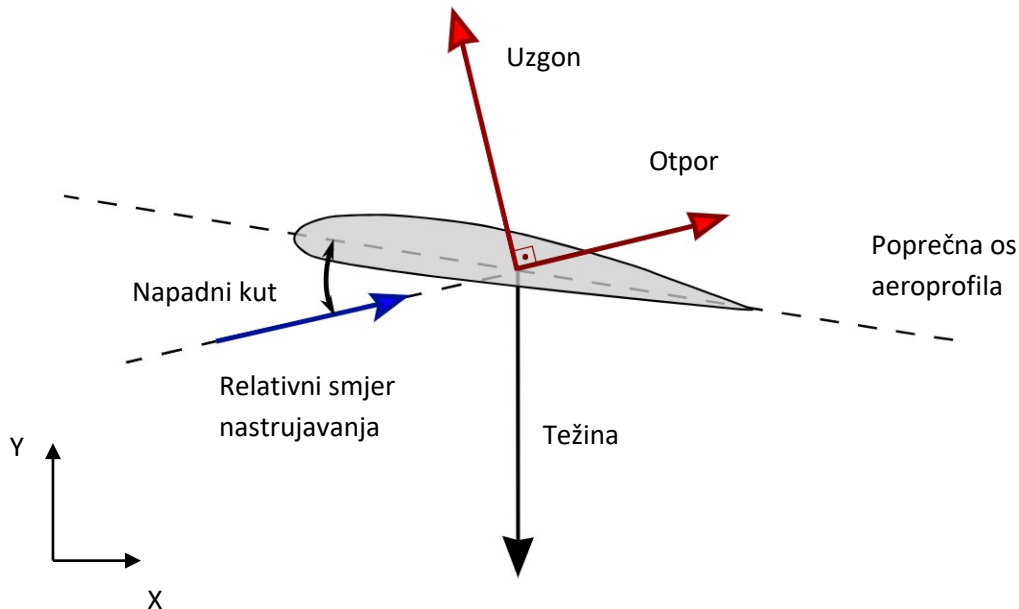
5.5.2. Postavke numeričke analize aeroprofila s napadnim kutom nastrojavanja

Napadni kut nastrojavanja fluida na aeroprofil prema istraživanju „Comparison of Aerodynamic Performances of Various Airfoils from Different Airfoil Families Using CFD“ određen je na optimalnih 8° . Ovaj kut unesen je u postavkama „Inlet-a“ kartice „Setup“, prema slici 5.12.



Slika 5. 12. Unos komponenti brzine nastrojavanja

Potrebno je odabrati metodu specifikacije ulazne brzine u sustav „Magnitude and Direction“ kako bi bilo moguće odrediti i smjer brzine po X i Y komponentama. Primjenom ove metode nije potrebno mijenjati inicijalnu geometriju aeroprofila kako bi se isti zaokrenuo za traženi kut (Slika 5.13).



Slika 5. 13. Kut nastrojavanja fluida [20]

Napadni kut dobiva se promjenom smjera nastrojavanja fluida u postavkama komponenata brzine. Primjenom trigonometrije između relativnog smjera nastrojavanja, poprečne osi aeroprofila te napadnog kuta između njih, dobivaju komponente u X i Y smjeru.

Komponenta u smjeru X-osi izračunata je na sljedeći način:

$$254 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot \cos 8^\circ = 251,528 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (5.1)$$

Komponenta u smjeru Y-osi izračunata je na sljedeći način:

$$254 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot \sin 8^\circ = 35,35 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (5.2)$$

Ukoliko se traže koeficijenti uzgona i otpora, pomoću trigonometrijskih funkcija odabranog napadnog kuta, potrebno je podesiti i njihove postavke. Izvještaj ovih veličina postavlja se u kartici „Solution“ gdje se klikom na „Report Definitions“ formiraju traženi rezultati, u ovom slučaju uzgona i otpora. Kod analiza s napadnim kutom od 8° potrebno je promijeniti iznose X i Y komponenti izvještaja.

Za uzgon ove postavke se modificiraju na način da se pod X komponentu uvrsti negativna vrijednost sinusa kuta, a pod Y pozitivna vrijednost kosinusa kuta. Kod postavki definicije izvještaja otpora uvrštava se obrnuto sa pozitivnim vrijednostima; X komponenta pozitivna vrijednost kosinusa kuta, a Y pozitivna vrijednost sinusa kuta. Ovaj postupak neophodan je jer se ovi koeficijenti računaju u odnosu na vertikalne i horizontalne osi, te izračun moramo prilagoditi prema slici 5.13. sukladno kutu otklona od osiju.

Također, potrebno je izvršiti ponovnu inicijalizaciju određenu ulaznom brzinom za koju je vidljiva sada raspodjela po X i Y komponentama i u ovom koraku (Slika 5.14.)

Solution Initialization

Initialization Methods

Hybrid Initialization

Standard Initialization

Compute from

inlet

Reference Frame

Relative to Cell Zone

Absolute

Initial Values

Gauge Pressure [Pa]

0

X Velocity [m/s]

251.5271

Y Velocity [m/s]

35.35002

Turbulent Kinetic Energy [m²/s²]

241.9346

Turbulent Dissipation Rate [m²/s³]

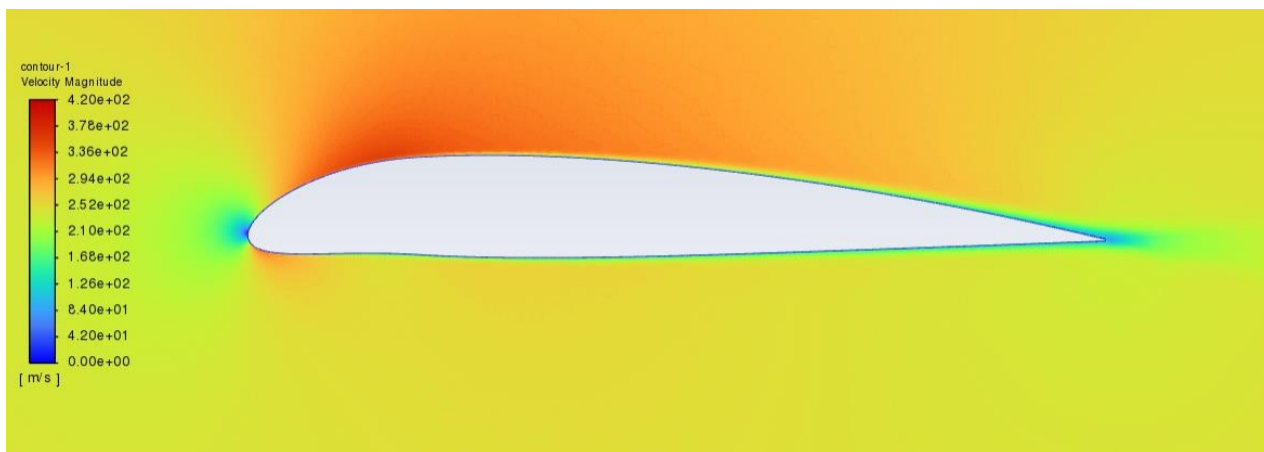
3.606346e+07

Initialize Reset Patch...

Slika 5. 14. Postavke inicijalizacije brzine po komponentama

6. REZULTATI SIMULACIJA

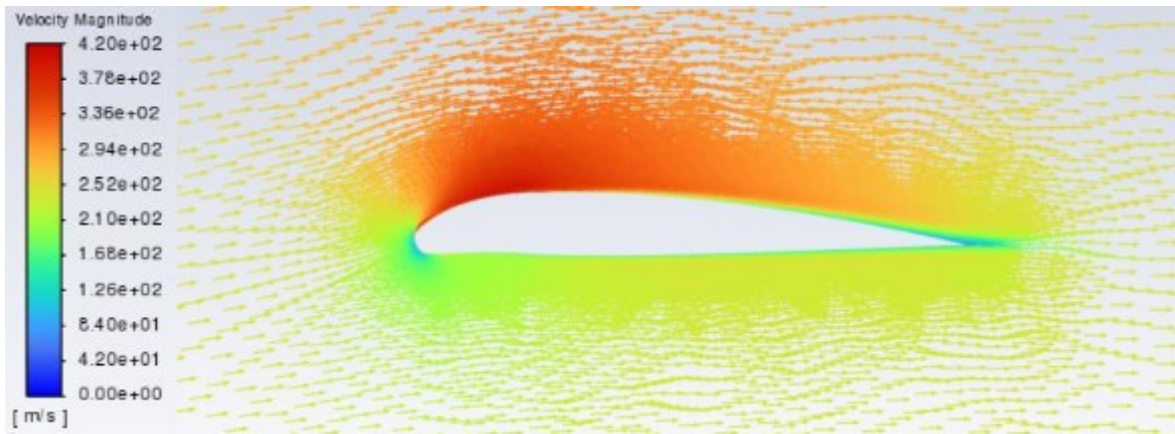
Za vizualizaciju rješenja u kartici „Results“ odabire se „Graphics“. Rješenja se mogu prikazati na više načina, grafički ili vektorski. Na slici 6.1. prikazana je vizualizacija rješenja numeričke analize strujanja fluida prema magnitudi brzine strujanja oko aeroprofila NACA 4212 sa kutom nastrujavanja od 0° .



Slika 6. 1. Prikaz strujanja fluida oko NACA 4212 za napadni kut 0°

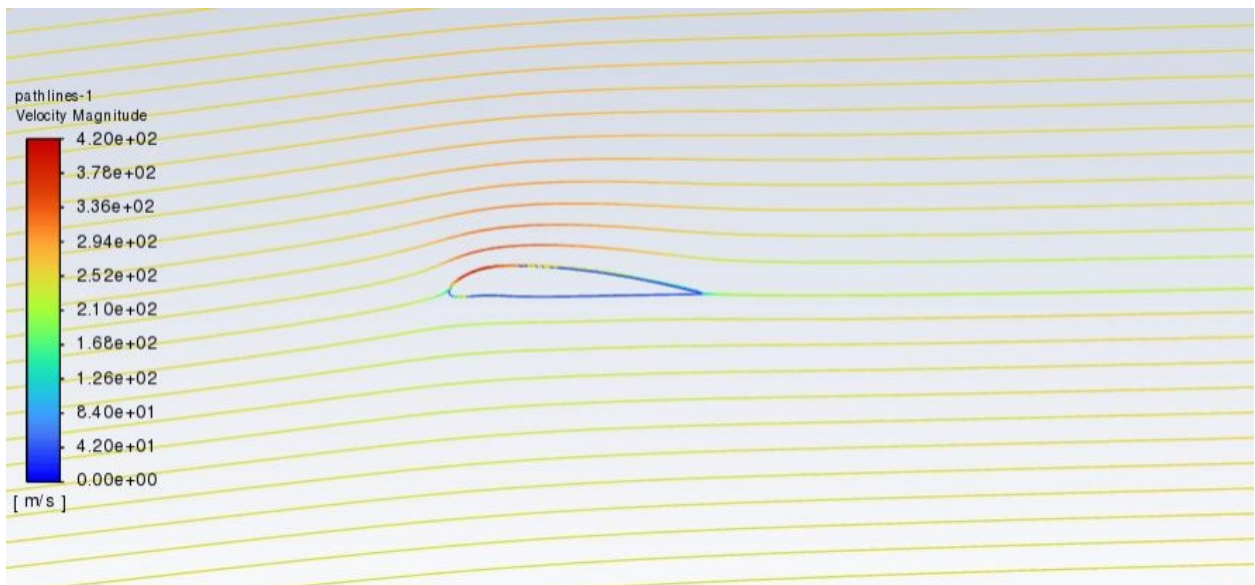
Vidljiva je veća magnituda brzine na gornjem dijelu aeroprofila u odnosu na donji. Također se očituje smanjivanje brzine približavanjem površini samog aeroprofila. Uz samu stjenku primijenjena je aproksimacija raspodjela brzina. Ova aproksimacija očituje se postupnim prijelazom brzina iz velikih brzina (tople boje na slici 6.1.), sve do brzine od 0 m/s na samoj stjenci aeroprofila (tamnoplava boja). Za sve numeričke analize odabrane su jednake skale prikaza rezultata. Za brzinu strujanja to je raspon od 0 m/s do 420 m/s.

Jedna od opcija vizualizacije rješenja također je vektorski prikaz (Slika 6.2). Ovaj prikaz odabire u kartici „Results“, zatim „Graphics“ gdje se pod opcijom „Vectors“ odabire veličina koja se želi iskazati na ovaj način, njen raspon, kao i veličina samih vektora unutar vizualizacije. Ovakvo rješenje prikazano je za NACA 4212. Odabran je prikaz magnitude brzine, raspon od 0 m/s do 420 m/s te je isti prikazan za napadni kut od 8° . Skalirani su vektori koeficijentom 0.5 u svrhu čitljivijeg prikaza. U ovom prikazu vidljivo je kako ulazna brzina nije horizontalna, već nastrujava na aeroprofil zadanim kutom. Time je ovim postupkom izbjegnuto modificiranje same geometrije u slučaju promjene napadnog kuta nastrujavanja.



Slika 6. 2. Vektorski prikaz brzine nastrujavanja pod kutom

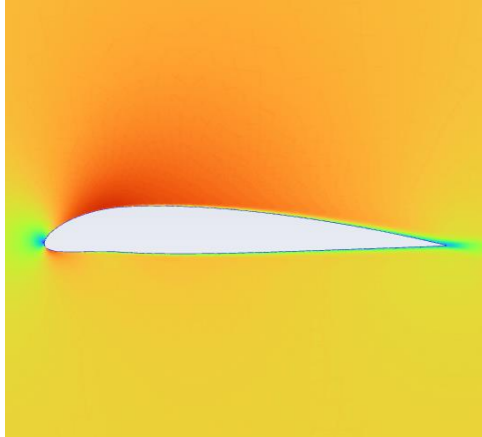
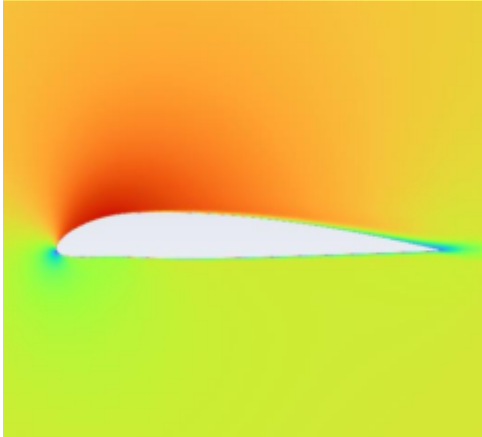
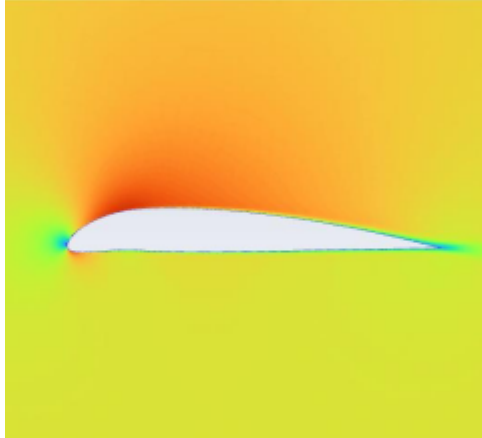
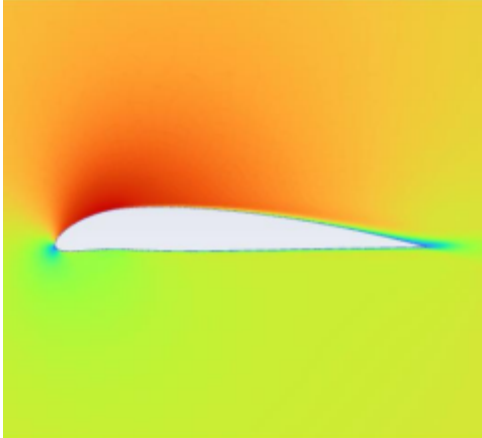
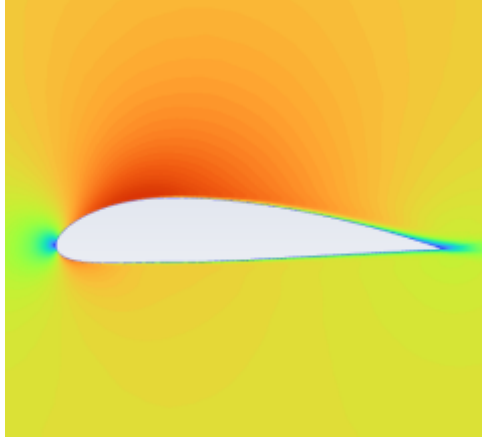
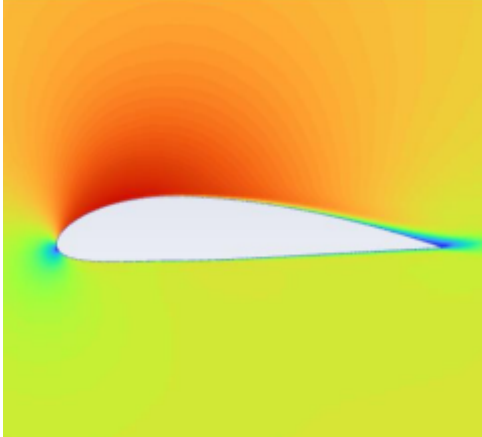
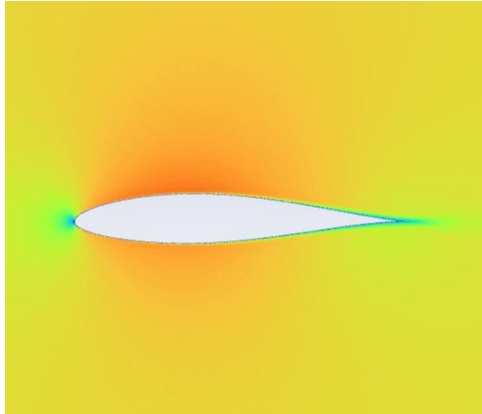
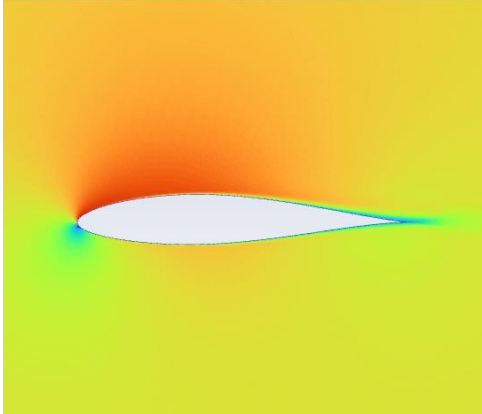
Na slici 6.3. prikazana je brzina i smjer nastrujavanja zraka također pri kutu nastrujavanja od 8° izražena strujnicama. Na ovom prikazu je također vidljiv kut nastrujavanja ispred aeroprofila, promjena u brzini oko samog aeroprofila, kao i kut izlaska strujnica s površine aeroprofila.

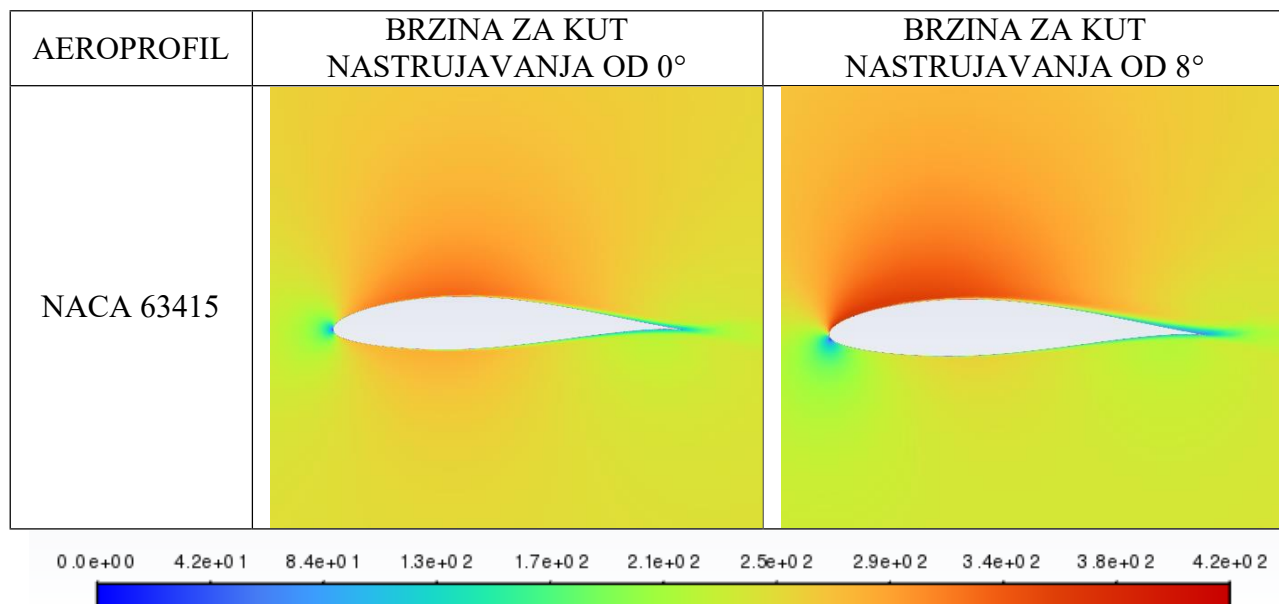


Slika 6. 3. Strujnice brzine nastrujavanja pod napadnim kutom od 8°

Vizualizacija svih rješenja prikazanih u nastavku prikazana je usporedno za svaki aeroprofil u slučaju kada je kut nastrujavanja 0° (stupac 2) i za slučaj kuta nastrujavanja od 8° (stupac 3).

Na slici 6.4. prikazane su vizualizacije rješenja numeričkih analiza za brzinu nastrujavanja fluida oko aeroprofila NACA 4212, NACA 5212, NACA 4317, NACA 63215 i NACA 63415. Raspon raspodjele brzina određen je za sve primjere ručno od 0 m/s do 420 m/s.

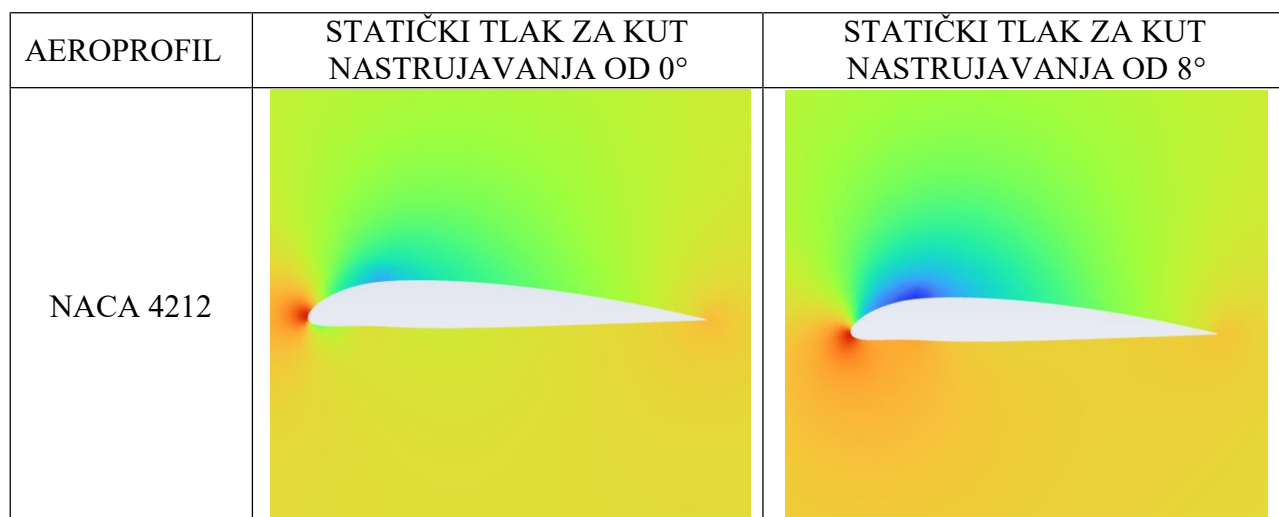
AEROPROFIL	BRZINA ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 0°	BRZINA ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 8°
NACA 4212		
NACA 5212		
NACA 5317		
NACA 63215		

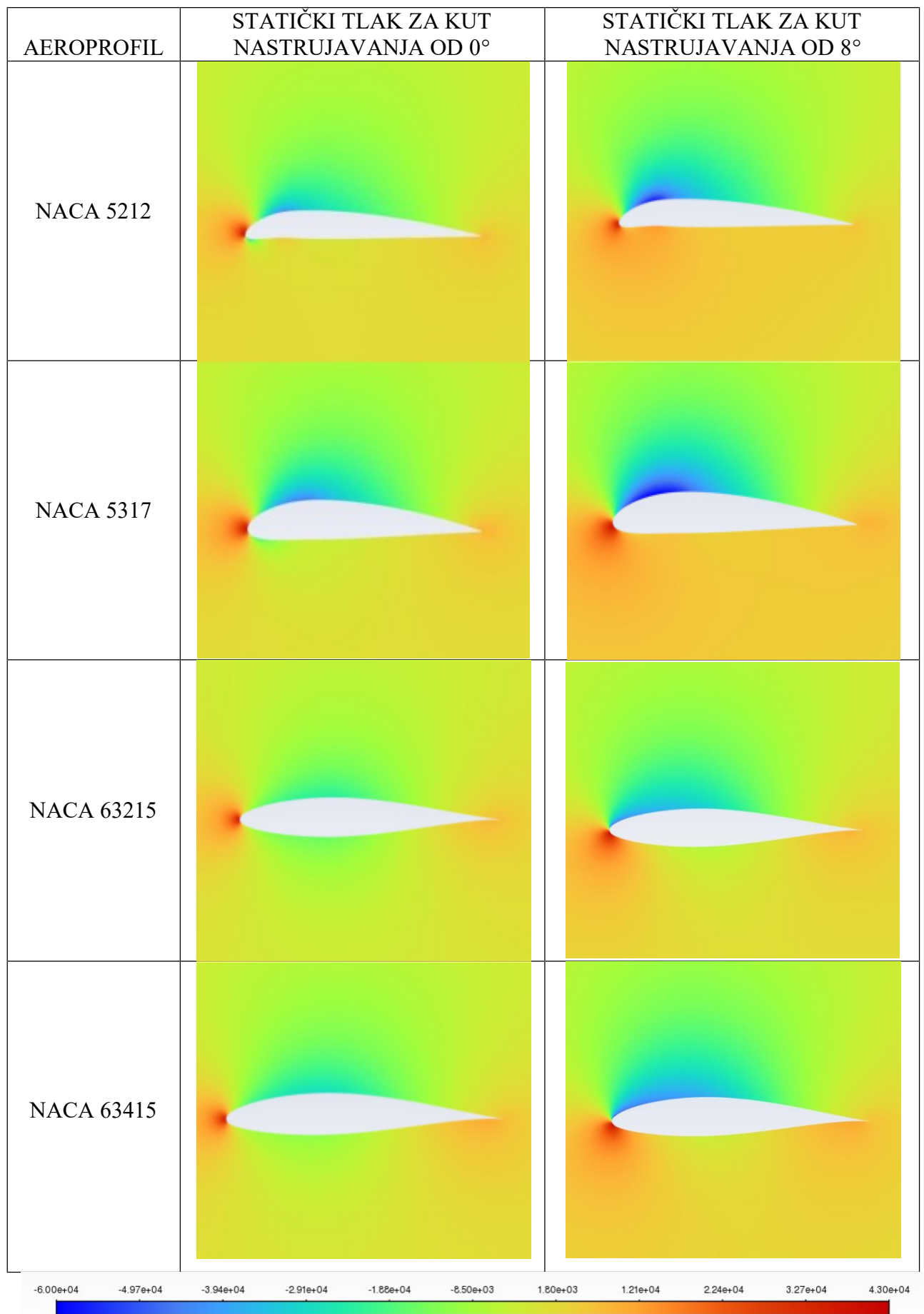


Slika 6. 4. Prikaz rezultata simulacija brzina strujanja fluida

Iz ovog prikaza vidljivo je da u slučaju povećanog kuta nastrujavanja dolazi do dodatnog povećanja brzine s gornje strane NACA aeroprofila (prikazano tamnocrvenom bojom). Također je vidljivo i polje „No slip“ uvjeta uz sam aeroprofil, kao i tamno plavo područje na nastrujnom dijelu aeroprofila u kojem dolazi do smanjenja brzine uslijed nastrujavanja fluida na stjenku. Ovo područje nalazi se paralelno s osi aeroprofila u slučaju kuta nastrujavanja od 0°, a u slučaju kuta nastrujavanja od 8° vidno je pomaknuto prema donjoj strani aeroprofila.

Nadalje, na slici 6.5. prikazane su vizualizacije rješenja numeričkih analiza za statički tlak nastrujavanja fluida oko aeroprofila NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415. Raspon tlakova podešen je ručno na skalu od -60 000 Pa do 43 000 Pa.



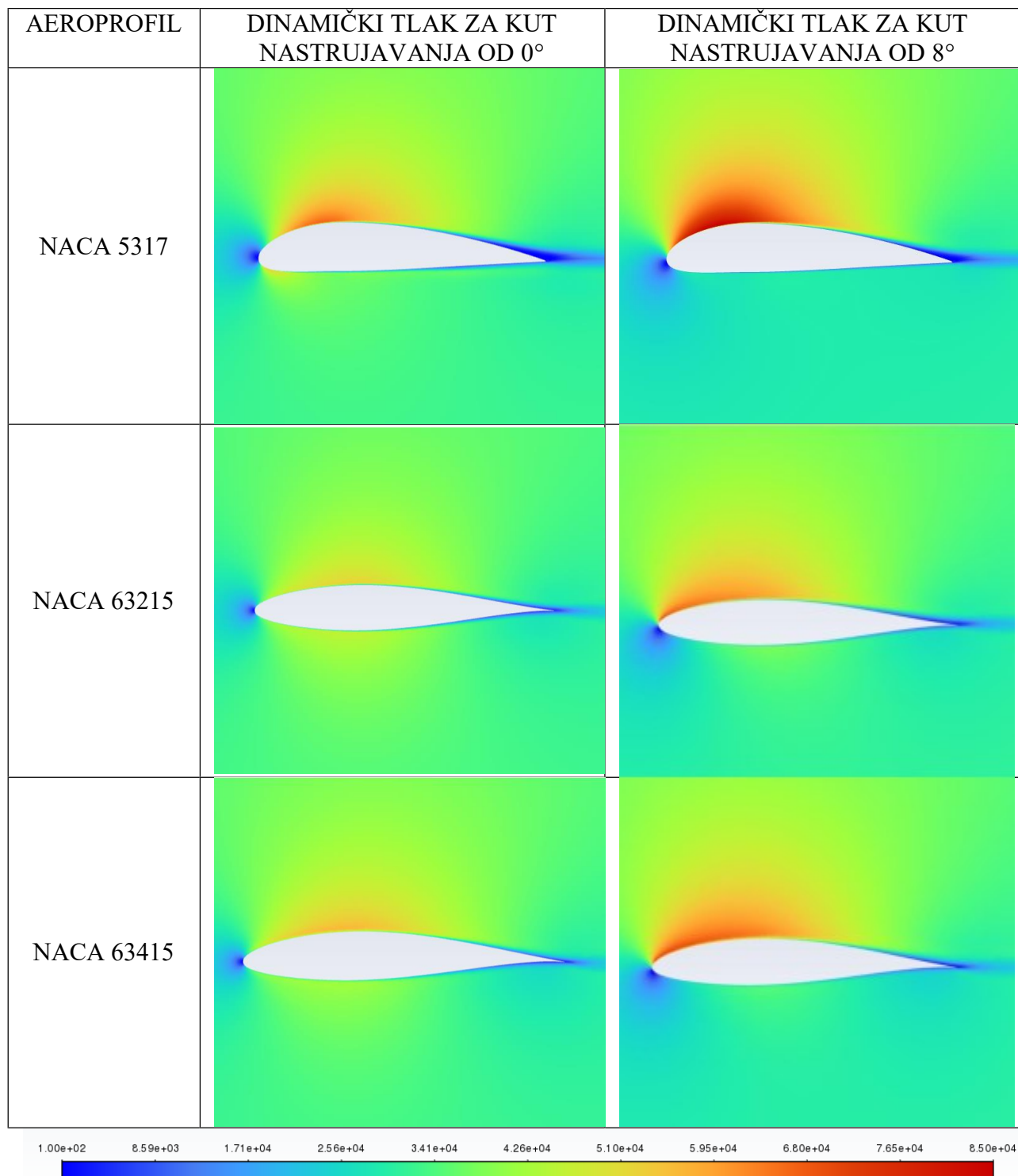


Slika 6. 5. Prikaz rezultata simulacija statičkog tlaka strujanja fluida

U prikazu statičkog tlaka vidljivo je polje nižeg tlaka zraka s gornje strane aeroprofila NACA 4212, NACA 5212 te NACA 5317 i u slučaju kuta nastrujavanja od 0° . Simetrični aeroprofili NACA 63215 i NACA 63415 ne pokazuju ovo svojstvo u slučaju napadnog kuta od 0° . U slučaju napadnog kuta nastrujavanja fluida od 8° sniženje tlaka s gornje strane aeroprofila vidljivo je u svim primjerima te je izražen tamno plavom bojom. Posebice se ističe aeroprofil NACA 5317.

Na slici 6.6. prikazane vizualizacije rješenja numeričkih analiza dinamičkog tlaka fluida oko aeroprofila NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415. Raspon dinamičkih tlakova podešen je ručno na skalu od 100 Pa do 85 000 Pa.


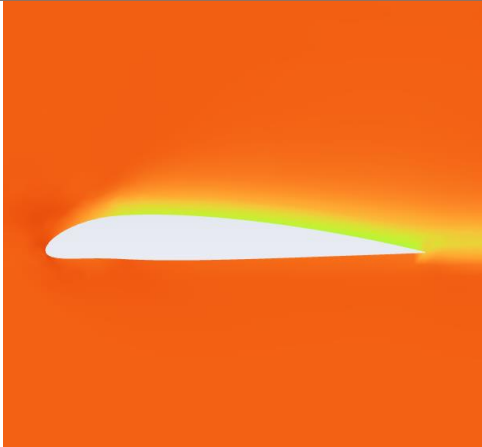

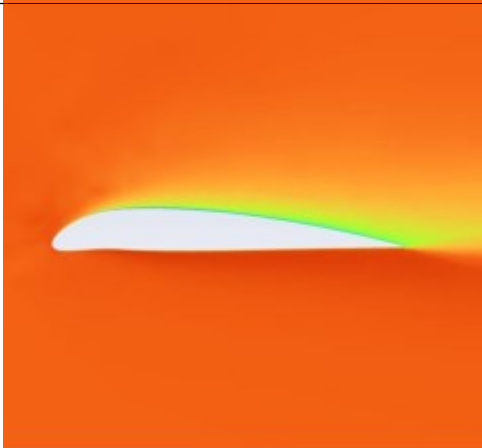
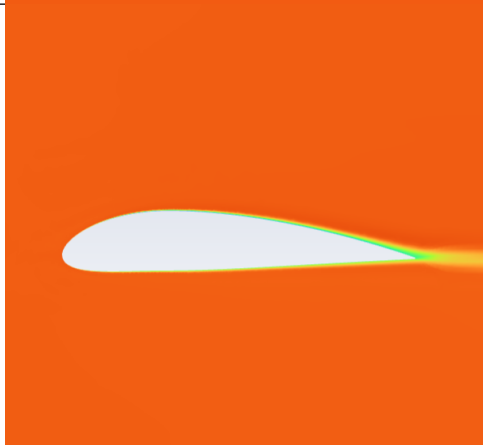

AEROPROFIL	DINAMIČKI TLAK ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 0°	DINAMIČKI TLAK ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 8°
NACA 4212		
NACA 5212		

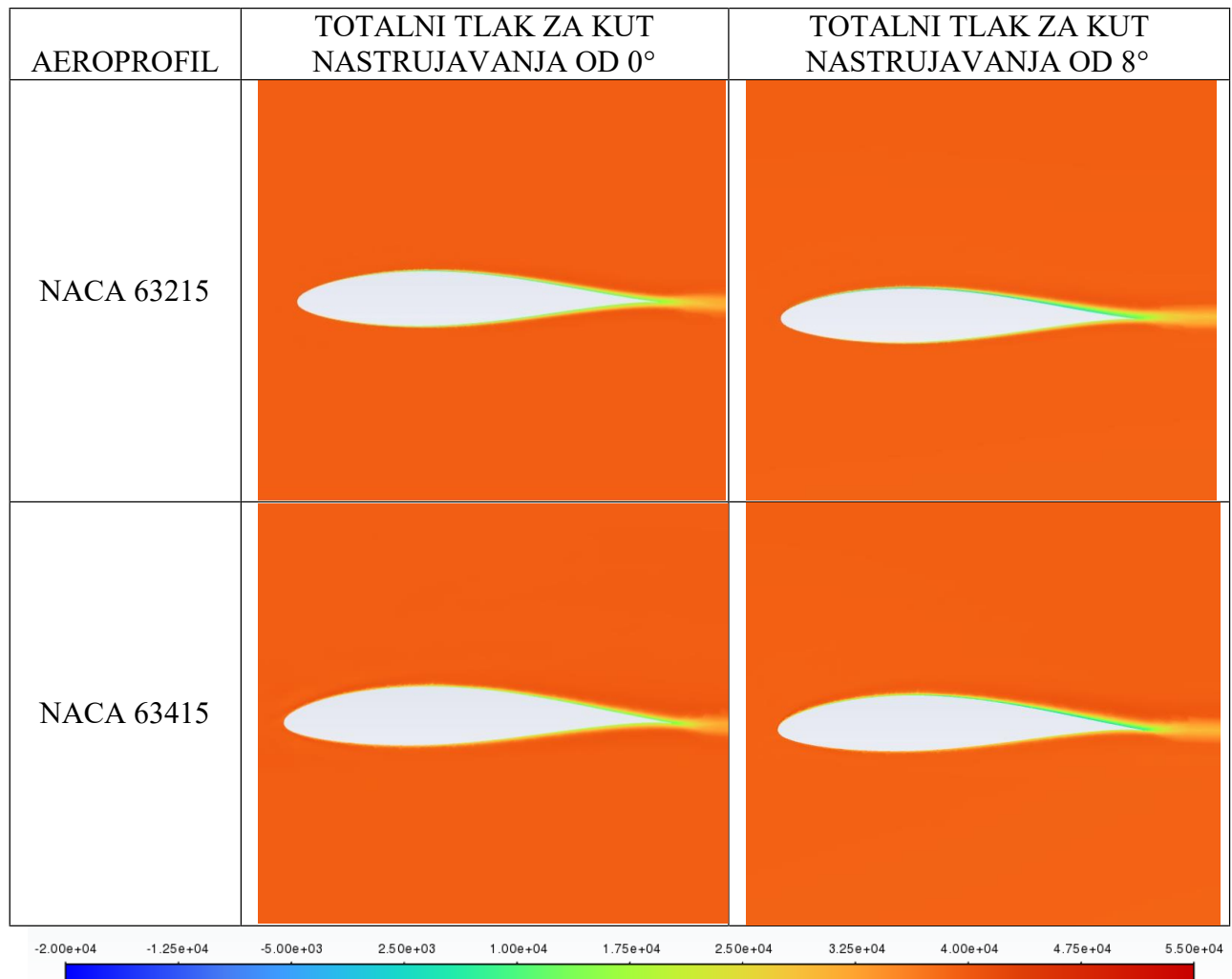


Slika 6. 6. Prikaz rezultata simulacija dinamičkog tlaka strujanja fluida

Iz prikaza dinamičkog tlaka vidljivo je povećanje tlaka s gornje strane aeroprofila, posebice izraženo za aeroprofil NACA 5317. Također je vidljiva i promjena u tlaku zraka u cijelom prikazanom okolnom području ispod i iznad svih aeroprofila.

Nadalje su prikazane vizualizacije rješenja numeričkih analiza totalnog tlaka fluida oko aeroprofila NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415 na slici 6.7. Raspon totalnih tlakova podešen je ručno na skalu od -20 000 Pa do 55 000 Pa.

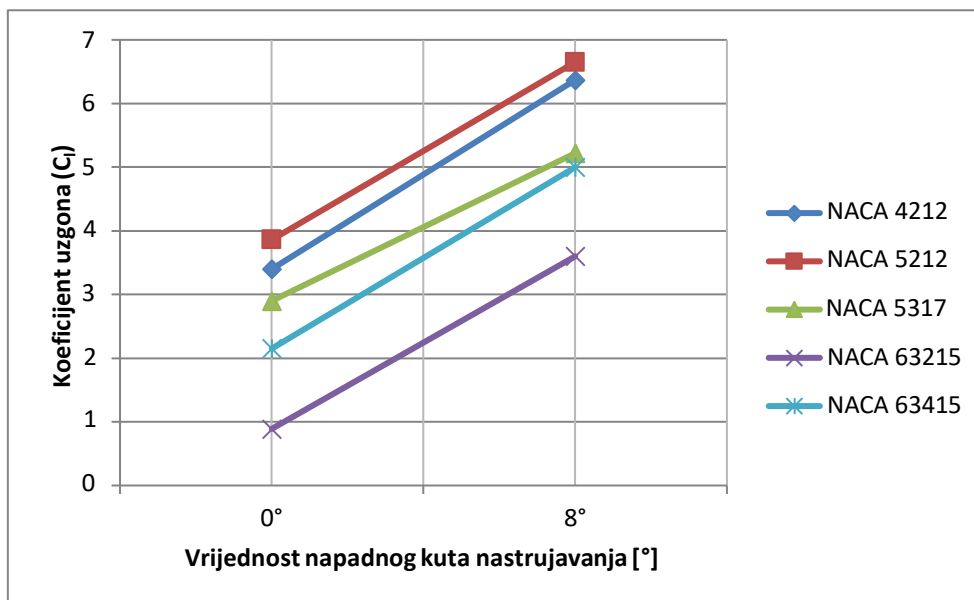
AEROPROFIL	TOTALNI TLAK ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 0°	TOTALNI TLAK ZA KUT NASTRUJAVANJA OD 8°
NACA 4212		
NACA 5212		
NACA 5317		



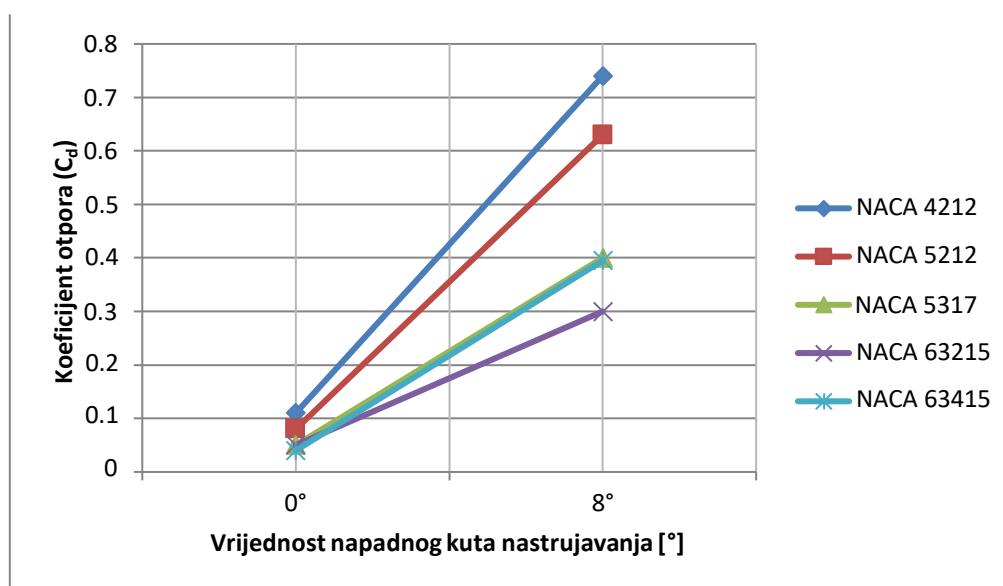
Slika 6. 7. Prikaz rezultata simulacija totalnog tlaka strujanja fluida

Vidljivi su visoki iznosi totalnih tlakova oko aeroprofila sukladni visokim brzinama strujanja fluida od 254 m/s uz određeno povećanje totalnih tlakova pri napadnom kutu nastrujavanja od 8°, posebice vidljivo kod aeroprofila NACA 4212 i NACA 5212.

Zaključno su prikazane promjene koeficijenta uzgona (Slika 6.8.) i otpora (Slika 6.9.) uslijed promjene napadnog kuta nastrujavanja za sve analizirane aeroprofile (redom; NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415). Ovi podaci preuzeti su iz izvješća o uzgonu („Report Definitions“) prethodno postavljenog s različitim postavkama u slučaju kuta od 0° i kuta od 8° kako je objašnjeno u poglavlju 5.5.2.



Slika 6. 8. Grafički prikaz promjene koeficijenta uzgona (C_l)



Slika 6. 9. Grafički prikaz promjene koeficijenta otpora (C_d)

Iz prikazanih vrijednosti evidentno je povećanje koeficijenta uzgona (C_l) povećanjem napadnog kuta nastrujavanja s 0° na 8° . Najveći koeficijent uzgona prikazao je aeroprofil NACA 5212 u slučaju napadnog kuta nastrujavanja od 8° . Povećanjem uzgona posljedično dolazi do rasta komponente otpora koja rezultira povećanjem ukupnog otpora (kao i koeficijenta otpora) u određenoj mjeri. Na slike 6.9. vidljivo je najmanje povećanje koeficijenta otpora (C_d) za aeroprofil NACA 63215.

7. ZAKLJUČAK

Ram turbina implementirana je u velikom broju modernih zrakoplova, a njen potencijal za razvojem i širokom primjenom je izuzetno velik. Osim nužnih sustava za sigurnost leta koji su imperativ avijacije, ova turbina predstavlja potencijal razvoja zrakoplova u ekološki osviještenom smjeru na način da u potpunosti zamjeni uporabu APU jedinica u zrakoplovima. Za takvu široku primjenu potrebno je provesti veliki broj istraživanja i optimizacije različitih vrsti ram turbini kako bi se utvrdilo kakva građa daje najbolje performanse sukladno potrebama primjene. U ovom radu opisan je postupak i prikazana rješenja numeričkih analiza različitih uvjeta strujanja fluida oko pet različitih NACA aeroprofila potencijalno korištenih za lopatice hidraulične ram turbine. Rješenja numeričkih analiza pokazali su sljedeće. Magnituda brzine strujanja fluida oko aeroprofila povećava se na gornjoj strani profila uslijed povećavanja kuta nastrujavanja s 0° na 8° . Ova pojava zabilježena je za sve testirane aeroprofile te predstavlja jedan od osnovnih mehanizama stvaranja uzgona koji se postiže geometrijom aeroprofila. Većim zakrivljenijem gornje površine povećava se put koji fluid mora proći u odnosu na put s donje strane profila. Zakonom očuvanja mase posljedično se povećava brzina strujanja fluida s gornje strane profila. Ova pojava vidljiva je kod aeroprofila NACA 4212, NACA 5212 i NACA 4317, kod oba testirana napadna kuta nastrujavanja. U slučaju povećanog kuta nastrujavanja, evidentno je dodatno povećanje brzine s gornje strane (prikazano tamnocrvenom bojom). Aeroprofil NACA 63215 i NACA 63415 više su simetričnog oblika stoga ova pojava nije značajno izražena sve dok se ne poveća kut nastrujavanja kada je vidljivo značajno povećanje brzina s gornje strane. Nadalje, spomenuto povećanje brzine ima za posljedicu sniženje tlaka s gornje strane aeroprofila. Konačno, ovo sniženje tlaka uzrokuje stvaranje potrebnog uzgona uslijed niskog tlaka zraka s gornje strane aeroprofila koji djeluje usisno te povlači sam profil (i strukturu vezanu za njega), dok veći tlak fluida s donje gura profil, što oboje rezultira silom uzgona koja djeluje prema gore. Iz rezultata numeričkih analiza pojava polja nižeg tlaka zraka s gornje strane aeroprofila vidljiva kod svih od pet testiranih NACA aeroprofila, za oba testirana napadna kuta nastrujavanja. U slučaju napadnog kuta nastrujavanja od 8° , ova pojava je izraženija te se očituje tamnoplavom bojom na vizualizacijama. Svi testirani NACA aeroprofil pokazali su povećanje performansi pri povećanju napadnog kuta nastruajvanja fluida sa 0° na 8° , dok je aeroprofil NACA 5212 ostvaruje najveći koeficijent uzgona (C_l).

LITERATURA

- [1] Savage, I., „Comparing the fatality risks in United States transportation across modes and over time“, s Interneta, <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/flying-is-by-far-the-safest-form-of-transport/>, 23.02.2018.
- [2] Collins Aerospace, „Collins Aerospace opens \$18M Ram Air Turbine wind tunnel test facility in Rockford, IL“, s Interneta, [https://www.collinsaerospace.com/news/news/2022/09/collins-opens-\\$18m-ram-air-turbine-wind-tunnel-test-facility-rockford](https://www.collinsaerospace.com/news/news/2022/09/collins-opens-$18m-ram-air-turbine-wind-tunnel-test-facility-rockford), 08.09.2022.
- [3] Carr G. J., „AIRWORTHINESS DIRECTIVE“, s Interenta <https://services.casa.gov.au/airworth/airwd/ADfiles/OVER/A320/A320-004.pdf>, 05.08.2004.
- [4] s Interneta, <https://a380flightdeck.tumblr.com/post/99912100440/ram-air-turbine-rat-a-ram-air-turbine>, 22.12.2022.
- [5] s Interneta, <https://wingsnews.org/what-is-rat-and-how-it-works/>, 22.12.2022.
- [6] Labidi A., „AIRCRAFT EMEGENCY SYSTEMS“, s Interneta, https://www.researchgate.net/profile/Aymen-Labidi/publication/337335626_RAT_Ram_Air_Turbine/links/5dd316e7299bf1b74b4e2510/RA_T-Ram-Air-Turbine.pdf, studeni 2019.
- [7] Pete, „The Ram Air Turbine (RAT) on Aircraft“, s Interneta, <https://www.aviationmatters.co/aircraft-ram-air-turbine-rat/>, 31.05.2022.
- [8] Heritage Concorde, „Concorde RAT (Ram air turbine)“, s Inerneta, <https://www.heritageconcorde.com/concorde-rat>, 20.12.2022.
- [9] s Interneta, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Ram_air_turbine_bacpro_aero_2006.svg, 22.12.2022.
- [10] Bmbardier Challenger 605 – Hydraulic Sysrem, s Interneta, https://www.smartcockpit.com/docs/CL605-HYDRAULIC_SYSTEM.pdf, 13.02.2023.
- [11] Croatian Aviation, „What is the APU and why aircrafts have it?“, s Interneta, <https://www.croatianaviation.com/post/what-is-the-apu-and-why-aircrafts-have-it>, 02.03.2023.

- [12] Roboam X., Langlois O., Piquet H., Morin B., Turpin C, „Hybrid power generation system for aircraft electrical emergency network.“, s Interneta, <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01722852/document>, 05.03.2018.
- [13] Izli N., Vardar A., KurtulmusF., Journal of Applied Sciences: „A Study on Aerodynamic Properties of Some NACA Profiles Used on Wind Turbine Blades“, s Interneta, <https://scialert.net/fulltext/?doi=jas.2007.426.433>, 2007.
- [14] Magedi S., Sofian M., Fadhil Zulkafil M. i dr., Wind and Wave Renewable Energy Systems: „CFD Simulation Study on the Performance of a Modified Ram Air Turbine (RAT) for Power Generation in Aircrafts“, s Interneta, <https://www.mdpi.com/2311-5521/6/11/391>, 01.11.2021.
- [15] Aerofoil tools, s Interneta, <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>, 26.02.2023.
- [16] Aerofoil tools, s Interneta, <http://airfoiltools.com/airfoil/naca5digit>, 26.02.2023.
- [17] Aerofoil tools, s Interneta, <http://airfoiltools.com/search/index>, 03.05.2023.
- [18] Izvoz iz programa ANSYS – Workbench, studentska verzija 2023.
- [19] s Interneta, <https://www.skybrary.aero/aircraft/b748>, 15.05.2023.
- [20] s Interneta, https://upload.wikimedia.org/wikiversity/en/8/8c/Airfoil_c.svg, 28.05.2023.

Popis slika

<i>Slika 2. 1. Kućište ram zračne turbine [4]</i>	9
<i>Slika 2. 2. Ram zračna turbina u radu [5]</i>	9
<i>Slika 4. 1. Shema hidraulične ram zračne turbine [9]</i>	13
<i>Slika 4. 2. Hidraulični sustav zrakoplova Challenger 605 [10]</i>	14
<i>Slika 4. 3. Sklop hidraulične ram turbine [8]</i>	15
<i>Slika 4. 4. Mehanizam kontrole nagiba lopatice [8]</i>	16
<i>Slika 5. 1. Odabrani NACA aeroprofil s četiri znamenke [13]</i>	18
<i>Slika 5. 2. Odabrani NACA aeroprofil s pet znamenki [14]</i>	19

<i>Slika 5. 3. NACA 4212 aeorprofil</i>	20
<i>Slika 5. 4. Geometrije ostalih testiranih NACA aeroprofila</i>	20
<i>Slika 5. 5. Izrada domene</i>	21
<i>Slika 5. 6. Kompletna numerička mreža</i>	22
<i>Slika 5. 7. Prikaz različitih zgušnjenja numeričke mreže</i>	23
<i>Slika 5. 8. Numerička mreža za NACA 4212</i>	23
<i>Slika 5. 9. Detalj numeričke mreže za aeroprofil NACA 4212</i>	24
<i>Slika 5. 10. Povezani koraci u programu ANSYS</i>	25
<i>Slika 5. 11. Reziduali (ostaci) iteracija numeričke simulacije</i>	26
<i>Slika 5. 12. Unos komponenti brzine nastrojavanja</i>	26
<i>Slika 5. 13. Kut nastrojavanja fluida [20]</i>	27
<i>Slika 5. 14. Postavke inicijalizacije brzine po komponentama</i>	28
<i>Slika 6. 1. Prikaz strujanja fluida oko NACA 4212 za napadni kut 0°</i>	29
<i>Slika 6. 2. Vektorski prikaz brzine nastrojavanja pod kutom</i>	30
<i>Slika 6. 3. Strujnice brzine nastrojavanja pod napadnim kutom od 8°</i>	30
<i>Slika 6. 4. Prikaz rezultata simulacija brzina strujanja fluida</i>	32
<i>Slika 6. 5. Prikaz rezultata simulacija statičkog tlaka strujanja fluida</i>	33
<i>Slika 6. 6. Prikaz rezultata simulacija dinamičkog tlaka strujanja fluida</i>	35
<i>Slika 6. 7. Prikaz rezultata simulacija totalnog tlaka strujanja fluida</i>	37
<i>Slika 6. 8. Grafički prikaz promjene koeficijenta uzgona (C_l)</i>	38
<i>Slika 6. 9. Grafički prikaz promjene koeficijenta otpora (C_d)</i>	38

Sažetak: U sklopu ovog završnog rada pojašnjena je uloga ram zračne turbine kod modernih zrakoplova. Također je objašnjen princip rada ove turbine, kao i njen potencijal u poboljšanju efikasnosti sigurnosnih sustava zrakoplova te razvoju avijacije u održivom i ekološki osviještenom smjeru. Nadalje je detaljno opisan postupak provođenja numeričkih analiza (CFD) strujanja fluida oko različitih aeroprofila lopatica RAM turbine. Analize su provedene za pet različitih NACA aeroprofila (NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 i NACA 63415) te za napadni kut nastrujavanja fluida od 0° i 8° . Rješenja su prikazana vizualno i grafički te analizirana. U rješenjima analize svih aeroprofila vidljivo je povećanje magnitude brzine strujanja fluida s gornje strane aeroprofila, kao i posljedično sniženje tlaka s gornje strane koje rezultira stvaranjem sile uzgona nužne za učinkoviti rad ram turbine. Najveći koeficijent uzgona (C_l) pokazao je aeroprofil NACA 5212, pri napadnom kutu nastrujavanja od 8° .

Ključne riječi: RAM zračna turbina, RAT, Računalna dinamika fluida, CFD, aerodinamika, aeroprofil, NACA

Abstract: This undergraduate thesis deals with ram air turbines in modern aircraft. Firstly, their role and operating mechanism are described. Secondly, ram air turbines are discussed as a great potential in development of aircraft safety systems alongside a more sustainable and ecologically inclined aircraft development. This is followed by an experimental part of the thesis that deals with numerical analysis (CFD) of the fluid flow around various NACA airfoils for the potential use in ram air turbines. Total of five different NACA airfoils were analyzed (NACA 4212, NACA 5212, NACA 5317, NACA 63215 and NACA 63415) for two different angles of attack (0° and 8°). The results were then visualized, presented and analyzed. All the tested airfoils have shown an increase in speed magnitude on the upper side of the airfoil. Consequently, a lower pressure on the upper side of the airfoil is visible in all of the cases. As a result, this creates a lift force necessary for a successful and more efficient operation of an airfoil, thus the ram air turbine. The highest lift coefficient (C_l) showed airfoil NACA 5212, for the angle of attack of 8° .

Keywords: Ram Air Turbine, RAT, Computational fluid dynamics, CFD, aerodynamics, airfoil, NACA series