

Proračun čvrstoće pretkrilca velikog putničkog zrakoplova pri aerodinamičkom opterećenju

Turčinović, Ivan

Undergraduate thesis / Završni rad

2010

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:430818>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-08**

Repository / Repozitorij:

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



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

ZAVRŠNI RAD

Ivan Turčinović

Zagreb, 2010.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

ZAVRŠNI RAD

Mentor
Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Ivan Turčinović

Zagreb, 2010.

Zahvala

Na prvom mjestu htio bih se zahvaliti roditeljima na podršci i strpljenju u prvom dijelu studiranja. Također se zahvaljujem prijateljima i kolegama na moralnoj podršci i pomoći u rješavanju studijskih obaveza. Zahvaljujem se i svim profesorima na prenesenom znanju.

Posebno se moram zahvaliti mag. ing. aeronaut. Darku Ivančeviću na stručnoj pomoći u korištenju programskog paketa Abaqus/Explicit, kao i na savjetima u vezi izrade samog završnog rada.

Na kraju se zahvaljujem svojem mentoru Prof. dr. sc. Ivici Smojveru na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi završnog rada.

Izjava

Izjavljujem da sam završni rad izradio samostalno i odgovorno, uz stručnu pomoć Prof. dr. sc. Ivica Smojvera. Za izradu sam se koristio znanjem stečenim tijekom studija i navedenom literaturom.

Ivan Turčinović

Sažetak

Ovaj završni rad bavi se modeliranjem drugog pretkrilca putničkog zrakoplova tipa Airbus A320, i razvojem metode za procjenu odziva njegove konstrukcije pri djelovanju aerodinamičnog opterećenja.

Prvo poglavlje je kratak uvod u kojem se objašnjava što je to pretkrilce, kada se prvi puta upotrijebilo i na koji način utječe na let zrakoplova.

U drugom poglavlju prikazan je pregled najčešće korištenih konstrukcijskih rješenja u korištenju pretkrilaca, od najjednostavnijeg do najsloženijeg.

Treće poglavlje sadrži detaljan prikaz drugog pretkrilca zrakoplova tipa Airbus A320, opisana je izrada geometrijskog modela, modela konačnih elemenata, te modela konačnih volumena, kao priprema za analizu.

U četvrtom poglavlju je opisana metoda provođenja analize odziva, od prve analize strujanja fluida u FLUENT-u, do konačnih rezultata naprezanja u Abaqus-u.

Popis slika

Slika 1.1	De Havilland D.H.9	1
Slika 1.2	Utjecaj pretkrilca na povećanje uzgona	1
Slika 1.3	Pretkrilca na zrakoplovu tipa Airbus A310-300	2
Slika 2.1	Usporedba hidrauličkog i mehaničkog mehanizma	3
Slika 2.2	Fiksni procjep	4
Slika 2.3	Pokretan napadni rub na F-104 Starfighteru	4
Slika 2.4	Fiksno Krugerovo pretkrilce	5
Slika 2.5	Krugerovo pretkrilce sa promjenjivom zakrivljenošću	5
Slika 2.6	Handley Page pretkrilce	6
Slika 3.1	Smještaj i izgled drugog pretkrilca	7
Slika 3.2	Razmještaj konstrukcijskih elemenata	7
Slika 3.3	Dio gornje uzdužnice	8
Slika 3.4	Donja uzdužnica	8
Slika 3.5	Rebro 2	9
Slika 3.6	Rebro 4	10
Slika 3.7	Rebro 6	10
Slika 3.8	Rebro 8	10
Slika 3.9	Rebro 10, vanjsko	11
Slika 3.10	Rebro 1 (dio označen brojem 65 na slici 3.2)	11
Slika 3.11	Rebro 3 (dio označen brojem 45 na slici 3.2)	12
Slika 3.12	Rebro 5 (dio označen brojem 35 na slici 3.2)	12
Slika 3.13	Rebro 7 (dio označen brojem 20 na slici 3.2)	12
Slika 3.14	Rebro 9 (dio označen brojem 10 na slici 3.2)	13
Slika 3.15	Oplata	13
Slika 3.16	Izlazni rub - oplata i jezgra	14
Slika 3.17	Model u SolidWorks-u	15
Slika 3.18	Model u SolidWorks-u, pogled odozgo	15
Slika 3.19	Model u SolidWorks-u, pogled sprijeda	15
Slika 3.20	Model u SolidWorks-u, prikaz bez oplata	15
Slika 3.21	Mreža konačnih elemenata	16
Slika 3.22	Mreža konačnih elemenata, bez oplata	16
Slika 3.23	Detaljni prikaz rebara 1 i 2	17
Slika 3.24	Detaljni prikaz rebara 3, 4 i 5	17
Slika 3.25	Detaljni prikaz rebara 6	17
Slika 3.26	Detaljni prikaz rebara 8, 9 i 10	18
Slika 3.27	Detalj izlaznog ruba (uočljiva je jezgra, oplata i deblji dio rebara 10)	18
Slika 3.28	Korišteni konačni elementi	19
Slika 3.29	Primjer upotrebe kinematičkih veza	19
Slika 3.30	Dimenzije prostora strujanja za 2D model	21

Popis slika

Slika 3.31	Shematski prikaz profila krila	21
Slika 3.32	Prikaz položaja pretkrilca u odnosu na krilo	22
Slika 3.33	Numerički model konačnih volumena	23
Slika 3.34	Detaljni prikaz modela konačnih volumena	23
Slika 4.1	Dijagram toka metode za analizu odziva konstrukcije	24
Slika 4.2	Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=-5^\circ$	25
Slika 4.3	Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=0^\circ$	26
Slika 4.4	Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=5^\circ$	26
Slika 4.5	Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=10^\circ$	26
Slika 4.6	Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=15^\circ$	27
Slika 4.7	Raspodjela tlaka po presjecima na gornjoj i donjoj oplati za $\alpha=0^\circ$	27
Slika 4.8	Raspodjela tlaka svedena na 10 karakterističnih vrijednosti	28
Slika 4.9	Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=-5^\circ$	29
Slika 4.10	Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=0^\circ$	29
Slika 4.11	Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=5^\circ$	29
Slika 4.12	Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=10^\circ$	29
Slika 4.13	Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=15^\circ$	30
Slika 4.14	Ovisnost iznosa tlaka o napadnom kutu	30
Slika 4.15	Raspodjela naprezanja po Von Mises-u na gornjoj oplati	33
Slika 4.16	Raspodjela naprezanja po Von Mises-u na donjoj oplati	34
Slika 4.17	Ovisnost naprezanja o napadnom kutu	34
Slika 4.18	Raspodjela ukupnih pomaka	35
Slika 4.19	Raspodjela pomaka u smjeru osi y	35
Slika 4.20	Raspodjela pomaka u smjeru osi z	35

Popis tablica

Tablica 3.1	Podaci o mreži konačnih elemenata	18
Tablica 3.2	Mehanička svojstva materijala	20
Tablica 3.3	Položaj karakterističnih točaka krila	21
Tablica 3.4	Koordinate položaja pretkrilca u odnosu na krilo	22
Tablica 3.5	Svojstva zraka pri standardnim uvjetima	22
Tablica 4.1	Napadni kutovi sa pripadajućim komponentama vektora brzine	25

Popis važnijih oznaka

Oznaka	Mjerna jedinica	Značenje
E	GPa	modul elastičnosti
p_∞	Pa	tlak neporemećene struje zraka
T	K	temperatura
V_∞	m/s	brzina neporemećene struje zraka
V_x	m/s	x – komponenta brzine neporemećene struje zraka
V_y	m/s	y – komponenta brzine neporemećene struje zraka
α	°	napadni kut aviona
ε_T		deformacija pri granici tečenja
η	kg/m·s	dinamički viskozitet
ν		Poissonov koeficijent
ρ	kg/m ³	gustoća
σ_T	Mpa	granica tečenja

Sadržaj

1.	Uvod	1
2.	Pretkrilca	3
2.1.	Pokretački mehanizmi pretkrilaca	3
2.2.	Fiksni procjepi	4
2.3.	Pokretan napadni rub	4
2.4.	Krugerova pretkrilca	5
2.5.	Handley Page pretkrilce	6
3.	Model pretkrilca	7
3.1.	Opis konstrukcije drugog pretkrilca zrakoplova tipa Airbus A320	7
3.2.	Opis geometrijskog modela	14
3.3.	Model konačnih elemenata	16
3.4.	Definicija materijala	19
3.4.	Model za statičku analizu strujanja fluida	20
4.	Analiza i rezultati	24
4.1.	Analiza strujanja fluida	25
4.2.	Učitavanje vrijednosti u MATLAB	27
4.3.	MATLAB skripta za interpolaciju	28
4.4.	FORTRAN kôd za učitavanje vrijednosti tlaka u Abaqus	31
4.5.	Analiza u Abaqus-u	31
5.	Zaključak	36
6.	Literatura	37

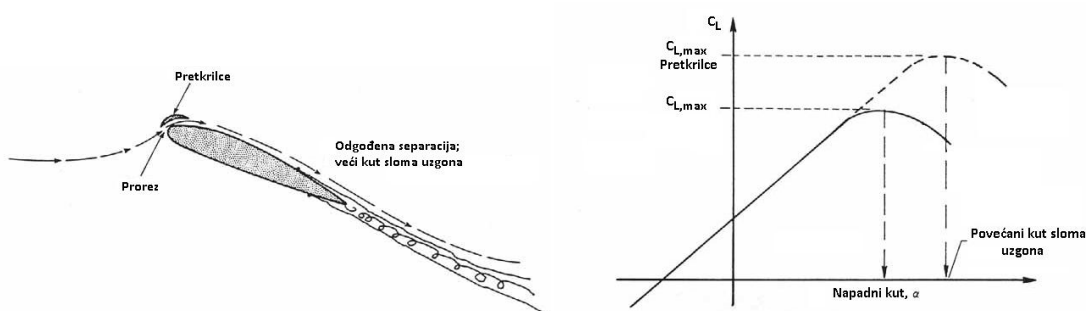
1. Uvod

Uzgon koji proizvodi krilo zrakoplova direktno je povezan sa brzinom leta. Budući da su krila optimirana za relativno velike brzine, ili brzine krstarenja, za održavanje uzgona pri malim brzinama, kakvima se slijeće, potrebno je povećati napadni kut krila. Već u najranijim danima zrakoplovstva uočeno je da takav pristup ima znatna ograničenja jer pri većim napadnim kutovima postoji opasnost od sloma uzgona. 1917. godine, učestali padovi zrakoplova zbog sloma uzgona potaknuli su njemačkog zrakoplovnog inženjera Gustava Lachmanna na razvoj uređaja koji će omogućiti let pri većim napadnim kutovima. Već sljedeće godine patentirao je svoj izum, a 1919. poletio je prvi zrakoplov sa implementiranim pretkrilcima (Slika 1.1).



Slika 1.1 De Havilland D.H.9

Pretkrilca su konstrukcijski elementi koji se nalaze na napadnom rubu krila i svojim oblikom povećavaju kinetičku energiju struji zraka, zbog čega dolazi do kasnijeg odvajanja strujanja sa gornjake. Zbog toga su ostvarive manje brzine i veći napadni kutovi (Slika 1.2).



Slika 1.2 Utjecaj pretkrilca na povećanje uzgona [1]

Prva su pretkrilca bila fiksni dio krila, i u stvari bi ih se moglo promatrati kao podijeljeno krilo. Pretkrilca modernih zrakoplova su evoluirala u složene hidraulički pokretane elemente, koji se, zbog njihovog utjecaja na povećanje otpora, izvlače samo prilikom polijetanja i slijetanja.

1. Uvod



Slika 1.3 Pretkrilca na zrakoplovu tipa Airbus A310-300

Ovaj rad bavit će se razvojem metode za analizu mehaničkog odziva konstrukcije drugog pretkrilca zrakoplova tipa Airbus A320, pri opterećenju uzrokovanom aerodinamičkim silama. Pri tome će se koristiti nekoliko različitih programskih paketa. Geometrijski model bit će izrađen u SolidWorks-u 2010, mreža konačnih elemenata u NASTRAN/PATRAN 2010, FLUENT će se koristiti za statičku analizu strujanja fluida, radi određivanja aerodinamičkih opterećenja u obliku tlaka, dok će konačna analiza biti napravljena u Abaqus-u 6.9.1. Za prijenos podataka iz FLUENTA u Abaqus, izrađena je skripta u MATLAB-u 2010b.

2. Pretkrilca

Pretkrilca su mali, izrazito zakrivljeni aeroprofil, postavljeni ispred napadnog ruba krila [1]. Njihova glavna svrha je odgađanje sloma uzgona do većih napadnih kutova. Pri tome moraju ispunjavati neke zahtjeve:

- Moraju odgoditi odvajanje struje zraka do velikih napadnih kutova
- Moraju se moći smjestiti u prednji dio krila (do 15% duljine tetive), pri čemu mehanizam za njihovo upravljanje ne smije prodirati u spremnik goriva.
- Moraju imati dovoljnu krutost da se pri aerodinamičkim opterećenjima ne deformiraju toliko da promijene profil krila.

Pretkrilca koja se nalaze na vanjskom dijelu krila obično su opremljena sustavima protiv zaleđivanja, dok ih ona na unutarnjem dijelu nemaju jer nisu toliko aerodinamički osjetljiva [1].

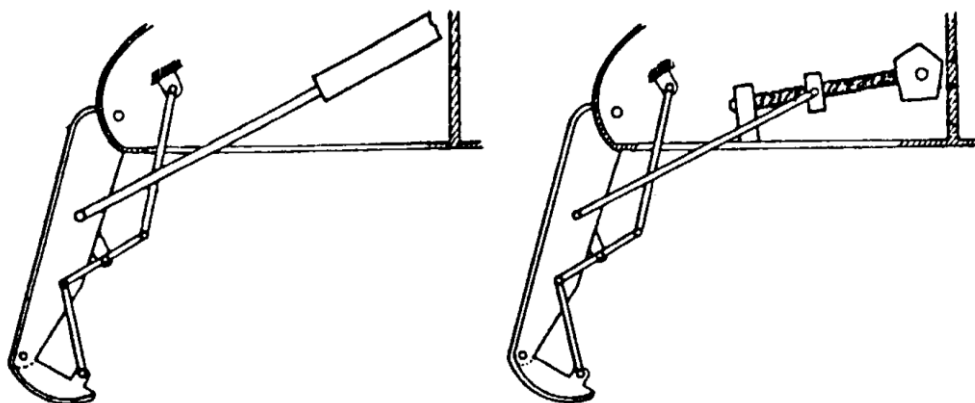
Postoji više konstrukcijskih rješenja za izradu pretkrilaca, a u ovom poglavlju bit će prikazana neka od najčešćih.

2.1. Pokretački mehanizmi pretkrilaca

Trenutno su u upotrebi dva načina pokretanja pretkrilaca: hidraulički i mehanički, pri čemu svaki ima određene prednosti i mane.

Hidrauličke sustave lako je ugraditi zbog manjeg broja dijelova. Imaju veliku iskoristivost i malu težinu, budući da se sastoje samo od cijevi, fluida i pokretačkog uređaja. Negativnu stranu čine mogućnosti puknuća cijevi i curenja fluida, čime pretkrilce postaje neupotrebljivo uz povećanje opasnosti od požara.

Mehaničkim sustavima lakše je precizno upravljati pretkrilcem, budući da se mogu povezati elektromotorom preko različitih elemenata (sustavi zupčanika, pužni prijenos...). Njima je moguće upravljati neovisno o drugim sustavima, budući da svako pretkrilce ima svoj elektromotor i, najvažnije od svega, ne stvaraju mogućnost pojave požara. S druge strane, težina im je znatno veća od hidrauličkih sustava, primijećeno je intenzivno trošenje ležaja, zupčanika i navoja, što zahtijeva pojačano održavanje, a time i veće troškove.

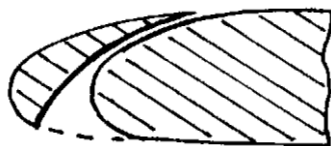


Slika 2.1 Usporedba hidrauličkog i mehaničkog mehanizma [1]

U zrakoplovima tipa Fokker F28, McDonnell Douglas DC9 i DC10 pretkrilcima se upravljalo sustavom sajli. Time se postiglo znatno smanjenje težine, ali je bilo potrebno prednapregnuti sajle radi moguće deformacije krila pod aerodinamičkim ili temperaturnim opterećenjem.

2.2. Fiksni procjepi

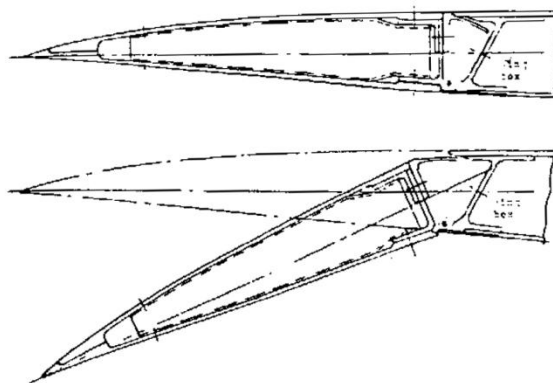
Ovo je najstarije i najjednostavnije konstrukcijsko rješenje pretkrilaca. Radi se o otvoru na napadnom rubu krila kroz koji može strujati zrak. Njihov glavni nedostatak je značajan otpor pri velikim brzinama krstarenja, zbog čega se u današnje vrijeme koriste samo na manjim zrakoplovima. Rješenje tog problema mogao bi biti uređaj koji će zatvarati procjep pri većim brzinama, ali je jednostavnije odabrati neki drugi tip pretkrilca zbog njegove kompleksnosti i težine.



Slika 2.2 Fiksni procjep

2.3. Pokretan napadni rub

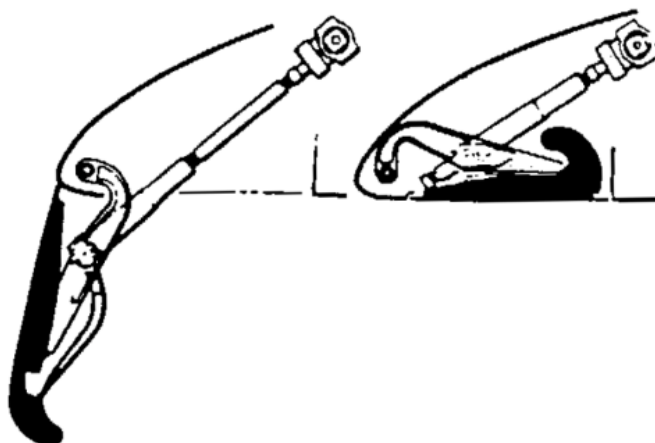
Pokretan napadni rub jako je popularan u konstrukciji zrakoplova za nadzvučni let. Mehanički je relativno jednostavan, a prikladan je za tanke aeroprofile sa oštrim napadnim rubom. Osim u osnovnoj namjeni, može ga se koristiti i u manevrima sa velikim opterećenjem pri čemu sprječavaju odvajanje struje. Glavni nedostatak im je nagla promjena zakrivljenosti krila, zbog čega zrak ne može pratiti konturu krila bez odvajanja, ali postoje rješenja sa promjenjivom zakrivljenošću napadnog ruba. Treba napomenuti da su ona mehanički kompleksna, povećavaju težinu, te se ne upotrebljavaju često u modernim konstrukcijama zrakoplova.



Slika 2.3 Pokretan napadni rub na F-104 Starfighteru

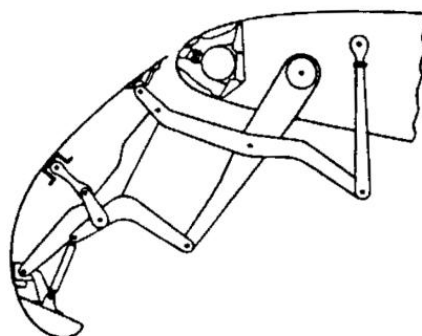
2.4. Krugerova pretkrilca

Krugerova pretkrilca su tanki, preklopni elementi koji su osovinom spojeni za napadni rub krila. Za vrijeme leta smješteni su u krilu. Postoje dva tipa Krugerovih pretkrilaca: fiksni i sa promjenjivom zakrivljenošću. Fiksna Krugerova pretkrilca jednostavne su konstrukcije sa malim brojem elemenata, a koriste se na Boeingu 727.



Slika 2.4 Fiksno Krugerovo pretkrilce

Krugerova pretkrilca sa promjenjivom zakrivljenošću koriste se npr. na Boeingu 747 i sastoje se od oplata od kompozita sa staklenim vlaknima i mehanizma koji je savija ovisno o stupnju izvučenosti pretkrilca.



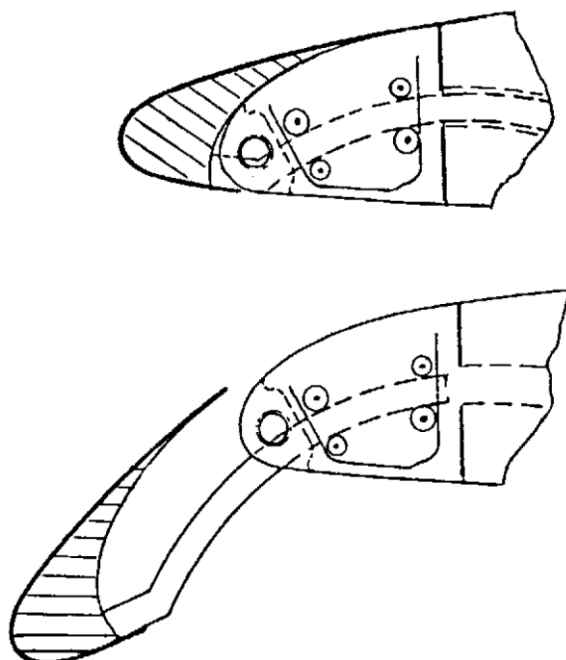
Slika 2.5 Krugerovo pretkrilce sa promjenjivom zakrivljenošću

Prednost Krugerovih pretkrilaca je jednostavnost izrade, nisu potrebne vodilice za izvlačenje konstrukcije i u uvučenom stanju u potpunosti prate profil krila. Kao nedostatke treba navesti da ih nije moguće koristiti na tankim krilima, mehanizam za upravljanje je kompleksan i otvoren prema okolišu (prašini, vodi, ledu, snijegu...).

2.5. Handley Page pretkrilce

Ovaj tip pretkrilca je najčešći na modernim zrakoplovima. Radi se o kompleksnoj konstrukciji gusto poslaganih rebara i uzdužnica, čime se postiže velika krutost i otpornost na visok aerodinamički tlak. Debljina oplata na napadnom rubu ne smije biti manja od 1.6 mm budući da taj dio štiti krilo od erozije uzrokovane kišom i tučom. K tome, materijal mora moći izdržati temperature više od 200 °C, koliko ima zrak korišten za zaštitu od zaleđivanja. Svako pretkrilce je sa krilom i pokretačkim mehanizmom povezano pomoću više vodilica izrađenih od čelika ili titanove legure, radi velikih momenata savijanja koji se u njima pojavljuju.

Budući da je pretkrilce u potpunosti odvojeno od krila, za vrijeme leta između njih je moguće strujanje zraka, što povećava otpor. Zbog toga se postavljaju gumene brtve i konstrukcijski elementi kojima se ostvaruje što čvršće prianjanje.

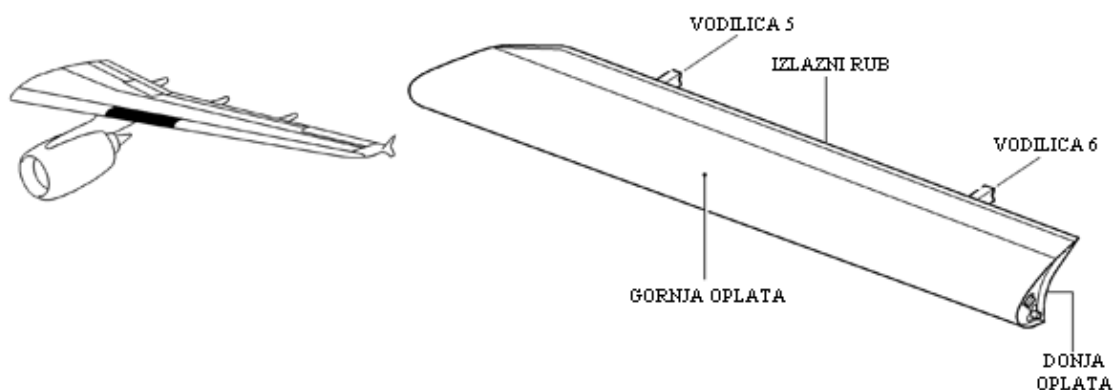


Slika 2.6 Handley Page pretkrilce

3. Model pretkrilca

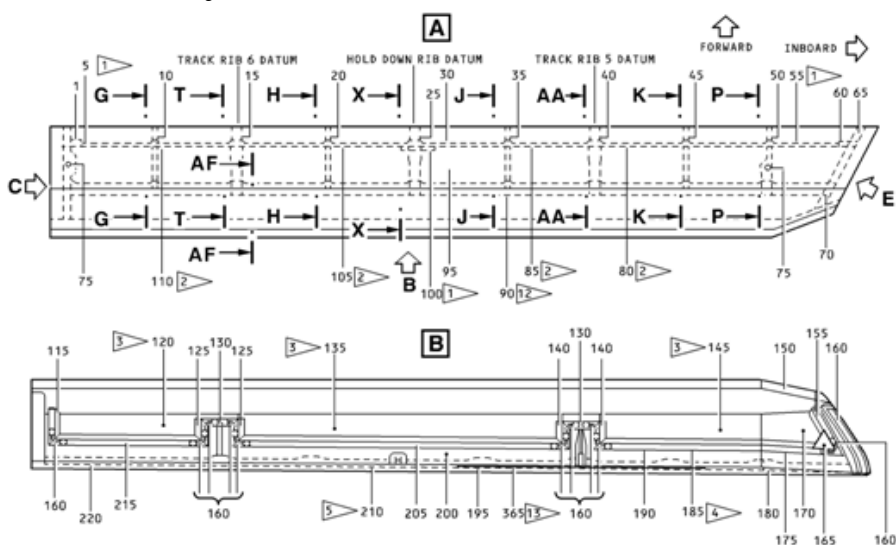
3.1. Opis konstrukcije drugog pretkrilca zrakoplova tipa Airbus A320

Napadni rub krila zrakoplova tipa Airbus A320 sastoji se od 5 pretkrilaca, pri čemu se drugo nalazi s vanjske strane nosača motora (Slika 3.1).



Slika 3.1 Smještaj i izgled drugog pretkrilca [2]

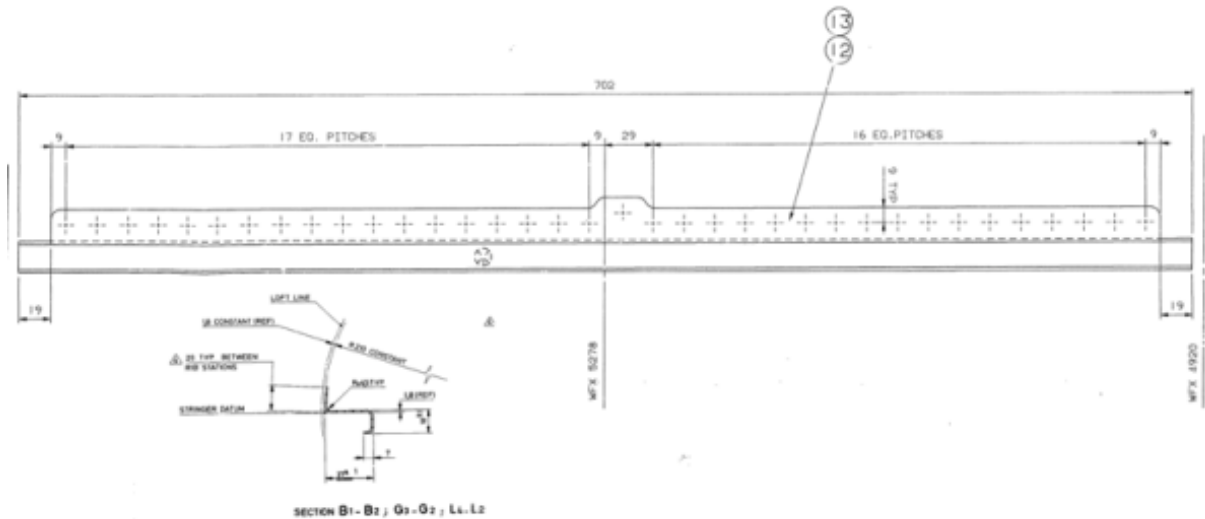
Razmještaj konstrukcijskih elemenata prikazan je na Slici 3.2 (slika je preuzeta iz crteža 57-43-21-001). Nosivu konstrukciju pretkrilca čine 2 uzdužnice i 10 rebara. Na rebrima 4 i 8 nalaze se konstrukcijski dijelovi kojima je pretkrilce spojeno sa konstrukcijom krila. Na tim dijelovima, u modelu za analizu konačnih elemenata bit će dodijeljeni rubni uvjeti. Oplata je izrađena od aluminijske legure debljine 2.1 mm na gornjaci, odnosno 1.9 mm na donjaci. Izlazni rub izveden je kao *sandwich* konstrukcija. Oplata na izlaznom rubu debljine je 0.8 mm na gornjaci i 1.6 mm na donjaci.



Slika 3.2 Razmještaj konstrukcijskih elemenata [2]

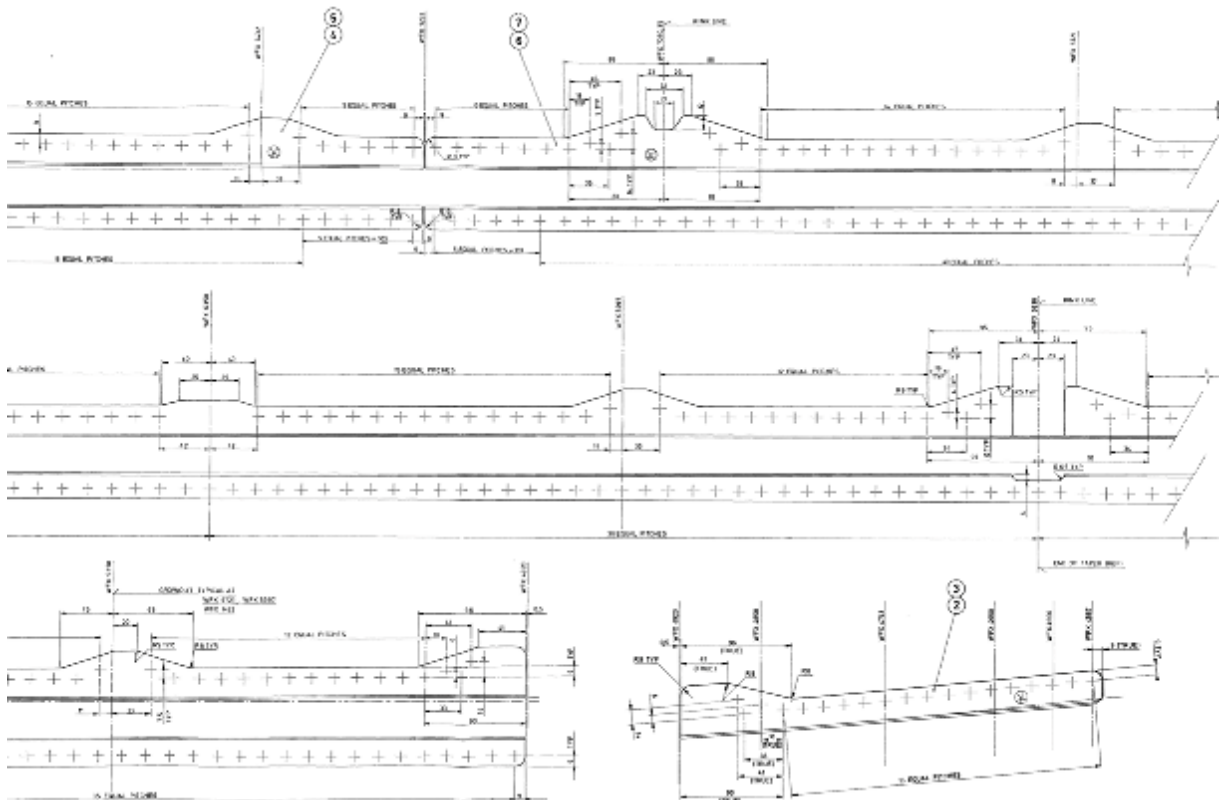
3. Model pretkrilca

Gornja uzdužnica definirana je tehničkim crtežima pod oznakom D57460204. Napravljena je od materijala Al2024-T42, što se odnosi na aluminijsku leguru 2024, a T42 je oznaka toplinske obrade. (Slika 3.3)



Slika 3.3 Dio gornje uzdužnice [2]

Stražnja uzdužnica definirana je crtežima D57460207, D5746068 i D57460672. Također je izrađena od materijala Al2024-T42. (Slika 3.4)



Slika 3.4 Donja uzdužnica [2]

3. Model pretkrilca

Poprečne konstrukcijske elemente pretkrilca čine 5 glavnih i 5 pomoćnih rebara.

Glavna rebra proizvode se tehnologijom odvajanja čestica sa bloka aluminijske legure Al7010-T73651 (standard AMS4205 prema [2]).

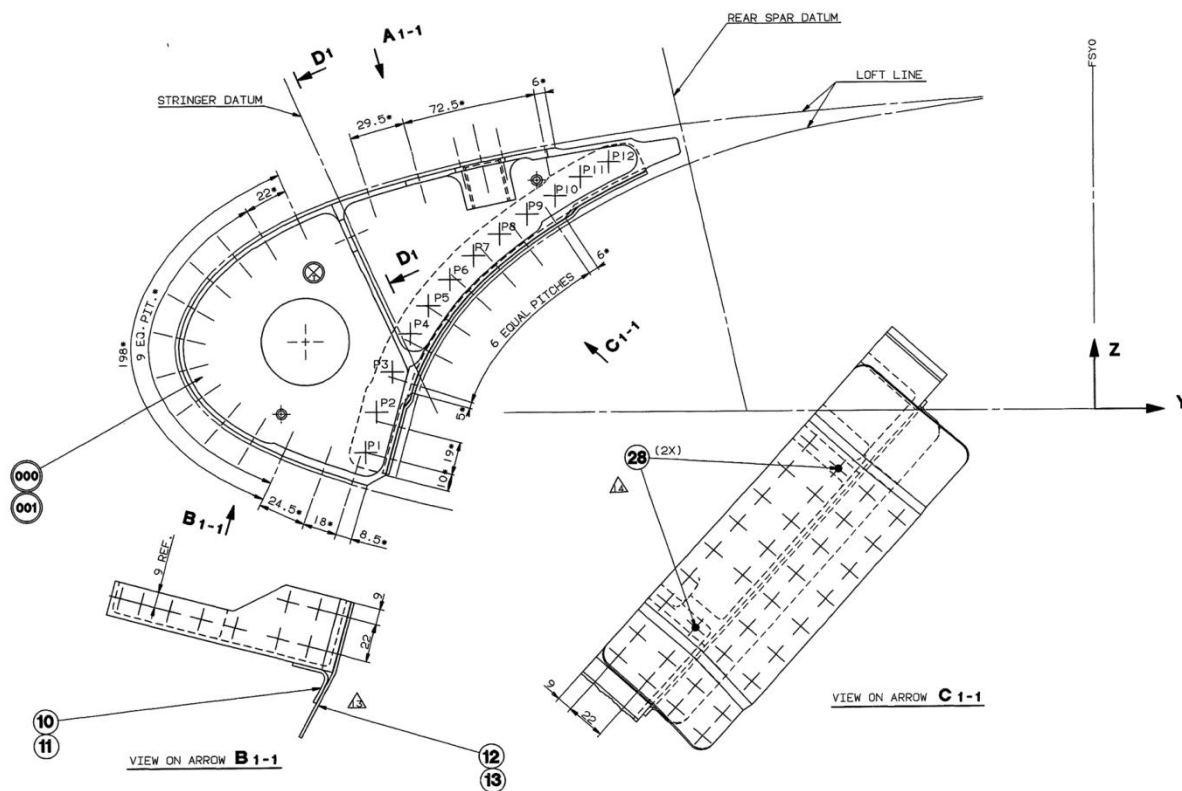
Rebro 2 (dio označen brojem 50 na Slici 3.2) definirano je crtežima D57460219. (Slika 3.5)

Rebro 4 (dio označen brojem 40 na Slici 3.2) definirano je crtežima D57460815, a sadrži otvor za smanjenje mase i služi za spajanje pretkrilca sa krilom. (Slika 3.6)

Rebro 6 (dio označen brojem 25 na Slici 3.2) definirano je crtežima D57460223. (Slika 3.7)

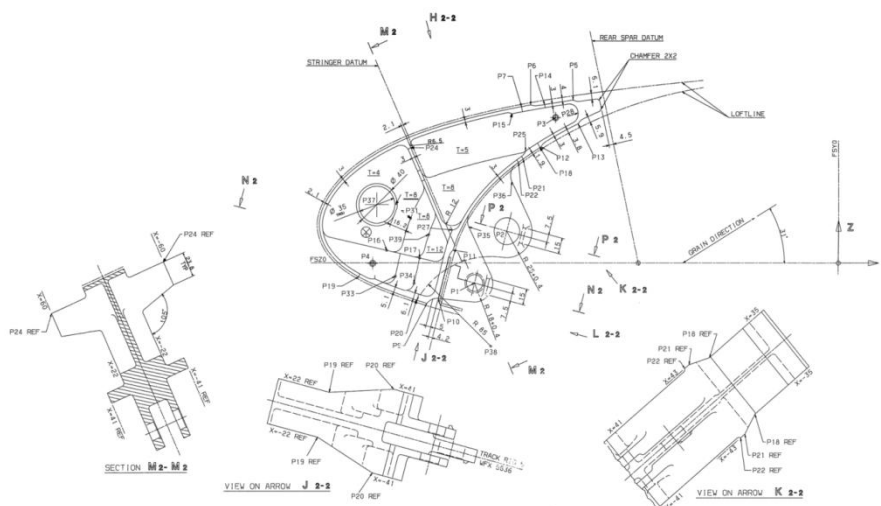
Rebro 8 (dio označen brojem 15 na Slici 3.2) definirano je crtežima D57460816, ima otvor za smanjenje mase i konstrukcijski dodatak kojim se pričvršćuje na konstrukciju krila. (Slika 3.8)

Rebro 10 (dio označen brojem 1 na Slici 3.2) definirano je crtežima D7460285 i, uz rebro 1 (dio označen brojem 65 na Slici 3.2), jedino nema otvore za smanjenje mase. (Slika 3.9)

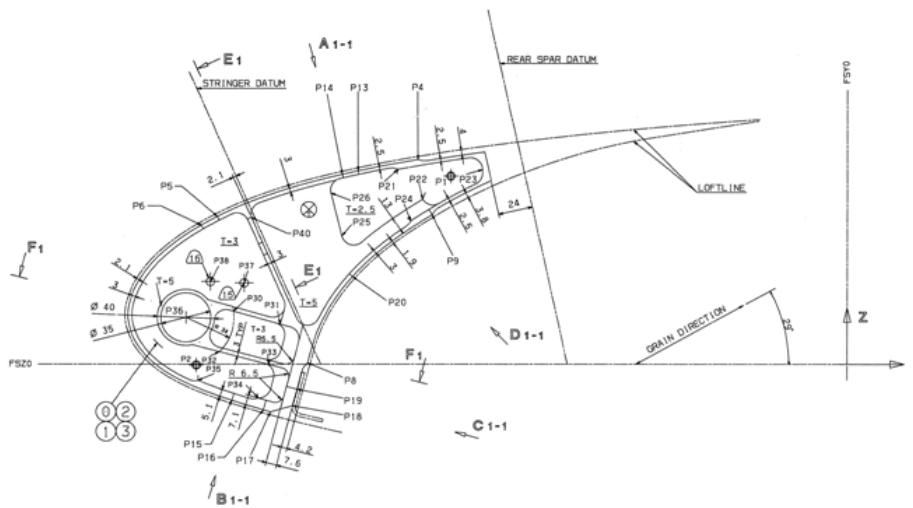


Slika 3.5 Rebro 2 [2]

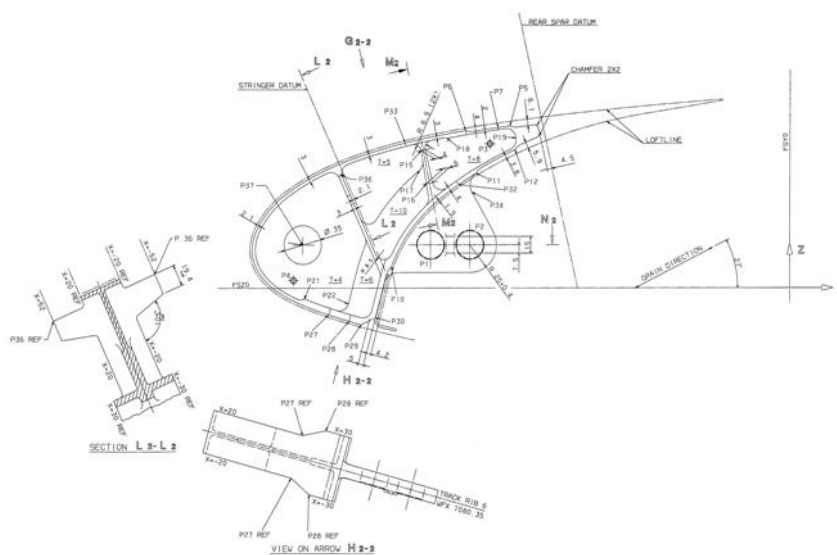
3. Model pretkrilca



Slika 3.6 Rebro 4 [2]

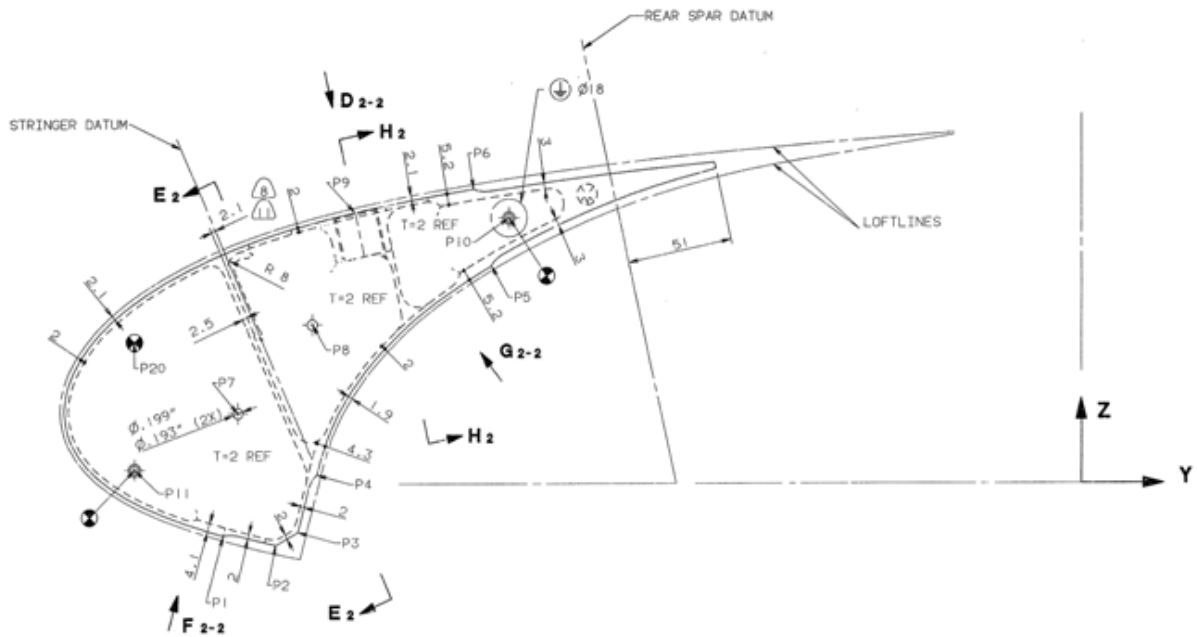


Slika 3.7 Rebro 6 [2]



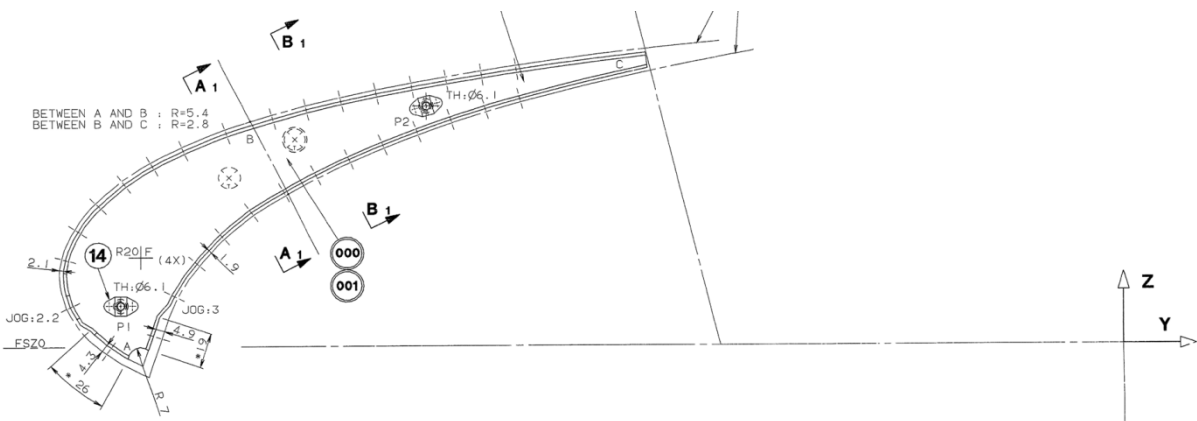
Slika 3.8 Rebro 8 [2]

3. Model pretkrilca



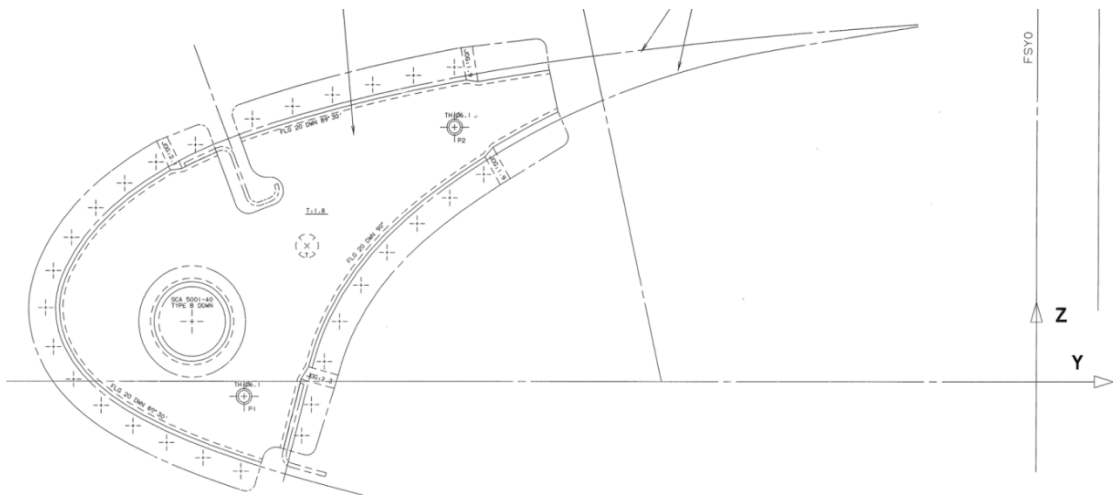
Slika 3.9 Rebro 10, vanjsko [2]

Pomoćna rebra izrađena su od istog materijala kao i uzdužnica (Al2024-T42), a oblikuju se deformiranjem lima debljine 1.8 mm. Njihova geometrija definirana je crtežima D57460248, D57460247, D57460246, D57460245 i D57460265. Rebro 1 se osim po tome što nema otvor za smanjenje mase razlikuje od ostalih i po tome što je postavljeno pod kutom od 62.958° u odnosu na uzdužnu os pretkrilca.

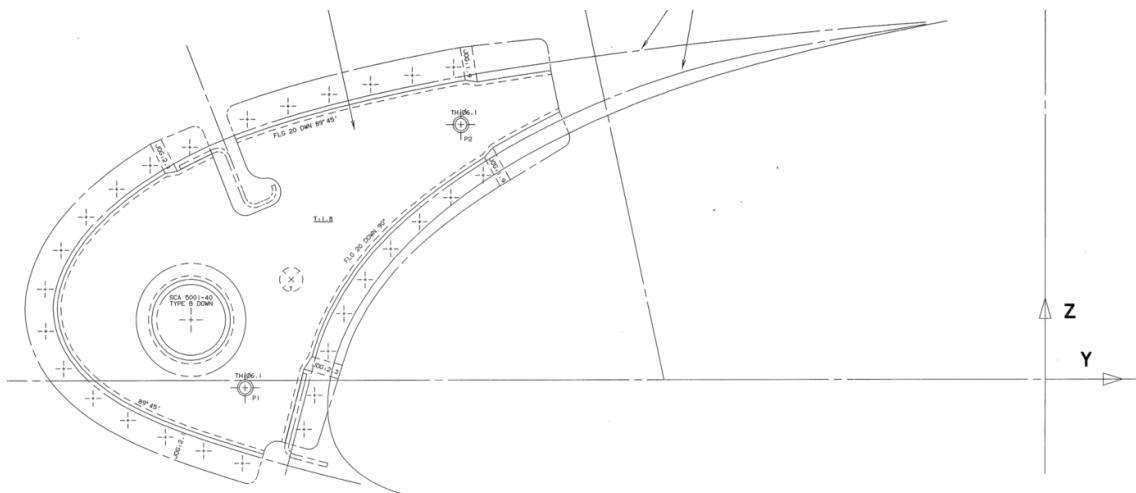


Slika 3.10 Rebro 1 (dio označen brojem 65 na Slici 3.2) [2]

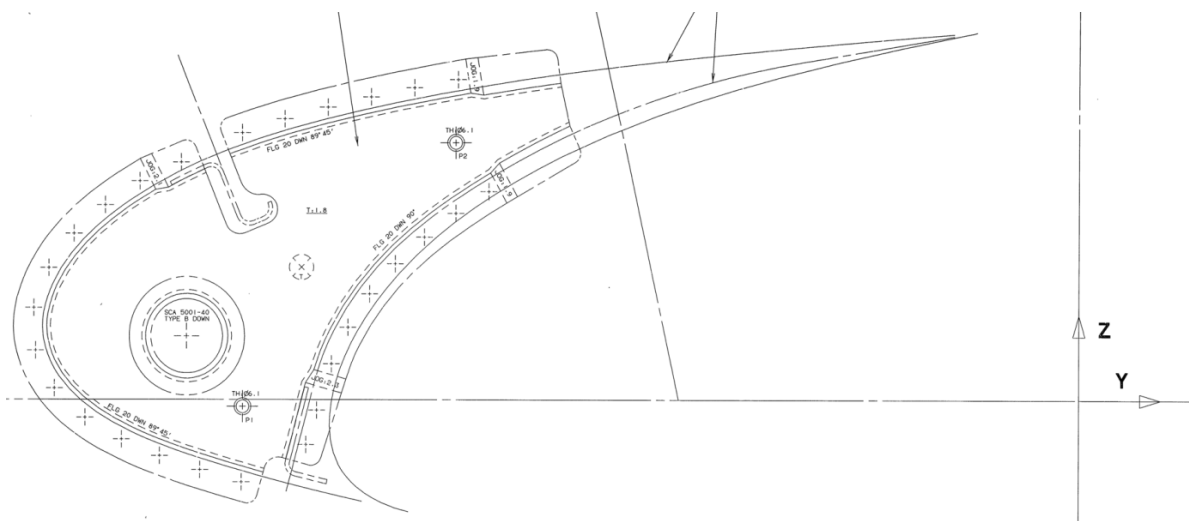
3. Model pretkrilca



Slika 3.11 Ribro 3 (dio označen brojem 45 na Slici 3.2) [2]

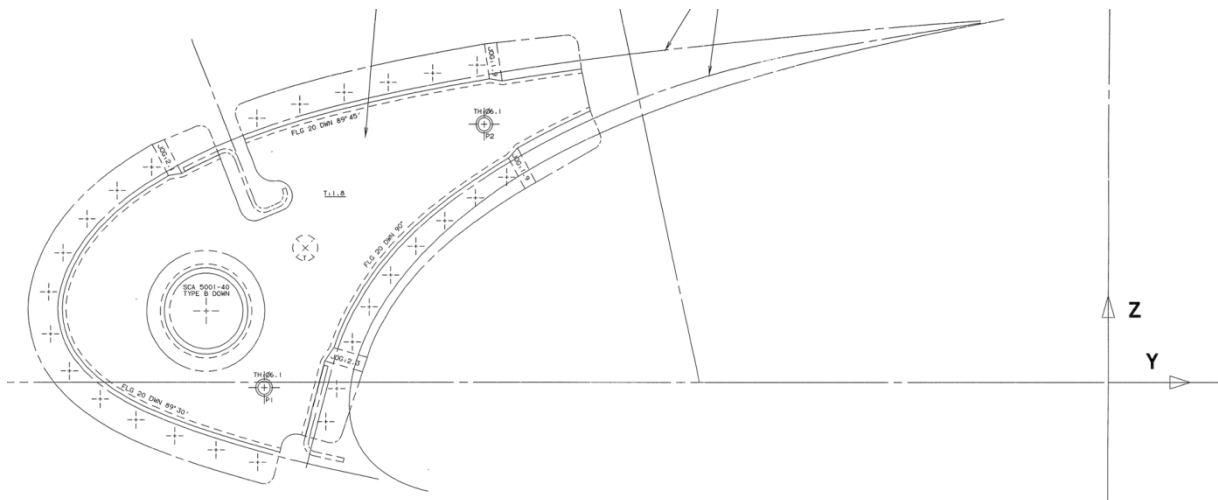


Slika 3.12 Ribro 5 (dio označen brojem 35 na Slici 3.2) [2]



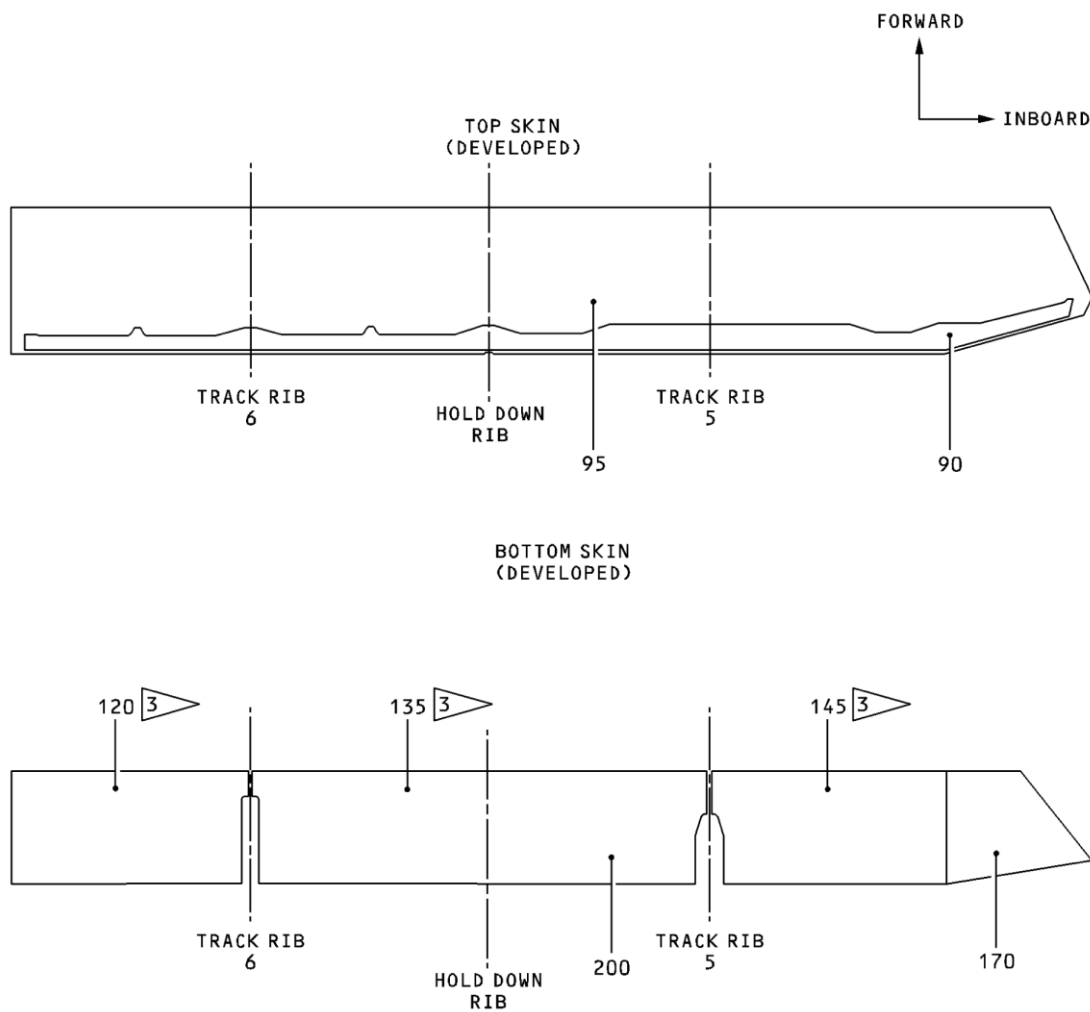
Slika 3.13 Ribro 7 (dio označen brojem 20 na Slici 3.2) [2]

3. Model pretkrilca



Slika 3.14 Rebro 9 (dio označen brojem 10 na Slici 3.2) [2]

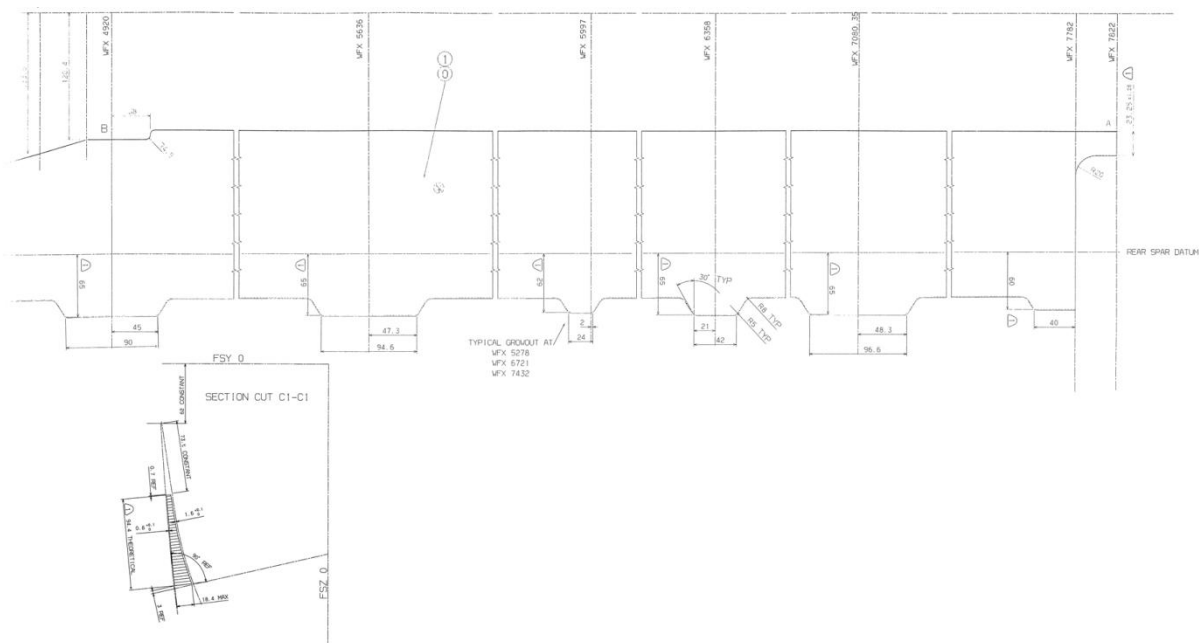
Oplata je izrađena od iste aluminijske legure kao i uzdužnice i pomoćna rebra (Al2024-T42). Crteži D57460203 definiraju geometriju oplata na gornjaci, a D57460205 na donjaci.



Slika 3.15 Oplata [2]

3. Model pretkrilca

Izlazni rub pretkrilca izveden je kao *sandwich* konstrukcija. Oplata je izrađena od aluminijeve legure Al2024-T42, a jezgra je aluminijska sačasta struktura specificirana standardom 1/8-5052-0015N-6.1. Geometrija oplata je opisana crtežima D57460722, a jezgre crtežima D57460723.

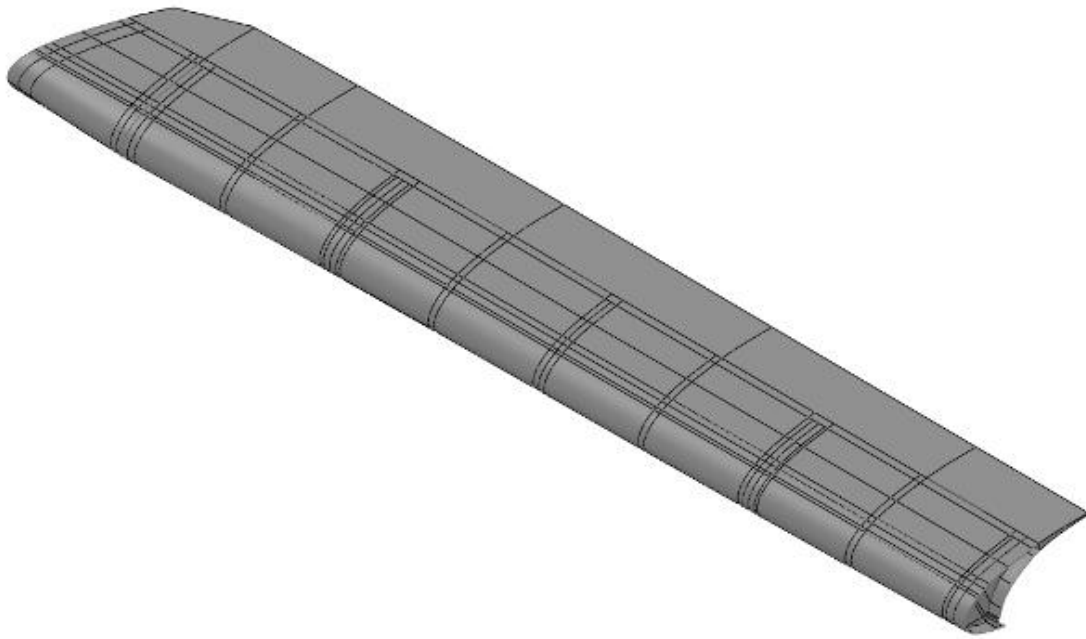


Slika 3.16 Izlazni rub - oplata i jezgra [2]

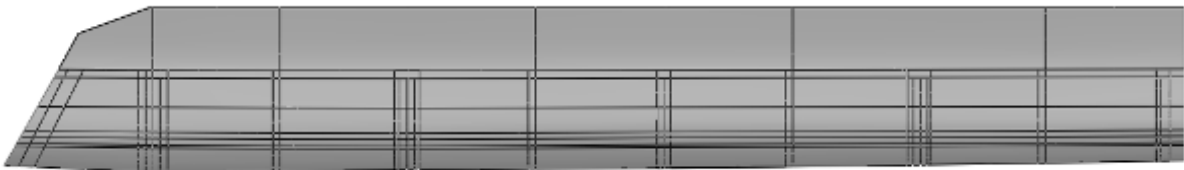
3.2. Opis geometrijskog modela

Modeliranje geometrije rađeno je u programu SolidWorks 2009. Radi skraćivanja vremena izvođenja numeričke analize, model je većim dijelom izrađen dvodimenzionalnim geometrijskim elementima (površinama), koji su kasnije diskretizirani ljuskastim konačnim elementima. Iznimka su završetci glavnih rebara, koji su, zbog velike debljine, morali biti izrađeni trodimenzionalnima, a zatim diskretizirani prizmatičnim konačnim elementima. Jezgra *sandwich* konstrukcije izlaznog ruba je modelirana trodimenzionalno, a zatim je prilikom diskretizacije ekstrudirana oplata. Izlazni rub također je diskretiziran prizmatičnim konačnim elementima. Pri modeliranju geometrije zanemareni su dijelovi koji ne utječu na odziv modela, čime se još više pojednostavila mreža konačnih elemenata. U zanemarene dijelove pripadaju elementi za obranu od udara groma, trake za sprječavanje trošenja, gumene brtve i slično.

3. Model pretkrilca



Slika 3.17 Model u SolidWorks-u



Slika 3.18 Model u SolidWorks-u, pogled odozgo



Slika 3.19 Model u SolidWorks-u, pogled sprijeda

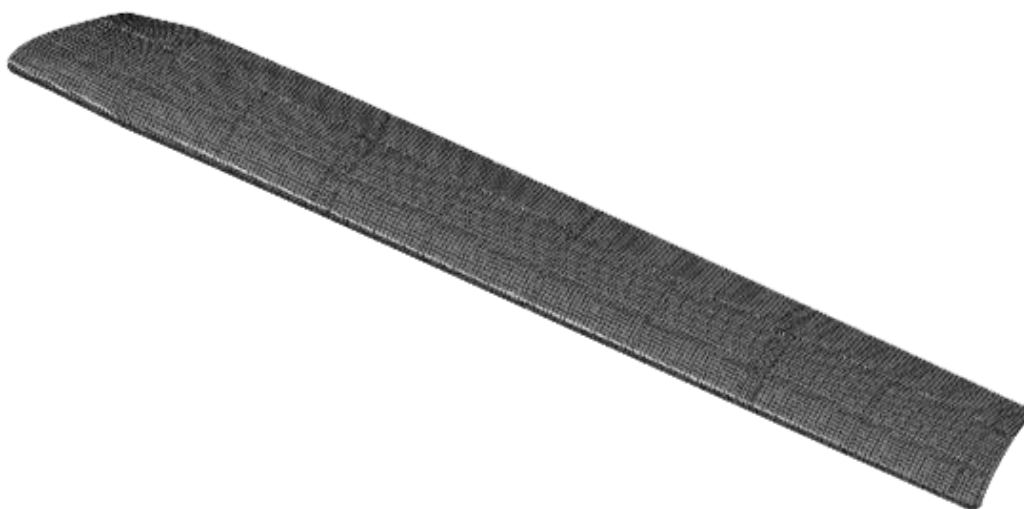


Slika 3.20 Model u SolidWorks-u, prikaz bez oplate

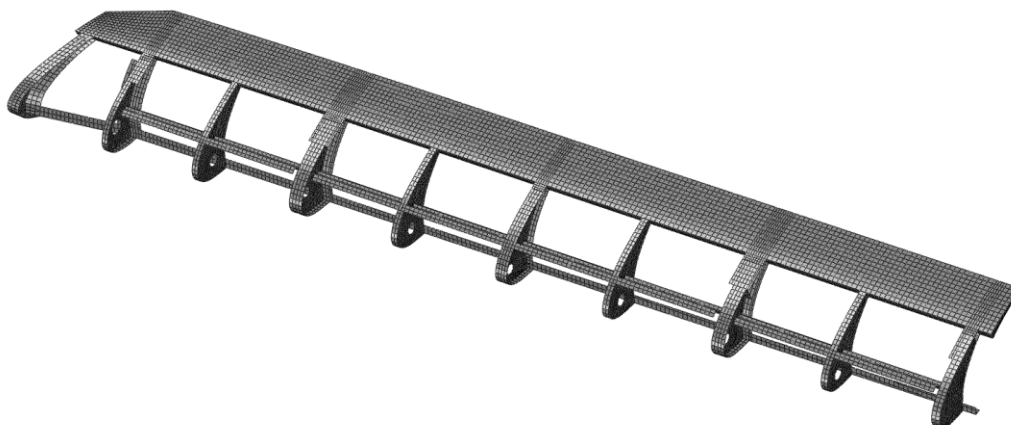
3.3. Model konačnih elemenata

Mreža konačnih elemenata izrađena je u programima MSC PATRAN 2008 i MSC NASTRAN 2005, a zatim prebačena u Abaqus 6.9-1 u kojem će se provoditi analize.

Gornja i donja oplata diskertizirane su pravokutnim ljuskastim konačnim elementima (S4). Radi se o konformnim elementima sa 4 čvora i 6 stupnjeva slobode gibanja po čvoru. Konformni elementi imaju zadovoljen kontinuitet pomaka duž zajedničkih rubova susjednih elemenata [8]. U oznaci S4 *S* označava ljuskasti element (eng. *shell*), dok *4* označava broj čvorova.

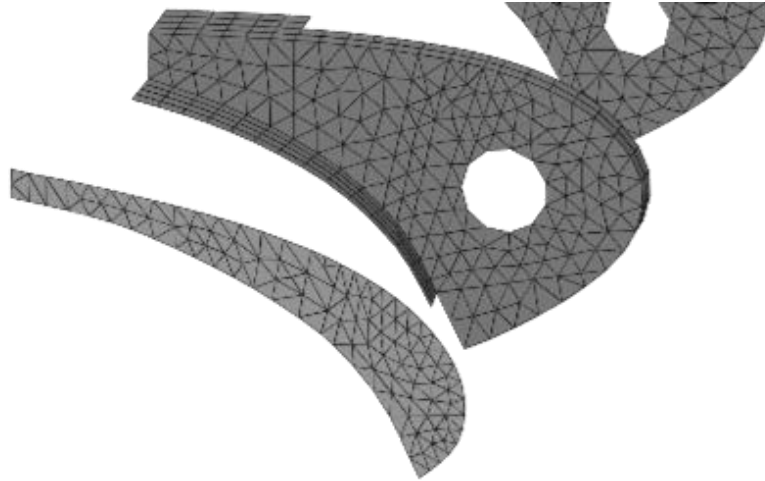


Slika 3.21 Mreža konačnih elemenata

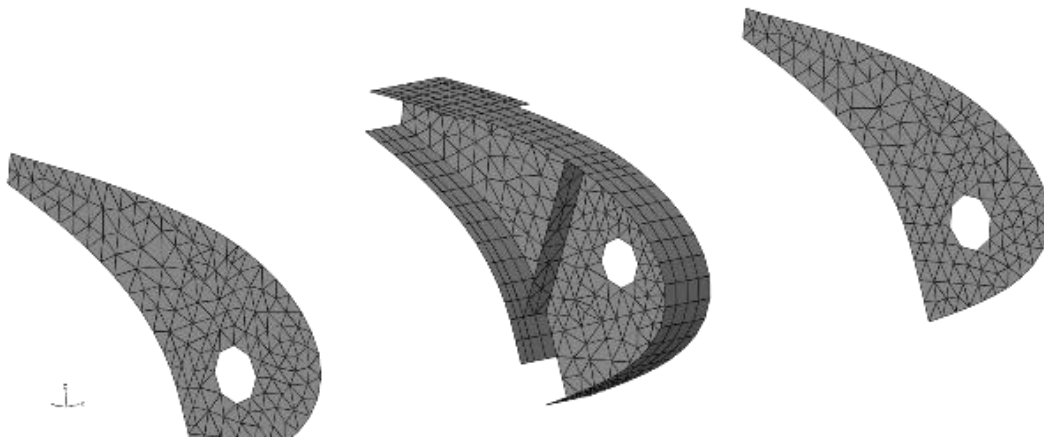


Slika 3.22 Mreža konačnih elemenata, bez oplata

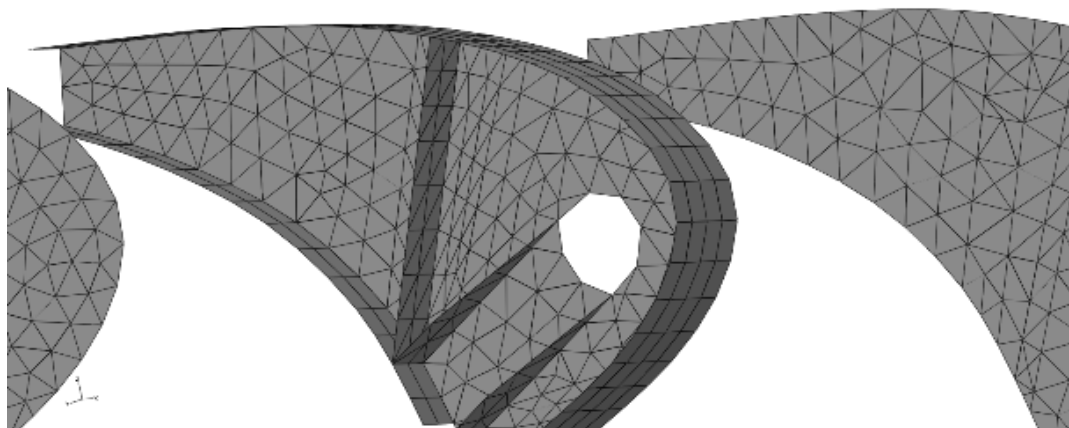
Glavna i pomoćna rebra diskretizirana su trokutastim ljuskastim elementima (S3) i prikazana su Slikom 3.23.



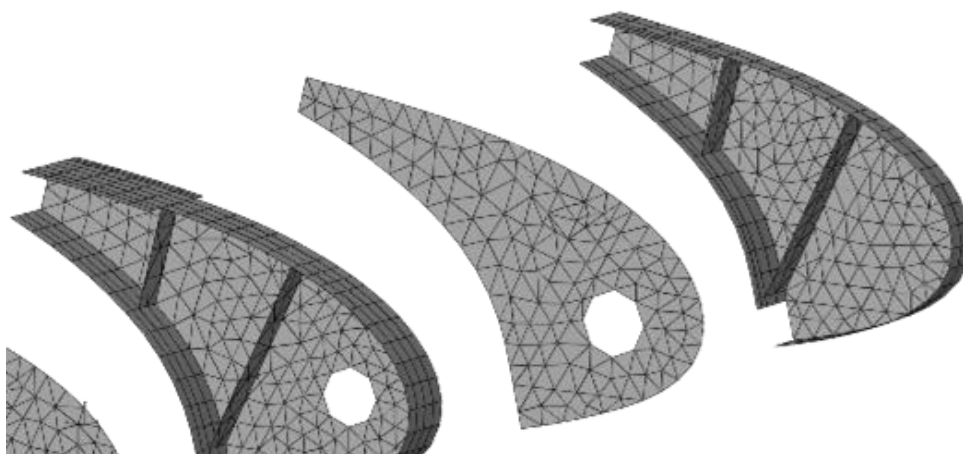
Slika 3.23 Detaljni prikaz rebara 1 i 2



Slika 3.24 Detaljni prikaz rebara 3, 4 i 5

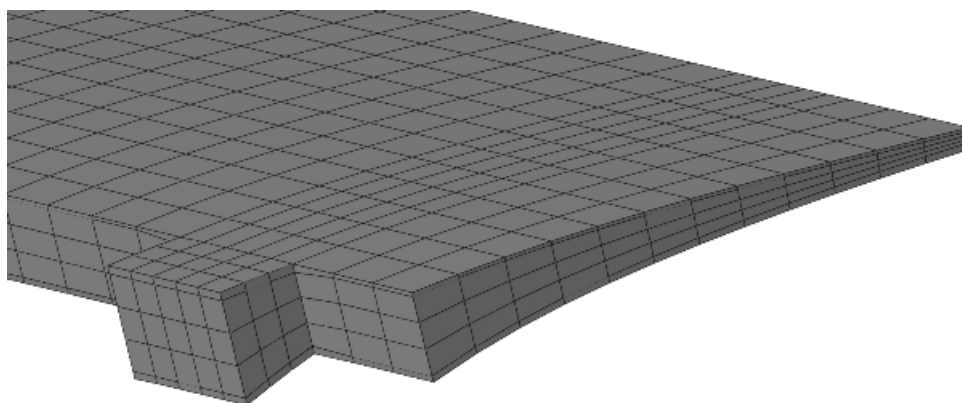


Slika 3.25 Detaljni prikaz rebra 6



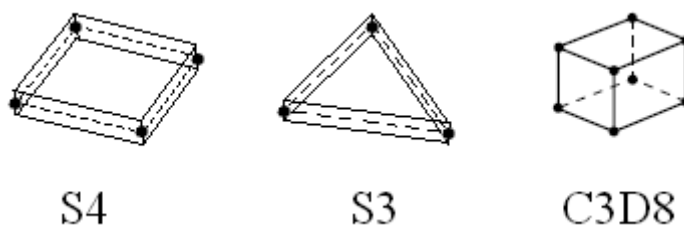
Slika 3.26 Detaljni prikaz rebara 8, 9 i 10

Saćasta jezgra izlaznog ruba diskretizirana je prizmatičnim konačnim elementima (C3D8). U ovom slučaju C označava kontinuirane elemente (eng. *continuum, solid, elements*), $3D$ znači da se radi o trodimenzionalnom elementu, a 8 je broj pripadajućih čvorova. Na oplati izlaznog ruba primijenjeni su *continuum* ljuskasti elementi (SC8). Sam završetak izlaznog ruba prekinut je nekoliko milimetara ranije, radi izbjegavanja potencijalnih problema pri numeričkoj analizi povezanim sa prekomjerno distordiranim končanim elementima. Pri ovakvom modeliranju izlaznog ruba uzima se u obzir pretpostavka da taj zanemareni dio nema znatnih utjecaja na odziv čitavog modela.

Slika 3.27 Detalj izlaznog ruba (uočljiva je jezgra *sandwicha*, oplata i deblji dio rebra 10)

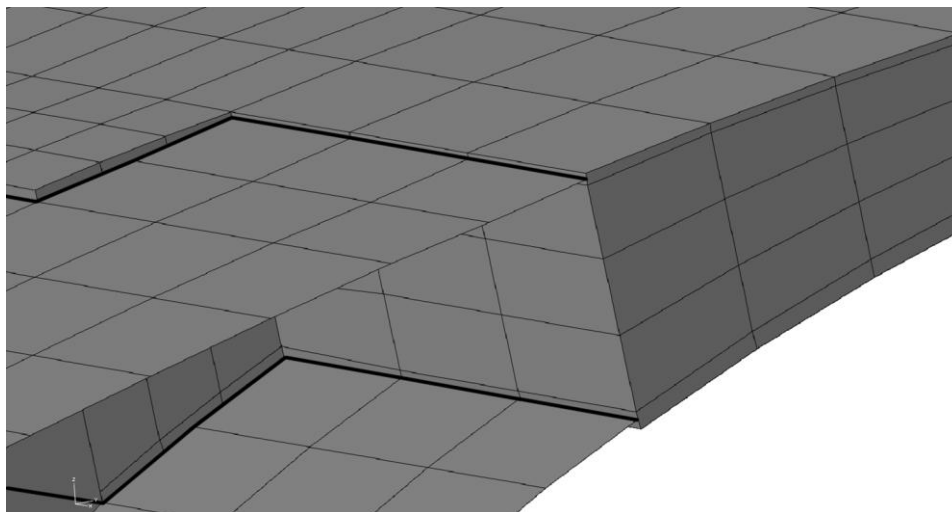
Broj ljuskastih elemenata	17175
Broj <i>continuum</i> ljuskastih elemenata	5670
Broj 3D elemenata	8505
Ukupan broj elemenata	31350
Ukupan broj čvorova	34222
Broj stupnjeva slobode	151826

Tablica 3.1 Podaci o mreži konačnih elemenata



Slika 3.28 Korišteni konačni elementi

Ljuskasti elementi (S4 i S3) imaju svih 6 stupnjeva slobode gibanja po čvoru, a trodimenzionalni elementi (C3D8 i SC8) imaju samo 3 translacijska stupnja slobode po čvoru. Zbog toga zajednički čvorovi ne prenose rotacijske stupnjeve slobode sa ljuskastih na 3D elemente. To se rješava posebnom vrstom ograničenja - kinematičkim vezama (eng. *shell-to-solid coupling*), koja služi isključivo za povezivanje ljuskastih i trodimenzionalnih elemenata. Čvorovi na ljuskastim elementima su pri tome referentni, te se sile i momenti na njima pretvaraju u sile koje djeluju na skupinu spregnutih čvorova 3D elementa. Pri upotrebi kinematičkih veza, rub 2D elementa treba se nalaziti otprilike na polovici visine plohe 3D elementa. To uvelike pojednostavljuje i modeliranje, jer nije potrebno postići savršeno slaganje modela (čak je i nepoželjno).



Slika 3.29 Primjer upotrebe kinematičkih veza

3.4. Definicija materijala

Nakon određivanja mreže konačnih elemenata, potrebno je definirati svojstva materijala i dodijeliti ih pripadajućim elementima. U poglavlju 3.1 opisana je primjena pojedinih materijala, a ovdje će biti definirana njihova svojstva. Radi pojednostavljenja i male uloge sačaste jezgre na globalni odziv taj je materijal definiran kao izotropan, ali zbog smjera opterećenja to ne predstavlja veliku pogrešku. U Tablici 3.2 prikazana su mehanička svojstva materijala korištenih pri analizi. Uz modul elastičnosti, Poissonov koeficijent i gustoću prikazani su i podaci kojima je definirano očvršnuće materijala u plastičnom području preko

granice tečenja i pripadajuće deformacije. Iako u slučaju opterećenja promatranom u ovom radu nije došlo do plastične deformacije, u nekim budućim analizama, to možda neće biti slučaj.

Materijal	E [GPa]	ν	ρ [kg/m ³]	σ_T [MPa]	ϵ_T
Al2024-T42	72.4	0.33	2708	263	0
				322	0.11
				378	0.025
				445	0.066
				496	0.111
				544	0.171
Al7010-T73651	71.016	0.33	2796	434	0
				474	0.0129
				519	0.032
				536	0.0506
				547	0.0714
				547	0.09
				534	0.1
1/8-5052-0015 N-6.1	1.6655	0.3	98		

Tablica 3.2 Mehanička svojstva materijala prema [3] i [7]

3.4. Model za statičku analizu strujanja fluida

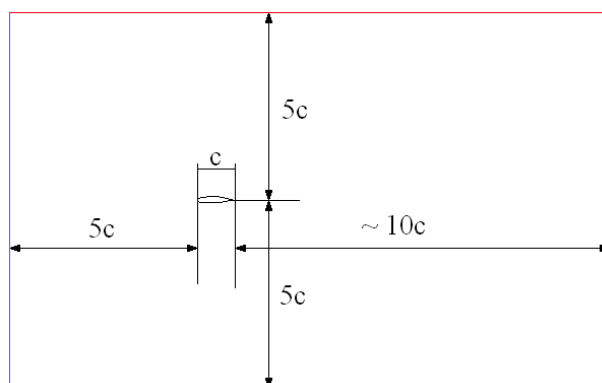
Prije analize odziva konstrukcije pretkrilca potrebno je odrediti aerodinamička opterećenja koja na nju djeluju. Zbog toga se prvo mora analizirati strujanje fluida (zraka) oko pretkrilca. U tu svrhu korišten je program FLUENT 6.5, za koji je numerički model napravljen u programu GAMBIT.

S obzirom da pretkrilce nema konstantan presjek po svojem rasponu, odabrano je pet karakterističnih presjeka za koje će biti proračunata polja tlakova na oplata, a iz kojih će se kasnije interpolirati podaci za cijelo pretkrilce. To znači da je potrebno napraviti pet odvojenih modela za analizu strujanja fluida, čija će se rješenja analize povezati. Zbog dovoljno male i ujednačene promjene dimenzija presjeka nije potreban veći broj presjeka.

Za razliku od modela konačnih elemenata za analizu naprezanja i deformacija čvrstih tijela, pri analizi prostora strujanja koristi se model konačnih volumena. U ovom slučaju dovoljan nam je 2D model sa dvostrukom preciznošću.

Kod dimenzioniranja prostora strujanja, primijenjene su neke iskustvene smjernice, prikazane na Slici 3.30 [6].

3. Model pretkrilca



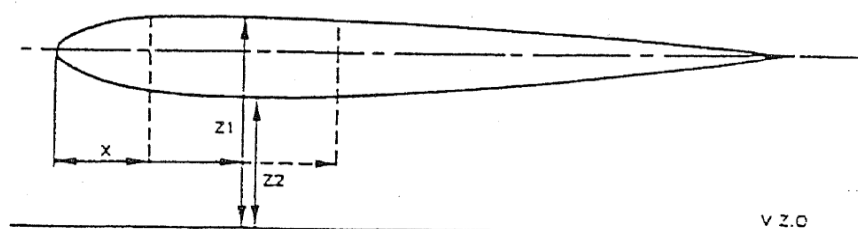
Slika 3.30 Dimenzije prostora strujanja za 2D model

U ovaj model prostora strujanja postavlja se model presjeka pretkrilca. Gornja i donja stjenka na modelu su nepropusne, što znači da onemogućavaju gibanje fluida kroz njih. Lijeva stjenka je određena za ulaz fluida, čiji će protok biti određen brzinom, a kroz desnu stjenku je izlaz fluida iz sustava. Cijeli model prostora strujanja je dimenzioniran tako da se uklone utjecaji rubova prostora strujanja na profil strujanja oko pretkrilca.

Pri analizi je potrebno uzeti u obzir i prostrujavanje fluida između pretkrilca i krila. Zbog toga se uključuje i model krila, definiran kao nepropusna stjenka, a određen koordinatama prikazanim u Tablici 3.3, preuzetim iz [4].

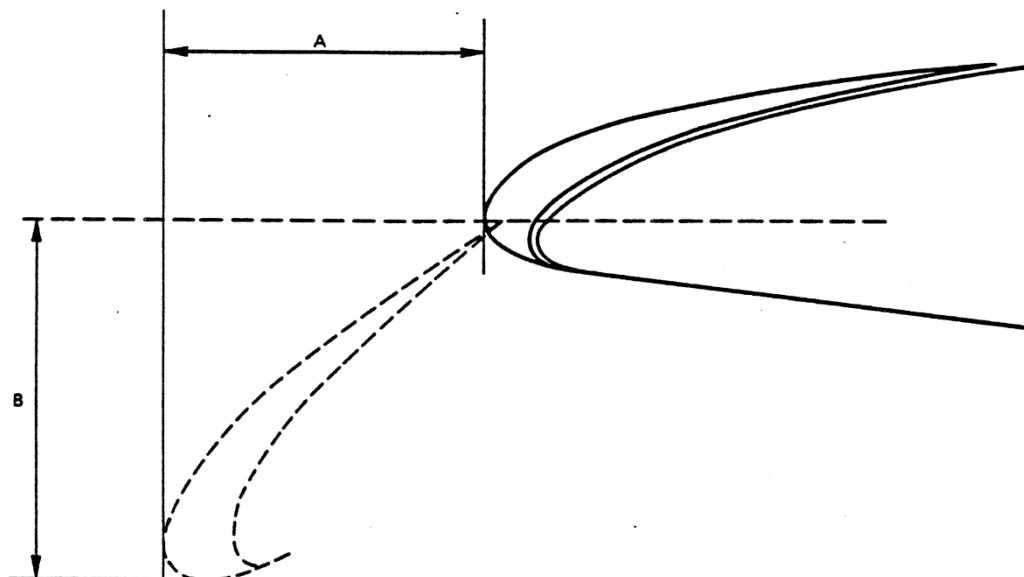
X [mm]	Z1 [mm]	Z2 [mm]
0	417.6	417.6
400	565.1	289.2
800	598.8	235.4
1200	608.5	191.1
1600	607.7	165.9
2000	596.7	171.1
2400	574.9	205.7
2800	537.2	264.0
3200	479.3	326.2
3600	390.2	345.8

Tablica 3.3 Položaj karakterističnih točaka krila [4]



Slika 3.31 Shematski prikaz profila krila

U radnom položaju, pretkrilce se nalazi pod kutom od 27° u odnosu na krilo. Slika 3.30 i Tablica 3.3 prikazuju njihov međusobni položaj prema [4]. Pri izradi modela za analizu strujanja korištene su srednje vrijednosti.



Slika 3.32 Prikaz položaja pretkrilca u odnosu na krilo

	Kut rotacije	A [mm]	B [mm]
Unutarnji rub	27°	235	327
Vanjski rub	27°	233	308
Srednja vrijednost	27°	234	317.5

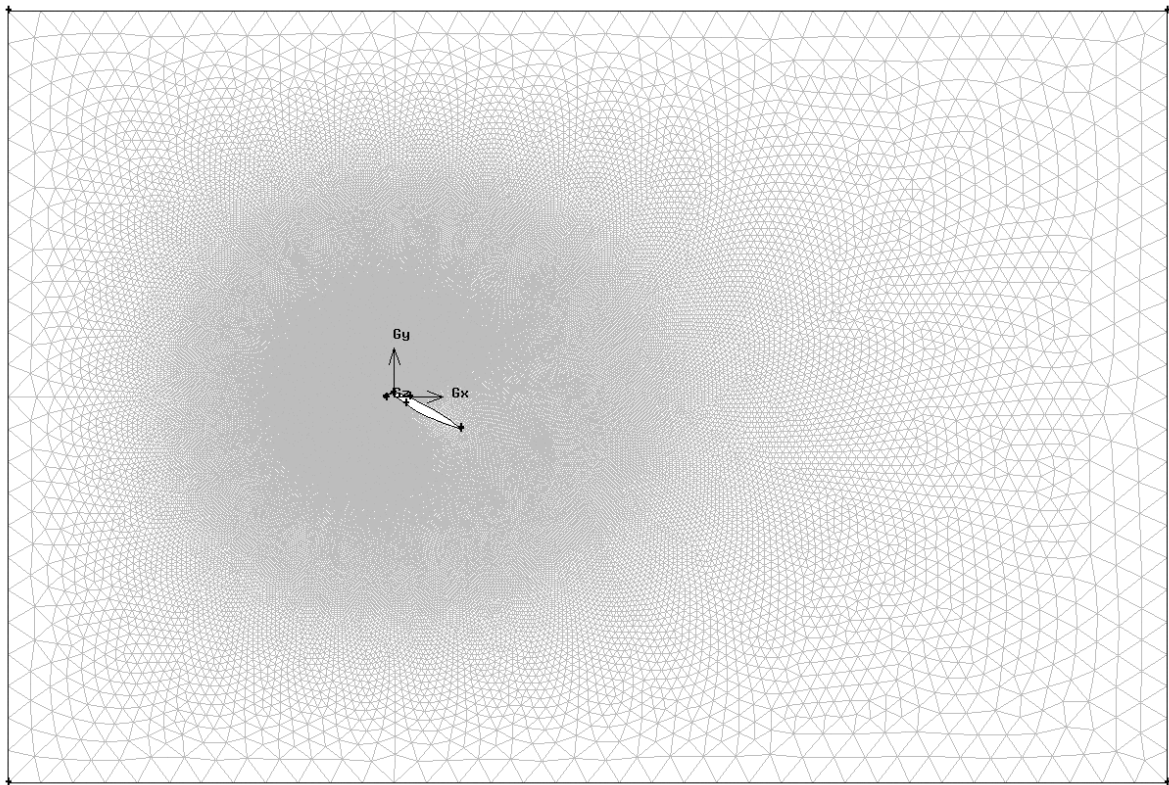
Tablica 3.4 Koordinate položaja pretkrilca u odnosu na krilo

Vodeći računa o svim navedenim uvjetima i pretpostavkama, trokutastim je elementima diskretiziran prostor strujanja veličine 57×38 m. Prostoru strujanja dodijeljena su svojstva zraka poput atmosferskog tlaka (p_∞), gustoće (ρ), temperature (T) i dinamičkog viskoziteta (η), pri standardnim uvjetima. Navedena svojstva prikazana su u Tablici 3.5.

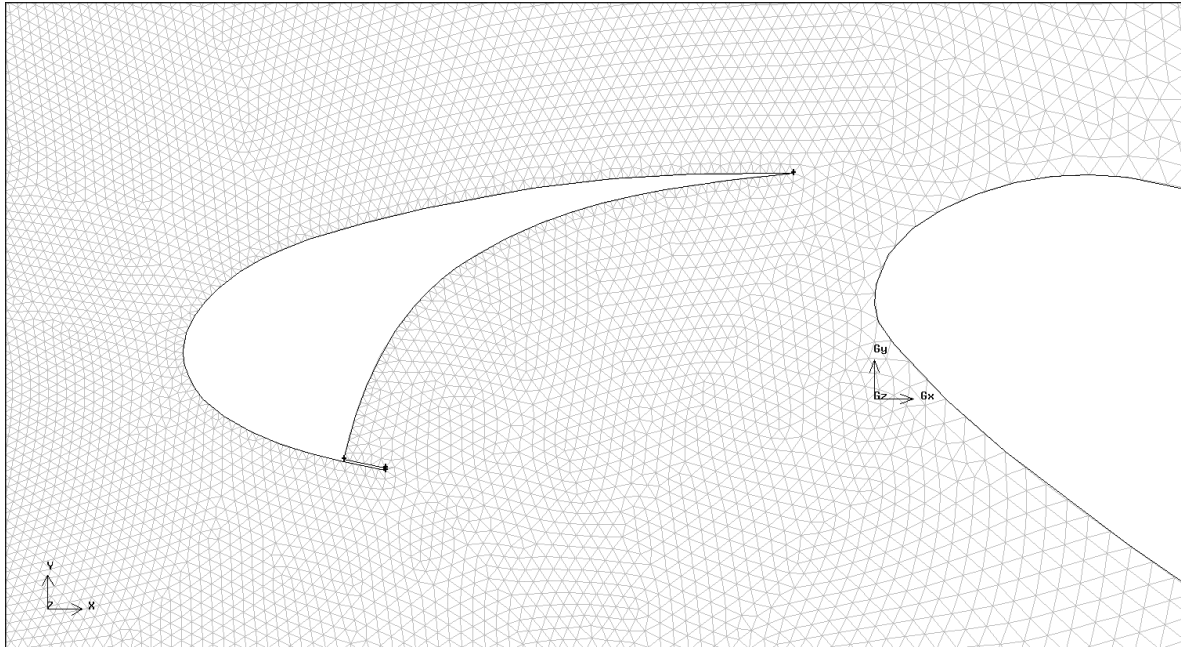
p_∞ [Pa]	101325
ρ [kg/m^3]	1.225
T [K]	288.16
η [$\text{kg/m}\cdot\text{s}$]	$1.7894 \cdot 10^{-5}$

Tablica 3.5 Svojstva zraka pri standardnim uvjetima

3. Model pretkrilca



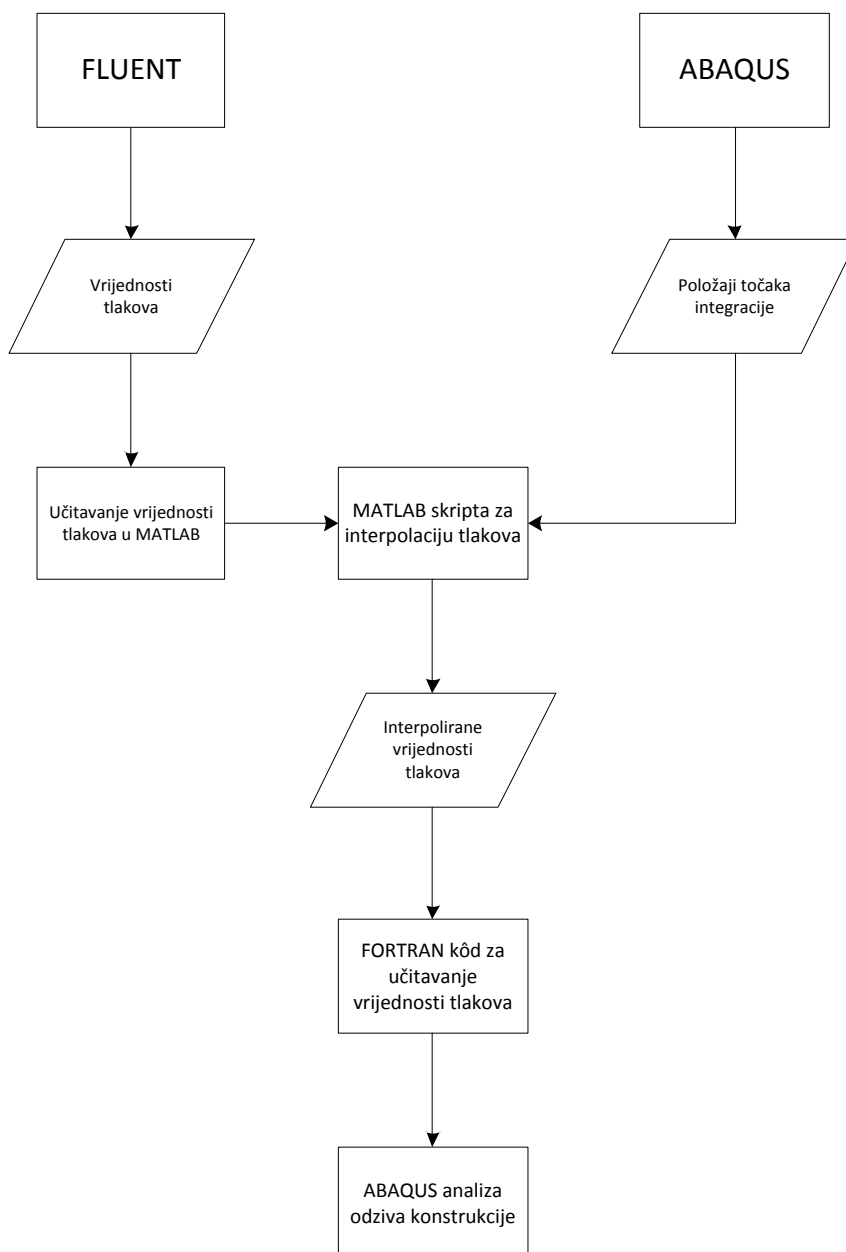
Slika 3.33 Numerički model konačnih volumena



Slika 3.34 Detaljni prikaz modela konačnih volumena

4. Analiza i rezultati

U prethodnom poglavlju opisana je konstrukcija pretkrilca zrakoplova tipa Airbus A320, kao i definiranje geometrijskog modela, modela konačnih elemenata i modela konačnih volumena za statičku analizu strujanja fluida. To je sve bila priprema za analizu odziva konstrukcije pretkrilca na aerodinamičko opterećenje. Postupak se odvija u nekoliko koraka, koji su prikazani dijagramom toka na Slici 4.1



Slika 4.1 Dijagram toka metode za analizu odziva konstrukcije

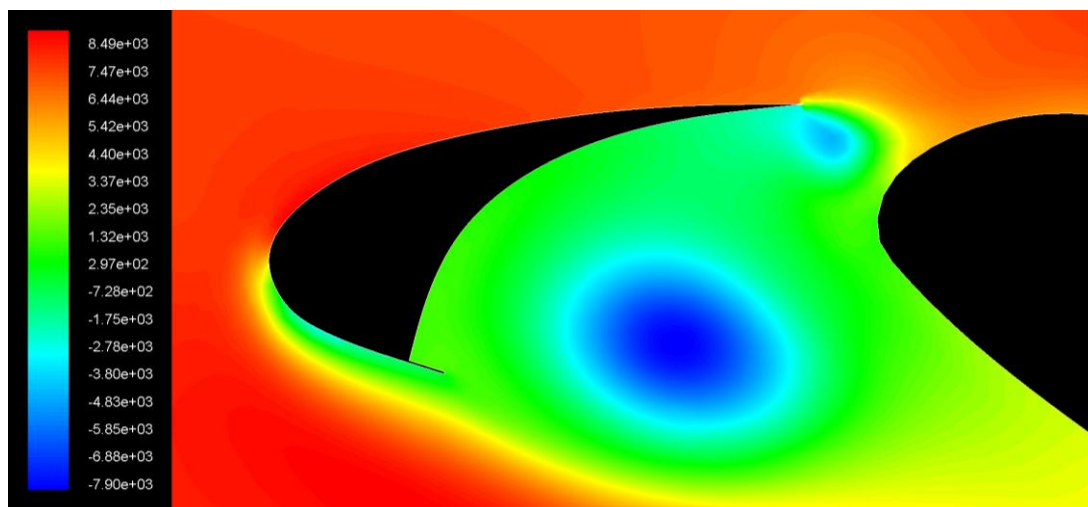
4.1. Analiza strujanja fluida

Za provođenje analize odziva konstrukcije pretkrilca na aerodinamička opterećenja prvo je potrebno odrediti raspodjelu ukupnog tlaka po površini pretkrilca. U tom smislu, model pretkrilca je po svom rasponu podijeljen na pet presjeka od kojih se za svaki mora provesti analiza strujanja fluida. Analize su provedene za brzinu slobodne struje zraka u iznosu od 100 m/s. To je najveća dozvoljena brzina leta sa potpuno izvučenim pretkrilcima i zakrilcima [2]. S obzirom da nas zanima raspodjela strujanja po pretkrilcu, a zbog što jednostavnijeg prenošenja vrijednosti iz FLUENT-a u ABAQUS, koordinatni sustav modela vezan je za pretkrilce, dok je krilo u odnosu na njega zarotirano za kut od 27° . To znači da napadnom kutu $\alpha = 0^\circ$ odgovara smjer brzine slobodne struje zraka od -27° , o čemu treba voditi računa kod zadavanja komponenti vektora brzine. Analize su provedene za pet različitih napadnih kutova, koji su prikazani u Tablici 4.1, sa pripadajućim vektorima brzine.

$\alpha [^\circ]$	V_x [m/s]	V_y [m/s]
-5	84.805	-52.992
0	89.101	-45.399
5	92.718	-37.461
10	95.630	-29.237
15	97.815	-20.791

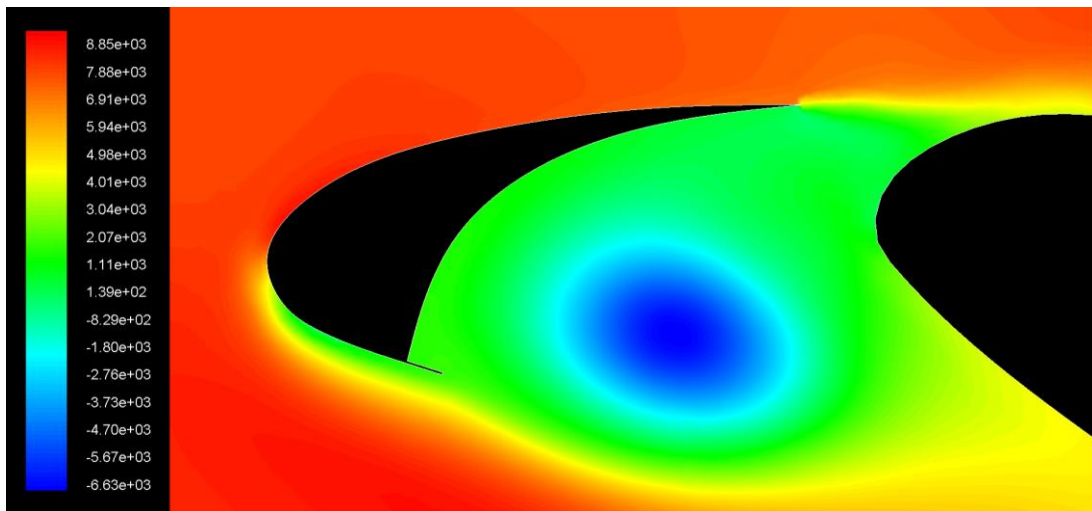
Tablica 4.1 Napadni kutovi sa pripadajućim komponentama vektora brzine

Provođenjem analize dobije se raspodjela tlaka. Slike 4.2 do 4.6 prikazuju raspodjelu ukupnog tlaka na presjeku pretkrilca na položaju rebra 4. Na tom mjestu poprečni presjek pretkrilca je najveći, a analiza je pokazala da su i tlakovi koji ovdje djeluju najveći za odabrane napadne kutove. Na ostalim presjecima raspodjela tlaka je slična.

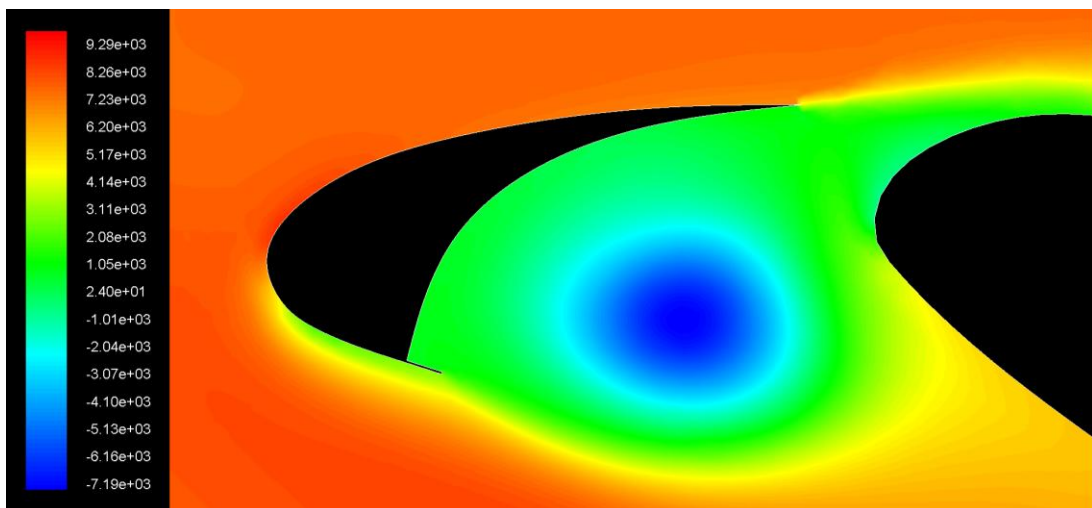


Slika 4.2 Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha = -5^\circ$ [Pa]

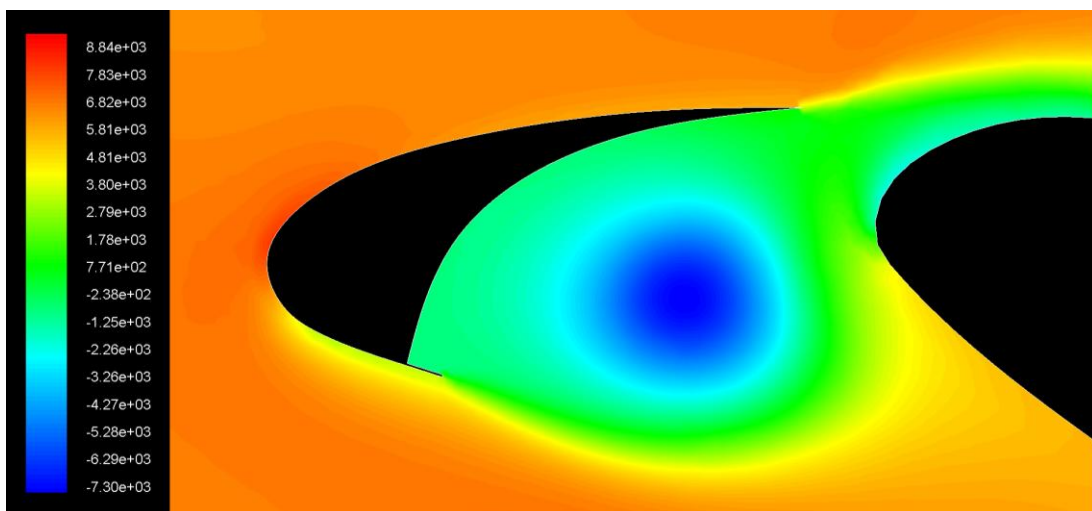
4. Analiza i rezultati



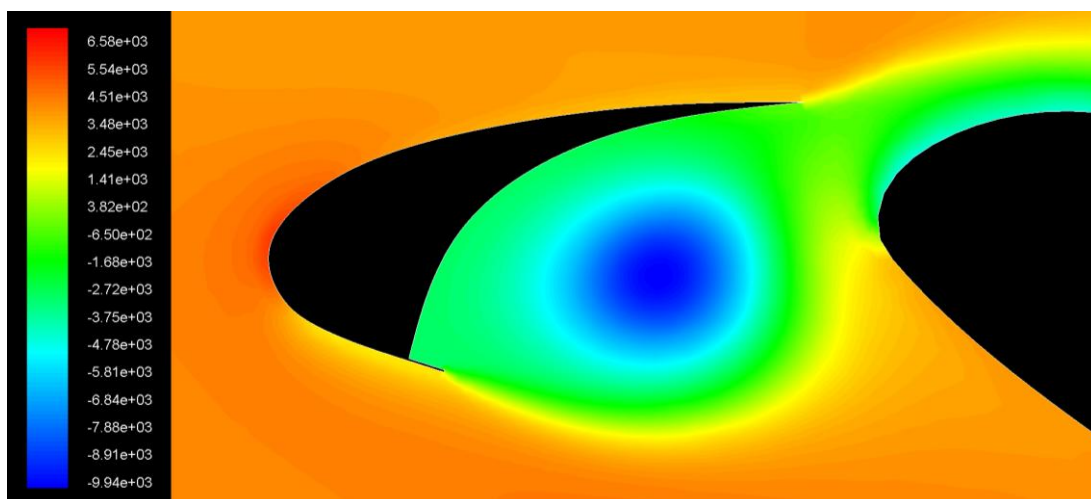
Slika 4.3 Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=0^\circ$ [Pa]



Slika 4.4 Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=5^\circ$ [Pa]



Slika 4.5 Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=10^\circ$ [Pa]

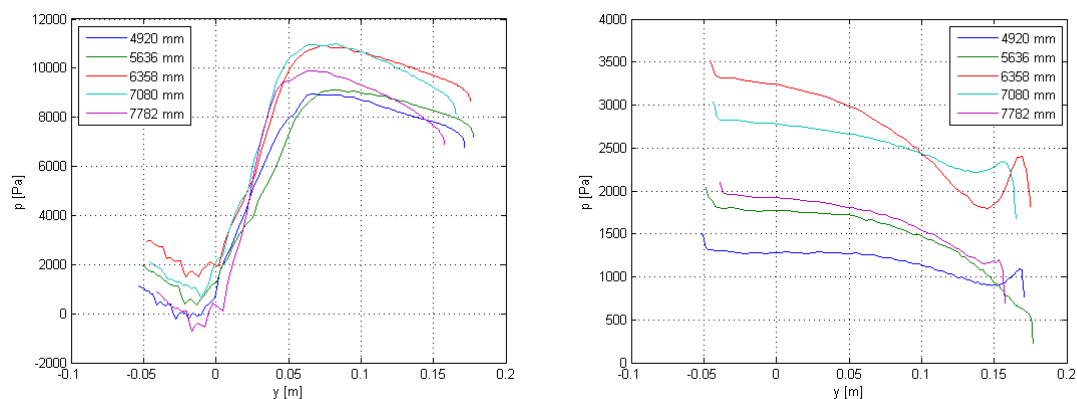
Slika 4.6 Raspodjela ukupnog tlaka za $\alpha=15^\circ$ [Pa]

Dobivene vrijednosti se zapisuju u datoteku u ASCII (eng. *American Standard Code for Information Interchange*) formatu u obliku četiri vektora i to za gornju i donju oplatu posebno. Prvi stupac u datoteci predstavlja identifikacijski broj čvora, drugi njegovu x , a treći y koordinatu. U četvrtom stupcu zapisana je pripadajuća vrijednost ukupnog tlaka. U daljnjem radu potrebno je znati raspodjelu tlaka po visini pretkrilca, za što su nam potrebna samo zadnja dva stupca.

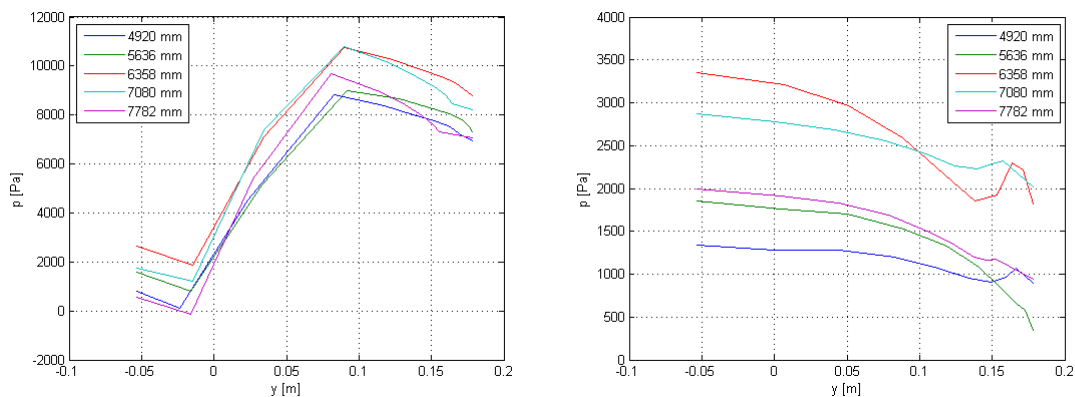
4.2. Učitavanje vrijednosti u MATLAB

Da bi dobili upotrebljive podatke za analizu u Abaqus-u, na temelju pet presjeka potrebno je interpolirati vrijednosti tlaka za sve čvorove diskretiziranog modela pretkrilca. U tu svrhu napravljena je MATLAB skripta.

Na početku skripte, poziva se funkcija 'citanje.m', koja učitava vrijednosti dobivene analizom strujanja fluida. Na Slici 4.7 prikazane su krivulje raspodjele tlaka u ovisnosti o visini pretkrilca za pet presjeka određenih po udaljenosti od uzdužne osi aviona.

Slika 4.7 Raspodjela tlaka po presjecima na gornjoj i donjoj oplati za $\alpha=0^\circ$

U rezultatima je vidljiva skokovita promjena tlaka u području graničnog sloja. Budući da takva distribucija vrijednosti nepovoljno utječe na interpolaciju, odabrano je deset karakterističnih vrijednosti, pomoću kojih će se ona provoditi (Slika 4.8).



Slika 4.8 Raspodjela tlaka svedena na 10 karakterističnih vrijednosti

4.3. MATLAB skripta za interpolaciju tlakova

Slijedeći korak je interpolacija podataka za cijeli raspon pretkrilca. Za to se koristi MATLAB funkcija '*griddata*'. Ova funkcija pronalazi točke plohe u obliku $z = f(x,y)$, prema nejednoliko raspoređenim točkama vektora x , y i z . Njena sintaksa je:

$$ZI = \text{griddata}(x,y,z,XI,YI,\text{metoda})$$

Pri tome je:

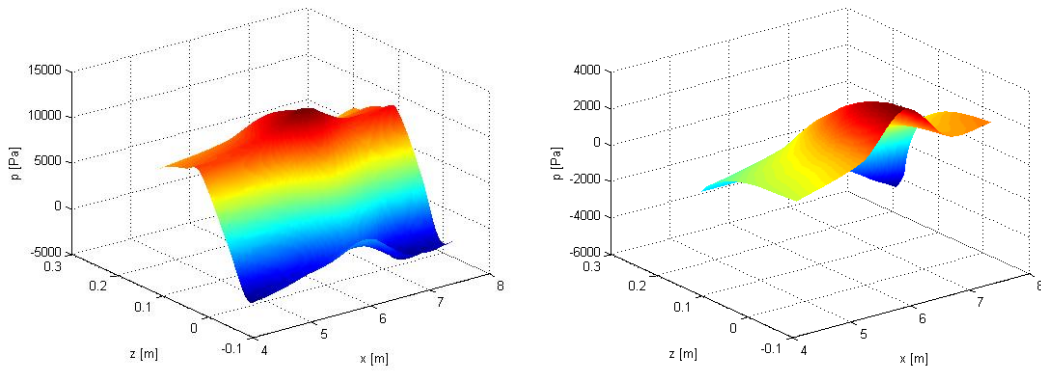
- x – položaj karakterističnog presjeka na pretkrilcu
- y – visina pojedinog čvora na modelu u FLUENT-u
- z – iznos tlaka za pripadajući čvor na modelu u FLUENT-u
- XI – x koordinata točke integracije na modelu u ABAQUS-u
- YI – z koordinata točke integracije na modelu u ABAQUS-u
- ZI – vrijednost tlaka dobivena interpolacijom za koordinate XI i YI

Kao metoda odabrana je '*cubic*', što predstavlja interpolaciju pomoću kubnih *splineova*, koja za n točaka određuje $n-1$ polinom trećeg reda pomoću kojih traži najbližu odgovarajuću vrijednost.

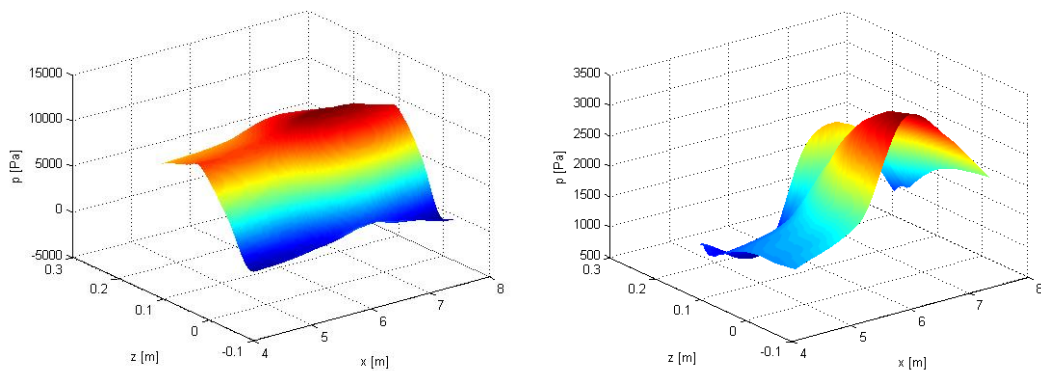
Dobivene vrijednosti tlakova pohranjuju se u novu *ASCII* datoteku, odakle se učitavaju u Abaqus za konačnu analizu.

Slike 4.9 do 4.13 prikazuju raspodjelu ukupnog tlaka po rasponu pretkrilca i visini za gornju i donju oplatu, pri odabranim napadnim kutovima. MATLAB bojama prikazuje područja istih vrijednosti u odnosu na z os grafikona. U ovom slučaju, plavom bojom su prikazane najmanje vrijednosti tlakova, a crvenom najveće.

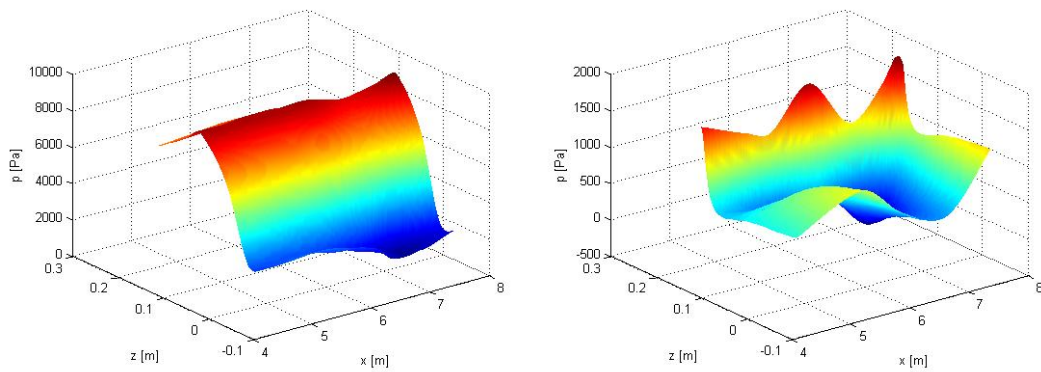
4. Analiza i rezultati



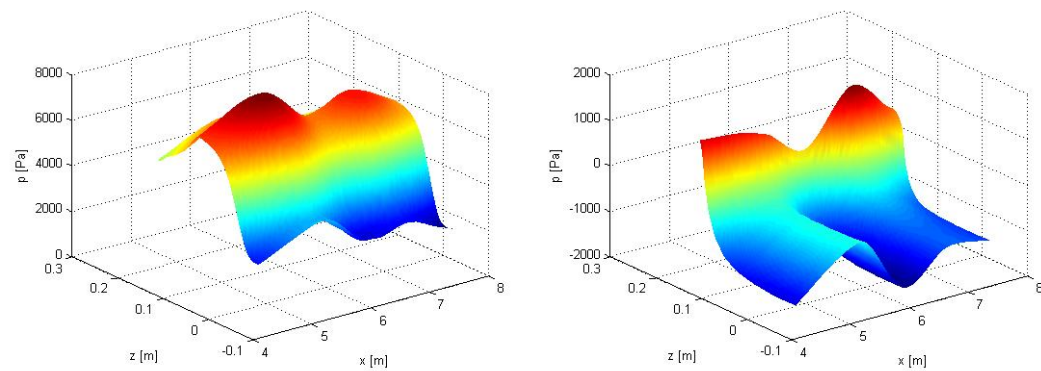
Slika 4.9 Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=-5^\circ$



Slika 4.10 Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=0^\circ$

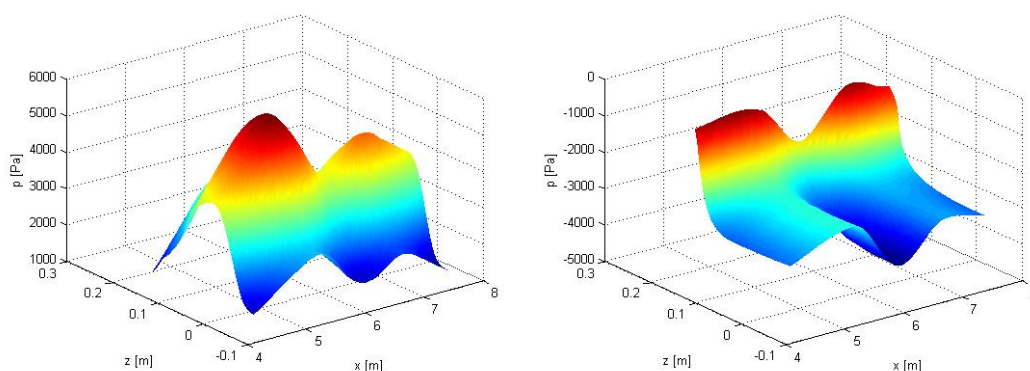


Slika 4.11 Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=5^\circ$



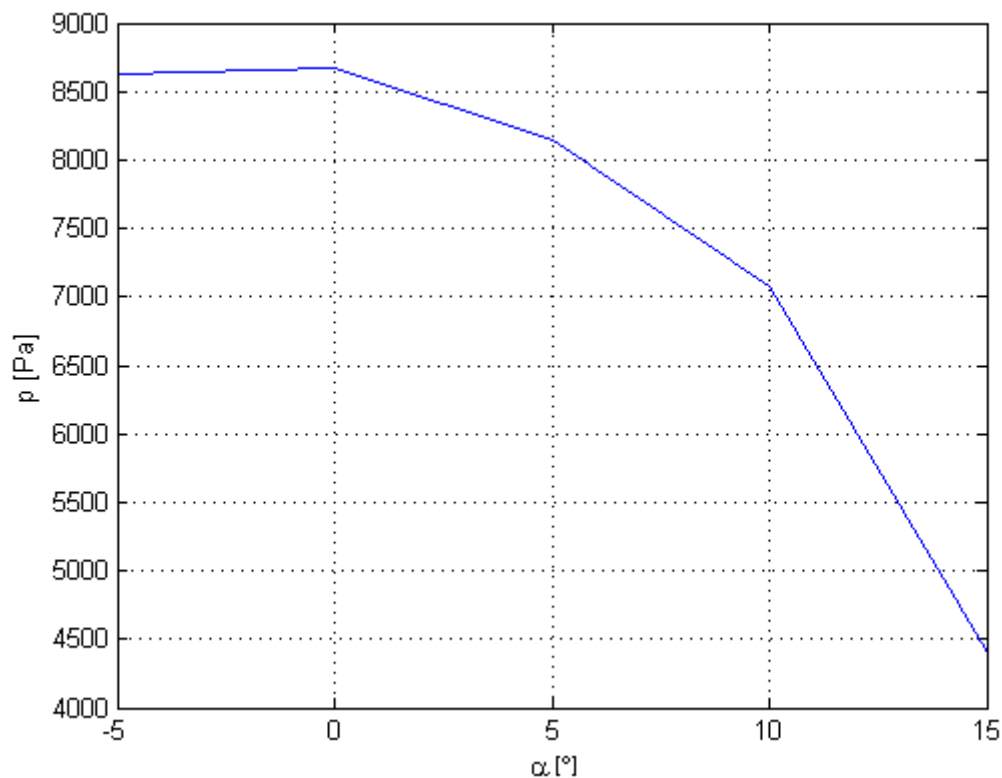
Slika 4.12 Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=10^\circ$

4. Analiza i rezultati

Slika 4.13 Raspodjela ukupnog tlaka po rasponu za $\alpha=15^\circ$

Na slikama se vidi nagla promjena raspodjele tlaka na donjoj oplati između napadnog kuta 0° i 5° . To se događa zbog toga što se pri malim napadnim kutovima na vrhu pretkrilca javlja dodatni vrtlog, koji sprječava prostrujavanje zraka između krila i pretkrilca. Time se gubi učinkovitost pretkrilca. U letu to ne predstavlja problem, jer se pretkrilca ionako koriste pri velikim napadnim kutovima, tako da se zrakoplov vjerojatno neće naći u tom nepovoljnom režimu leta.

Zanimljivo je još prikazati promjenu tlaka na gornjoj oplati za jedan presjek u točki spoja uzdužnice sa oplatom (Slika 4.14). Do 5° se vide relativno visoke vrijednosti tlaka, nakon čega dolazi do naglog pada tlaka.



Slika 4.14 Ovisnost iznosa tlaka o napadnom kutu u točki spoja uzdužnice sa oplatom

4.4. FORTRAN kôd za učitavanje vrijednosti tlaka u ABAQUS

Programski kôd za učitavanje vrijednosti tlaka, dobivenih u MATLAB-u, u Abaqus napisan je u FORTRAN-u, a uz modifikacije je preuzet iz [6]. Ovdje će biti ukratko prikazan pseudokôd za dodjeljivanje vrijednosti tlaka točkama integracije na gornjoj oplati. Za donju oplatu kôd je identičan.

```

subroutine vldload (variable) – ime potprograma koji poziva ABAQUS sa pripadajućim varijablama
dimension (variable) – definiranje varijabli koje će se pozivati pri svakom pokretanju potprograma
open (ime datoteke) – otvaranje datoteka sa podacima o vrijednostima tlaka i pripadajućim koordinatama

if (sname = 'gornjaka') then – provjera da li se analiza radi za gornju oplatu
if (stepTime = 0) then – učitavanje podataka radi se samo na početku analize
  do i = 1, 10871 – 10871 je broj točaka integracije na gornjoj oplati
    read (datoteka) (xG,yG,zG,pG) – čitanje datoteke sa podacima o vrijednostima tlaka i pripadajućim koordinatama
  end
end if
if (stepTime > 0) then
  do i = 1, nblock
    x0(i), y0(i), z0(i) = curCoords(i,ndim) – određivanje koordinati točaka iz modela
    do j = 1, 10871
      razlikaX = abs(xG(j) - x0(i))
      razlikaY = abs(yG(j) - y0(i))
      razlikaZ = abs(zG(j) - z0(i))
      if razlikaX ≈ 0 then
        if razlikaY ≈ 0 then
          if razlikaZ ≈ 0 then
            value(i) = pG(j) – dodjeljivanje vrijednosti tlaka točki integracije u modelu
          end if
        end if
      end if
    end do
  end do
end if
return
end

```

4.5. Analiza u Abaqus-u

Za numeričku analizu konstrukcije pretkrilca korišten je program Abaqus/Explicit. Explicit je korišten jer će se opterećenje tlakom dodati eventualnim budućim radovima sa problemima tranzientne nelinearne dinamike. *Solver* ovog modula koristi metodu središnjih diferencija za integriranje jednadžbi gibanja po vremenu. Pri tome se kinematski uvjeti prethodnog inkrementa koriste za računanje brzina i ubrzanja u sljedećem inkrementu.

Na početku inkrementa rješavaju se jednadžbe dinamičke ravnoteže, prema kojima je čvorna matrica mase pomnožena s čvornim ubrzanjima jednaka razlici vanjskih i unutrašnjih sila.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} = \mathbf{P} - \mathbf{I} \quad (4.1)$$

U izrazu (4.1) \mathbf{M} je matrica masa sustava konačnih elemenata, $\ddot{\mathbf{u}}$ je vektor ubrzanja čvorova, \mathbf{P} je vektor vanjskih sila, a \mathbf{I} je vektor unutarnjih sila, koji je definiran kao umnožak matrice krutosti i vektora pomaka čvorova.

Ubrzanja na početku trenutnog inkrementa procjenjuju se pomoću izraza (4.2)

$$\ddot{\mathbf{u}}|_{(t)} = (\mathbf{M})^{-1} \cdot \mathbf{P} - \mathbf{I}|_{(t)} \quad (4.2)$$

Za izračun brzina koristi se integracija prema pravilu središnjih diferencija uz pretpostavku konstantnih ubrzanja tijekom vremenskog koraka. Brzine se računaju na sredini trenutnog inkrementa zbrajanjem promjene brzine i brzine u sredini prethodnog inkrementa (4.3).

$$\dot{\mathbf{u}}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} = \dot{\mathbf{u}}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} + \frac{(\Delta t|_{(t+\Delta t)} + \Delta t|_{(t)})}{2} \ddot{\mathbf{u}}|_{(t)} \quad (4.3)$$

Rezultat integriranja tih brzina pribraja se pomacima čvorova sa početka koraka, čime se dobivaju pomaci na kraju koraka (4.4).

$$\mathbf{u}|_{(t+\Delta t)} = \dot{\mathbf{u}}|_{(t)} + \Delta t|_{(t+\Delta t)} \ddot{\mathbf{u}}|_{(t+\Delta t)} \quad (4.4)$$

Metoda središnjih diferencija ograničena je vrijednošću stabilnog vremenskog koraka, koji je određen najvećom vrijednošću frekvencije sustava konačnih elemenata. Stabilan vremenski korak za sustav bez prigušenja prikazan je izrazom (4.5).

$$\Delta t|_{stabilni} = \frac{2}{\omega_{max}} \quad (4.5)$$

Za sustav sa prigušenjem vrijedi izraz (4.6), u kojem ξ predstavlja iznos bezdimenzijskog parametra prigušenja najveće frekvencije.

$$\Delta t|_{stabilni} = \frac{2}{\omega_{max}} (\sqrt{1 + \xi^2} - \xi) \quad (4.6)$$

S obzirom na vremensku neučinkovitost ovakvog načina izračuna stabilnog vremenskog koraka, Abaqus/Explicit koristi jednostavnu procjenu iznosa granično stabilnog vremenskog koraka, koja se temelji na omjeru najmanje duljine elementa L^e i brzine širenja vala c_d kroz njega (4.7).

$$\Delta t|_{stabilni} = \frac{L^e}{c_d} \quad (4.7)$$

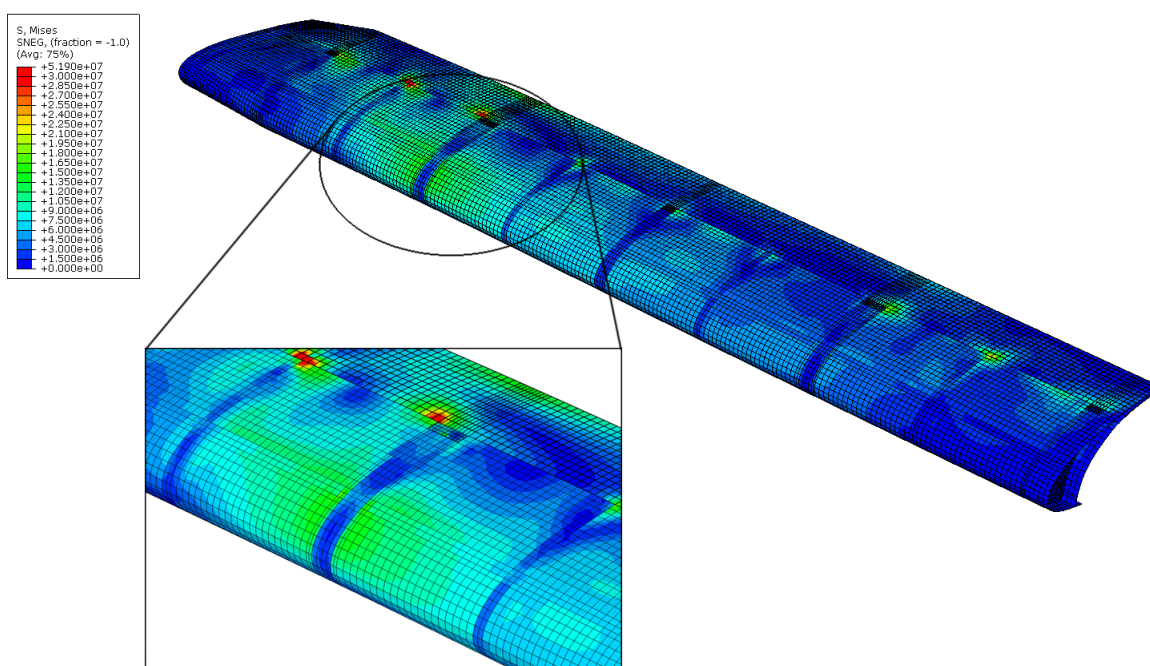
Pri tome se c_d može prikazati izrazom (4.8).

$$c_d = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (4.8)$$

Na ovaj način Abaqus/Explicit automatski procjenjuje najveći stabilni vremenski korak, za što su mu potrebna samo svojstva materijala i veličina konačnih elemenata. Veličina vremenskog koraka određuje se na početku svakog pojedinog vremenskog koraka. Ukoliko analiza zahtijeva manji vremenski korak, moguće je njegovo ručno definiranje.

Ovdje će biti prikazani slučajevi naprezanja i deformacija za napadni kut krila $\alpha=15^\circ$, jer je to približan kut s kojim zrakoplov slijeće.

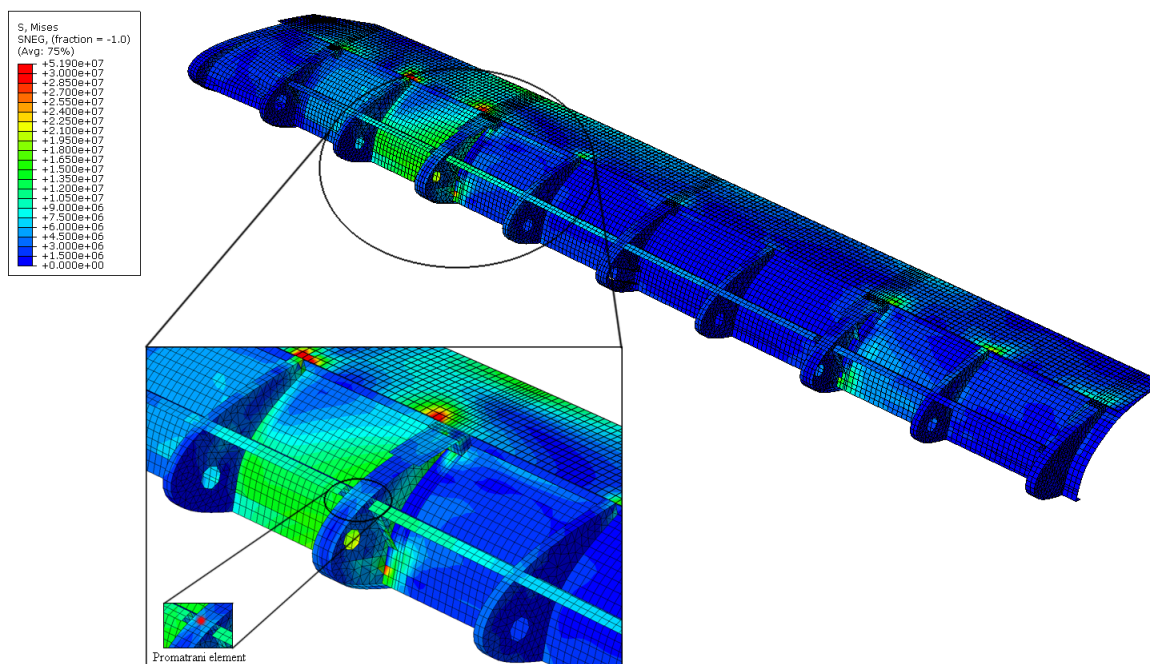
Na Slici 4.15 je vidljivo da se najveća naprezanja na gornjoj oplati javljaju u blizini rebra 4. Na tom mjestu pretkrilce ima najveći poprečni presjek, pa su i aerodinamičke sile ovdje najveće. Ekvivalentno naprezanje po Von Mises-u na oplati doseže vrijednost od 22.5 MPa. Može se primijetiti da se na mjestu spoja izlaznog ruba s oplatom javljaju i dvostruko veća koncentrirana naprezanja, koja su posljedica povećane krutosti modela zbog *sandwich* konstrukcije izlaznog ruba. Također, uočljivi su položaji rebara na kojima su naprezanja puno manja nego na oplati, budući da je debljina oplata na tim mjestima povećana pojasevima rebara.



Slika 4.15 Raspodjela naprezanja po Von Mises-u na gornjoj oplati

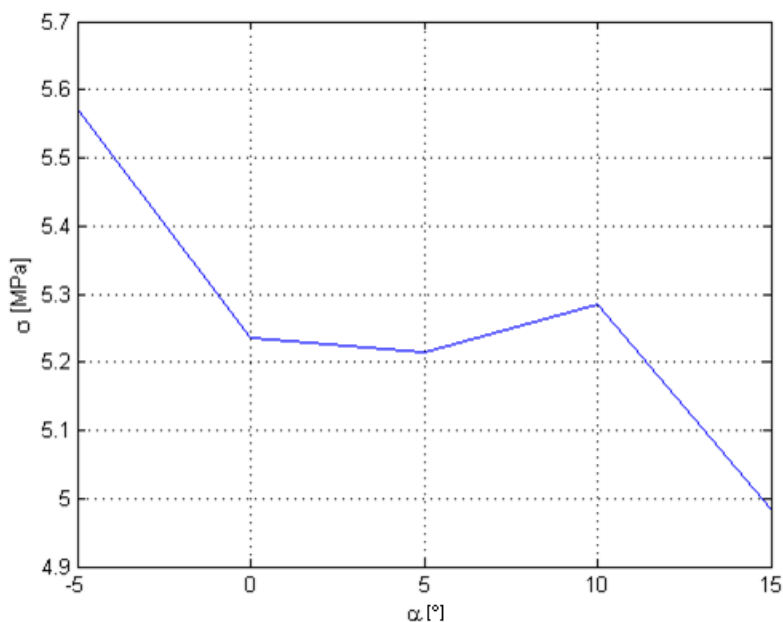
Slika 4.16 prikazuje raspodjelu naprezanja na donjoj oplati. Na nju djeluju puno manja opterećenja nego na gornju oplatu, pa su zbog toga i naprezanja daleko manja. Najveće naprezanje na donjoj oplati također se nalazi u blizini rebra 4, jer je oko njega na gornjoj oplati najveće opterećenje, a rebra prenose opterećenja na donju oplatu.

4. Analiza i rezultati



Slika 4.16 Raspodjela naprezanja po Von Mises-u na donjoj oplati

Na točki spoja rebra, uzdužnice i oplate, koju smo promatrali u poglavlju 4.3 za različite napadne kutove, na Slici 4.17 može se vidjeti da naprezanje opada s povećanjem napadnog kuta. Promatrana točka označena je na Slici 4.16.

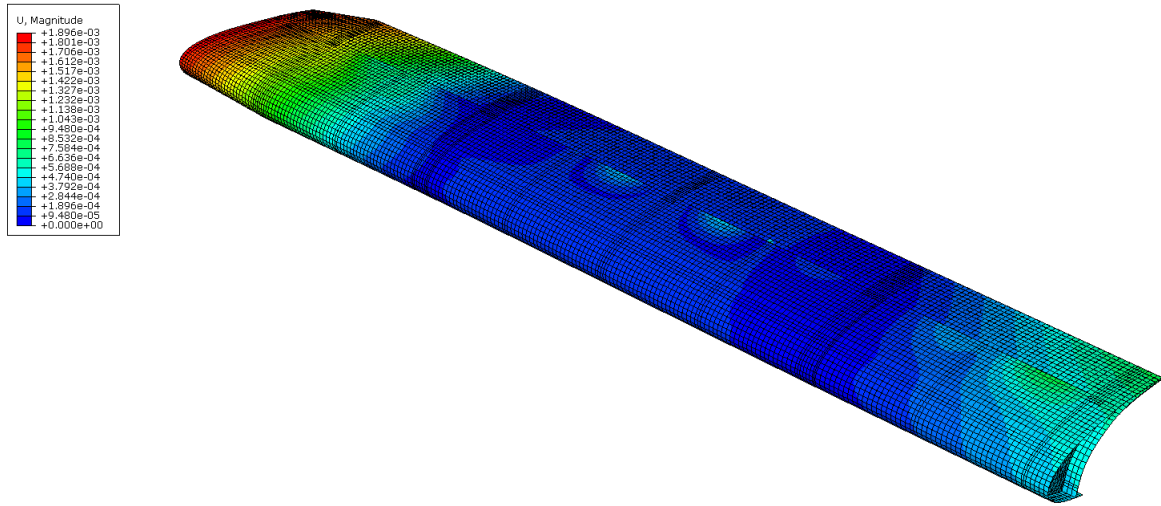


Slika 4.17 Ovisnost naprezanja o napadnom kutu

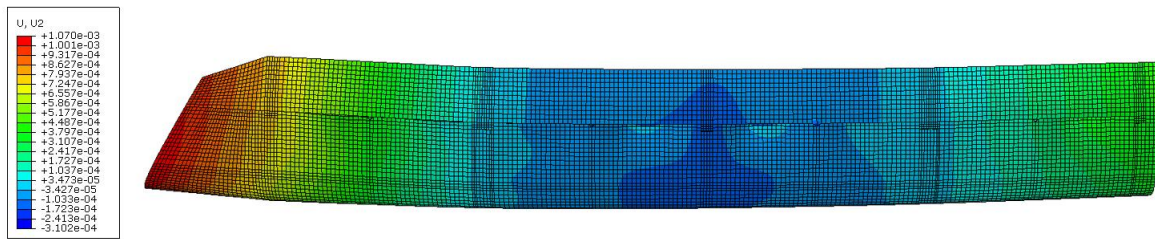
Ako se promatra raspodjela pomaka čvorova elemenata, vidi se da su najveći pomaci na dijelu pretkrilca bližem trupu aviona. To je očekivano, budući da pretkrilce na tom dijelu ima najmanji poprečni presjek, zbog blizine nosača motora. Također, taj krajnji dio nema gornju uzdužnicu, zbog čega mu je krutost manja od ostatka konstrukcije. Unatoč tome,

4. Analiza i rezultati

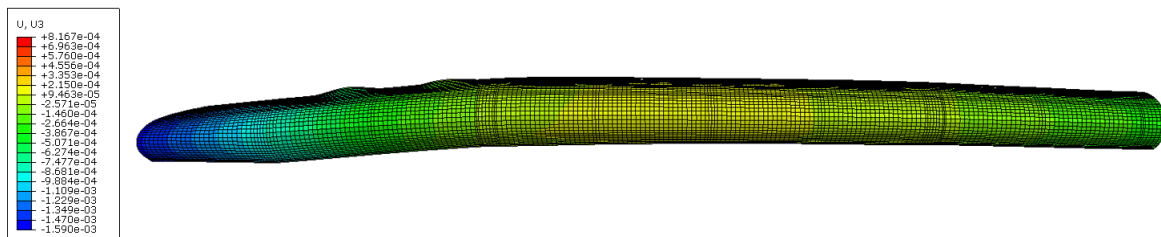
najveći ukupni pomak iznosi 1.9 mm. Na Slikama 4.19 i 4.20 su prikazani pomaci sa faktorom povećanja 50, kako bi bile vidljive deformacije.



Slika 4.18 Raspodjela ukupnih pomaka [mm]



Slika 4.19 Raspodjela pomaka u smjeru osi y [mm]



Slika 4.20 Raspodjela pomaka u smjeru osi z [mm]

5. Zaključak

U ovom radu prikazan je razvoj relativno jednostavne i brze metode za procjenu odziva konstrukcije pretkrilca na aerodinamičko opterećenje. Iako je za samu pripremu svih modela potrebno izdvojiti dosta truda i vremena, nakon što je osnovni posao obavljen, ukupno trajanje samih analiza je puno kraće nego kod analize strujanja na 3D modelu. Također, na 3D modelu dolazi do greške u izlaznim vrijednostima tlakova zbog bočnog opstrujavanja i vrtloženja zraka. Da bi se to izbjeglo, potrebno je u model uključiti susjedna pretkrilca, cijelo krilo i trup. To znatno komplicira izradu modela i produžuje trajanje same analize. S tog gledišta, u ovom radu prikazana metoda je bolja.

U razradi metode najveći problem bio je prijenos rezultata analize u FLUENT-u u Abaqus. U početku je razmatrana mogućnost dobivanja jedne matematičke funkcije koja bi opisala čitavo polje tlaka. Na taj način, i sama analiza odziva puno bi se brže izvršavala. Nažalost, geometrija polja prekompleksna je da bi ju se na taj način moglo definirati. Također, trajanje same analize u Abaqus-u traje jako dugo, budući da primijenjeni FORTRAN kôd ne podržava potpuno iskorištenje višejezgrenih procesora.

Na konkretnom primjeru drugog pretkrilca uočeno je da aerodinamička opterećenja opadaju s povećanjem napadnog kuta aviona. Uz to, maksimalna naprezanja na konstrukciji su daleko manja od granice tečenja materijala, pri čemu se ostvaruju pomaci od maksimalno 1.9 mm. Na temelju toga se može zaključiti da aerodinamička opterećenja nisu dominantna, već su se konstruktori pri proračunavanju konstrukcije pretkrilca vodili nekim drugim opterećenjima.

Ovdje prikazana metoda prvi je korak u složenijoj analizi naprezanja konstrukcije pretkrilca, koja će biti provedena u sljedećoj fazi rada na ovim problemima.

6. Literatura

- [1] Niu, Michael Chun-Yung: *Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*, Conmilit Press Ltd. Hong Kong, 1988.
- [2] Airbus 319 Structural Repair Manual
- [3] *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures MIL-HDBK-5J*, Department of Defense Handbook, Atlantic City, 2003.
- [4] *A320 Facility Planning Manual, Maintenance Facility Planning MFP*, 2002.
- [5] Jackson, Paul: *Jane's All the World's Aircraft 2004-2005*, Janes Information Group Limited, 2005.
- [6] Mikjel, Gabrijela: *Diplomski rad*, Zagreb, 2010.
- [7] Hexcel Composites: *HexWebTM Honeycomb attributes and properties*, Hexcel, 1999.
- [8] Sorić, Jurica: *Metoda konačnih elemenata*, Golden marketing-Tehnička knjiga, Zagreb, 2004.
- [9] Ivančević, Darko: *Diplomski rad*, Zagreb, 2008.
- [10] Rafael, Hrvoje: *Diplomski rad*, Zagreb, 2008.