

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Aerodynamická analýza rychlostního letounu

Bc. Adam Zezula

Vedoucí: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.



FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

3. srpna 2020

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Zezula** Jméno: **Adam** Osobní číslo: **459865**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Aerodynamická analýza rychlostního letounu

Název diplomové práce anglicky:

Pokyny pro vypracování:

Pro vzpracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Návrh úprav profiláže a mechanizace křídla
- 3) Aerodynamickou analýzu letounu pomocí CFD
- 4) Návrh úprav geometrie letounu

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **24.04.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2020**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta



Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

V Praze,

.....



Poděkování

Chtěl bych především poděkovat panu Ing. Jiří Brabcovi, Ph.D, za jeho odborné vedení a cenné rady. Dále bych rád poděkoval svým rodičům za finanční podporu během studií.



Anotace

Cílem této diplomové práce je aerodynamicky analyzovat letoun navržený v diplomové práci Jakuba Valenty. Nejprve je navržen nový profil, který by měl vylepšit aerodynamické vlastnosti letounu. Následně jsou spočteny aerodynamické charakteristiky letounu metodou CFD a srovnány s původním návrhem. Po získání těchto dat se práce zaměřuje na optimalizaci geometrie s cílem snížit odpor a to na přechod mezi křídlem a trupem letounu. V poslední části jsou přepracovány základní výkony z dat získaných z CFD.

Keywords: Aerodynamická analýza, návrh profilu křídla, ANSYS Fluent, optimalizace křídla, redukce odporu, letoun

Annotation

The main purpose of this diploma thesis is to aerodynamically analyze the aircraft designed in the diploma thesis of Jakub Valenta. First, a new profile is designed, which should improve the aerodynamic properties of the aircraft. Subsequently, the aerodynamic characteristics of the aircraft are calculated by CFD method and compared with the original design. After obtaining this data, the work focuses on optimizing the geometry in order to reduce its drag where the wing passes into the fuselage. In the last part, the basic performances are reworked from the data obtained from the CFD.

Keywords: Aerodynamic analysis, airfoil design, ANSYS Fluent, wing optimization, drag reduction, airplane



Obsah

I Seznam obrázků

II Seznam tabulek

III Seznam použitých symbolů

1 Úvod a rozbor současného stavu	1
2 Návrh úprav profiláže	2
2.1 Aerodynamické síly	2
2.1.1 Reynoldsovo číslo	3
2.1.2 Machovo číslo	4
2.2 Mezní vrstva	4
2.3 Laminární profil	5
2.4 Návrh profilu	7
2.5 Aerodynamické charakteristiky	9
3 Výpočet nastavení křídla a mechanizace křídla	13
3.1 Aerodynamické charakteristiky křídla	13
3.2 Úhel nastavení křídla	15
3.2.1 Křídlo	15
3.2.2 Křídlo s trupem	16
3.2.3 Letoun s pevným řízením	17
3.2.4 Momentová čára	17
3.2.5 Výpočet úhlu nastavení křídla	18
3.3 Vztlaková mechanizace	18
3.3.1 Profil	19
3.3.2 Křídlo	20
4 Analýza pomocí CFD	22
4.1 Základní rovnice	22
4.2 Metoda konečných objemů	22
4.3 Turbulence	23
4.4 RANS	23
4.5 Stěnová funkce	24



5	Nastavení simulace	26
5.1	Profil	26
5.2	Tunel	27
5.3	Výpočetní síť	27
5.4	Boi-zones a sizing	28
5.5	Wrap	30
5.5.1	Oprava wrapu	30
5.6	Blížkost stěny	31
5.6.1	Prismatické buňky	31
5.6.2	Výpočet tloušťky první buňky	31
5.7	Okrajové podmínky	34
5.8	Solver	34
5.8.1	Schéma	34
5.9	Konvergence	35
6	Výsledky	38
6.1	Srovnání výsledků pro $y+\approx 1$ a $y+=30+$	38
6.2	Úhel nastavení	39
6.3	Nezávislost řešení na velikosti sítě	41
6.4	Polára letounu	41
6.5	Grafické znázornění výsledků	42
6.5.1	Rozložení tlaku	42
6.5.2	Proudnice	44
7	Návrh úprav geometrie letounu	45
7.1	Prvotní úpravy	45
7.2	Interference křídla a trupu	46
7.3	Následující úpravy geometrie	47
7.4	Optimalizační metody	48
7.4.1	Adjungovaný řešič	49
7.5	3D Optimalizace křídla	50
7.6	Porovnání	53
8	Výkony	55
8.1	Maximální rychlost	55



8.2	Dolet	57
8.3	Vytrvalost	58
8.4	Klouzavý let	59
8.5	Stoupavý let	60
8.6	Zatáčka	61
8.7	Vzlet	63
8.7.1	Rozjezd	63
8.7.2	Odlepení	64
8.8	Srovnání	65
9	Závěr	66
A	Appendix	69
A.1	Návod pro síťování pomocí Journal	69

Seznam obrázků

1	Obtékání profilu Zdroj: [1]	2
2	Odtržení mezní vrstvy Zdroj: [4]	5
3	Srovnání laminárního a turbuletního profilu Zdroj: [8]	6
4	Polára laminárního profilu. Zdroj [4]	6
5	Srovnání profilu NRESLs a jeho modifikace Zdroj: Autor	7
6	Původní rozložení Zdroj: Autor	7
7	Nové rozložení Zdroj: Autor	8
8	Vztlaková čára Zdroj: Autor	8
9	Polára Zdroj: Autor	9
10	Polára nového a původního profilu Zdroj: Autor	10
11	Vztlaková čára nového a původního profilu Zdroj: Autor	10
12	Momentová čára nového a původního profilu Zdroj: Autor	11
13	Poláry různých profilů Zdroj: Autor	12
14	Zavislost $C_l=f(Re)$ Zdroj: Autor	13
15	Rozložení vztlaku po křídle z programu GLAUERT III Zdroj: Autor	14
16	Vztlaková čára profilu Zdroj: Autor	20
17	Vztlaková čára křídla Zdroj: Autor	21
18	Příklad diskretizace Zdroj: [2]	22
19	Stěnová funkce Zdroj: [14]	25
20	Model letounu Zdroj: Autor	26
21	Výpočetní tunel Zdroj: Autor	27
22	Konformní a nekonformní síť Zdroj: [23]	28
23	Strukturované a nestrukturované buňky Zdroj: [13]	28
24	Zóny zjemnění Zdroj: Autor	29
25	Nastavení vytváření prismatických buněk. Zdroj: Autor	30
26	Povrchová síť na křídle . Zdroj: Autor	31
27	Prismatické buňky Zdroj: Autor	33
28	Vytváření prismatických buněk Zdroj: Autor	33
29	Rezidua při 120 iteracích Zdroj: Autor	36
30	Sledovaná veličina, Vztlak. Zdroj: Autor	36
31	Rezidua při 500 iteracích. Zdroj: Autor	37
32	Wall $Y_+=1$ Zdroj: Autor	38



33	Wall $Y_{+}=30+$ Zdroj: Autor	38
34	Strom modelu v programu CATIA V5 s tabulkou. Zdroj: Autor	40
35	Polára letounu Zdroj: Autor	42
36	Vrchní strana křídla Zdroj: Autor	43
37	Spodní strana Zdroj: Autor	43
38	Proudnice kolem letounu Zdroj: Autor	44
39	Zakončení křídla Zdroj: Autor	45
40	Rádius na hranici křídlo/trup Zdroj: Autor	45
41	Maximum vztlaku na přechodu křídlo/trup Zdroj: [22]	46
42	Rádius mezi křídlem a trupem Zdroj: [5]	47
43	Varianty úprav Zdroj: Autor	47
44	Sledované veličiny a očekávaná změna Zdroj: Autor	50
45	Sledované veličiny a očekávaná změna Zdroj: Autor	51
46	Modifikace sítě Zdroj: Autor	52
47	Přemodelované křídlo Zdroj: Autor	52
48	Polára a vztlaková čára letounu v lineraní části Zdroj: Autor	54
49	Analytická polára Zdroj: Autor	55
50	Potřebný a dodávaný tah. Zdroj: Autor	56
51	Klesací rychlost a úhel klesání v závislosti na rychlosti Zdroj: Autor	59
52	Stoupací rychlost a úhel stoupání Zdroj: Autor	60
53	Doba a poloměr zatáčky, $m= 345\text{kg}$ Zdroj: Autor	61
54	Úhel příčného sklonu, $m= 345\text{kg}$ Zdroj: Autor	62
55	Doba a poloměr zatáčky, $m= 300\text{kg}$ Zdroj: Autor	62
56	Úhel příčného sklonu, $m= 300\text{kg}$ Zdroj: Autor	62
57	Síť pomocí Journal Zdroj: Autor	69



Seznam tabulek

1	Parametry	14
2	Nastavení simulace	35
3	Rozdíl v silách pro různé veliké y^+	39
4	Relace mezi úhlem nastavení a generovaným vztlakem	40
5	Závislost počtu buněk na sledované veličině	41
6	Odpor jednotlivých variant	48
7	Tabulka postupných výsledků	53
8	Finální optimalizace	53
9	Maximální rychlosti	56
10	Maximální dolet při $m= 345\text{kg}$	57
11	Maximální dolet při $m= 300\text{kg}$	57
12	Dolet při $m= 345\text{kg}$	58
13	Dolet při $m= 300\text{kg}$	58
14	Maximální vytrvalost při $m= 345\text{kg}$	59
15	Maximální vytrvalost při $m= 300\text{kg}$	59
16	Minimální rychlost klesání a úhel klesání	60
17	Maximální rychlost stoupání	61
18	Parametry limitní zatáčky	63
19	Porovnání letounu pro MTOM	65



Seznam použitých symbolů

Symbol	Jednotky	Význam
b	$[m]$	Hloubka profilu
c_d	$[-]$	Součinitel odporu profilu
c_D	$[-]$	Součinitel odporu křídla
c_{Di}	$[-]$	Součinitel indukovaného odporu
c_l	$[-]$	Součinitel vztlaku profilu
c_L	$[-]$	Součinitel odporu křídla
c_m	$[-]$	Součinitel klopivého momentu
D	$[N]$	Odporová síla
e	$[-]$	Oswaldův koeficient
g	$[m/s^2]$	Tíhové zrychlení
G	$[N]$	Tíha letounu
i	$[^\circ]$	Úhel nastavení
l	$[m]$	Rozpětí křídla
l_H	$[m]$	Rameno VOP
l_{SOP}	$[m]$	Rozpětí SOP
l_V	$[m]$	Rameno SOP
l_{VOP}	$[m]$	Rozpětí VOP
L	$[N]$	Vztlaková síla
M	$[kg]$	Hmotnost letounu
$MTOM$	$[kg]$	Maximální vzletová hmotnost letounu
n	$[-]$	Násobek
P_{con}	$[kW]$	Maximální trvalý výkon motoru
P_{max}	$[kW]$	Maximální výkon motoru
S	$[m^2]$	Plocha křídla
C_{eP}	$[kg \cdot s^{-1} \cdot W^{-1}]$	Specifická spotřeba paliva
T	$[N]$	Tah pohonné jednotky
W_{fu}	$[m]$	Maximální šíře trupu



v	[m/s]	Rychlost letu
v_{max}	[m/s]	Maximální rychlost vodorovného letu
v_{s0}	[m/s]	Rychlost v přistávací konfiguraci
$y+$	[–]	Bezrozměrná vzdálenost od stěny
$u+$	[–]	Bezrozměrná rychlost
w	[m/s]	Stoupací rychlost
α	[°]	Úhel náběhu
α_0	[°]	Nulový úhel náběhu
γ	[°]	Úhel stoupání/klesání
η	[–]	Zúžení křídla
η_p	[–]	Účinnost propulzoru
λ	[–]	Štíhlost křídla
Λ	[°]	Úhel šípu



1 Úvod a rozbor současného stavu

Tato práce vznikla v návaznosti na diplomovou práci Jakuba Valenty. V původní práci byl navržen rychlostní letoun, jenž má překonat aktuální rekordy ve své kategorii. Má práce se zaměřuje na aerodynamickou analýzu tohoto letounu, kde prvním cílem je vybrat nový profil, jenž by neměl nastavení křídla záporné. Nový profil by měl být ideálně lepší nejenom odporově, ale i vztlakově. Letecký profil, který byl vybrán při prvotním návrhu letounu, je NACA 66(2)-215 . Jedná se o laminární profil, a proto bude nalezení profilu s lepšími odporovými vlastnostmi nesnadným úkolem. Nový profil se nejspíš bude muset navrhnout, aby požadavkům vyhověl.

Snížování odporu letounu je již od nepaměti zásadním problémem v leteckém odvětví. Velkou roli dnes hraje především v komerční dopravě, kdy každý kilogram ušetřeného paliva, které nebylo vydáno na překonání odporu, má nesmírnou hodnotu.

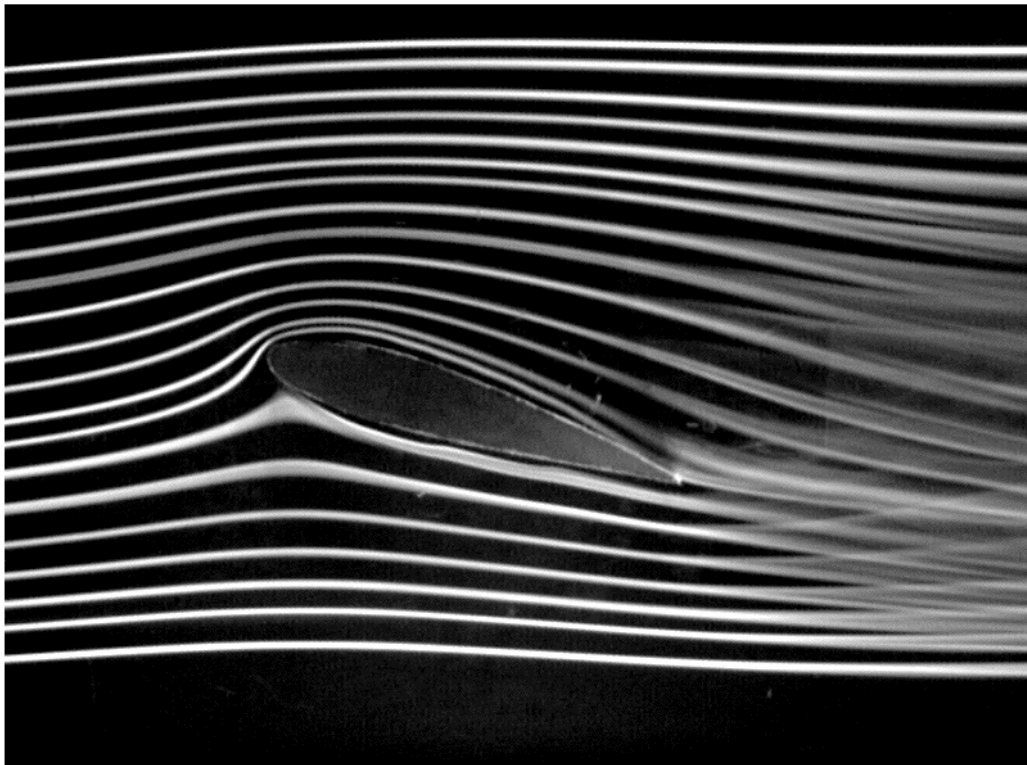
Aerodynamické analýza letounu bude probíhat pomocí výpočtu CFD neboli computer fluid dynamics. Jak z názvu vyplývá, jedná se o metodu, kdy se problémy proudění (ale i dalších fyz. jevů) řeší numericky. Program, ve kterém tato bude simulace probíhat, je FLUENT od firmy ANSYS. Tento nástroj je výhodné použít v ranné fázi vývoje letounu, kdy fyzicky model letounu není k dispozici a tunelové měření není možné. Metoda CFD může být velice spolehlivá v závislosti na správném použití, nicméně validace dat získaných touto metodou by měla být vždy provedena. Je důležité si uvědomit, že data získaná touto metodou mohou být zatížena velkou chybou, pokud řešitel nedokáže uspokojit požadavky programu na správnou síť, či špatně navolí okrajové podmínky problému. Výhodou je získání dat, na základě kterých může být letoun dále zpracováván. Mezi typické příklady patří zjištění aerodynamických charakteristik letounu, umístění otvoru sání, optimalizace tvaru letounu z hlediska odporové síly, apod.



2 Návrh úprav profiláže

2.1 Aerodynamické síly

Aerodynamické síly jsou generovány při vzájemné interakci tělesa s proudící tekutinou, nebo naopak pohybujícího se tělesa skrz tekutinu. Na tom, jestli se pohybuje těleso nebo tekutina nezáleží, ale bez přítomnosti tekutiny by tyto síly nevznikaly. Samotný pohyb je esenciálním předpokladem pro vznik síly, bez pohybu by ke generování sil nedošlo. Na tělese vznikají dvě složky síly. První, která působí proti pohybu tělesa a má tendenci ho zpomalit, je odpor. Kromě této síly vzniká na vhodně tvarovaném tělese i vztlaková síla – neboli dynamický vztlak. Tato síla vzniká, pokud je nabíhající proud nucen změnit směr proudění v důsledku tělesa, jež mu překáží, a to podle Newtonova třetího zákona. Ke vztlaku přispívá nejenom spodní část profilu, ale i vrchní. Toto vysvětlení však není úplné, neboť nebere v úvahu rozdíl tlaků vyvolaný změnou směru proudnic při kontaktu s tělesem. Na spodní straně profilu vznikne oblast s vyšším tlakem a na svrchní straně s nižším, kde dochází ke zhuštění proudnic. Rozdílem těchto tlaků vzniká aerodynamická síla – vztlak. Obě tyto teorie tedy vysvětlují vztlak rozdílným způsobem. [10]



Obrázek 1: Obtékání profilu Zdroj: [1]

Existuje celá řada teorií o tom, jak vzniká vztlaková síla, ale spousta z nich je chybných. Přesné vyčíslení těchto sil je provázáno ruku v ruce, jak hluboká znalost těchto fyzikálních jevů je. Pokud

dojde k chybě při výpočtu těchto základních sil, může to mít jak pevnostní, tak i funkční dopad na letoun jako celek. Příliš optimistická hodnota součinitele odporu vede k nadhodnocení letových výkonů letounu.

Samotný odpor se skládá ze dvou složek a to odporu třecího, který vzniká kvůli tangenciálnímu napětí a tlakového odporu, který je způsoben normálovým napětím. Pro výpočet celkového odporu můžeme využít Newtonova vzorce.

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

Ze vztahu lze vyvodit, že odporová síla je závislá na dynamickému tlaku, $\frac{1}{2}\rho \cdot v^2$, promítnuté ploše A , kde v letectví se bere kolmý průmět plochy do půdorysu, oproti například automobilovém průmyslu, kde se bere čelní plocha. Posledním členem vzorce je C_D , který skrývá nejenom vhodný tvar tělesa, ale je závislý i na Reynoldsově a Machově čísle.

Sumací těchto složek získáváme odpor celkový.

$$F_{Dcelkov} = F_{Dtlakov} + F_{Dtrec} \quad (2)$$

Který z těchto odporů bude mít dominantní postavení a převládne, závisí nejenom na tvaru obtékaného tělesa, ale i na podmínkách proudící tekutiny, tvar však vykazuje silnější závislost. Při obtékání rovinné desky převažuje odpor třecí, neboť tekutina interaguje s deskou po dlouhou dobu. Na druhé straně máme například obtékání válce, kde plocha válce, která je vystavena směru proudící tekutiny, je výrazně menší, než tomu bylo v případě rovinné desky. A odpor je zde převážně tlakový.

2.1.1 Reynoldsovo číslo

Reynoldsovo číslo je bezrozměrné číslo, které udává poměr mezi setrvačnými a třecími silami v proudící tekutině. Jeho velikost nám řekne, zda se jedná o proudění v turbulentní nebo laminární oblasti. Hodnota Reynoldsova čísla pro přechod proudění z laminární do turbulentní oblasti je závislá na geometrii obtékaného tělesa a také na tom, zda se jedná o proudění v uzavřeném systému (potrubí), nebo se jedná o proudění ve volném okolí (na rovinné desce), kde tyto hodnoty se rapidně liší, neboť pro proudění v potrubí je tato hodnota stanovena na 2300 a pro rovinou desku je to 500 000. Změna proudění není skoková, ale je zde přechodová oblast. Vliv na přechod ovlivňuje i drsnost obtékaného povrchu, kdy při

vyšší drsnosti dochází k přechodu do turbulentní oblasti při značně nižších Reynoldsových číslech.

$$Re = \frac{\rho \cdot u \cdot L}{\mu} \quad (3)$$

2.1.2 Machovo číslo

Machovo číslo je dalším podobnostním číslem. Toto číslo udává poměr rychlosti pohybující se tekutiny k místní rychlosti zvuku.

$$Ma = \frac{v}{c} \quad (4)$$

Výpočtem Machova čísla můžeme zjistit, jestli se pohybujeme v oblasti, kde můžeme zanedbat stlačitelnost vzduchu nebo nikoliv. Stlačitelnost vzduchu se začíná projevovat při $Ma = 0,3$. V diplomové práci se setkáme se subsonickými rychlostmi, tedy $Ma < 1$.

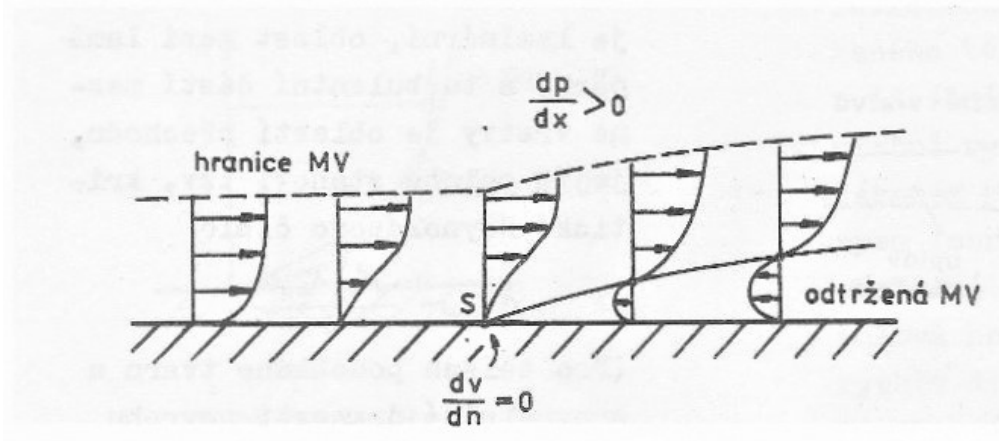
2.2 Mezní vrstva

Pokud se těleso nachází v poli proudící tekutiny, ulpívá na jeho povrchu tenká vrstva tekutiny. Tato vrstva se nazývá mezní vrstva. Tekutina se na tělese zbrzdí v důsledku tření. Tření, které je způsobené drsností povrchu, jenž zabraňuje proudovým částicím v pohybu po stěně, je závislé na viskozitě dané tekutiny a rozložením rychlosti v proudovém poli. Rychlost tekutiny na povrchu je zbrzděna až na nulovou hodnotu a následně se zvětšující se vzdáleností od povrchu roste, dosáhne hodnoty rychlosti proudu v okolí. Kolmá vzdálenost od povrchu až do místa, kde zbrzděná tekutina dosáhla 99% rychlosti volného proudu, je tloušťkou mezní vrstvy. Rychlostní profil v mezní vrstvě závisí na tom, jestli je proudění laminární nebo turbulentní. [4]

Na profilu nalézáme oba tyto druhy proudění, kde laminární mezní vrstva se zvyšující se vzdáleností od náběžného bodu přechází v turbulentní mezní vrstvu. Oblast přechodu mezi laminárním a turbulentním prouděním stanoví kritické Reynoldsovo číslo.

Za tělesem vzniká část proudového pole, která obsahuje zbrzděné částice, které prošly mezní vrstvou, a definujeme ji jako úplav. Odtržení mezní vrstvy má nežádoucí vliv na vztlakové a odporové vlastnosti a je způsobeno jednak třením a jednak nepříznivým tlakovým gradientem. Tyto vlivy překonají kinetickou energii místního proudu a tekutina začne proudit obráceným směrem oproti původnímu. [4]

Existence mezní vrstvy hraje důležitou roli při vytváření sítě v okolí povrchu obtékaného tělesa.

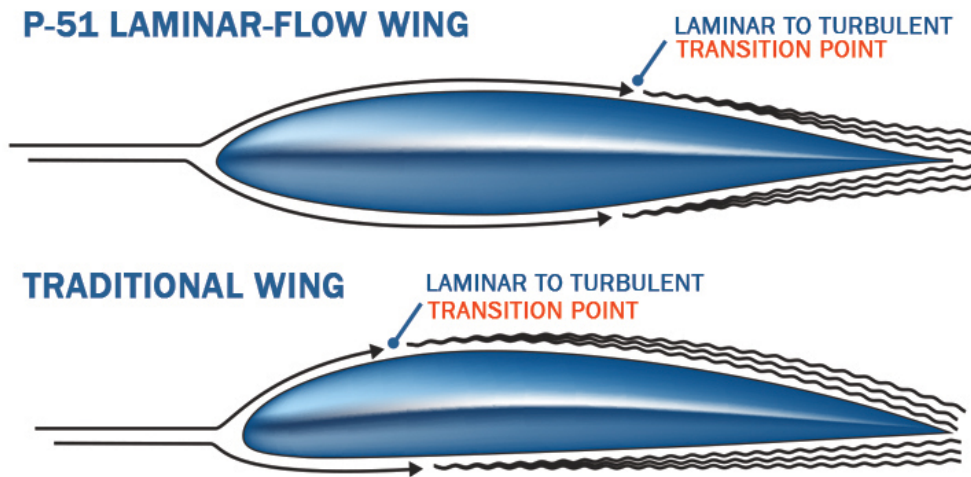


Obrázek 2: Odtržení mezní vrstvy Zdroj: [4]

2.3 Laminární profil

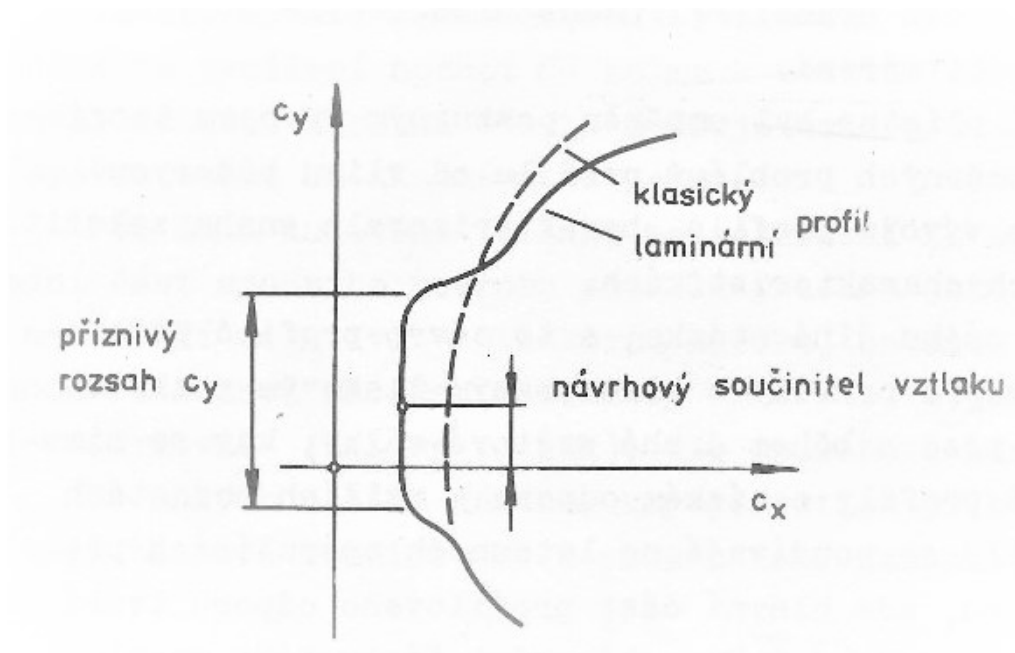
Při uvažování křídla nekonečného rozpětí je aerodynamický odpor tvořen třecím odporem a tlakovým odporem. Jejich vznik byl vysvětlen v předchozí kapitole. Tlakový odpor je způsoben poklesem tlaku v úplavu oproti tlaku před tělesem a rozdíl těchto tlaků je právě důvodem vzniku tlakové složky odporu. Princip třecího odporu vyplývá již z jeho názvu. Výsledný odpor profilu je dán sumou těchto dvou složek. Reálné křídlo má kromě těchto dvou odporů také i další složku odporu, které se říká indukovaný odpor. Tento odpor vzniká na konci rozpětí křídla, kdy se vysoký tlak na spodní straně křídla mísí s nižším tlakem na vrchní straně. Tento rozdíl v tlakových gradientech vyvolá vír a to je příčinou zvýšeného odporu. Tento odpor nikdy nemůže být nulový na reálném křídle, ale je závislý na geometrických parametrech daného křídla. Při zvyšování štíhlosti křídla, tedy poměru rozpětí ku ploše, se indukovaný odpor snižuje. [4]

Laminární profily se vyznačují menším odporem a to z toho důvodu, že oblast laminárního proudění kolem profilu křídla je až 60%. Tento jev má za následek znatelné snížení odporu oproti klasickému profilu, kde je oblast laminárního proudění přibližně do hloubky 30%.



Obrázek 3: Srovnání laminárního a turbuletního profilu Zdroj: [8]

Typickým znakem je laminární boule při nízkých hodnotách součinitele vztlaku. Pro letoun je výhodné, pokud součinitel vztlaku při cestovní rychlosti odpovídá na poláře právě takovému místu, kde je součinitel odporu malý.

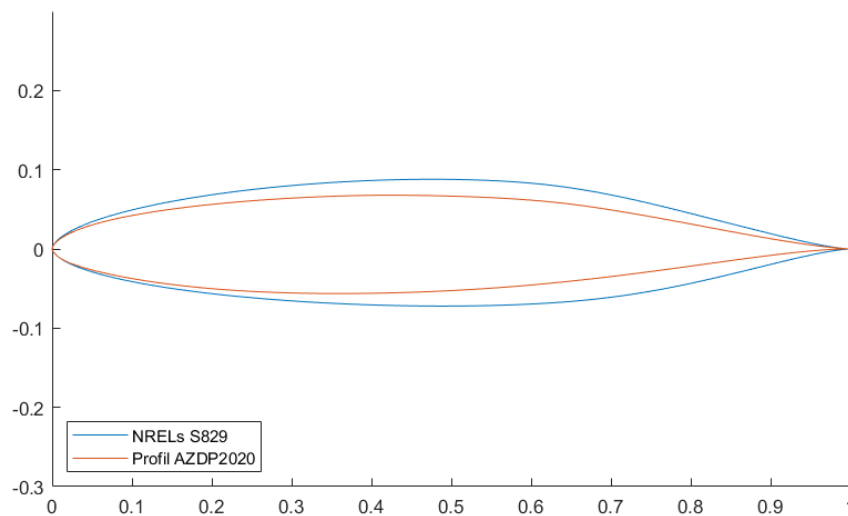


Obrázek 4: Polára laminárního profilu. Zdroj [4]

Mezi laminární profily se řadí i řada NACA 66(2)-215, ze které je vybrán profil původní koncepce.

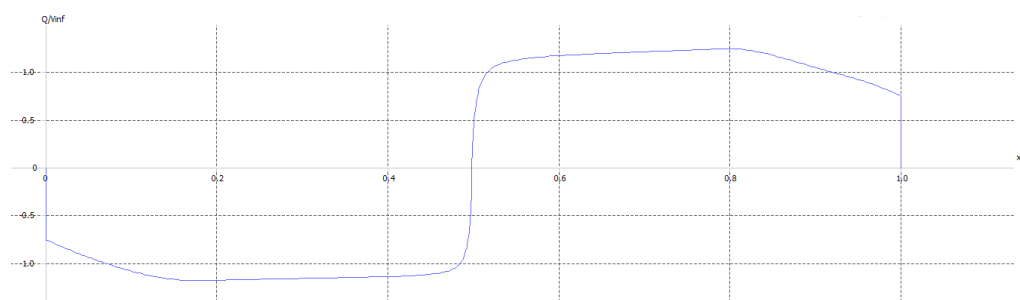
2.4 Návrh profilu

Jelikož původní profil nespĺňoval některé parametry na něj kladené, je potřeba vybrat nový. Nový profil by měl být nejenom lepší odporově, ale i vztlakově. Zároveň by součinitel nulového vztlaku měl být blíže nule, aby nastavení křídla vyšlo nulové nebo kladné. Pro daná kritéria bylo tedy potřeba vytvořit profil nový (dále již AZDP2020). Návrh profilu proběhl v programu XF5, kde byl pro usnadnění práce načten jiný laminární profil, a to NRELS S829, a následně upraven. Na obrázku je vidět původní geometrie a upravená.

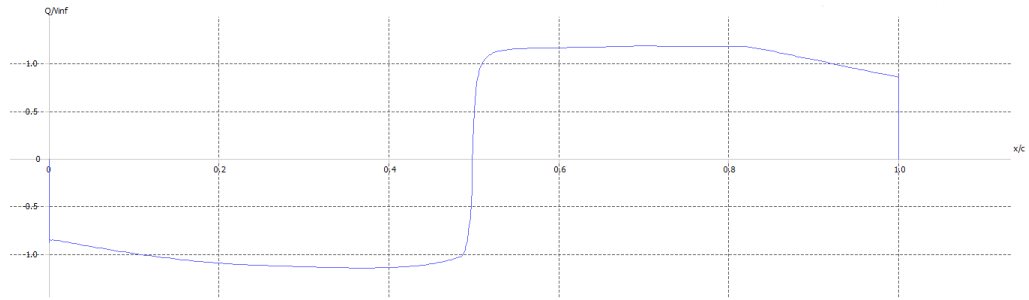


Obrázek 5: Srovnání profilu NRELS a jeho modifikace Zdroj: Autor

Profil NRELS S829 byl vybrán kvůli tomu, že je to laminární profil s úhlem při nulovém vztlaku profilu $-0,363^\circ$ a tedy jenom mírně záporným. Program XF5 nabízí možnost nechat si vykreslit distribuci rychlosti po délce profilu. Na obrázku níže je vidět původní a následně nové rozložení.

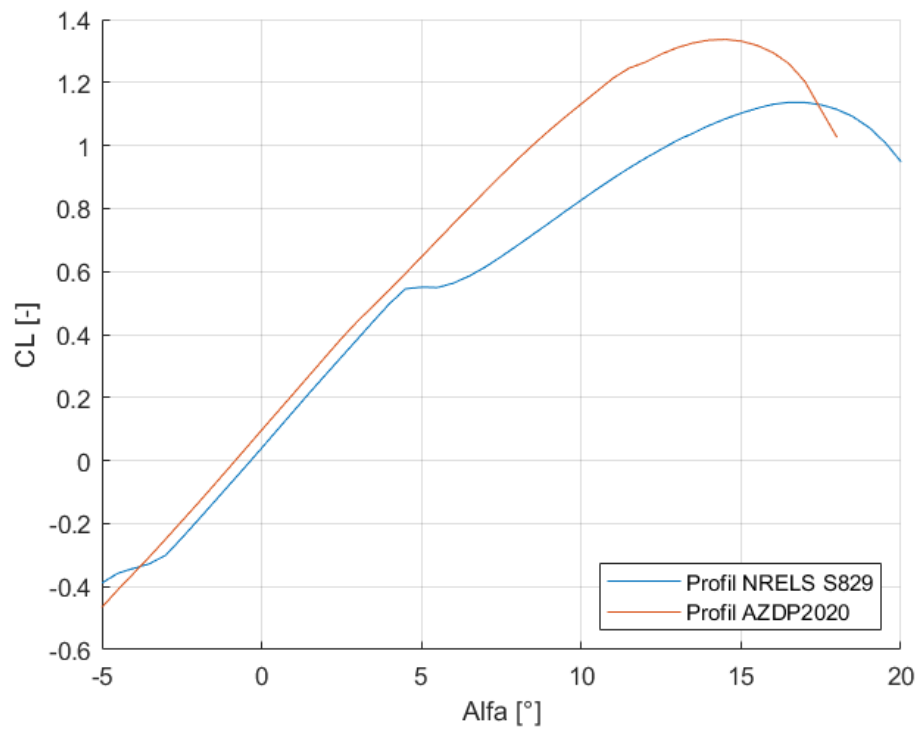


Obrázek 6: Původní rozložení Zdroj: Autor

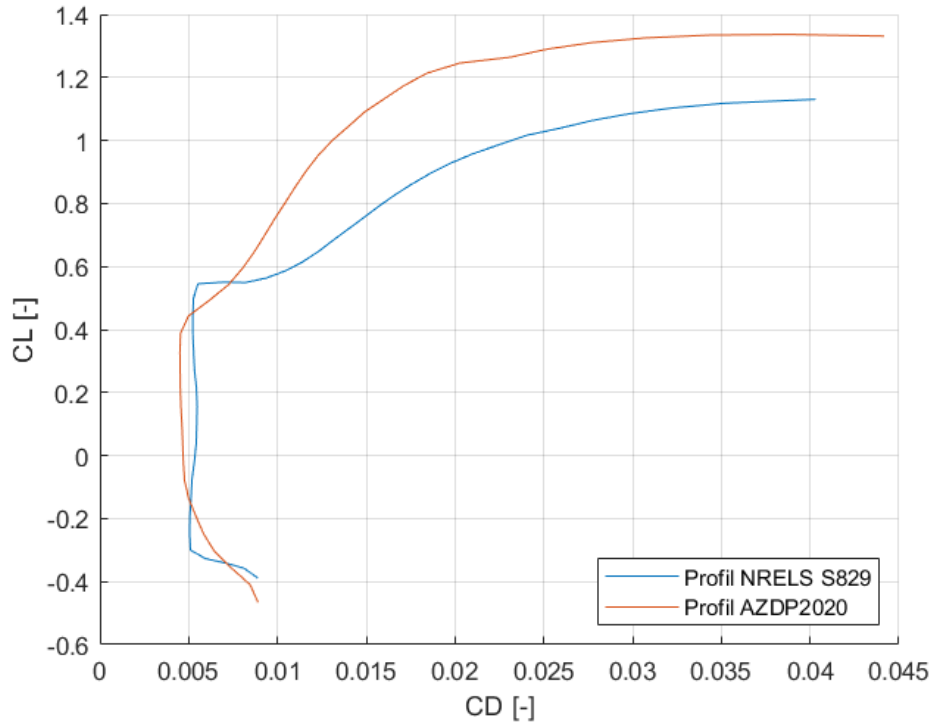


Obrázek 7: Nové rozložení Zdroj: Autor

Vhodnými úpravami byl profil manuálně upraven tak, aby měl více záporný úhel při nulovém vztlaku, ale naopak byl získán vyšší maximální součinitel vztlaku a menší minimální odpor.



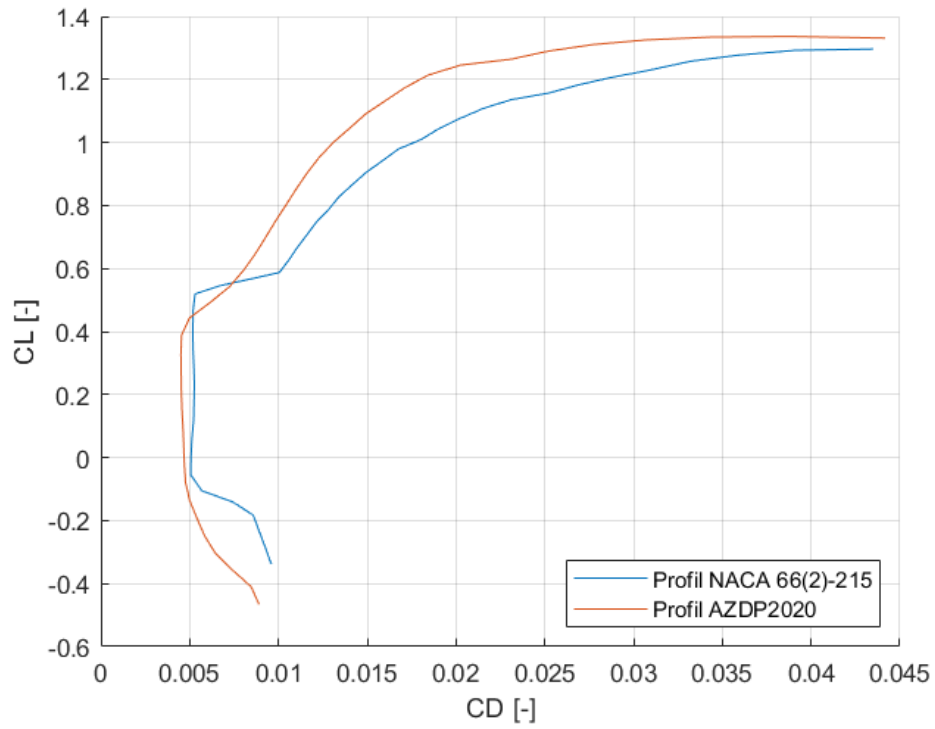
Obrázek 8: Vztlaková čára Zdroj: Autor



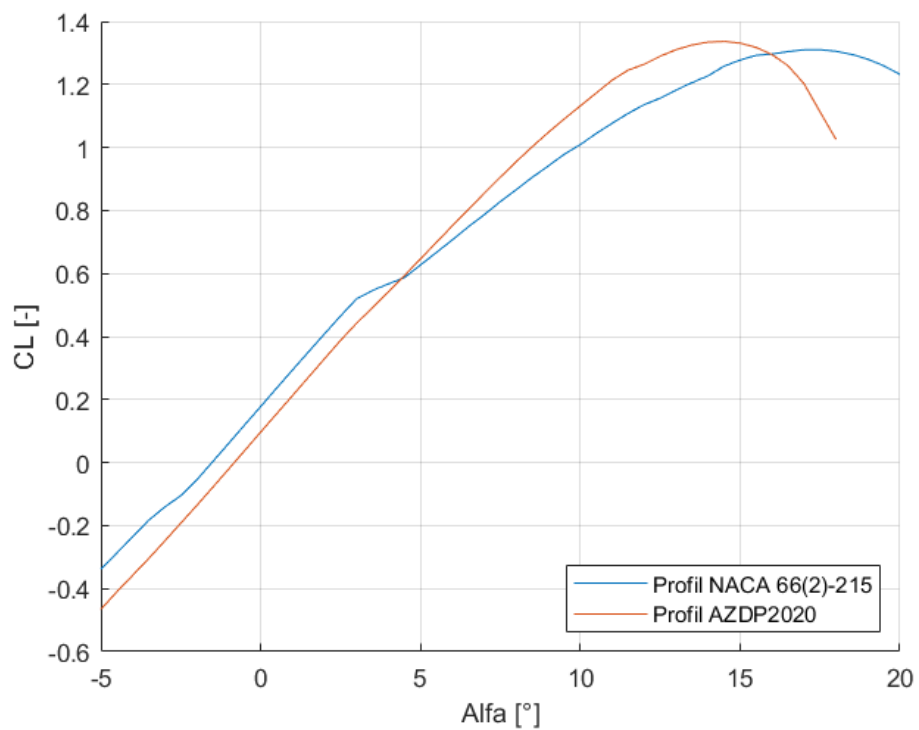
Obrázek 9: Polára Zdroj: Autor

2.5 Arodynamické charakteristiky

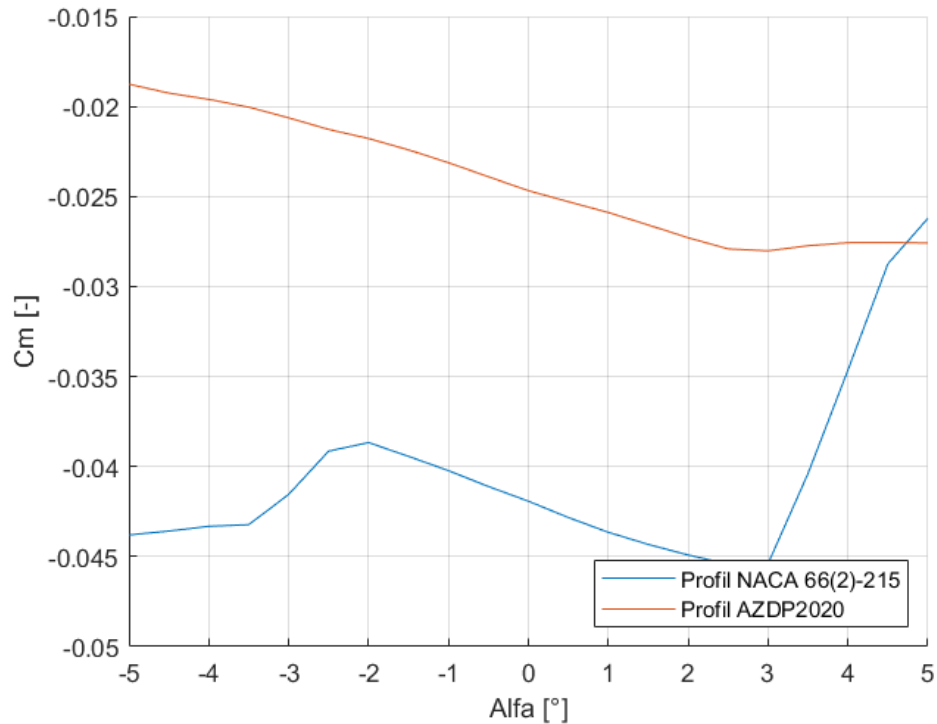
V programu XFLR5 byla vykreslena polára, vztlaková čára a momentová čára původního profilu použitého na letounu a nově vytvořeného AZDP2020. Z obrázku je patrné, že profil vyhovuje požadavkům na něj kladeným. Grafy jsou vykresleny pro Reynoldsovo číslo = 1 500 000.



Obrázek 10: Polára nového a původního profilu Zdroj: Autor

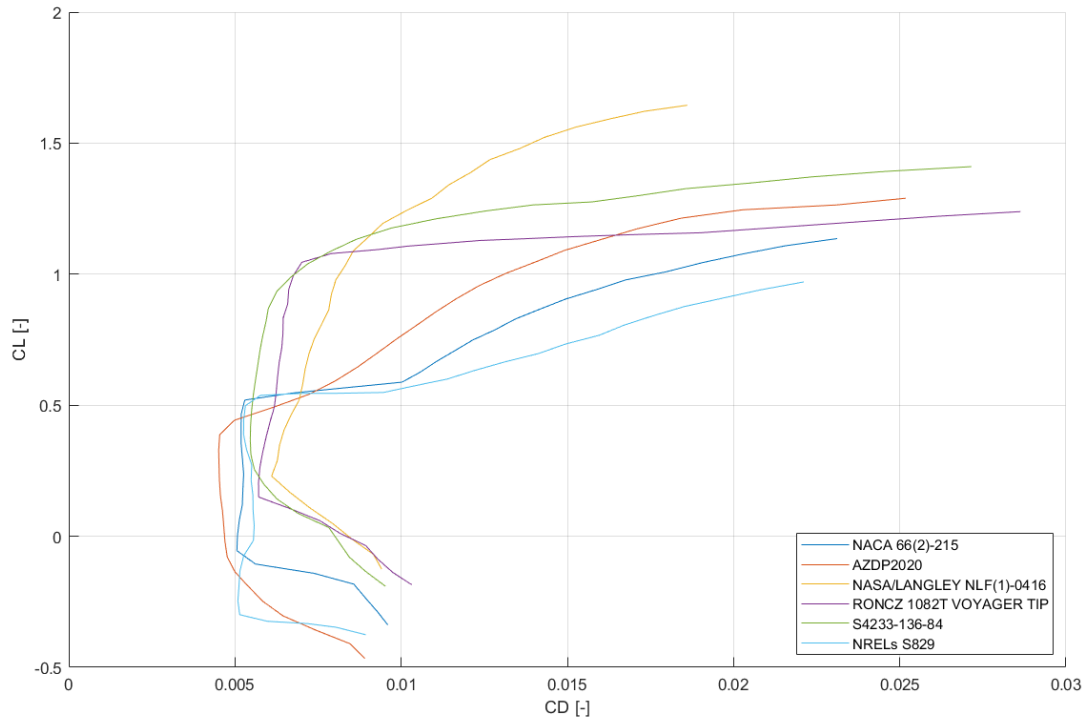


Obrázek 11: Vztlaková čára nového a původního profilu Zdroj: Autor



Obrázek 12: Momentová čára nového a původního profilu Zdroj: Autor

Profil byl srovnán s dalšími profily. Je patrné, že v oblasti poláry, kde se letoun bude pohybovat při cestovní rychlosti, je profil AZDP2020 lepší než jeho konkurenti, má tedy výrazně menší odpor. (pozn. v grafu nejsou ukázány všechny profily, které byly vyzkoušeny. Vychází se i z toho, že profil má lepší odporové vlastnosti než původní NACA 66(2)-215, který byl vyhodnocen v diplomové práci jako nejlepší z řad NACA). Nevýhodou je, že profil nemá tak vysoký maximální součinitel vztlaku a bude tedy nezbytné použít účinnou vztlakovou mechanizaci, která je opět konstrukčně náročná.



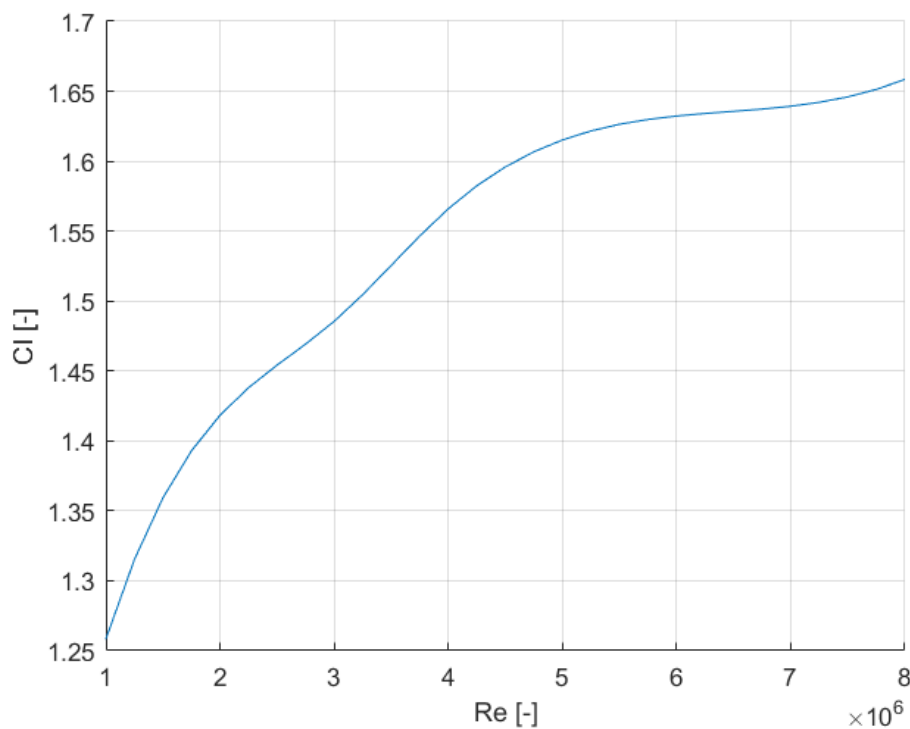
Obrázek 13: Poláry různých profilů Zdroj: Autor

3 Výpočet nastavení křídla a mechanizace křídla

Úhel mezi tětivou profilu a osou profilu letounu nazýváme úhlem nastavení a je ho potřeba spočítat. Pro zjištění potřebných koeficientů je však nejprve nutné spočítat aerodynamické charakteristiky.

3.1 Aerodynamické charakteristiky křídla

Pro získání rozložení vztlaku po křídle bylo využito programu GLAUERT III. Z dat získaných z programu XFRLR5 byl vykreslen graf závislosti maximálního součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle. Profil byl simulován v oblasti Reynoldsova čísla 1 až 8 milionů.



Obrázek 14: Zavislost $Cl=f(Re)$ Zdroj: Autor

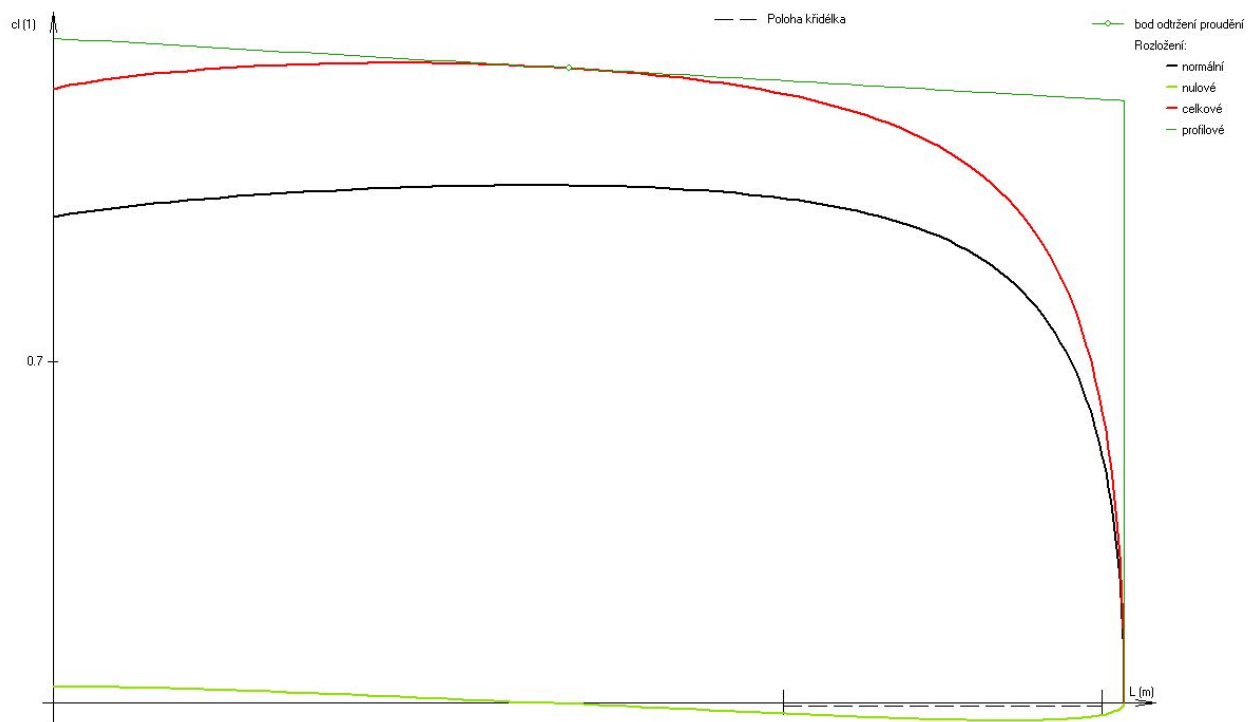
Velikost Reynoldsova čísla podél rozpětí křídla dle spočítat dle:

$$Re = \frac{v \cdot b}{\eta} \quad (5)$$

Kde v je rychlost letu, b je hloubka křídla ve vyšetřované oblasti a η je kinematičká viskozita. Tím jsme mohli určit velikost Reynoldsova čísla podél rozpětí při pádové rychlosti $v_s = 83 \text{ km/h}$. Do programu Glauert III byly následně zaneseny tyto hodnoty:

Polorozpětí	3,269
cl_p na počátku křídla	1,3621
cl_p na konci křídla	1,2344
cl_α	5,93
α_0	-0,6

Tabulka 1: Parametry



Obrázek 15: Rozložení vztlaku po křídle z programu GLAUERT III Zdroj: Autor

Výsledkem řešení je max. součinitel vztlaku křídla $Cl_{max} = 1,2293$ a úhel nulového vztlaku křídla $\alpha_{0W} = -0,44^\circ = -0,0077 \text{ rad}$, který je potřeba pro výpočet úhlu nastavení křídla.

3.2 Úhel nastavení křídla

Křídlo navrhujeme pro součinitel vztlaku 0,0808 při rychlosti 108,73 m/s. Pro výpočet nastavení křídla je nejprve potřeba stanovit následující hodnoty.

3.2.1 Křídlo

Nejprve je třeba určit stoupání vztlakové čáry dle [9].

Machovo číslo při rychlosti v_c :

$$Ma = \frac{v}{a} = \frac{108,73}{340,32} = 0,3195 \quad (6)$$

Kde a je místní rychlost zvuku spočtena dle:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 288,15} = 340,322 \text{ m/S} \quad (7)$$

Parametr Machova čísla:

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = \sqrt{1 - 0,3195^2} = 0,9476 \quad (8)$$

Poměr stoupání vztlakové čáry vůči teoretickému:

$$\kappa = \frac{c_l}{2 \cdot \pi} = \frac{5,93011}{2 \cdot \pi} = 0,94381 \quad (9)$$

Stoupání vztlakové čáry:

$$\begin{aligned} c_{L\alpha W} &= \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{2 + \sqrt{(\lambda \cdot \beta / \kappa)^2 \cdot (1 + \tan^2(\Lambda_{1/2}) / \beta^2 + 4)}} \\ &= \frac{2 \cdot \pi \cdot 8,5}{2 + \sqrt{(8,5 \cdot 0,9476 / 0,9438)^2 \cdot (1 + \tan^2(-0,0588) / 0,9476^2) + 4}} = 4,9528 \text{ 1/rad} \end{aligned} \quad (10)$$

Součinitel vztlaku při $\alpha_W = 0$:

$$c_{L0W} = -\alpha_{0W} \cdot c_{L\alpha W} = 0,00768 \cdot 4,9528 \text{ 1/rad} = 0,03804 \quad (11)$$

3.2.2 Křídlo s trupem

Postup pro výpočet vzlakové čáry s trupem dle [16].

Ekvivalentní průměr trupu:

$$d_{fu} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{fucs}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,467}{\pi}} = 0,7711m \quad (12)$$

Faktor interference křídla s trupem:

$$\begin{aligned} k_{Wfu} &= 1 + 0,025 + \frac{d_{fu}}{l} - 0,25 \cdot \left(\frac{d_{fu}}{l}\right)^2 \\ &= 1 + 0,025 + \frac{0,7711}{6,538} - 0,25 \cdot \left(\frac{0,7711}{6,538}\right)^2 = 0,9995 \end{aligned} \quad (13)$$

Stoupání vzlakové čáry s trupem:

$$c_{LaWfu} = c_{L\alpha W} \cdot k_{Wfu} = 4,9528 \cdot 0,9995 = 4,95 \text{ 1/rad} \quad (14)$$

Úhel nastavení:

$$i_W = \frac{c_{L0}}{c_{LaWfu}} + \alpha_{0W} = \frac{0,0808}{4,95} - 0,0077 = 0,0086rad \quad (15)$$

Nulový úhel křídla s trupem:

$$\alpha_{0Wfu} = \alpha_{0W} - i_W = -0,0077 - 0,0086 = -0,01632rad \quad (16)$$

Součinitel vztlaku při $\alpha_{0Wfu} = 0$

$$c_{L0Wfu} = -\alpha_{0Wfu} \cdot c_{LaWfu} = 0,0163 \cdot 4,95 = 0,0808 \quad (17)$$

Výpočet polohy aerodynamického středu křídla s trupem dle [18]:

Vliv přední části trupu na aerodynamický střed:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta f_1 \cdot x_{AC}}{b_{sat}} &= -\frac{-1,8}{c_{LaWfu}} \cdot \frac{w_{fu} \cdot h_{fu} \cdot l_{fn}}{S \cdot b_{sat}} \\ &= -\frac{-1,8}{4,95} \cdot \frac{0,84 \cdot 0,935 \cdot 1,256}{5,029 \cdot 0,786} = -0,09075 \end{aligned} \quad (18)$$

Ponížení vztlaku v místě trupu:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta f_2 \cdot x_{AC}}{b_{sat}} &= -\frac{-0,273}{1 + \eta} \cdot \frac{w_{fu} \cdot b_g \cdot (1 - w_{fu})}{b_{sat}^2 \cdot (l + 2,15 \cdot w_{fu})} \\ &= -\frac{0,273}{1 + 0,6} \cdot \frac{0,84 \cdot 0,769 \cdot (6,538 - 0,84)}{0,786^2 \cdot (6,538 + 2,15 \cdot 0,84)} = -0,00358 \end{aligned} \quad (19)$$

Aerodynamický střed křídla s trupem:

$$\bar{x}_{ACWfu} = \bar{x}_{ACW} + \frac{\Delta f_1 \cdot x_{AC}}{b_{sat}} + \frac{\Delta f_2 \cdot x_{AC}}{b_{sat}} = 0,25 - 0,09075 - 0,00358 = 0,156 \quad (20)$$

3.2.3 Letoun s pevným řízením

Derivace srázového úhlu podle úhlu náběhu dle [16]:

$$\begin{aligned} \frac{d\epsilon}{d\alpha} &= 4,44 \cdot (k_\lambda \cdot k_\eta \cdot k_h \cdot \cos^{1/2}(\Lambda_{1/4})^{1,19}) \cdot \frac{c_{L\alpha W_{Ma}}}{c_{LMa=0}} = \\ &= 4,44 \cdot (0,09202 \cdot 1,1714 \cdot 0,9903 \cdot \cos^{0,5}(-0,0294))^{1,19} \cdot \frac{4,9528}{4,7512} = 0,323 \end{aligned} \quad (21)$$

Stoupání vztlakové čáry dle [7]:

$$\begin{aligned} c_{L\alpha} &= c_{LaWfu} + c_{L\alpha H} \cdot k_H \cdot \frac{S_H}{S} \cdot (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}) = \\ &= 4,95 + 4,268 + 0,85 \cdot \frac{0,6316}{5,029} \cdot (1 - 0,323) = 5,259 \text{ 1/rad} \end{aligned} \quad (22)$$

Aerodynamický střed dle [18]:

$$\begin{aligned} \bar{x}_n &= \bar{x}_{ACWfu} + \frac{c_{L\alpha H}}{c_{L\alpha}} \cdot (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}) \cdot \bar{V}_H \cdot k_H \\ &= 0,156 + \frac{4,268}{5,259} \cdot (1 - 0,323) \cdot 0,492 \cdot 0,85 = 0,385 \end{aligned} \quad (23)$$

Srázový úhel při $\alpha_{Wf} = 0$:

$$\epsilon_{0H} = -\alpha_{0Wfu} \cdot \frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0,01632 \cdot 0,323 = 0,00527 \quad (24)$$

Nulový úhel náběhu letounu dle [20]:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= \alpha_{0Wfu} - \frac{c_{L\alpha H}}{c_{L\alpha}} \cdot k_H \cdot \frac{S_H}{S} \cdot (i_H - \epsilon_{0H}) \\ &= -0,0163 \cdot -\frac{4,268}{5,259} \cdot 0,85 \cdot \frac{0,6316}{5,029} \cdot (0 - 0,00527) = -0,01587 \text{ rad} \end{aligned} \quad (25)$$

Součinitel vztlaku při $\alpha = 0$:

$$c_{L0} = -\alpha_0 \cdot c_{L\alpha} = 0,01587 \cdot 5,2587 = 0,0834 \quad (26)$$

3.2.4 Momentová čára

Součinitel klopivého momentu křídla k AC dle [16]

$$\begin{aligned} c_{m0W} &= \frac{\lambda \cdot \cos^2 \Lambda_{1/4}}{\lambda + 2 \cdot \cos(\Lambda_{1/4})} \cdot \frac{c_{m0r} + c_{m0t}}{2} + \frac{\Delta c_{m0}}{\phi} \cdot \phi \\ &= \frac{8,5 \cdot \cos^2(-0,0294)}{8,5 + 2 \cdot \cos(-0,0294)} \cdot \frac{-0,022 + -0,022}{2} - 0,0006 \cdot 0,5 = -0,0181 \end{aligned} \quad (27)$$

Křídlo s trupem dle [18]

$$\Delta_{fC_{mAC}} = -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot w_{fu}}{l_{fu}} \cdot \frac{\pi \cdot h_{fu} \cdot l_{fu} \cdot w_{fu}}{4 \cdot S \cdot b_{sat}} \cdot \frac{c_{L0}}{c_{L\alpha W fu}}\right) \quad (28)$$

$$= -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot 0,84}{4,544} \cdot \frac{\pi \cdot 0,935 \cdot 4,544 \cdot 0,84 \cdot 0,0834}{4 \cdot 5,029 \cdot 0,786} \cdot \frac{0,0834}{4,95}\right) = -0,01157$$

$$c_{m0W fu} = c_{m0W} + \Delta_{fC_{mAC}} = -0,0181 - 0,01157 = -0,02967 \quad (29)$$

3.2.5 Výpočet úhlu nastavení křídla

Nakonec se spočítá úhel nastavení křídla, kde postup je převzat z [18].

Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu:

$$\begin{aligned} c^*_{LW fu} &= \frac{c_{Lc} - c_{m0W fu} \cdot b_{SAT}/l_H}{1 + (\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{ACW fu}) \cdot b_{SAT}/l_H} \\ &= \frac{0,0808 + 0,0297 \cdot 0,786/3,08}{1 + (0,269 - 0,156) \cdot 0,786/3,08} = 0,08589 \end{aligned} \quad (30)$$

Parametry vlivu trupu na vztlak :

$$\begin{aligned} K_I &= \left(1 + 2,15 \cdot \frac{w_{fu}}{l}\right) \cdot \frac{S_{net}}{S} + \frac{\pi}{2 \cdot c_{L\alpha W}} \cdot \frac{W_{fu}^2}{S} \\ &= \left(1 + 2,15 \cdot \frac{0,84}{6,538}\right) \cdot \frac{4,242}{5,029} + \frac{\pi}{2 \cdot 4,953} \cdot \frac{0,84}{5,029} = 1,121 \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} K_{II} &= \left(1 + 0,7 \cdot \frac{w_{fu}}{l}\right) \cdot \frac{S_{net}}{S} \\ &= \left(1 + 0,7 \cdot \frac{0,84}{6,538}\right) \cdot \frac{4,242}{5,029} = 0,9194 \end{aligned} \quad (32)$$

A hledaný úhel nastavení křídla :

$$\begin{aligned} i_W &= \frac{c^*_{LW fu} - \Delta_z c_L}{K_{II} \cdot c_{L\alpha W}} + \frac{K_I}{K_{II}} \cdot \alpha_{0l} \cdot \phi + \alpha_{0r} \\ &= \frac{0,08589 - 0}{0,9194 \cdot 0,086443} + \frac{1,121}{0,9194} \cdot 0,4 \cdot 0,5 - 0,6 = 0,7245^\circ \end{aligned} \quad (33)$$

3.3 Vztlková mechanizace

Potřebný maximální součinitel vztlaku pro pádovou rychlost byl spočítán již v původní diplomové práci. Letoun byl navržen se šterbinovou klapkou. V původní práci je součinitel vztlaku profilu určen na 1,413, při použití programu XFLR5 je však tato hodnota menší, a to 1,3365. Tuto nesrovnalost

přiřazují proložením naměřených dat přímkou a nikoliv polynomem. Maximální součinitel vztlaku v oblasti malého Reynoldsova čísla rapidně klesá a závislost není lineární. I přes to, že nový profil je tedy vztlakově lepší než původní dle dat z XFRLR5, nedosáhne původního vztlaku. Vztlakovou mechanizaci je potřeba znovu přepočítat a použít výkonnější. Křídlo je tedy navrženo s fowlerovou klapkou.

3.3.1 Profil

$$\begin{aligned}\Delta c_{lmax} &= K1 \cdot K2 \cdot K3 \cdot \Delta c_{lmaxbase} \\ &= 1,2 \cdot 0,975 \cdot 1,06 \cdot 1,425 \cdot = 1,76728\end{aligned}\quad (34)$$

Kde $K1$ je faktor zohledňující poměr těživy klapky k těživě profilu lišící se od 25 %, $K2$ je faktor zohledňující úhel klapky a $K3$ je faktor zohledňující pohyb klapky jako funkci výchylky klapky. Všechny tyto parametry včetně $C_{lmaxbase}$ byly odečteny z [16]

$$\begin{aligned}\Delta c_l &= c_{l\alpha} \cdot \alpha_{(\delta)} \cdot (c'/c) \cdot \delta_f \\ &= 5,93 \cdot 0,45 \cdot 1,1 \cdot 0,6981 = 2,0492\end{aligned}\quad (35)$$

Kde $C_{l\alpha}$ je stoupání vztlakové čáry profilu, $\alpha_{(\delta)}$ je efektivita profilu, δ_f výchylka klapky v radiánech a (c'/c) je poměr mezi hloubkou s klapkou a hloubkou bez klapky.

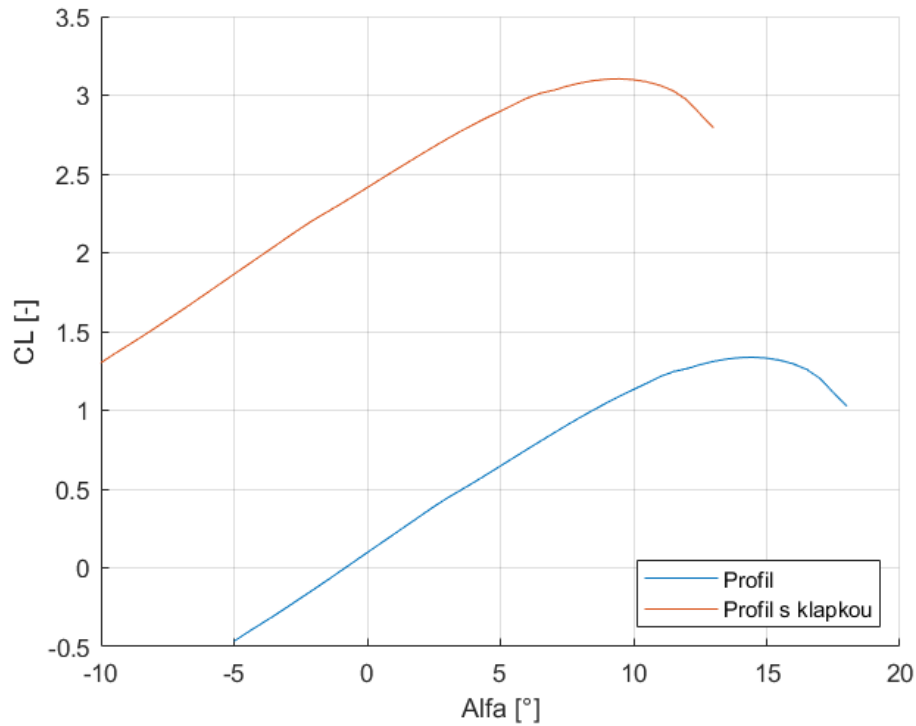
Součinitel vztlaku při $\alpha_p = 0$:

$$c_{l0p} = -(-0,6 \cdot \frac{\pi}{180}) \cdot 5,93 = 0,0105\quad (36)$$

$$c_{l0pfl} = c_{l0p} + \Delta C_l = 0,0105 + 1,76728 = 1,7778\quad (37)$$

$$c_{l0pflmax} = c_{l0pmax} + \Delta C_{lmax} = 1,3621 + 1,7778 = 3,14\quad (38)$$

Kde c_{l0pmax} je maximální součinitel vztlaku na křídle při pádové rychlosti $v_s = 83$ km/h.



Obrázek 16: Vztlková čára profilu Zdroj: Autor

3.3.2 Křídlo

$$\begin{aligned} \Delta c_{LW} &= K_b \cdot \Delta c_l \cdot \frac{c_{L\alpha_W}(\alpha_\delta)_{cL}}{c_{L\alpha}(\alpha_\delta)_{cL}} = \\ &= 0,624 \cdot 2,049 \cdot 0,835 \cdot 1,04 = 1,1108 \end{aligned} \quad (39)$$

Kde K_b je faktor zohledňující rozpětí klapky a ΔCl přírůstek vztlaku od klapky.

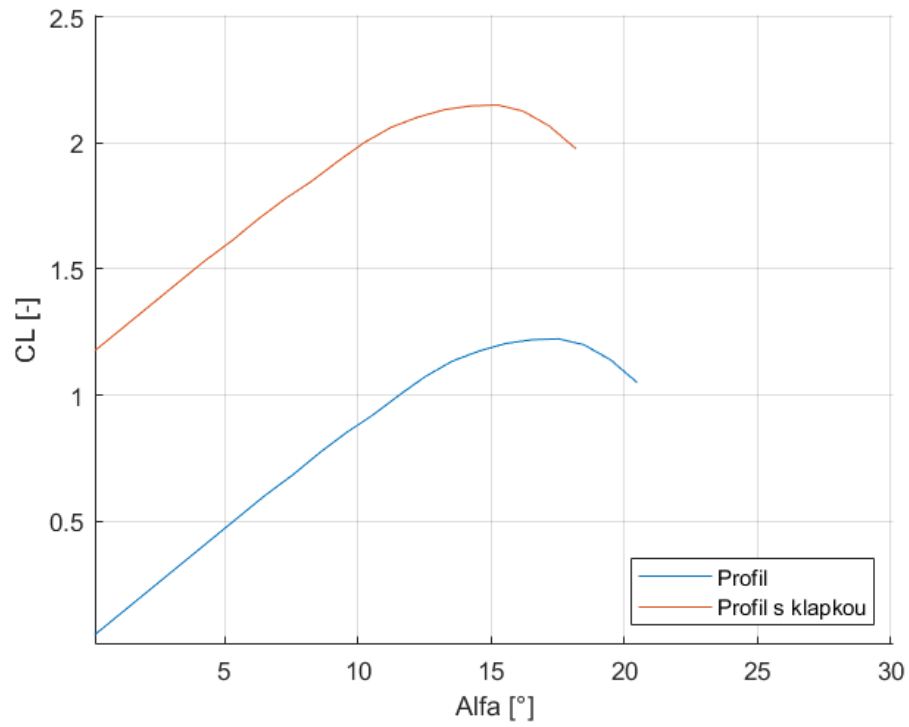
$$\begin{aligned} \Delta c_{Lmax} &= \Delta c_{lmax} \cdot \frac{S_w f}{S} \cdot K \\ &= 1,7672 \cdot 0,5707 \cdot 0,9198 \cdot 1,04 = 0,92768 \end{aligned} \quad (40)$$

Kde $S_w f/S$ je poměr plochy klapky v celé hloubce křídla k celkové ploše křídla a K korekce na úhel šípu.

Součinitel vztlaku při $\alpha_W = 0$:

$$c_{L0Wfl} = c_{l0W} + \Delta c_{lW} = 0,03804 + 1,1108 = 1,14884 \quad (41)$$

$$c_{L0Wflmax} = c_{l0Wmax} + \Delta c_{lWmax} = 1,2294 + 0,92768 = 2,157 \quad (42)$$



Obrázek 17: Vztlková čára křídla Zdroj: Autor

Maximální součinitel vztlaku křídla s klapkou je tedy 2,157.

4 Analýza pomocí CFD

4.1 Základní rovnice

Při řešení proudění tekutiny kolem letounu je využito rovnice kontinuity a rovnice zachování hybnosti. V našem případě neuvažujeme vliv stlačitelnosti, takže si vystačíme bez rovnice zachování energie. Rovnice kontinuity vyjadřuje zákon zachování hmoty. [11]

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \text{div}(\rho \vec{u}) = 0 \quad (43)$$

,kde první člen je akumulace hmoty v systému a druhý člen představuje rozdíl mezi tím, co do kontrolního objemu vteče a vyteče.

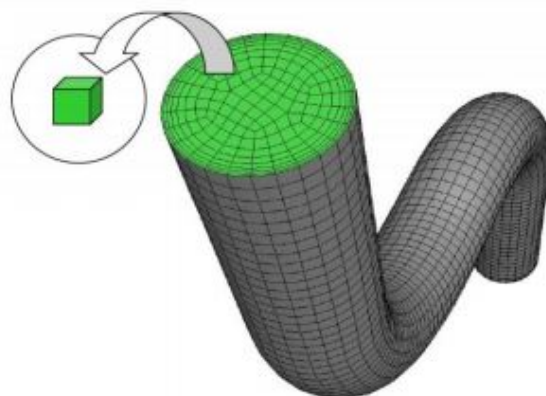
Rovnice zachování hybnosti pro proudění nám popisuje Navier – Stokesova rovnice.[11]

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{u}) + \rho \vec{f} \quad (44)$$

,kde první člen představuje setrvačné síly a první člen za rovnítkem tlakové síly, následující člen síly pro změnu objemu, další vazké síly a poslední člen představuje vnější síly.

4.2 Metoda konečných objemů

Metoda CFD tedy (Computer Fluids Dynamics) je založena na principu diskretizace objektu do kontrolních objemů (buněk). Rovnice jsou pak řešeny pro každou z těchto buněk a právě velikost buňky ovlivňuje přesnost výsledku.



Obrázek 18: Příklad diskretizace Zdroj: [2]

4.3 Turbulence

Turbulentní proudění je příkladem deterministického chaosu, kde struktura turbulentního proudění se skládá z vírových koherentních struktur. Turbulentní proudění je tedy tvořeno turbulentními víry. Víry obsahují většinu energie a postupně se rozpadají na menší. Turbulence je tedy disipačním procesem, kdy se kinetická energie těchto vírů mění v teplo. Turbulentní proudění je vždy prostorového charakteru, neboť jednotlivé víry se tvoří v prostoru, nikoliv pouze v rovině. Většina inženýrských aplikací je turbulentních a neexistuje žádný všeobecně použitelný model pro různé inženýrské aplikace. [21] [19]

Pro výpočet turbulentního proudění se můžeme setkat se třemi případy přístupu.

a) DNS (Metoda přímé numerické simulace) - tato metoda se používá převážně ve výzkumu, neboť řeší rovnici kontinuity a Navier-Stokesovu rovnici přímo numericky bez turbulentního modelu. Nesimuluje turbulenci a výpočtová náročnost je extrémní. Metoda se tedy používá pro geometricky jednoduché úlohy a pouze pro nízká Reynoldsova čísla do 10^3 . [21] [19]

b) LES (Metoda simulace velkých vírů) - tato metoda filtruje malé víry a řeší tedy pouze část turbulentního spektra, neboť veličina, jako je hybnost, je přenášena pomocí velkých vírů. [19]

c) RANS (Metoda časové středování) - tato metoda je použita v komerčních softwercích.

4.4 RANS

Tato metoda je v průmyslovém odvětví nejpoužívanější. Veličiny turbulentního proudění jsou časově středovány. To znamená, že je veličina rozdělena na dvě části, na svou časově střední složku a její flukтуаční složku. [19]

$$u(x, t) = \overline{u(x, t)} + u'(x, t) \quad (45)$$

Metoda tedy řeší zprůměrované hodnoty proudění a právě díky tomu jsou o tolik méně časově náročné.

Existuje celá řada turbulentních modelů, které funguje na principu RANS.

a) Jednorovnicové modely

Spart-Allmars - tento model byl navržen speciálně právě pro letecké aplikace a dává velmi dobré výsledky pro mezní vrstvy, kde je velký tlakový gradient (typicky obtékaný profil). Nevýhodou je, že

vyžaduje velmi drobné modelování v mezní vrstvě, aby $y^+=1$, což je bezrozměrná vzdálenost od stěny a je indikátorem toho, jak jemná je síť v blízkosti stěny.[21] [19]

b) Dvourovnicové modely

Standard $k-\epsilon$ - tento model je v inženýrské praxi velice rozšířený, neboť je velmi přesný pro vysoké Reynoldsovo číslo a zároveň rychlý. Pro nižší Reynoldsova čísla se však nehodí, jelikož nedává přesné výsledky. Hlavním předpokladem použitelnosti je plně vyvinuté turbulentní proudění. [21] [19]

Standard $k-\omega$ - tento model funguje lépe v oblasti mezní vrstvy, kde je např. záporný tlakový spád, tedy proud je blízko odtržení, nebo se právě odtrhl. V oblasti vnějšího proudu je však velmi citlivý a jeho přesnost se vzdáleností od stěny klesá. [21] [19]

SST $k-\omega$ -tento model využívá výhody $k-\epsilon$ a $k-\omega$, neboť umožňuje přepínat mezi těmito dvěma modely v závislosti na tom, jestli jsme v blízkosti stěny nebo nikoliv. Jsou tedy použity oba tyto modely a jsou násobeny funkcí, která je rovna jedné v blízkosti stěny a nule daleko od stěny. [21] [19]

Výše popsané modely nejsou všechny, ale evokují představu, z jakých modelů je možno si vybírat. Při výpočtu v diplomové práci je využito modelu SST $k-\omega$, neboť jeho nesmírná síla spočívá v tom, že je možné síť zpřesnit na místech, které jsou považována za důležitá (křídlo) a zároveň mít síť hrubší v místech, kde tlakový gradient není tak velký a nepotřebujeme z nich co nejpřesnější výsledek (trup letounu).

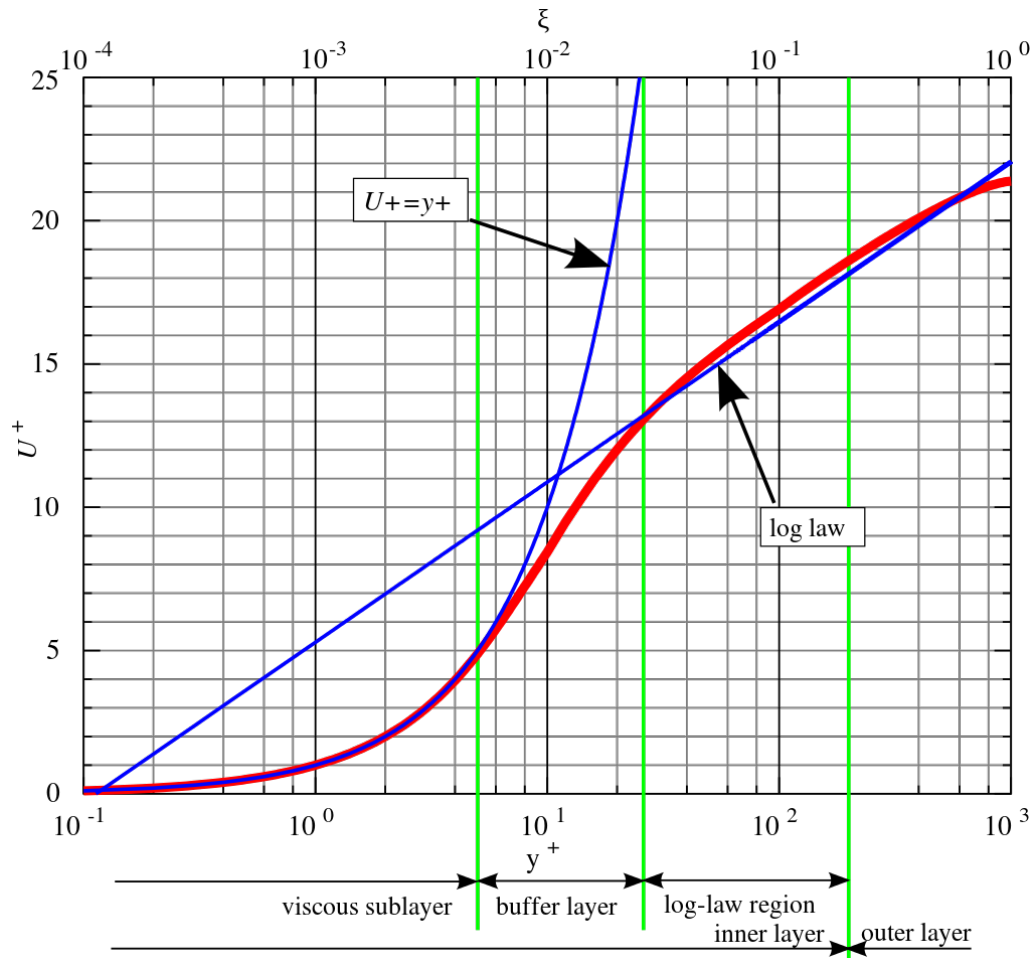
4.5 Stěnová funkce

Přítomnost stěn v simulaci hraje významnou roli při řešení inženýrského problému, neboť v blízkosti stěny najdeme velký gradient rychlosti a samotné stěny jsou zdrojem vírů. Proudění tekutiny v blízkosti stěny lze modelovat pomocí stěnové funkce, kde hlavními veličinami jsou bezrozměrná vzdálenost od stěny y^+ a bezrozměrná rychlost u^+ . [21]

$$y^+ = \frac{\rho \cdot u_\tau \cdot y}{\mu} \quad (46)$$

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (47)$$

Závislost mezi rychlostí a vzdáleností je aproximována buď lineárně pro menší vzdálenosti $y^+ < 11$, nebo logaritmičticky pro větší $y^+ > 11$.



Obrázek 19: Stěnová funkce Zdroj: [14]

Problém spočívá v tom, že pro zjištění velikosti y^+ je nutno znát velikost smykové rychlosti na stěně, která se vypočítá ze smykového napětí. Před výpočtem je ale tato velikost neznámá, a proto kvalitní síť se dosáhne až zpětně po provedení prvotní iterace. Pro první odhad se využije postupu popsaném v další kapitole.

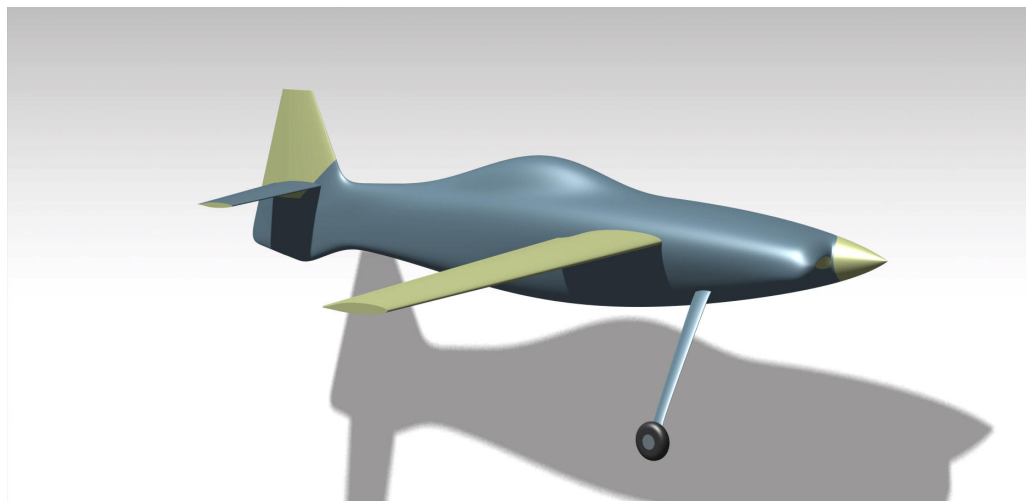
Při modelování u stěny je možné použít buď stěnové funkce, nebo mít velice malé prismatické buňky ve viskózní podvrstvě z angl. viscous sublayer. Proudění ve viskózní podvrstvě je prakticky laminární. Použití stěnové funkce je podmíněno velikostí y^+ mezi hodnotami 30 až 300. Druhá metoda je zase naopak podmíněna $y^+=1$ a velikost růstu buněk v oblasti mezní vrstvy by neměl být větší než 1,2. [21]

5 Nastavení simulace

5.1 Profil

Křídlo letounu je nutno předělat tak, aby původní geometrické charakteristiky jako zúžení, či štíhlost, byly zachovány. Modelování proběhlo v programu CATIA V5. Ve výpočtu se využije symetrie letounu, a proto stačí simulovat pouze polovinu letounu z důvodu snížení výpočetního času. Původní geometrie se musí uzavřít, aby nedocházelo k vniknutí tekutiny do prostoru letounu a odstranit některé nepřesnosti geometrie, které by v programu mohly způsobovat nadbytečné generování buněk, např. hrany.

Z programu XFLR5 byly vyexportovány souřadnice bodů, body spojeny křivkou, uzavřená křivka se vysunula a konec se zaslepil. Následně byla tětíva profilu pootočená o vypočtený úhel nastavení. Na obrázku níže je vidět upravená geometrie. Žluté části jsou místa, která se musela předělat pro potřeby CFD.

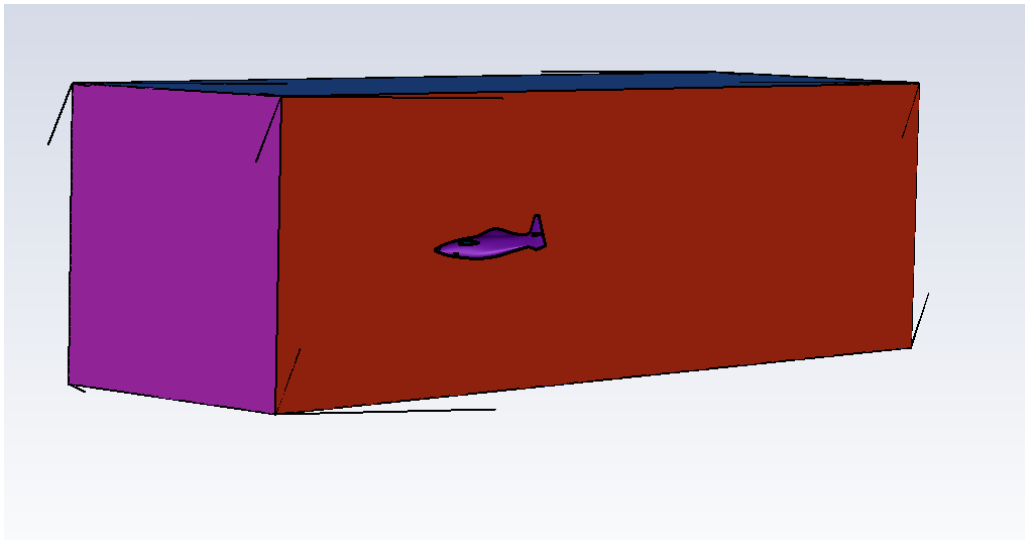


Obrázek 20: Model letounu Zdroj: Autor

Největším problémem se ukázala odtoková hrana křídla, neboť její konec končil dvěma plochami spojenými do špičky. Pro správné vygenerování buněk na odtokové hraně křídla je nezbytné, aby na konci byla plocha minimálně o šířce 1 mm. Tímto neduhem trpěly i vodorovné ocasní plochy. Pro zachování geometrických charakteristik se muselo původní křídlo zvětšit právě o část odříznutého křídla. V programu CATIA V5 najdeme funkci, která umožňuje tvar zvětšit v určitých směrech a zachovat vzdálenosti bodů relativně vůči sobě. Nakonec podvozek letounu, tedy jeho přední část a spojení mezi kolem a trupem, je vytvořen vytažením profilu po křivce a i zde se nalézá ostrá hrana, kterou je nutné nahradit.

5.2 Tunel

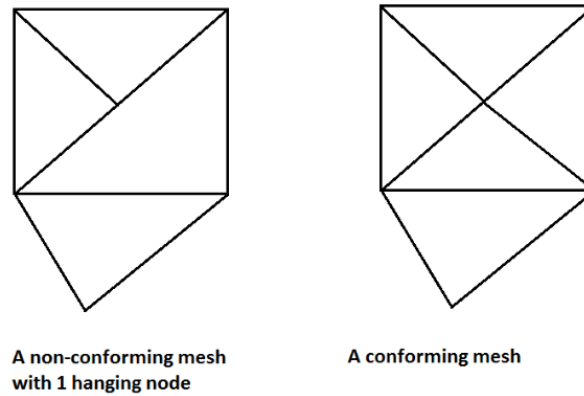
Pro provedení simulace je potřeba zajistit dostatečně velký prostor, který by odpovídal pohybu letounu ve volném prostředí a zároveň byl kompromisem, co se týká výpočetního času, neboť větší tunel znamená větší počet buněk, i když v určité vzdálenosti od letounu mohou být buňky již velké. Rozměry tunelu jsou 10000 x 33000 x 10000. Velikost je odhadnuta tak, aby se proud kolem letounu v oblasti outletu již ustálil.



Obrázek 21: Výpočetní tunel Zdroj: Autor

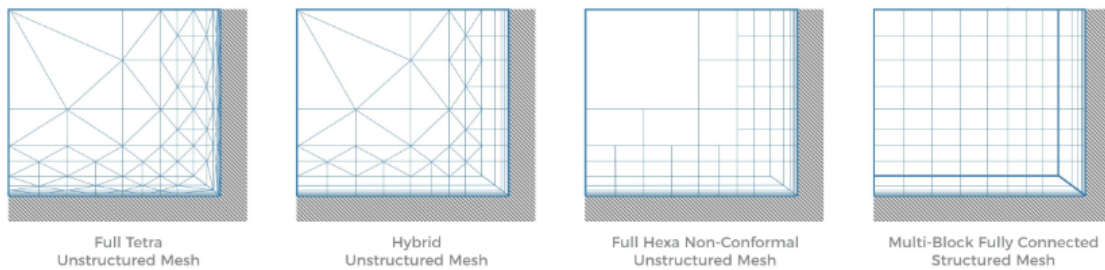
5.3 Výpočetní síť

Výpočetní síť se rozumí oblast složená z mnohoúhelníků nebo mnohostěnů v závislosti na tom, jestli je úloha 2D nebo 3D. Síť dále může být komformní nebo nekomformní. U komformní sítě musí mít sousedící buňky společnou stěnu, hranu nebo vrchol. U nekomformní sítě tomu tak není.



Obrázek 22: Konformní a nekonformní síť Zdroj: [23]

Síť můžeme mít dále strukturovanou a nestrukturovanou. U strukturované sítě sousedí hranice prvků právě s jednou hranicí druhého prvku, tedy např. stěna doléhá na právě jednu stěnu druhého prvku. Pro složitější geometrie se používá nestrukturovaná síť, kdy jsou elementy libovolně a nepravidelně uspořádané aby dobře kopírovaly tvar tělesa.



Obrázek 23: Strukturované a nestrukturované buňky Zdroj: [13]

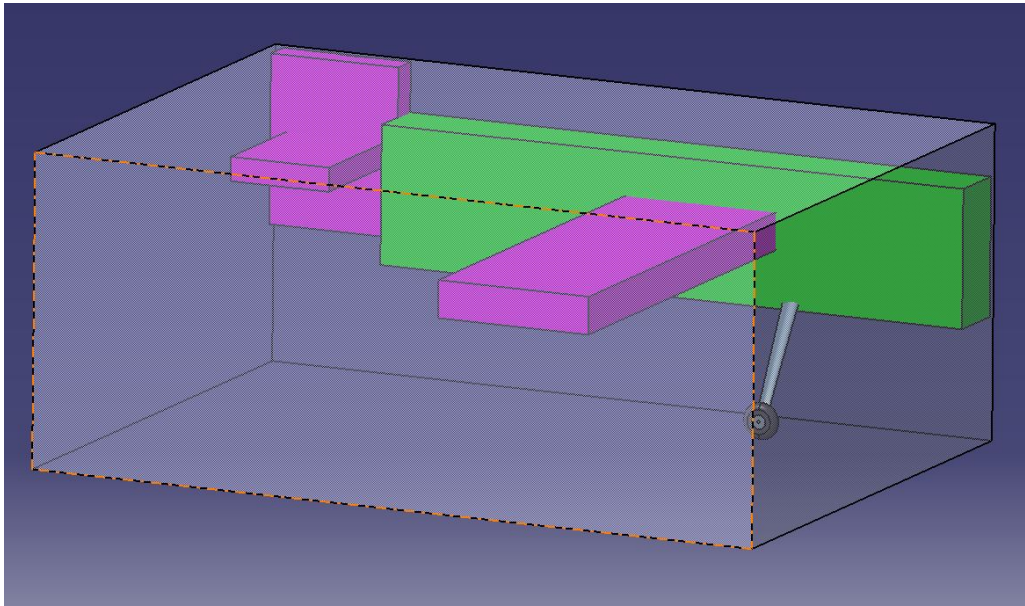
Při vytváření 3D sítě máme na výběr z následujících buněk:

- Tetrahedral
- Hexcore
- Polyhedral
- Poly-Hexcore

5.4 Boi-zones a sizing

V rámci modelu jsou vytvořeny zóny jak kolem celého letounu, tak zároveň i kolem jednotlivých funkčních ploch. Tyto zóny se jmenují "body of influence" a slouží k přidělení velikosti sítě v těchto

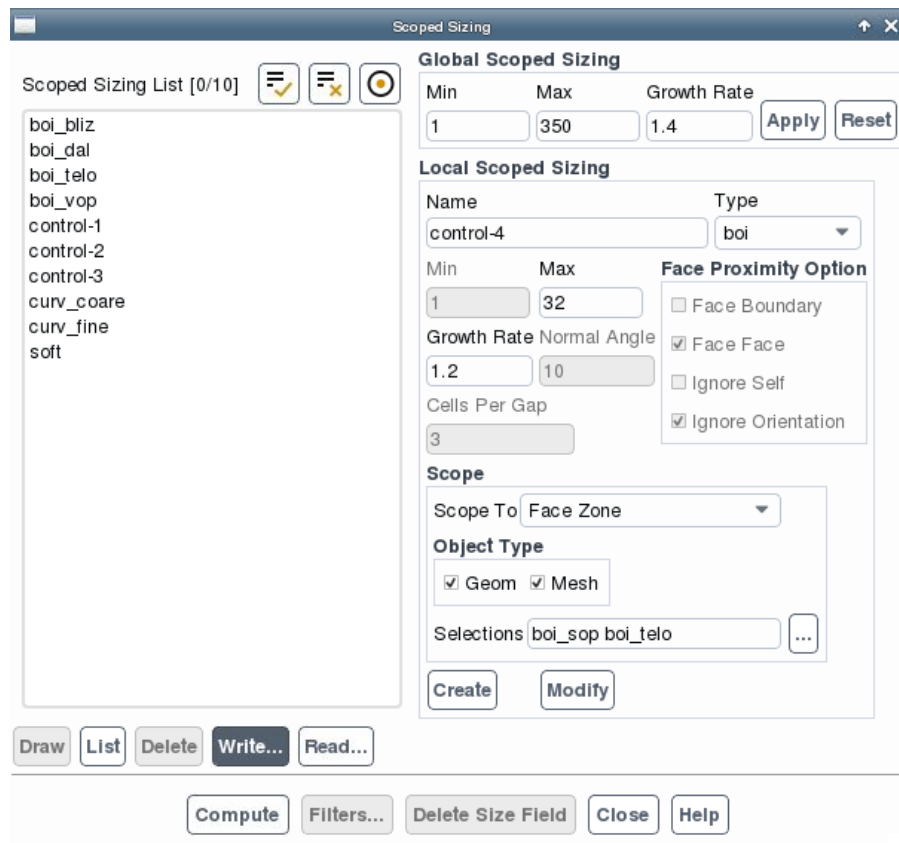
místech. V těchto zónách můžeme přiřazovat parametry: velikost buňky a její tempo růstu z anglického "growth rate". To nám umožní síť postupně zjemňovat k blížící se stěně letounu.



Obrázek 24: Zóny zjemnění Zdroj: Autor

Mezi další funkce velikosti pro nastavení sítě patří:

- a) curvature – tato funkce slouží k síťování hran a ploch. Jedním z parametrů při zadávání je normálový úhel, který určí po kolika stupních se daná část rozdělí do jednotlivých segmentů. [3]
- b) proximity – používá se k přesíťování mezer. Typickým příkladem jsou mezery mezi lopatkami u rotoru, kde definujeme počet buněk. [3]
- c) hard – funkce umožňuje udržovat stejnou velikost buněk na základě zadané hodnoty. Funkce nastaví velikost tzv. tvrdě, jak již vyplývá z názvu, tedy bez ohledu na to, jaké zjemnění je použito jinde v modelu. [3]
- d) soft – narozdíl od funkce hard je velikost buněk ovlivněna okolním zjemněním. [3]



Obrázek 25: Nastavení vytváření prismatických buněk. Zdroj: Autor

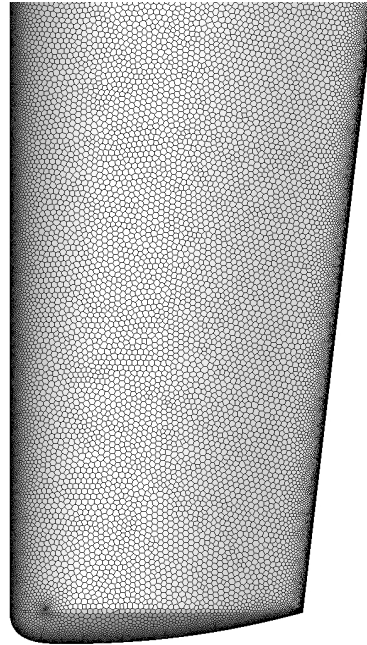
5.5 Wrap

Wrap je metoda tvorby povrchové sítě. Vytváření sítě metodou wrap je velice výhodné, neboť nám umožňuje zanedbat nepřesnosti z CAD geometrie, která obsahuje malé mezery nebo protínání ploch či překrývající objekty. Cílem wrapu je získat z naimportované geometrie, na které se vytvoří povrchová nekomformní síť, síť komformní. Manuální úprava geometrie by zahrnovala časově náročnou práci v CAD programu. Před vytvořením wrapu je nutné nadefinovat materiálový bod, který nám určí, kde je v geometrii tekutina. Wrap překryje CAD model souvislou oblastí a zároveň tuto oblast vyčistí od nepřesností a vytvoří reprezentaci modelu, která je vodotěsná. Síť je zjemněná na základě funkcí, které jsme definovali v předchozím kroku, aby lépe vystihly geometrii.

5.5.1 Oprava wrapu

Vytvořená síť se následně musí opravit, jelikož některé buňky jsou zdeformované. Kvalita hraje důležitou roli v oblasti stability a přesnosti výsledku. Špatná síť může mít za následek nejenom chybou zatížený výsledek, ale může vést až k samotné divergenci řešení. O kvalitě wrapu rozhodují atributy jako je rozložení uzlových bodů, hladkost a koeficient šikmosti (z angl. node point distribution, smoothness

and skewness). Před vygenerováním prismatických buněk můžeme zkontrolovat koeficient šikmosti. Parametr je definován jako rozdíl mezi tvarem buňky naší a buňky rovnostranné o ekvivalentním objemu. Hodnota kolem 1 je neakceptovatelná, neboť buňka je úplně deformovaná. Snažíme se tedy získat co nejmenší hodnotu.[3]



ANSYS
2020 R1
ACADEMIC



Obrázek 26: Povrchová síť na křídle . Zdroj: Autor

5.6 Blízko stěny

5.6.1 Prismatické buňky

Pro modelování v blízkosti stěny je nutné vytvořit prismatickou vrstvu, tedy vrstvu, která reprezentuje mezní vrstvu.

5.6.2 Výpočet tloušťky první buňky

Postup proveden dle [15].

Nejdříve je potřeba zjistit velikost Reynoldsova čísla:

$$Re = \frac{\rho \cdot u \cdot L}{\mu} \quad (48)$$

Následně se spočítá koeficient tření:

$$C_f = [2 \log_{10}(Re) - 0,65]^{-2,3} \quad (49)$$

Třecí síla na stěně:

$$\tau_w = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u^2 \cdot C_f \quad (50)$$

Třecí rychlost:

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (51)$$

Velikost první buňky pro požadované y_+ :

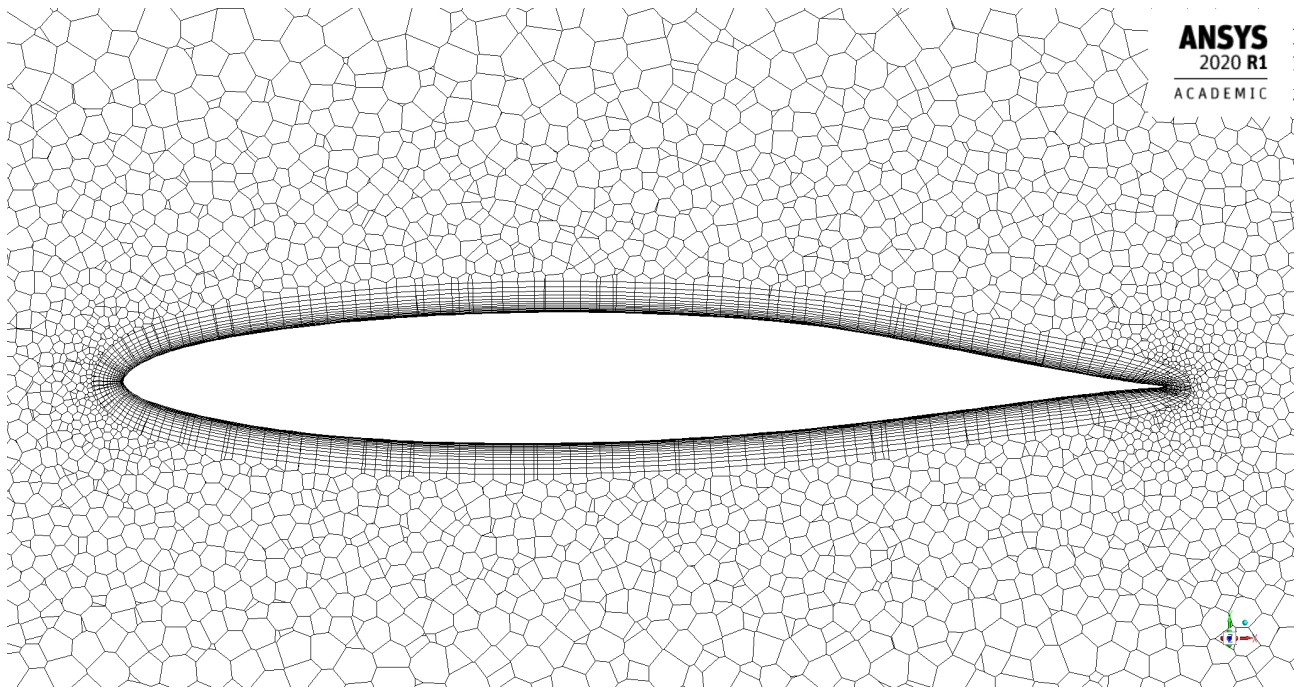
$$y = \frac{y_+ \cdot \mu}{\rho \cdot u_*} \quad (52)$$

Pro výpočet výšky první buňky pro požadované y_+ byl vytvořen jednoduchých skript v programu MATLAB. Počet prismatických buněk a jejich celková výška by měla být stanovena podle tloušťky mezní vrstvy, kterou spočteme dle [17]:

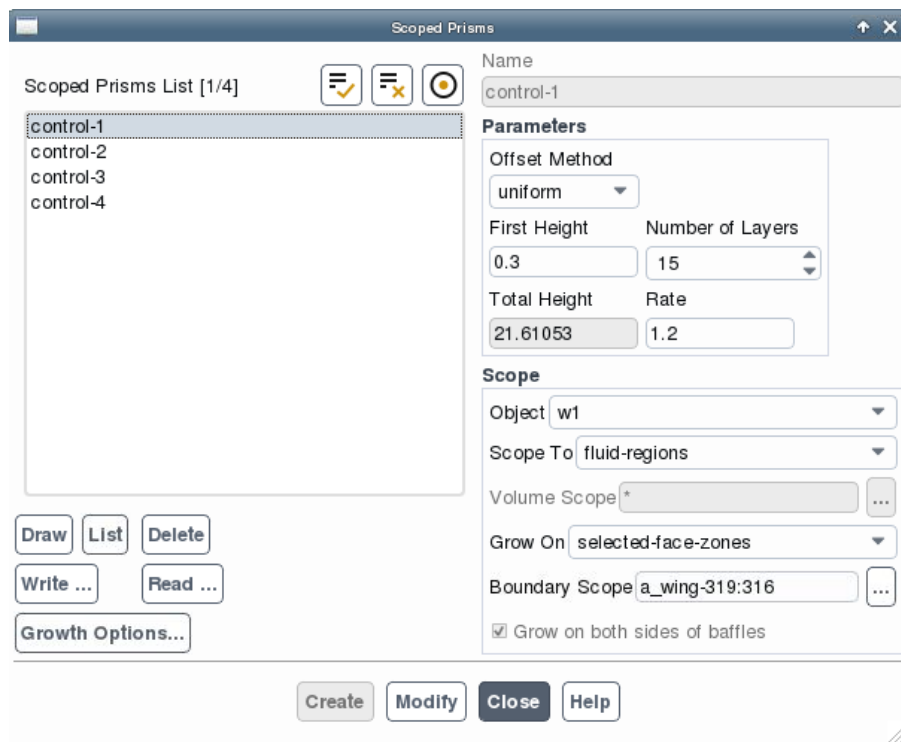
$$\delta_{(x)} = 0,37 \cdot \frac{x}{\sqrt[5]{Re}} \quad (53)$$

Program Fluent umožňuje vytvořit prismatické buňky třemi způsoby:

- a) first aspect ratio – tato metoda umožňuje řídit štíhlost buněk, které se vytváří na styku s povrchem. Štíhlost je definována jako poměr délky buňky k její výšce. [3]
- b) last aspect ratio – funguje stejně jako předchozí metoda jen s tím rozdílem, že určíme štíhlost poslední buňky na místo první.[3]
- c) uniform – při výběru této varianty můžeme zadat právě velikost první buňky, jež jsme přibližně spočítali pro požadovanou hodnotu y_+ a následně velikost růstu buňky, který by měl být 1,2.



Obrázek 27: Prismatické buňky Zdroj: Autor



Obrázek 28: Vytváření prismatických buněk Zdroj: Autor

5.7 Okrajové podmínky

V tomto výpočtu jsou okrajové podmínky velice jednoduché. Na vstupní stranu tunelu je nastavena podmínka velocity inlet a rychlost vstupujícího vzduchu. To odpovídá rychlosti letu letounu při cestovní rychlosti. Pokud je potřeba změnit úhel náběhu, je možné zadat rychlost vektorově tak, aby vzduch proudil na letoun pod požadovaným úhlem. Nemusí se tedy měnit úhel letounu vůči geometrii tunelu, ale stačí pouze přenastavit simulaci. To umožní zásadně zrychlit výpočet.

Na výstupu z tunelu je nastavena podmínka pressure outlet. Outlet, tedy výstup ze simulace, by měl být v dostatečné vzdálenosti od letounu tak, aby víry vznikající ze letounem nebyly v jeho těsné blízkosti. To by mohlo způsobit zpětné proudění ve výpočtu a tomu se chceme vyvarovat.

Tato úloha je symetrická a v tomto duchu je vytvářen i model pro simulaci. Na stěnu, kde je rovina symetrie letounu, je nastavena okrajová podmínka symmetry. Při následné analýze výsledků se nesmí zapomenout na to, že jsou pouze poloviční. Při určování vztahové síly, kde se vychází z Newtonova vzorce, musí být síla vynásobena 2x:

$$C_L = \frac{2 \cdot 2 \cdot F_L}{\rho \cdot v^2 \cdot A} \quad (54)$$

5.8 Solver

Při řešení úlohy je na výběr ze dvou řešičů Pressure-Based a Density-Based. Pro nestlačitelné proudění a nebo jenom mírně stlačitelné se využije Pressure-Based řešiče. V opačném případě, kde již dochází ke stlačování vzduchu, je použít Density-Based. V tomto případě je použít Pressure-based.

5.8.1 Schéma

Tato schémata řeší způsob, kterými jsou veličiny jako rychlost a tlak aktualizovány v průběhu výpočtu.

a) SIMPLE - tato metoda používá vztah mezi rychlostí a tlakem k vynucení zachování hmoty a získání tlakového pole. [3]

b) SIMPLEC - podobná jako SIMPLE, jediný rozdíl je ve vzorci použitým při korekci proudění, a tím by měla být více robustnější.[3]

c) PISCO - Jedním z omezení algoritmů SIMPLE a SIMPLEC je to, že nově spočítané rychlosti a odpovídající proudění nesplňují zachování hybnosti po vyřešení rovnice tlaku. Důsledkem je, že se výpočet musí opakovat, dokud není rovnováha uspokojena. Pro zlepšení výpočtu provádí algoritmus

PISCO další dodatečné opravy, a tak se výpočet opakovat nemusí.[3]

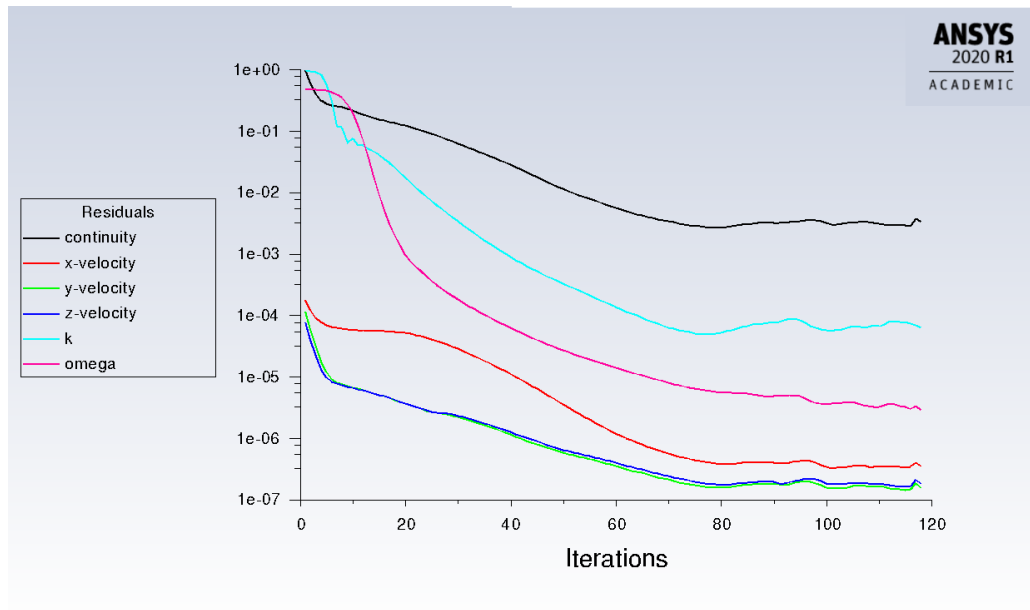
d) COUPLED - Předchozí algoritmy řeší samostatně rovnici hybnosti a tlakové korekce. Tato metoda řešení vede k pomalé konvergenci. COUPLED algoritmus řeší rovnice hybnosti a tlakové korekce založené na rovnici kontinuity společně.[3]

Tabulka 2: Nastavení simulace

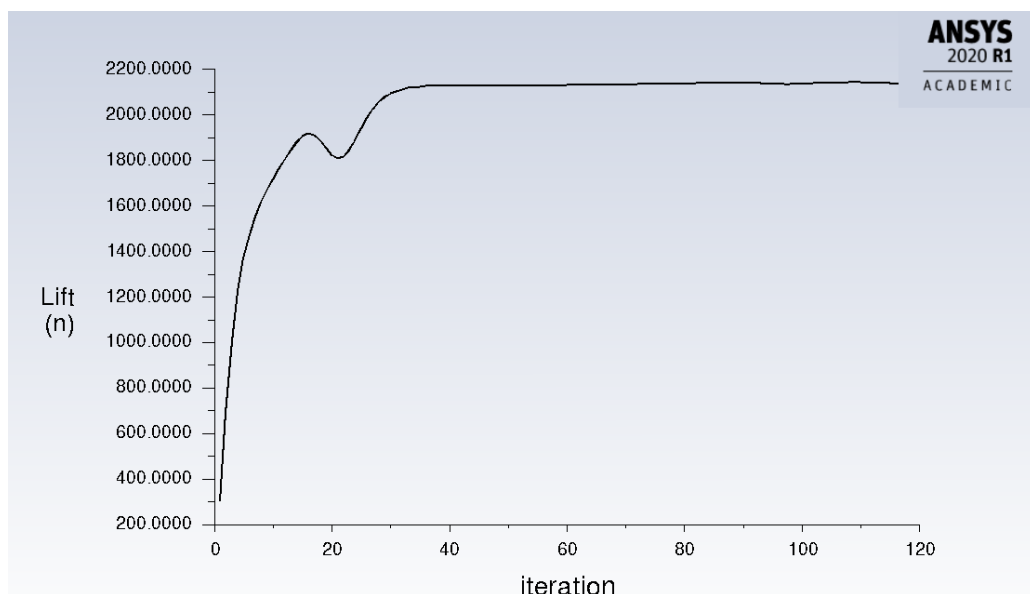
Solver	Density-based
Time	Steady
Energy	Off
Viscous	SST k omega
Boundary c.	Velocity inlet 108,73 [m/s]
Boundary c.	Pressure outlet
Boundary c.	Wall
Scheme	Coupled, Second Order Upwind

5.9 Konvergence

Cílem jakékoliv úlohy je dosáhnout zkonvergovaného řešení. Tedy takového řešení, kde se hodnota sledované veličiny, např. síla, tlak, s dalšími iteracemi již nemění. Mírou konvergence jsou residua, což je rozdíl mezi vypočtenými veličinami ve dvou buňkách. Residua jsou vyhodnocována v každém kroku iterace. Residua by pro konvergentní řešení měla v průběhu iterací klesat, dokud nedosáhnou určité hodnoty. Od této hodnoty následně začnou oscilovat a řešení je považované za zkonvergované.

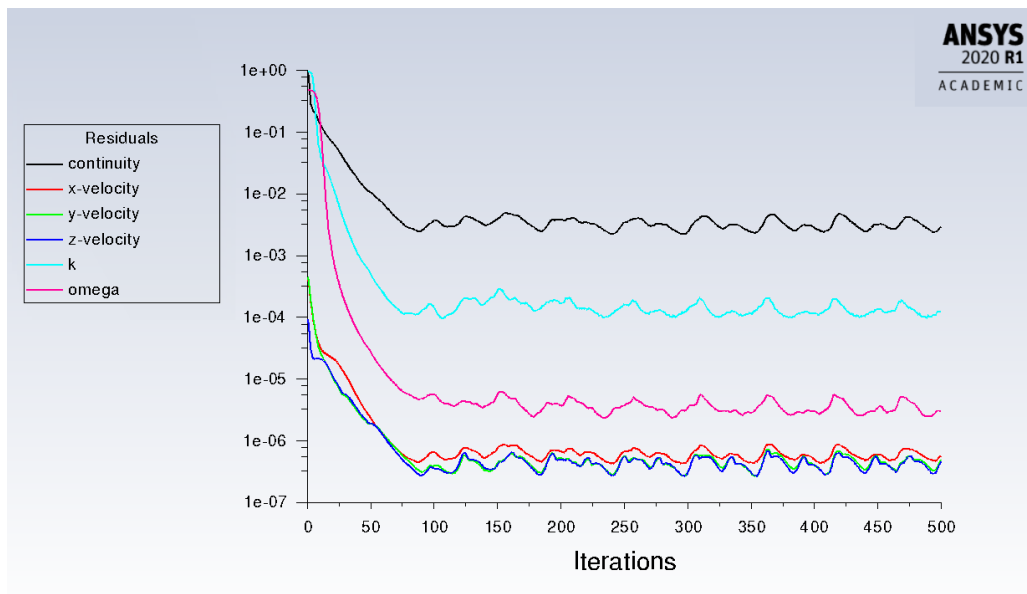


Obrázek 29: Rezdiua při 120 iteracích Zdroj: Autor



Obrázek 30: Sledovaná veličina, Vztlak. Zdroj: Autor

Na obrázku lze vidět, že rezidua sice ještě nezačala oscilovat kolem určité hodnoty, ale sledovaná veličina je již ustálená a prakticky se nemění. Pokud bychom simulaci nechali běžet dál, získali bychom následující graf reziduí. Rezidua by měla klesnout na hodnotu 10^{-3} , ale tento předpoklad nemusí být splněn, pokud je při inicializaci vytvořen velmi dobrý odhad.



Obrázek 31: Rezidua při 500 iteracích. Zdroj: Autor

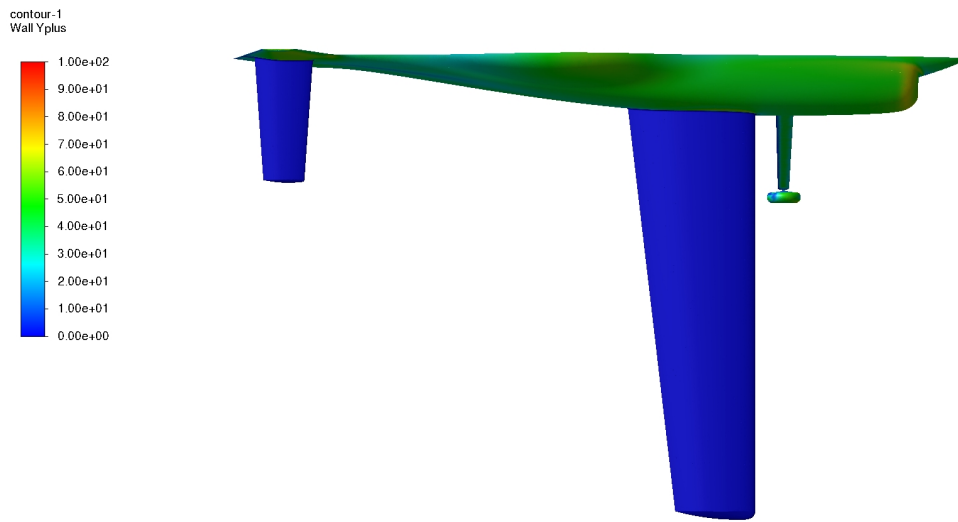


6 Výsledky

6.1 Srovnání výsledků pro $y^+ \approx 1$ a $y^+ = 30^+$

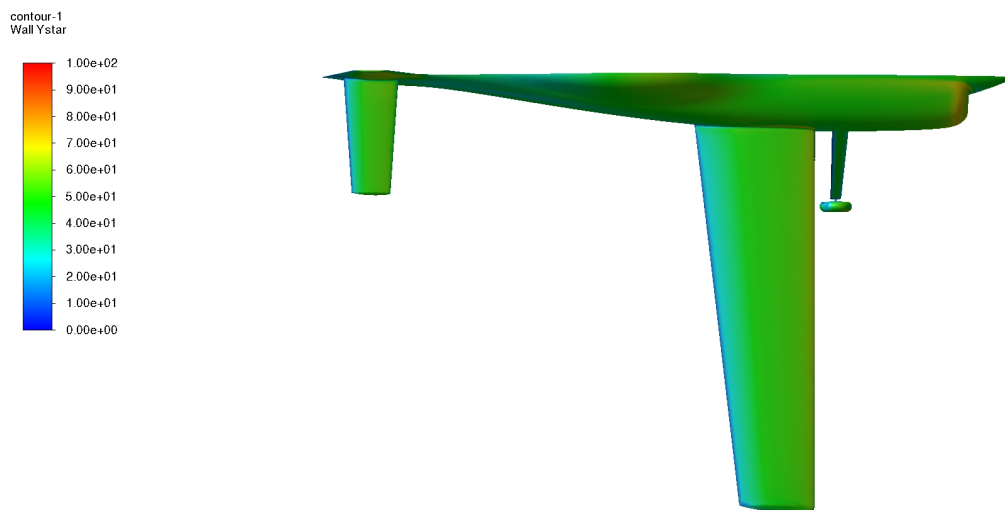
Aby bylo možné simulaci zrychlit, bylo potřeba zjistit vliv y^+ na síly generované letounem.

ANSYS
2020 R1
ACADEMIC



Obrázek 32: Wall $Y^+ = 1$ Zdroj: Autor

ANSYS
2020 R1
ACADEMIC



Obrázek 33: Wall $Y^+ = 30^+$ Zdroj: Autor

Na obrázku lze vidět, že letoun byl jednou spočten tak, aby na křídle a vodorovných ocasních plochách bylo dosaženo $y^+ \approx 1$, a jednou tak, aby tato hodnota byla nad 30.

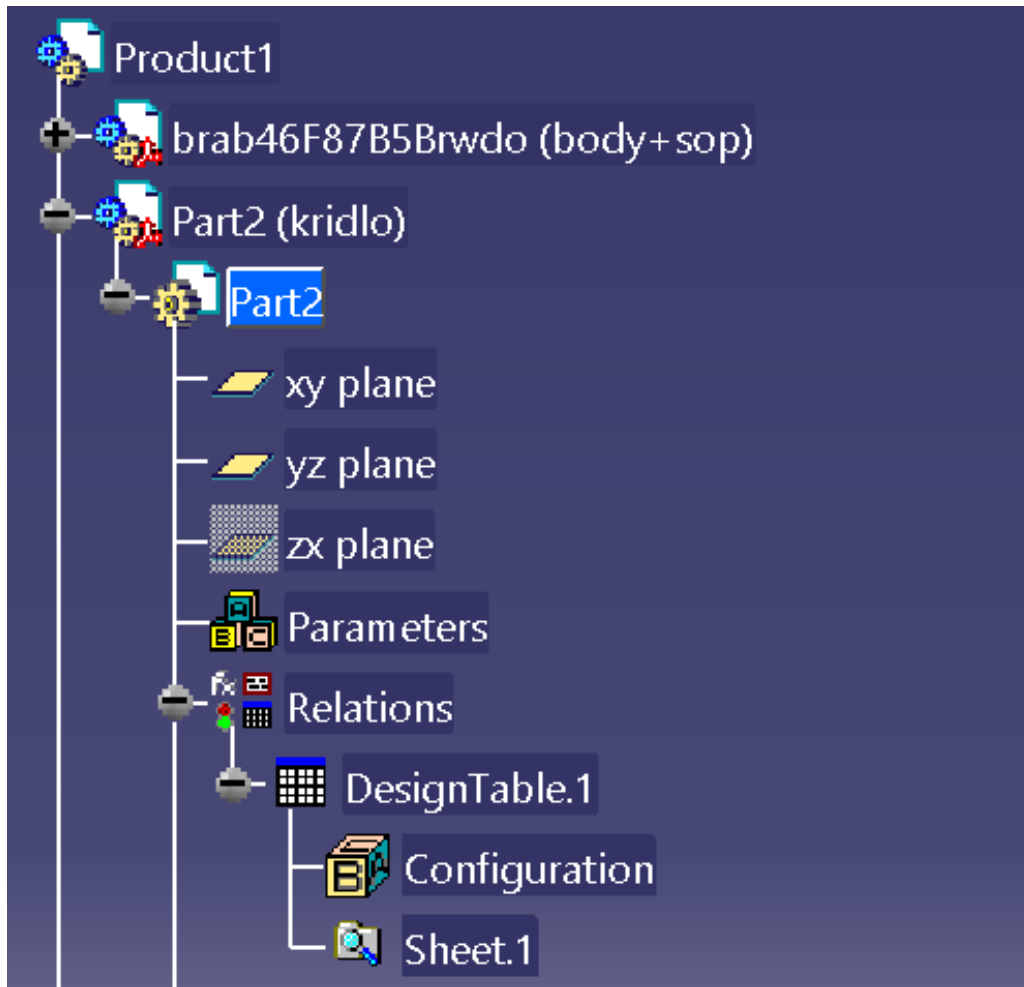
	Vztlak [N]	Odpor [N]	Počet buněk
$y^+=1$	2132,6954	359,8039	12655827
$y^+=30+$	2141,4072	358,85281	7327087

Tabulka 3: Rozdíl v silách pro různé veliké y^+

Z výsledků je patrné, že hodnoty se pro $y^+ \approx 1$ a $y^+=30+$ liší minimálně, a proto bude nadále počítáno s y^+ vyšším než 30, jelikož tato metoda je časově méně náročná. To potvrzuje i množství buněk, které narostlo přibližně o 5 milionů při snaze dosáhnout $y^+ \approx 1$ a zároveň snaze mít prismatické buňky po celé výšce mezní vrstvy

6.2 Úhel nastavení

Vztlak celého letounu pro úhel nastavení 0,7245 vyšel 2141,4 N. Při přepočtu na součinitel vztlaku, kdy za S dosadí plocha křídla, vyjde $C_L = 0,1$. Úhel nastavení křídla by měl odpovídat návrhovému režimu, a proto by se měl zmenšit tak, aby odpovídal $C_L = 0,0808$. Křídlo letounu bylo v CATII V5 vymodelováno parametricky. Je tedy vytvořen list v programu Excel, který obsahuje jednotlivé varianty úhlu natočení kořenového a koncového profilu. Tento Excel je propojen s modelem a mohou se do něj zadávat jednotlivé konfigurace. Křídlo se následně samo přemodeluje.



Obrázek 34: Strom modelu v programu CATIA V5 s tabulkou. Zdroj: Autor

úhel nastavení [°]	Vztlak [N]	C_L [-]
0,7245	2141,4	0,118
0,5245	1848,6	0,1015
0,3245	1552,1	0,0852
0,2747	1471,3	0,0808

Tabulka 4: Relace mezi úhlem nastavení a generovaným vztlakem

Postupnou iterací bylo dosaženo požadovaného součinitele vztlaku 0,0808, a to při úhlu nastavení 0,2747°.

6.3 Nezávislost řešení na velikosti sítě

Jedním z důležitých aspektů numerického řešení je jeho přesnost, která závisí nejenom na správně nastavené simulaci, ale také na velikosti výpočetní sítě. Přesnějšího výsledku dosáhneme tehdy, když použijeme větší počet buněk, tedy síť bude podrobnější. Protože s velikostí sítě roste i výpočetní čas, je snaha použít pouze takové množství buněk, které poskytuje dostatečnou přesnost v určitém intervalu. Jelikož správné řešení je neznámé, musí se daná úloha spočítat pro síť o různých velikostech a na základě těchto výsledků se může odhadnout přesnost řešení a zvolit potřebná velikost sítě.

Tabulka 5: Závislost počtu buněk na sledované veličině

Počet buněk	Vztlak [N]	$C_L[-]$
5788013	2135,3236	0,117275472
7327087	2141,4072	0,117609594
10117705	2146,2575	0,11787598

Tato metoda pouze porovnává 3 výsledky pro různě velké sítě. Na základě rozdílů mezi nimi nelze určit přesnost řešení, ale pouze odhadnout přesnost tohoto CFD řešení. Výsledek by měl být porovnán s exaktním řešením z tunelového měření.

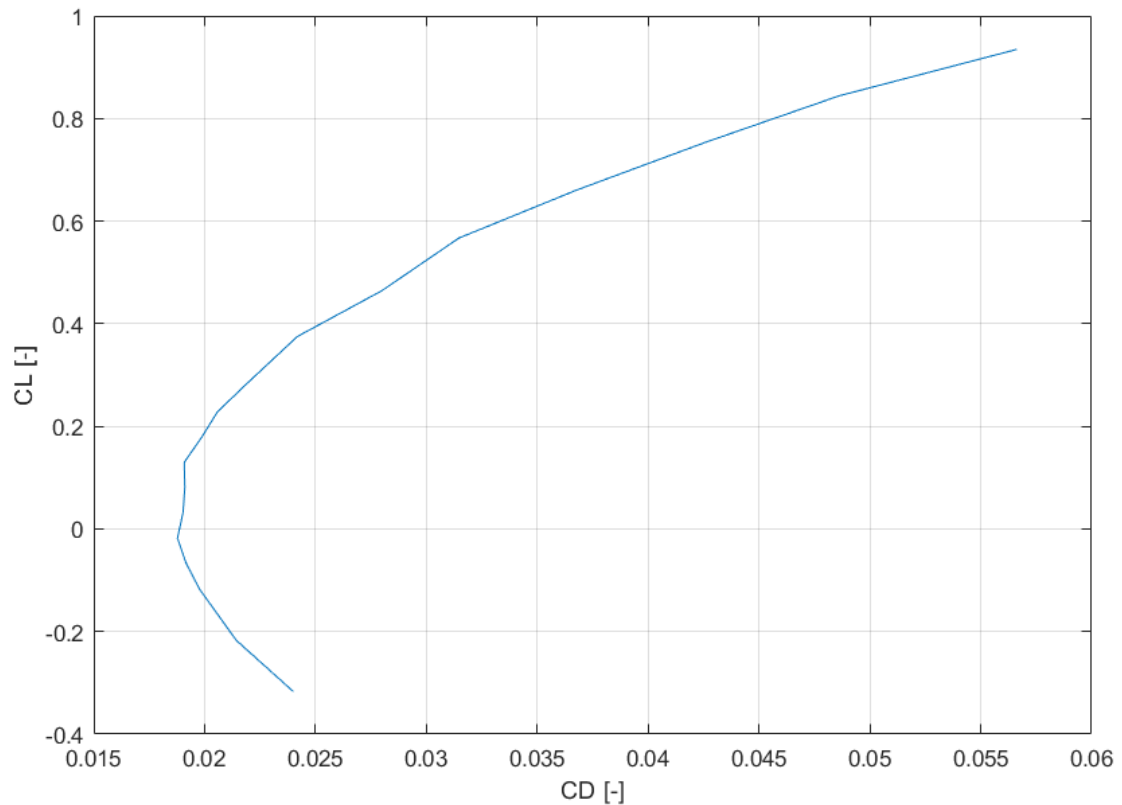
6.4 Polára letounu

Pro výpočet poláry byly na vstupu zadány jednotlivé složky vektoru rychlosti tak, aby složky svíraly požadovaný úhel. Pro správné řešení je nezbytné, aby se stěny tunelu zaměnily za vstupy rychlosti, a i zde byl zadán příslušný vektor rychlosti.

Výsledek síly se nechá vypsát v ose X a Y. Jelikož odpor je definován vůči nabíhajícímu proudu a vztlková síla je na něj kolmá, je nutné síly přepočítat dle následujících vztahů:

$$F_L = F_y \cdot \cos \alpha - F_x \cdot \sin \alpha \quad (55)$$

$$F_D = F_y \cdot \sin \alpha + F_x \cdot \sin \alpha \quad (56)$$



Obrázek 35: Polára letounu Zdroj: Autor

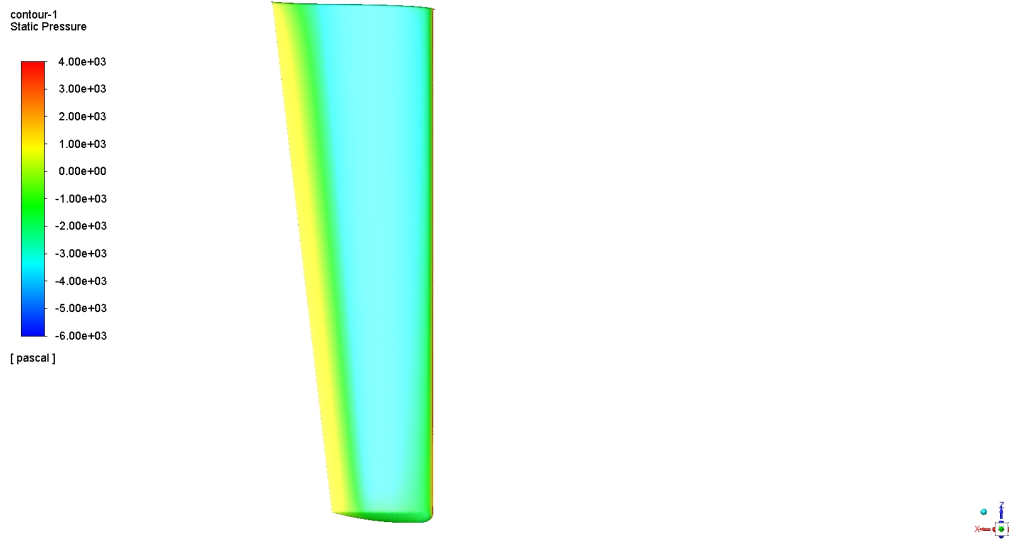
6.5 Grafické znázornění výsledků

6.5.1 Rozložení tlaku

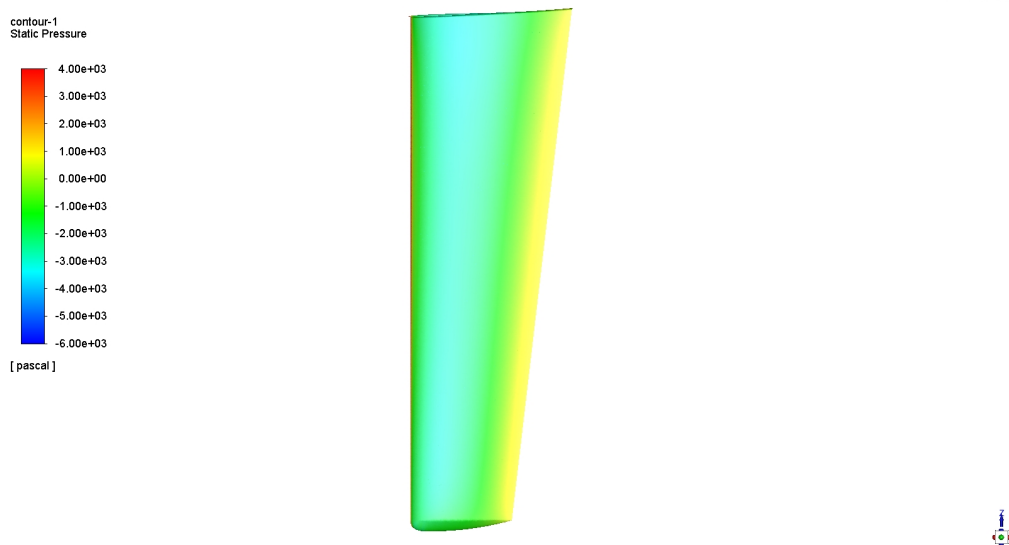
Při vykreslení tlaků na letounu je nutné objasnit pojmy statický, dynamický a celkový tlak. Celkový tlak je součtem tlaků statického a dynamického.

$$p_c = p + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (57)$$

Skutečný tlak tekutiny, který není spojen s jejím pohybem, ale s jejím stavem, je právě statický tlak a ten bude vykreslen. Celkový tlak nemůže být záporný, neboť pokud bychom měli absolutní vakuum, tedy nulové množství molekul, byl by tlak roven nule. Při vykreslení statického tlaku jsou však získány jak kladné, tak i záporné hodnoty. Pokud je tlak měřen relativně vůči atmosféře, je statický tlak roven přetlaku nebo podtlaku oproti atmosférickému, a proto je zde záporné znaménko.



Obrázek 36: Vrchní strana křídla Zdroj: Autor



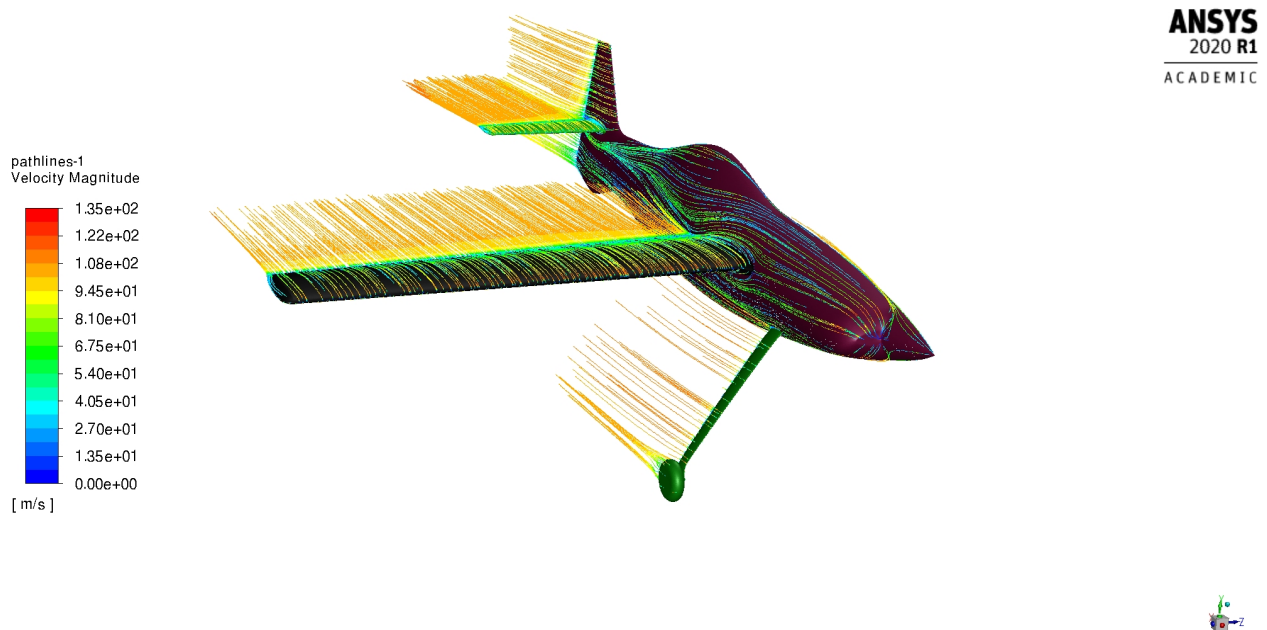
Obrázek 37: Spodní strana Zdroj: Autor

Z grafického znázornění lze vidět, že na vrchní straně křídla je intenzivnější modrá barva, která indikuje podtlak. Podtlak je možné nalézt i na spodní straně, je však menší hodnoty (modrá barva je méně výrazná a přechází do zelené, která značí vyšší hodnotu tlaku), a tak křídlo generuje vztlak.

Pozn. Rozsah tlaků je upraven tak, aby byly změny pozorovatelné.

6.5.2 Proudnice

K zobrazení proudění se využijí proudnice. Proudnice je trajektorií jednotlivých částic při pohybu proudící tekutiny.



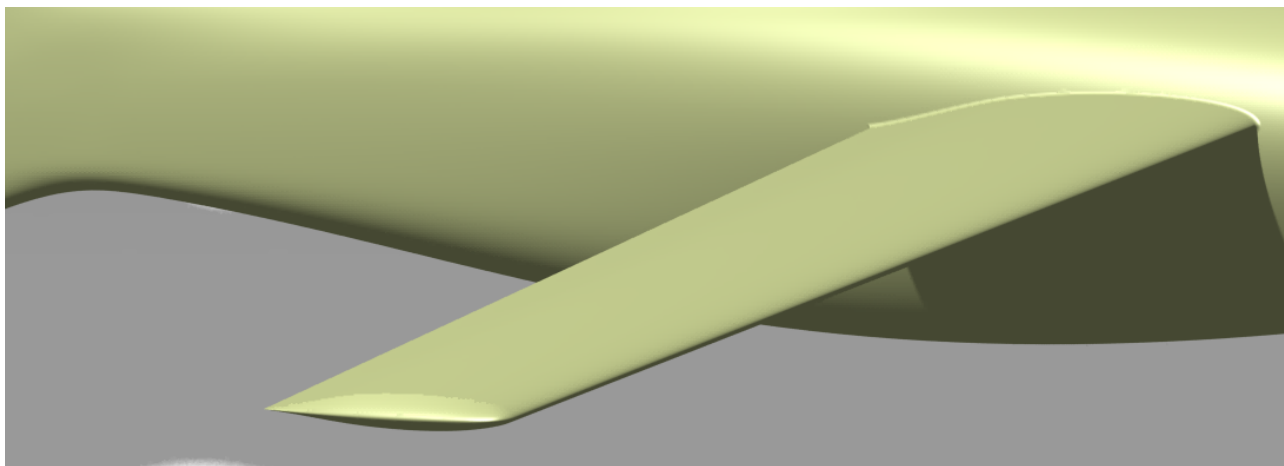
Obrázek 38: Proudnice kolem letounu Zdroj: Autor



7 Návrh úprav geometrie letounu

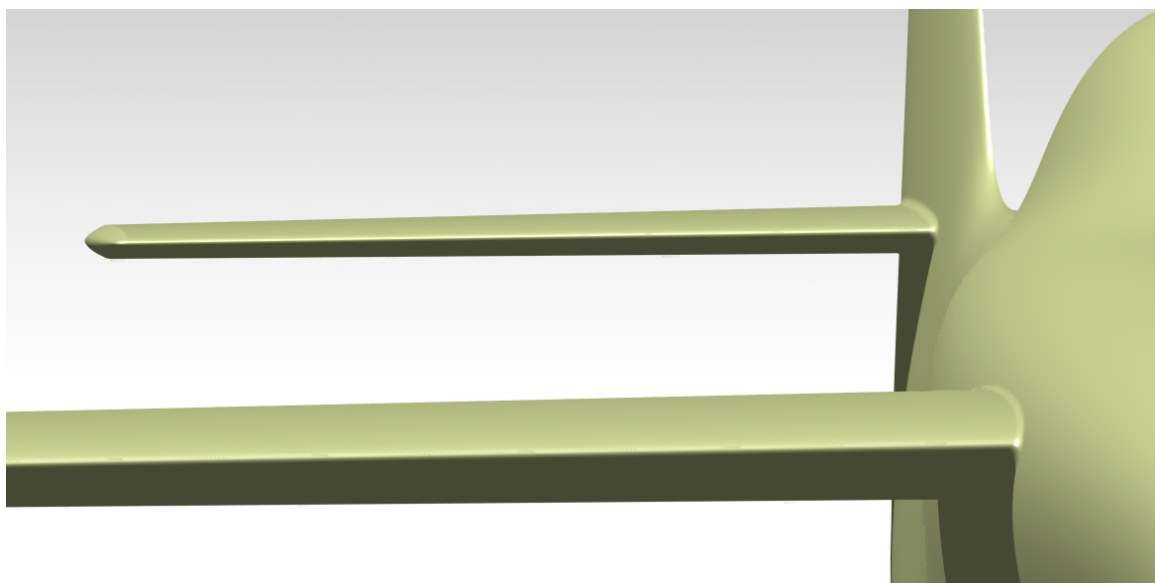
7.1 Prvotní úpravy

Křídlo letounu bylo modifikováno již v průběhu první analýzy letounu, jelikož ostrá hrana na konci křídla a následná plocha, která uzavírala profil, byla generátorem deformovaných buněk. Tyto buňky bylo velice náročné opravit pomocí automatického procesu úpravy buněk, a proto došlo k vytvoření oválného zakončení.



Obrázek 39: Zakončení křídla Zdroj: Autor

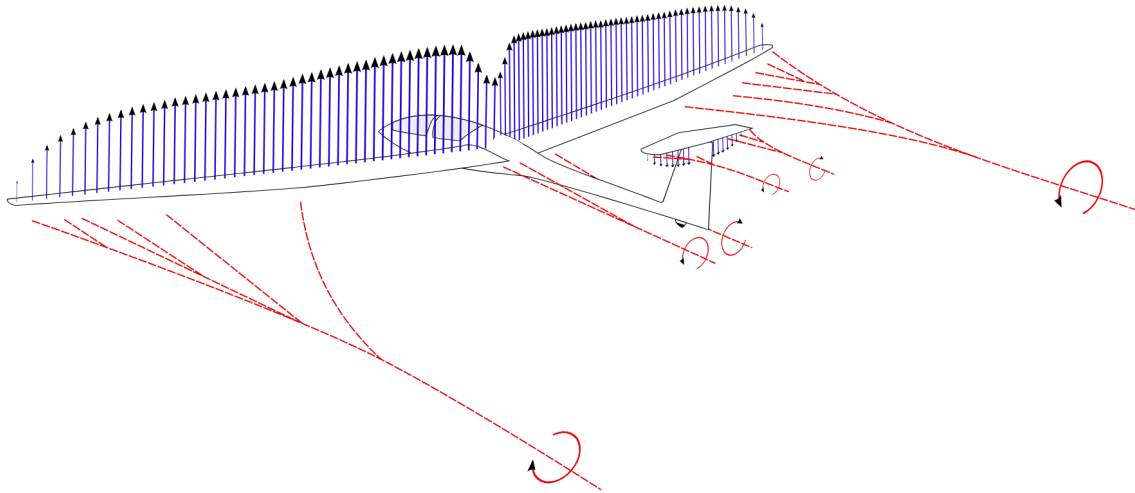
Další modifikaci, kterou bylo nezbytné udělat v průběhu výpočtu, byla na rozmezí přechodu mezi křídlem a trupem letounu. V této části se osvědčil rádius, který umožní pozvolný přechod křídla do trupové části. Tyto úpravy jsou vhodné i z technologického důvodu.



Obrázek 40: Rádius na hranici křídlo/trup Zdroj: Autor

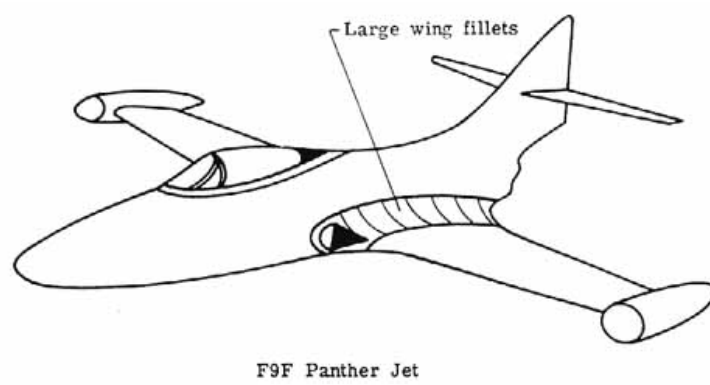
7.2 Interference křídla a trupu

Pokud se v blízkosti křídla nachází další těleso, dochází k ovlivnění proudového pole v blízkosti tohoto tělesa. Příkladem tohoto vlivu je interference křídla a trupu. V blízkosti trupu dochází k přidavnému příčnému proudění, a to vede ke zvýšení úhlu náběhu proudu na křídle. Křídlo tedy u kořene a v určité vzdálenosti od trupu vykazuje vyšší vztlak. Tento jev zobrazuje následující obrázek, kde se na pomezí trup/křídlo nachází globální maximum a je následované poklesem vztlaku v oblasti trupu křídla. [4]



Obrázek 41: Maximum vztlaku na přechodu křídlo/trup Zdroj: [22]

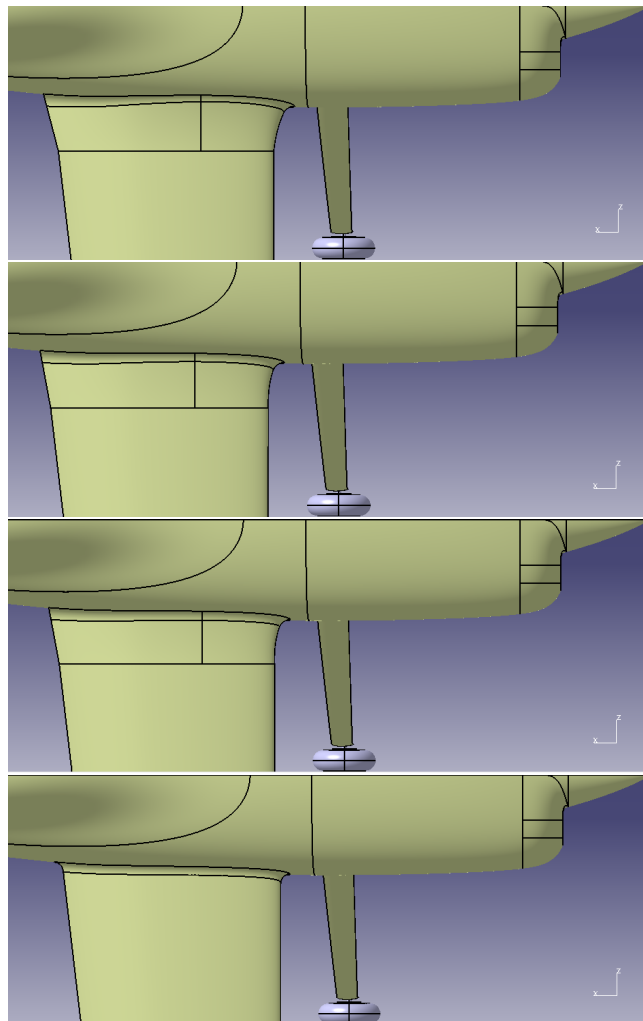
Ovlivnění proudového pole tím, jak spolu jednotlivé komponenty interferují, má kromě důsledku na vztlakovou sílu vliv i na odporovou. Tomuto druhu odporu se říká interferenční odpor a může být minimalizován konstrukčními úpravami na pomezí dvou komponentů. Různé druhy krytů způsobí lepší směšování proudů na jednotlivých částech. Příklad vidíme na následujícím obrázku, kde mezi přechodem křídlo/trup lze vidět kryt, který vytvoří rádius. [4] [5]



Obrázek 42: Rádus mezi křídlem a trupem Zdroj: [5]

7.3 Následující úpravy geometrie

Po vzoru předchozího odstavce byla provedena snaha o optimalizaci právě interferenčního odporu.



Obrázek 43: Varianty úprav Zdroj: Autor

Tyto návrhy byly následně vypočteny. Pro všechny návrhy se použilo stejné nastavení řešiče a stejně zdrobněná síť. Referenční hodnota je odpor nového křídla X: 347,9 N. Následující tabulka zobrazuje odpor jednotlivých výpočetních variant:

Tabulka 6: Odpor jednotlivých variant

	Odpor [N]
Varianta 1	349.8
Varianta 2	349.2
Varianta 3	348.8
Varianta 4	349

Lze vidět, že ač byla metoda velmi pracná, nepřinesla tížený výsledek, který by odpovídal teorii. Odpor letounu se zhoršil a co víc, došlo i ke zhoršení vztlakových vlastností křídla

7.4 Optimalizační metody

Jelikož úprava geometrie metodou pokus-omyl je velmi pracná a nepřinesla dobré výsledky, nabízí se využití některé z optimalizačních metod. Optimalizace je proces, kdy se hledá nejvýhodnější řešení pro danou úlohu. Matematicky vzato optimalizace spočívá v hledání maxima, resp. minima dané funkce na nějakém intervalu. V našem případě tedy chceme modifikovat tvar letounu tak, aby optimalizovaný tvar měl menší odpor než původní geometrie.

Pro optimalizaci lze využít iterativní metody založené na gradientu, tedy směru největší změny. Při hledání se však nemusí vždy podařit najít optimální řešení, neboť gradientní metoda může najít pouze lokální minimum a ne globální. Algoritmus gradientní metody funguje tak, že se nejdříve spočítá derivace ve všech směrech a zjistí se tak gradient. Funkce nejrychleji klesá ve směru záporného gradientu. Postup převzat z [12]. Kde gradient je

$$g(x) = \left(\frac{\delta f(x)}{\delta x_1}, \frac{\delta f(x)}{\delta x_2}, \dots, \frac{\delta f(x)}{\delta x_n} \right)^T \quad (58)$$

následně označíme d_k jako spádový vektor, jenž je roven zápornému gradientu

$$d_k = -g(x_K). \quad (59)$$

Mějme tedy x_k , u něhož se chceme přiblížit k minimu. Následující bod vypočteme jako

$$x_{K+1} = x_K + \lambda_K \cdot d_K \quad (60)$$

Kde λ_K délka kroku, kterou nastavíme na konstantu. Ta se dá do opakujícího se cyklu, kde se bude postupně zmenšovat dokud

$$f(x_K + \lambda_K \cdot d_K) < f(x_K) \quad (61)$$

následně je k indexu K přičtena jednička a celý proces je zastaven ve chvíli, když

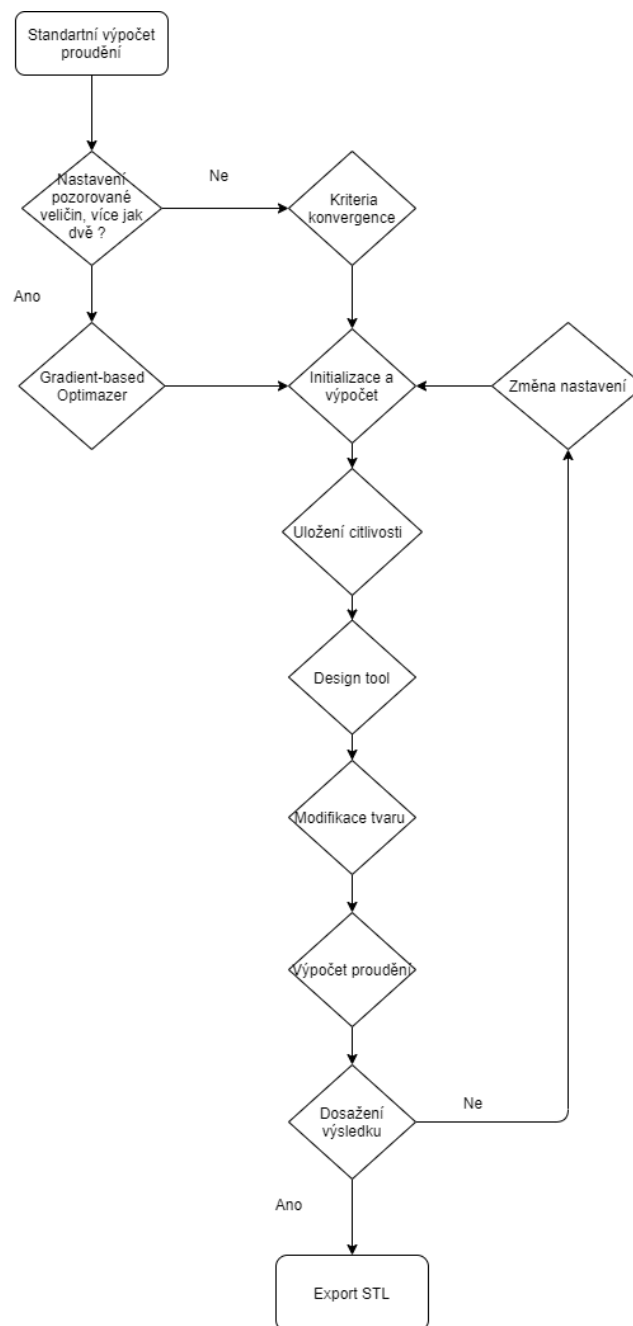
$$\|g(x_k + 1)\| < \epsilon \quad (62)$$

Kde ϵ je tolerance.

7.4.1 Adjungovaný řešič

ANSYS Fluent v sobě zahrnuje nástroj, jenž umožňuje rozsáhlejší analýzu tím, že poskytuje údaje o citlivosti počítaného problému. Před touto citlivostní analýzou musí být již spočítáno proudové pole. Při změně vstupů, které definují vypočtený problém, dochází ke změně výsledků. To, jakým způsobem se řešení mění v závislosti na vstupních datech, určuje citlivost na tento nastavitelný parametr. Derivace řešených dat v závislosti na parametru tedy kvantifikují jeho citlivost. A právě stanovení těchto derivací je výsledkem citlivostní analýzy. Inženýrské aplikace zahrnují pozorování spousty veličin jako je odpor, vztlak či tlakové ztráta v systému. Nalezení derivací v závislosti těchto veličin na geometrickém tvaru systémů je potom hlavním cílem řešení. Porozumění této citlivosti může nabídnout nový pohled na problém, neboť některé řešené problémy mohou být extrémně citlivé i na nepatrné změny v geometrii.

Práci s řešičem shrnuje následující diagram. V první řadě je potřeba mít spočtené proudění kolem letounu. V následujícím kroku jsou nastaveny pozorované veličiny. Zde se může nastavit nejenom vztlaková a odporová síla, ale i třeba poměr mezi nimi. Ukázalo se však, že je výhodnější citlivost spočítat zvlášť. V následujícím kroku je možné buď použít Gradient – Based Optimizer, pokud je více pozorovaných veličin, nebo solver, pokud je jedna. Zde je jistá nevýhoda, neboť je nutné citlivost uložit ručně, zatím co Gradient-Based Optimizer to udělá automaticky. V tomto případě byl použit Gradient-Based Optimizer, do kterého byly zadány veličiny a následně procentuálně požadovaná hodnota. Hodnota změny sledované veličiny by měla být maximálně do 10 % a spíše méně, jinak nedojde k nalezení řešení. Následně se nastaví počet iterací, kritérium konvergence a počet iterací Adjointu. [3]

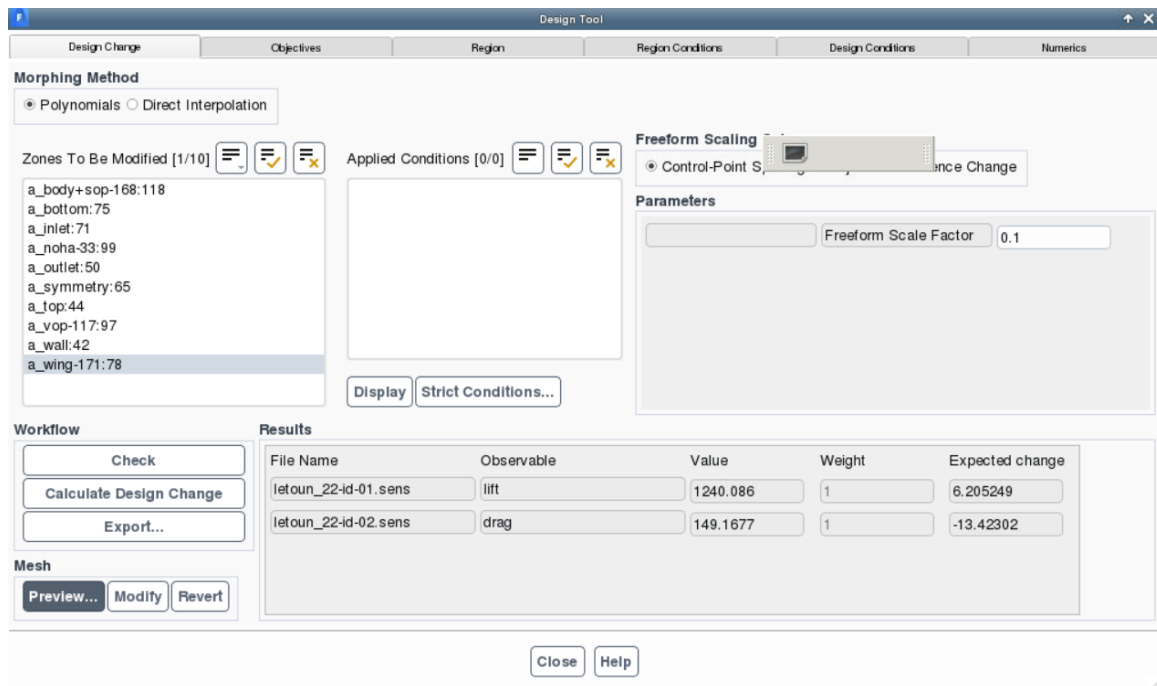


Obrázek 44: Sledované veličiny a očekávaná změna Zdroj: Autor

7.5 3D Optimalizace křídla

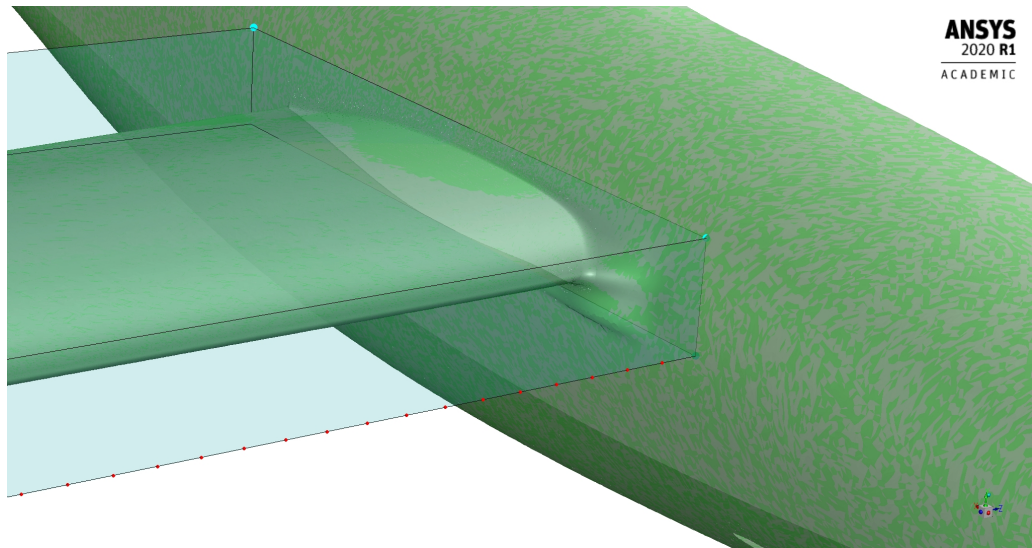
Gradient – Based Optimazer by sice měl sám aktualizovat sám a měli bychom z něho získat požadovanou změnu veličin, ale ukázalo se, že změny v proudění byly vždy minimální. Konečně i při zadání většího počtu iterací výpočet trval nesmírně dlouho a mnohdy se i celý výpočet zrušil. Proto bylo nakonec nutné využít Design Toolu, kde na základě vypočtených dat se vygeneruje možná úprava geometrie a následně se ručně musí vypočítat. Po nastavení Design Toolu je možné vidět na následujícím obrázku

sledované veličiny a jejich předpokládanou změnu po modifikaci.



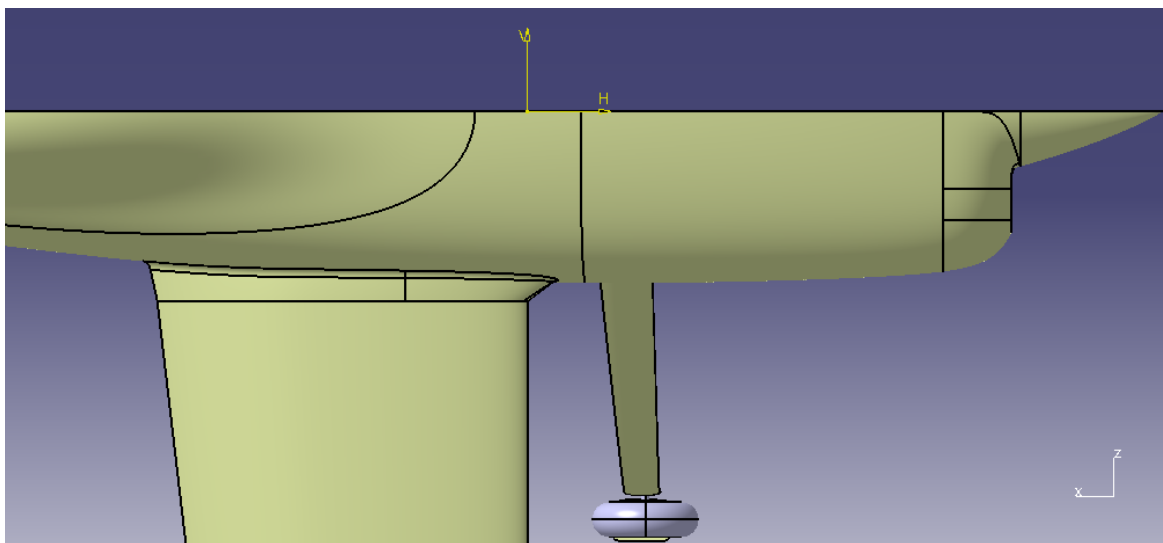
Obrázek 45: Sledované veličiny a očekávaná změna Zdroj: Autor

Na obrázku lze vidět oblast, jež ohraničuje místa, kde má být provedena změna tvaru. Řešič se stejně jako my při modelování zaměřil na oblast/křídlo trup, kde došlo k modifikaci přechodu mezi náběžnou hranou a trupem letounu. Výsledná geometrie se dá vyexportovat pouze ve formátu STL. Tedy výsledkem je povrchová síť letounu. Tato síť je nesmírně objemná, neboť byla použita pro vytvoření objemových buněk při výpočtu. S takto vytvořeným modelem by se těžko pracovalo a ani by nebylo možné vytvořit vhodné podklad, ynapř. pro výrobu. Je tedy nezbytné provedené změny vymodelovat ručně.



Obrázek 46: Modifikace sítě Zdroj: Autor

Jelikož povrchová síť je natolik velká, že ji nelze ani v programu CATIA otevřít, musí se před importem předělat. Pro zjednodušení je využit program MeshLab, kde se síť přesítuje na požadované množství buněk. Při této změně sice dojde k určité ztrátě informací, neboť hrubší síť nedokáže úplně dokonale aproximovat povrch, ale jelikož díl je nutné stejně znovu modelovat, je to přijatelné. Po vytvoření sítě načteme geometrii do programu Spaceclaim. Ta umožní z ploch vytvořit objemový prvek a následně ho vyexportovat ve formátu STEP, jenž je kompatibilní s programem CATIA. V CATII je sice možné přímo exportovat STL, ale jelikož formát STL v sobě nezahrnuje jednotky, musela by se síť pracně zvětšit dle měřítka. Spaceclaim nám za to nabídne zvolit jednotky, ve kterých byl díl vytvořen při exportování do formátu STEP.



Obrázek 47: Přemodelované křídlo Zdroj: Autor

7.6 Porovnání

V programu Fluent byl spočítán i letoun s původním profilem bez jakékoliv optimalizace. Výpočet byl proveden za stejného nastavení sítě, řešiče a okrajových podmínek.

	Vztlak [N]	Odpor [N]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	% difference odporu
původní geometrie	1470,6	365,6	0,080768	0,020079	-
nová gemoetrie	1471,3	347,9	0,080806	0,019107	4,841356674
optimalizace trup/křídlo	1464,4	339,8	0,080427	0,018662	7,056892779
optimalizace trup/křídlo + kryt	1438,2	311	0,078988	0,017081	14,93435449

Tabulka 7: Tabulka postupných výsledků

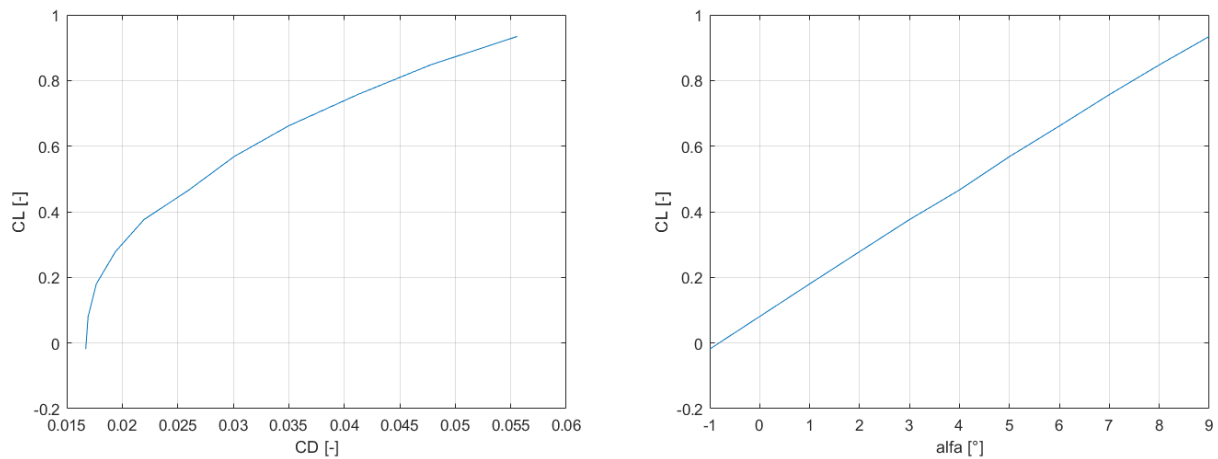
Pozn. kryt kola nebyl kvůli špatnému importu k dispozici, až po opětovném vyexportování byl dodatečně přidán. Tento kryt je vytvořen již v původní práci.

Z výsledků je patrné, že výběr nového profilu a jeho následné nastavení, snížilo odpor přibližně o 4,8 %. Následná optimalizace interferenčního odporu snížila odpor o další 2 %, ale došlo i k drobnému zmenšení vztlakové síly. Po přidání krytu se dostavil očekávaný výsledek razantního snížení odporu. Kromě toho došlo i ke snížení vztlaku, na čemž můžeme demonstrovat, jak jsou jednotlivé části letadla aerodynamicky provázané.

Z posledního výpočtu plyne, že musíme opět zvýšit úhel nastavení křídla, aby bylo dosaženo požadovaného součinitele vztlaku. Po několika iteracích s různými úhly byla získána konečná hodnota viz. tabulka:

Tabulka 8: Finální optimalizace

$i_w[^\circ]$	Vztlak [N]	Odpor [N]	$C_L[-]$	$C_D[-]$
0,3	1471,2	308,2	0,0808	0,0169



Obrázek 48: Polára a vztaková čára letounu v linerární části Zdroj: Autor

Pro letoun byl následně spočítán součinitel klopivého momentu c_M ze vzorce

$$C_M = \frac{2 \cdot M}{\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot A \cdot b_{SAT}} \quad (63)$$

Kde moment M byl získán z programu Fluent pro težiště letounu dané souřadnicemi $x: 2607, y: 1997$. Výsledný součinitel momentu je potom $C_M = 0,0093$. Letoun je tedy téměř vyvážen. Pro dosažení úplného vyvážení by bylo nutné mírně přenastavit úhel VOP.

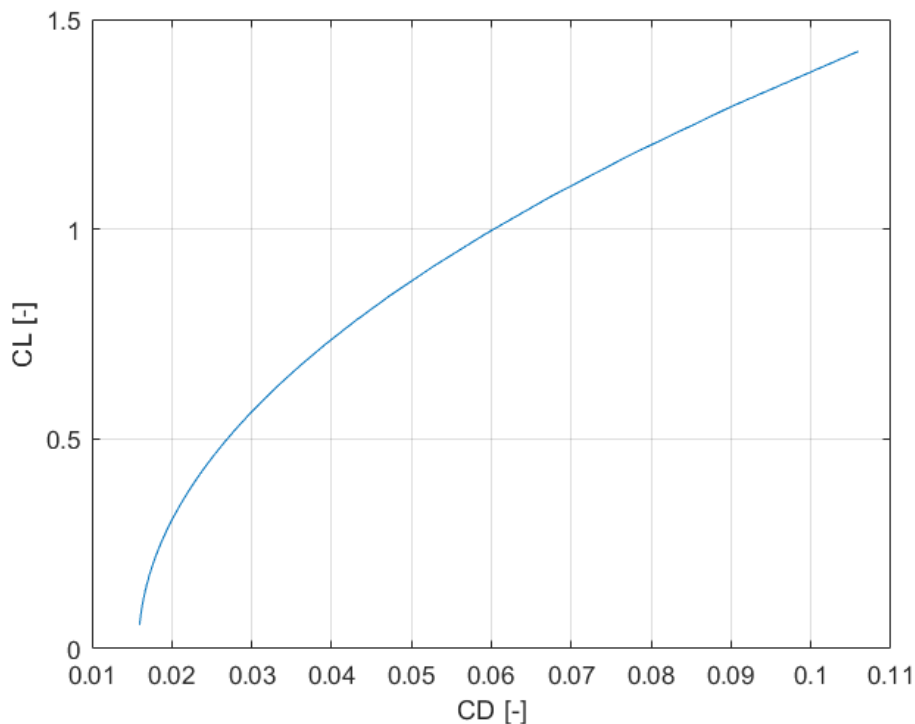
8 Výkony

8.1 Maximální rychlost

Pro zjištění maximální rychlosti je třeba určit tahovou křivku. K tomu můžeme využít script, který obsahuje příloha původní práce. Dále je potřeba získat křivku potřebného tahu. Po zakreslení těchto křivek do grafu výkonů se získá maximální rychlost letu, která plyne z rovnosti potřebného a využitelného tahu případně výkonu, pokud se pracuje s výkonem. Maximální rychlost letounu je daná průsečíkem těchto křivek co nejvíce vpravo. Ze spočtené poláry lze získat tzv. analytickou poláru, které je dána následujícím vztahem [6]:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (64)$$

Kde A je plocha křídla a e je Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti. Nejdříve je vykreslena závislost $C_D = f(C_L^2)$. Následně je provedena lineární regrese a určeny koeficienty. Získané koeficienty mají hodnotu $C_{D0}=0,0158$ a $k=0,0444$.



Obrázek 49: Analytická polára Zdroj: Autor

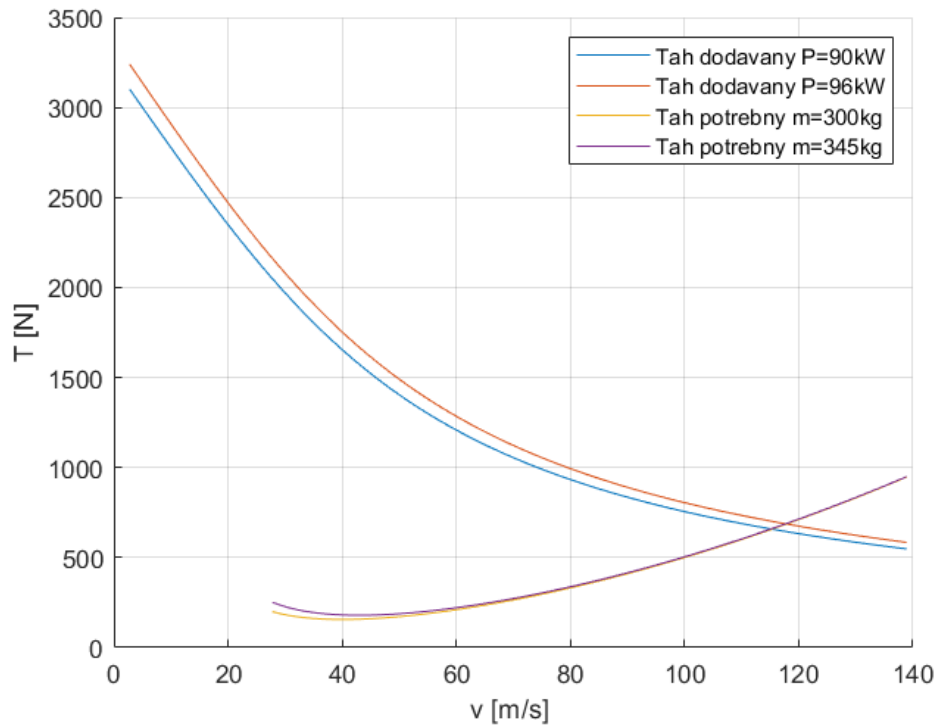
Pro získání tahové křivky je následně vytvořeno rychlostní pole, pro které jsou napočítány příslušné

hodnoty součinitele vztlaku dle:

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot A \cdot v^2} \quad (65)$$

Z analytické poláry je potom určen součinitel odporu a následně potřebný tah:

$$T = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_D \cdot A \quad (66)$$



Obrázek 50: Potřebný a dodávaný tah. Zdroj: Autor

Z grafu jsou rychlosti vypsány do tabulky, kde $P_{con} = 90 \text{ kW}$ a $P_{max} = 96 \text{ kW}$:

Tabulka 9: Maximální rychlosti

		m=300 kg	m=345 kg
Pcon	v [m/s]	115,31	115,12
	v [km/h]	415,116	414,432
Pmax	v [m/s]	117,86	117,69
	v [km/h]	424,296	423,684

8.2 Dolet

Pro řešení doletů se musí brát v potaz změna hmotnosti letounu v důsledku jeho spotřeby paliva. Síly působící na letoun při letu jsou v rovnováze, a proto vyplývá ze vztahu

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L \cdot A, \quad (67)$$

že při poklesu hmotnosti se musí měnit některé z veličin na pravé straně kromě plochy, neboť tu má letoun konstantní. (Pozn. existují i letouny s měnitelnou plochou křídla). V režimu A, který budeme uvažovat, je konstantní C_L a v . Při tomto letu roste výška letu, neboť musí klesat hustota a ta je svázána s výškou letu. Aby bylo dosaženo co největšího doletu, musí letoun letět v režimu největší klouzavosti a tedy $K_{max} = (C_L/C_D)_{max}$. Tomuto režimu odpovídá nejmenší potřebný tah. [6]

$$R_A = \frac{\eta}{g \cdot C_{eP}} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (68)$$

Kde m_1 je počáteční hmotnost letounu a je m_2 hmotnost letounu ponížená o hmotnost paliva. C_{eP} je specifická spotřeba paliva, určená v původní práci $C_{eP} = 8,02778 \cdot 10^{-8} kg \cdot s^{-1} \cdot W^{-1}$

Tabulka 10: Maximální dolet při $m = 345 \text{ kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	R [km]
154	42,78	0,6004	0,0319	18,8493	0,7504	10,236	4250

Tabulka 11: Maximální dolet při $m = 300 \text{ kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	R [km]
144	40	0,5971	0,0317	18,8497	0,7353	8,493	1705

Tabulka 12: Dolet při $m=345\text{kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	R [km]
414	115	0,0831	0,0161	5,1476	0,8427	89,719	1303,5
400	111,11	0,89	0,0162	5,4989	0,842	81,22	1391,2
391	108,61	0,0929	0,0162	5,7311	0,8414	76,31	1449,1
360	100	0,1099	0,0164	6,7122	0,8381	60,09	1692,4
330	91,67	0,1308	0,0166	7,8806	0,836	47,09	1979,7
300	83,33	0,1582	0,0169	9,337	0,8317	36,2	2333,3
270	75	0,1953	0,0175	11,1437	0,8254	27,6	2763,9
240	66,67	0,2472	0,0185	13,3279	0,8161	20,74	3268,5
210	58,33	0,3229	0,0205	15,777	0,802	15,6	3802,3

 Tabulka 13: Dolet při $m=300\text{kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	R [km]
414	115	0,0722	0,0161	4,4971	0,8427	89,03	466,2
400	111,11	0,0774	0,0161	4,8071	0,842	80,79	497,9
391	108,61	0,081	0,0161	5,023	0,8414	75,63	519,9
360	100	0,0955	0,0162	5,8837	0,8391	59,61	607,3
330	91,67	0,1137	0,0164	6,93	0,836	46,65	712,7
300	83,33	0,1376	0,0167	8,2513	0,8317	35,74	844,17
270	75	0,1699	0,0171	9,9243	0,8254	26,95	1007,7
240	66,67	0,215	0,0179	12,0186	0,8161	20,02	1206,7
210	58,33	0,2808	0,0193	14,5208	0,802	14,74	1432,7

8.3 Vytrvalost

Vytrvalostí se rozumí maximální doba, po kterou je letoun schopen zůstat ve vzduchu. Maximální vytrvalost získáme pro $(C_L^{(3/2)}/C_D)_{max}$, což je zároveň režim minimálního potřebného výkonu.

$$T_A = \frac{\eta}{g \cdot C_{eP}} \cdot \frac{C_L^{(3/2)}}{C_D} \cdot \sqrt{\frac{\rho S}{2m_1 g}} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (69)$$

Tabulka 14: Maximální vytrvalost při $m= 345\text{kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	T [h]
117	32,5	1,0402	0,0639	16,598	0,6805	9,933	28,44

 Tabulka 15: Maximální vytrvalost při $m= 300\text{kg}$

v [km/h]	v [m/s]	$C_L[-]$	$C_D[-]$	K [-]	$\eta[-]$	$P_M[kW]$	T [h]
109	30,2778	1,0422	0,0641	16,598	0,6593	8,312	12,1

8.4 Klouzavý let

Tento režim letu slouží ke snížení výškové hladiny letu. Úhel, který svírá letoun v režimu klouzavého letu s horizontální rovinou, vypočteme dle následujícího vzorce:

$$\text{tg}\gamma = \frac{C_L}{C_D} \quad (70)$$

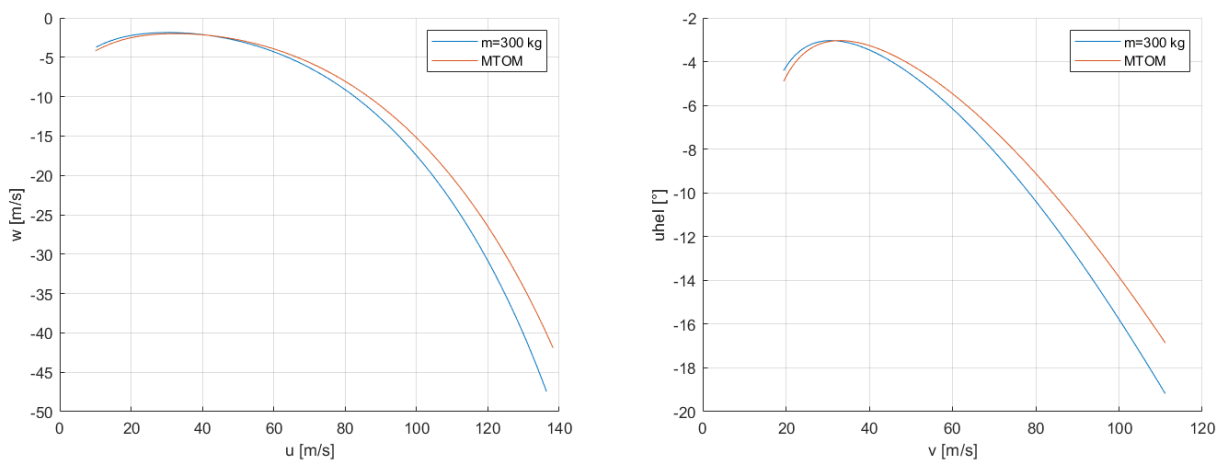
Jedná se tedy o reciprokovou hodnotu klouzavosti. Následně rychlost klouzavého letu je určena tradičně ze silové rovnováhy, kde čítec pod odmocninou je přenásoben cosinovou složkou úhlu.

$$v = \sqrt{\frac{2mg \cdot \cos \gamma}{\rho S C_L}} \quad (71)$$

Ze znalosti rychlosti letounu se následně určí horizontální a vertikální rychlost:

$$u = v \cdot \cos \gamma \quad (72)$$

$$w = v \cdot \sin \gamma$$



Obrázek 51: Klesací rychlost a úhel klesání v závislosti na rychlosti Zdroj: Autor

Tabulka 16: Minimální rychlost klesání a úhel klesání

	m= 300kg	MTOM
w [m/s]	-1,86	-1,993
v[m/s]	34,722	36,11
γ [°]	3,037	3,037
v [m/s]	30,556	33,33

8.5 Stoupavý let

Rovnice rovnováhy pro ustálený má následující tvar:

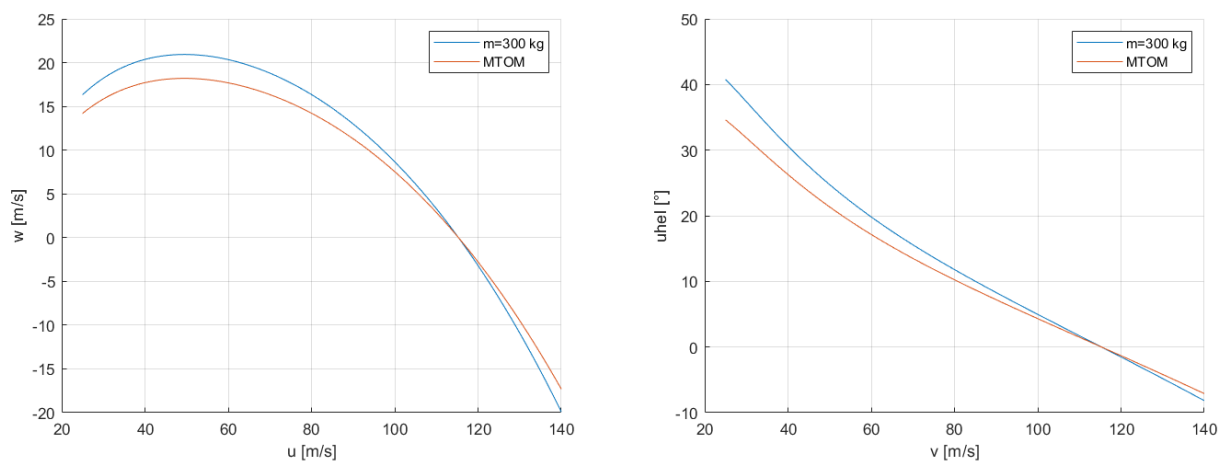
$$F - D - G \sin \gamma = 0 \quad (73)$$

Vztah pro stoupací rychlost byl popsán v předchozím odstavci. Pokud se rovnice rovnováhy vynásobí rychlostí letu a dosadí se výraz w pro člen $v \cdot \sin \gamma$, je stoupací rychlost vyjádřena jako podíl přebytku výkonu ku tíhové síle:

$$w = \frac{\Delta P}{G} \quad (74)$$

Úhel stoupání určuje kladný sklon dráhy letu a je roven:

$$\gamma = \arcsin \frac{\Delta F}{G} \quad (75)$$



Obrázek 52: Stoupací rychlost a úhel stoupání Zdroj: Autor

Tabulka 17: Maximální rychlost stoupání

	m=300 kg	MTOM
w [m/s]	20,93	18,2
v [m/s]	49,5	49,5

8.6 Zatáčka

Při rozboru zatáčky patří mezi důležité parametry poloměr zatáčky, úhel příčného sklonu a doba potřebná pro provedení zatáčky o 360° . Poloměr zatáčky se dá vyjádřit vztahem

$$r = \frac{v^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (76)$$

Úhel příčného sklonu lze získat z rovnice rovnováhy a jeho definice, kdy

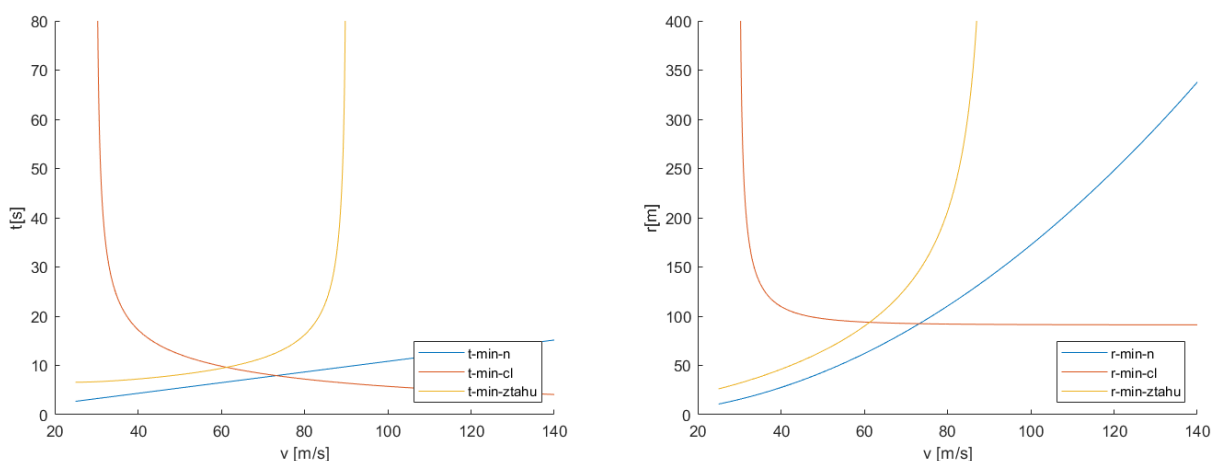
$$n = \frac{L}{G}, \quad (77)$$

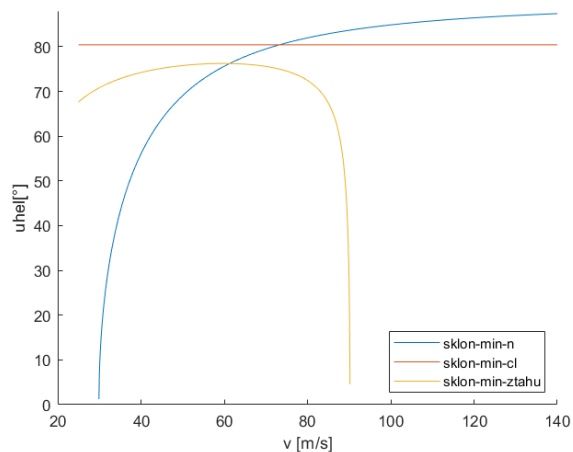
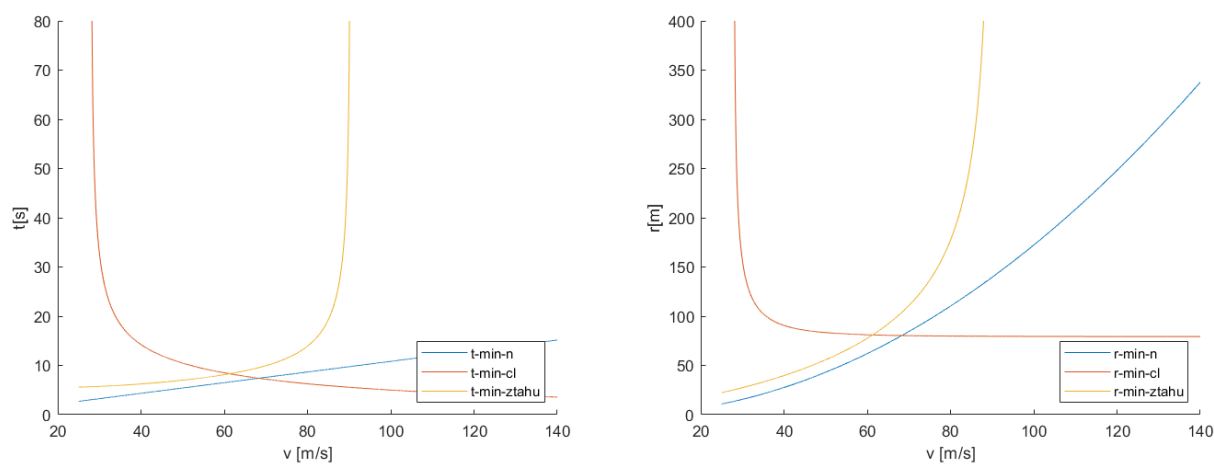
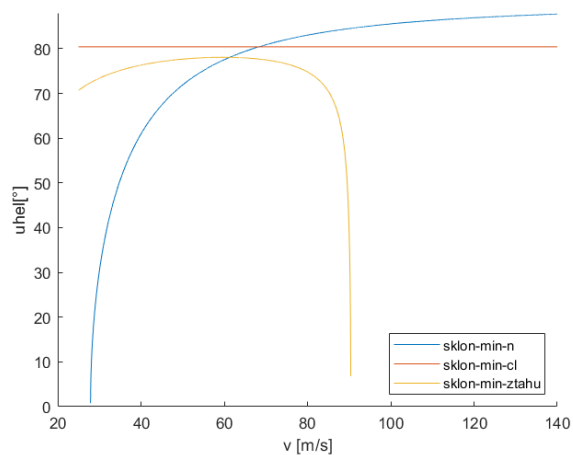
a sklon je potom roven:

$$\Phi = \arccos \frac{1}{n} \quad (78)$$

Doba potřebná k provedení zatáčky o 360° se vyjádří vztahem:

$$t = \frac{2\pi v}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (79)$$


 Obrázek 53: Doba a poloměr zatáčky, $m= 345\text{kg}$ Zdroj: Autor

Obrázek 54: Úhel příčného sklonu, $m= 345\text{kg}$ Zdroj: AutorObrázek 55: Doba a poloměr zatáčky, $m= 300\text{kg}$ Zdroj: AutorObrázek 56: Úhel příčného sklonu, $m= 300\text{kg}$ Zdroj: Autor

Tabulka 18: Parametry limitní zatáčky

	m=300kg	MTOM
r [m]	79,5	93,73
t [s]	8,3	9,62
ϕ [°]	78	76,23
v [m/s]	61,28	61,28

8.7 Vzlet

Vzlet letounu se dělí na rozjezd, odlepení a přechodový oblouk. Vzlet bude spočítán pro MTOM. Postup byl vypracován dle [6] a [9]

8.7.1 Rozjezd

Rychlost odpoutání od země:

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{S1} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot Cl_{max} \cdot A}} = 1,1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 345 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,2293 \cdot 5,029}} = 32,886 \text{ m/s} \quad (80)$$

Referenční rychlost rozjezdu:

$$v_{LOFref} = \frac{v_{LOF}}{\sqrt{2}} = 23,254 \text{ m/s} \quad (81)$$

Pohybová rovnice pro rozjezd má následující tvar:

$$m \frac{dv}{dt} = F - D - f(G - L) \quad (82)$$

Kde za D , L a G dosadíme odporovou a vztlakovou a tíhovou sílu. Po převedení hmoty na druhou stranu za rovnítkem zůstává na levé straně člen $\frac{dv}{dt}$, jenž je roven zrychlení.

$$L = \frac{1}{2} \rho v_{LOFref}^2 \cdot C_L \cdot A = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 23,254^2 \cdot 0,5927 = 987,251 \text{ N} \quad (83)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v_{LOFref}^2 \cdot C_D \cdot A = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 23,254^2 \cdot 0,0314 = 52,298 \text{ N} \quad (84)$$

Tah letounu F je určen z tahové křivky pro výkon $P = 96 \text{ kW}$ a je roven $2337,1 \text{ N}$.

Zrychlení je pak rovno:

$$a = \frac{1}{345} (2337,1 - 52,298 - 0,05 \cdot (345 \cdot 9,81 - 987,251)) = 6,2752 \text{ m/s} \quad (85)$$

Dráha, kterou letoun urazí je spočtena integrací:

$$s_{roz} = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v dv}{a_{roz}} = \frac{v_{LOF}^2}{a_{roz}} = \frac{32,886^2}{2 \cdot 6,2752} = 86,176 \text{ m} \quad (86)$$

Čas rozjezdu je stanoven ze vzorce $s = \frac{1}{2}at^2$:

$$t_{roz} = \sqrt{\frac{2s_{roz}}{a_{roz}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 86,176}{6,2752}} = 5,2407 \text{ s} \quad (87)$$

8.7.2 Odlepení

Před přechodem do oblouku následuje rotace letounu. Doba rotace by měla být 1 s. A dráha, kterou letoun během této doby uletí je dána dle:

$$S_{rot} = 1 \cdot v_{LOF} = 32,886 \text{ m} \quad (88)$$

Násobek se pohybuje mezi 1,15 až 1,2 dle [6], pro výpočet byl použit násobek 1,1903, který je spočten v [9] a se kterým je počítáno i v původním konceptu. Rychlost při odlepení je pak:

$$v_{TR} = 1,15 \cdot v_{s1} = 1,15 \cdot 29,897 = 34,381 \text{ m/s} \quad (89)$$

Poloměr přechodového oblouku:

$$R = \frac{m \cdot v_{TR}^2}{g \cdot (n_{lof} - 1)} = \frac{345 \cdot 34,381^2}{9,81 \cdot (1,1903 - 1)} = 633,35 \text{ m} \quad (90)$$

Úhel stoupaní na konci oblouku:

$$\gamma_{LOF} = \frac{F - D}{G} = \frac{1660,1}{345 \cdot 9,81} = 0,5127 \text{ rad} = 29,373^\circ \quad (91)$$

Dosažená výška na konci oblouku:

$$h_0 = R(1 - \cos \gamma) = 633,35 \cdot (1 - \cos(0,5157)) = 81,46 \text{ m} \quad (92)$$

Dráha:

$$S_{oblouk} = \sqrt{R^2 - (R - h_0)^2} = \sqrt{633,35^2 - (633,35 - 81,46)^2} = 137,02 \text{ m} \quad (93)$$

Úhel stoupaní v h_0 :

$$\gamma_{oblouk} = \arccos\left(1 - \frac{h_0}{R}\right) = \arccos\left(1 - \frac{81,46}{633,35}\right) = 0,2118 \text{ rad} = 12,135^\circ \quad (94)$$

Doba strávená v oblouku:

$$t_{oblouk} = \frac{\gamma_{oblouk} \cdot R}{v_{TR}} = \frac{0,2118 \cdot 633,35}{34,381} = 4,017 \text{ s} \quad (95)$$

Celková doba a vzdálenost vzletu je potom dána sumou těchto dílčích úseků.

$$t_{celk} = t_{roz} + t_{rot} + t_{oblouk} = 5,2407 + 1 + 4,017 = 10,26 \text{ s} \quad (96)$$

$$S_{celk} = 86,176 + 32,886 + 137,02 = 256,083 \text{ m} \quad (97)$$

Výsledná dráha rozjezdu vyhovuje požadavku předpisu UL-2, který požaduje, aby dráha byla maximálně 450 m z krátce stráženeho trávníku při dosažení 15 m výšky.

8.8 Srovnání

Tabulka 19: Porovnání letounu pro MTOM

	Letoun s novým křídlem	Původní koncepce
Maximální rychlost [m/s]	117,69	116,9
Maximální dolet [km]	4250	4490
Dolet při rychlosti 400 km/h	1391,2	1374
Maximální vytrvalost [h]	29,1	30,4
Minimální rychlost klesání [m/s]	1,993	2,067
Maximální rychlost stoupání [m/s]	18,2	17,54
Minimální poloměr zátačky [m]	93,73	84,5
Délka vzletu [m]	256,08	241
Doba vzletu [s]	10,26	9,9

Z výsledků je patrné, že čas rozjezdu je větší a dráha delší, než u původní koncepce. V původní práci byla totiž polára počítána s přízemním efektem, jenž má pozitivní vliv na odpor. Pro získání poláry by se letoun musel znovu napočítat již se zemí v simulaci, na které by se musely vytvořit taktéž prismatické buňky. Dále maximální součinitel vztlaku je menší než u původního profilu, viz kapitola 3.3, tento efekt taktéž ovlivní vzlet. To ovlivní i další výkony jako je minimální poloměr zátačky, kdy jedním z limitujících faktorů je právě maximální součinitel vztlaku. Maximální vytrvalost a dolet jsou opět horší, ale dolet je pro vyšší rychlosti lepší u letounu s novým křídlem.



9 Závěr

Vypracování této práce je jedním z mnoha kroků k vytvoření celkového návrhu letounu. Práce měla za cíl vylepšit aerodynamické vlastnosti letounu. Zásadním bodem je vytvoření nového profilu, který měl snížit odporovou složku síly. Po analýze ve 2D se práce zaměřila na model letounu. Výsledkem je nové křídlo letounu, výpočet v programu ANSYS FLUENT a následná optimalizace, která již měla pouze dílčí úlohu ve vylepšení odporové složky síly. Pokud by došlo k přepracování některé části letounu např. podvozku, může být geometrie nahrána do původního souboru .mesh a jednoduše spočítána.

Pro validaci dat získaných metodou popsanou v diplomové práci je nutné provést tunelové měření na modelu letounu vytvořeném v určitém poměru vůči skutečnosti. Tím by byla získána jistota správnosti výsledku.

Jelikož v původní koncepci byla polára letounu získána analytickým způsobem z literatury, jsou výkony letounu s ještě původním profilem nadhodnoceny. Letoun s upravenou geometrií křídla se jim ale velmi přiblížil a v některých případech je i překonal, a navíc se podařilo dosáhnout i vyšší maximální rychlosti letu. Tento úspěch jde v ruku v ruce s duchem původní koncepce, kdy byl letoun navrhován pro překonání rychlostního rekordu. Letoun taky dosahuje vyšší rychlosti maximálního stoupání a nižší minimální rychlosti klesání. Při vypracování vzletu bylo však použito analytické poláry nevhodné, jelikož nebyl uvážován efekt blízkosti země. V další práci by měla být polára spočtena již s tímto efektem a výkony pro vzlet přepracovány. Výkony při výpočtu např. limitní zatačky jsou silně ovlivněné nižší hodnotou součinitele vztlaku viz. kapitola 3.3, a proto zde letoun nedosahuje takových hodnot jako letoun původní koncepce.

V našem výpočtu bylo počítáno bez vrtulového proudu. V navazující práci by bylo vhodné zjistit, jak vrtulový proud ovlivní výsledky opět pomocí CFD. Následně by bylo vhodné zapracovat do výpočtu i otvory pro sání motoru a umístění výdechů.

Reference

- [1] Richard Aldridge. Wings: How they really work?, October 2009. <http://www.engineeringsociety.co.uk/workwing.html>.
- [2] ANSYS, Inc. *Lecture 2: Introduction to the CFD Methodology*.
- [3] ANSYS, Inc. *Fluent User's Guide*, 2019.
- [4] Václav BROŽ. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Vydavatelství ČVUT, Praha, vydání 5 edition, 2001.
- [5] Theodore A. Talay Langley Research Center. *INTRODUCTION TO THE AERODYNAMICS OF FLIGHT [NASA SP-367]*. Washington, D.C, 1975.
- [6] Vladimír DANĚK. *Mechanika letu, Letové výkony*. Akademické nakladatelství CERM, 2009, Brno, vydání první edition, 2001.
- [7] Vladimír DANĚK. *Mechanika letu II, Letové vlastnosti*. Akademické nakladatelství CERM, 2011, Brno, vydání první edition, 2011.
- [8] Peter Garrison. In the p-51 mustang's wake, September 2015. <https://www.historynet.com/in-the-mustangs-wake.htm>.
- [9] S. Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Elsevier Science, 2013.
- [10] Nancy Hall. What is lift ? <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/lift1.html>.
- [11] František Rieger Jiří Šesták. *Přenos hybnosti, tepla a hmoty*. Vydavatelství ČVUT, Praha, 3. edition, 2005.
- [12] Rudolf Hlavička Libor Čermák. Numerické metody. Ústav matematiky ´ Fakulta strojního inženýrství Vysoké učení technické v Brně 23. ledna 2006.
- [13] Structured Meshes. Ssg-aero. 10/9/2017 <https://www.ssg-aero.com/news/structured-meshes-the-old-pipes-gives-the-sweetest-smoke>.
- [14] Law of the wall. Wikipedia. Dostupné z https://en.wikipedia.org/wiki/Law_of_the_wall.
- [15] Y plus wall distance estimation. Cfd-online. Dostupné z https://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation.

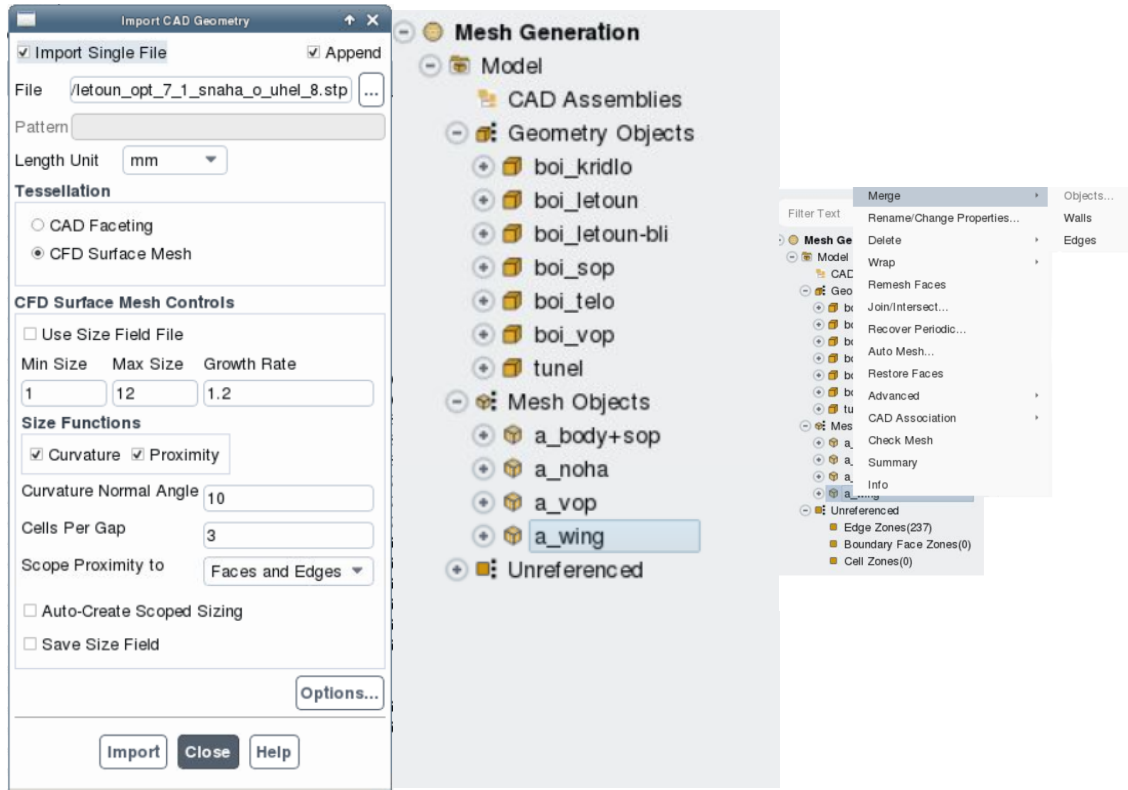
- [16] Jan Roskam. *Airplane Design*. DARcorporation, New York, 1985.
- [17] Hermann Schlichting. *Boundary-Layer Theory*. 1979.
- [18] E. Torenbeek. *Synthesis of Subsonic Airplane Design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Netherlands, 2013.
- [19] Václav Uruban. *Turbulence*. Vydavatelství ČVUT, Praha, 2. edition, 2014.
- [20] R. Malátek V. Pokorný. *Mechanika letu - Letové vlastnosti*. interní materiál Ústavu letadlové techniky, Praha 2010, 2011.
- [21] Petr Vlček. Modelování turbulentního proudění. <http://chps.fsid.cvut.cz/pt/2013/pdf/3509.pdf>.
- [22] Aircraft wing lift distribution showing trailing vortices. Wikipedia. Dostupné z [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aircraft_wing_lift_distribution_showing_trailing_vortices\(3\).svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aircraft_wing_lift_distribution_showing_trailing_vortices(3).svg).
- [23] Petr Šidlof. Výpočetní síť. <https://astra.nti.tul.cz/~petr.sidlof/vyuka/NMPT/>.



A Appendix

A.1 Návod pro síťování pomocí Journal

Po otevření souboru mesh a nového výpočtu je třeba naimportovat novou geometrii. Následně sloučit hrany, stěny a objekty. Geometrie, která se navíc bude síťovat, musí být pojmenovaná přesně dle obrázku.



Appendix 57: Síť pomocí Journal Zdroj: Autor

A po té již jenom spustit síťování: File → Read → Journal. Po vysíťování se již přejde k řešiči, kde můžeme simulaci provést ručně, nebo spustit znovu přiložený Journal.