

**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Návrh křídla se zvonovým rozložením vztlaku**

**Design of wing with bell-shaped lift distribution**

## **BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2024**

**Jan SOUKUP**

**Studijní program:** B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

**Studijní obor:** 2301R000 Studijní program je bezoborový

**Vedoucí práce:** Jakub Valenta

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Soukup** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **502362**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Návrh křídla se zvonovým rozložením vztlaku**

Název bakalářské práce anglicky:

**Design of wing with bell shaped lift distribution**

Pokyny pro vypracování:

Pokyny k vypracování:

- Seznámení s problematikou zvonového rozložení vztlaku
- Návrh základních parametrů letounu
- Určení požadovaného rozložení vztlaku
- Návrh základní geometrie křídla
- Výpočet aerodynamických charakteristik křídla

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Jakub Valenta ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání bakalářské práce: **26.04.2024**

Termín odevzdání bakalářské práce: **24.05.2024**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

Ing. Jakub Valenta  
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

# Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou/diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....

podpis

## Poděkování

V první řadě bych rád poděkoval vedoucímu práce Ing. Jakubu Valentovi za odbornou pomoc, ochotu, trpělivost a konstruktivní konzultace.

Dále děkuji týmu CTU AeroLab, kde jsem získal cenné zkušenosti s návrhem soutěžních letadel a Vítu Salavovi za připomínky k návrhu. Nakonec bych rád poděkoval rodině, spolužákům a kamarádům za podporu během studia.

# Anotační list

<b>Autor:</b>	Jan Soukup
<b>Název BP/DP:</b>	Návrh křídla se zvonovým rozložením vztlaku
<b>Rok vyhotovení:</b>	2024
<b>Studijní program:</b>	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
<b>Obor studia:</b>	2301R000 Studijní program je bezoborový
<b>Ústav:</b>	Ústav letadlové techniky
<b>Vedoucí BP:</b>	Ing. Jakub Valenta
<b>Bibliografické údaje:</b>	Počet stran: 38 Počet obrázků: 21 Počet grafů 21 Počet tabulek: 6 Počet příloh: 1
<b>Klíčová slova:</b>	Samokřídlo, zvonové rozložení vztlaku, UAV

## Anotace:

Tato bakalářská práce pojednává o koncepčním návrhu bezpilotního samokřídla s využitím zvonového rozložení vztlaku. Na počátku se zabývá rešerší aerodynamiky v oblasti rozložení vztlaku. Dále pak samotným návrhem bezpilotního letounu, sestávajícím se z analýzy letové mise, návrhu geometrie křídla a v poslední řadě analýzou jeho aerodynamických vlastností.

# Annotation

<b>Author:</b>	Jan Soukup
<b>Title of bachelor thesis:</b>	Design of wing with bell shaped lift distribution
<b>Academic year:</b>	2024
<b>Study programme:</b>	B2342 Theoretical fundamentals of mechanical engineering
<b>Specialisation:</b>	2301R000 The study programme is without specialisation
<b>Department:</b>	Department of Aerospace Engineering
<b>Supervisor:</b>	Ing. Jakub Valenta
<b>Extent:</b>	Number of pages: 38 Number of figures: 21 Number of graphs: 21 Number of tables: 6 Number of attachments: 1
<b>Keywords:</b>	Flying wing, bell shaped lift distribution, UAV

## Annotation:

This bachelor's thesis deals with the conceptual design of an unmanned flying wing using bell-shaped lift distribution. Initially, it addresses a review of aerodynamics in the area of lift distribution. Following this, it focuses on the design of the unmanned aircraft itself, consisting of the analysis of the flight mission, the design of the wing geometry, and finally, the analysis of its aerodynamic properties.

# Obsah

1	Úvod .....	3
2	Teorie nosné čáry .....	4
2.1	Optimální rozložení vztlaku dle teorie nosné čáry .....	5
2.2	Srovnání eliptického a zvonového rozložení vztlaku .....	5
2.2.1	Indukovaný tah .....	7
2.2.2	Pozitivní zatačivý moment .....	8
2.3	Letouny využívající zvonové rozložení vztlaku .....	8
3	Výpočet geometrie křídla .....	11
3.1	Rovnice .....	11
3.2	Výpočetní program v Matlabu .....	12
3.3	Ověření výpočtů Glauertovou metodou .....	14
3.3.1	Princip Glauertova řešení .....	14
3.3.2	Validace výpočtu .....	15
4	Návrh letounu .....	18
4.1	Senzory pro UAV snímkování .....	18
4.1.1	RGB .....	18
4.1.2	Multispektrální .....	18
4.2	Letová mise .....	18
4.3	Požadavky na mapovací UAV .....	20
4.4	Rešerše strojů ve stejné kategorii .....	20
4.5	Předběžný návrh letounu .....	22
4.5.1	Návrh koncepce .....	22
4.5.2	Volba motorů .....	23
4.5.3	Zástavbový prostor .....	23
4.6	Výpočet plochy .....	24
4.6.1	T/W pro požadovanou cestovní rychlost .....	24
4.6.2	T/W pro ustálenou zatačku .....	25
4.6.3	T/W pro požadovanou rychlost stoupání .....	25
4.7	Volba profilů .....	27
4.7.1	Kořenový profil .....	27
4.7.2	Střední profil .....	29
4.7.3	Koncový profil .....	29

4.8	Návrh půdorysu .....	30
4.9	Analýza křídla pomocí XFLR5 .....	31
5	Závěr.....	37
6	Použité zdroje .....	38



## Seznam zkratek a symbolů

L...[N]...vztlak

D...[N]...odpor

W... [N] ...tíhová síla

T... [N] ...tah

$C_l$  ... [-] ...lokální koeficient vztlaku

$C_L$  ... [-] ...koeficient vztlaku křídla

$C_m$  ... [-] ...lokální koeficient momentu

$C_M$  ... [-] ...koeficient momentu křídla

$\Gamma$  ...[m<sup>2</sup>/s] ...cirkulace

$\Gamma_0$ ...[m<sup>2</sup>/s] ...cirkulace v ose symetrie křídla

$v_i$  ...[m/s] ...indukovaná rychlost

$v_\infty$  ...[m/s] ...rychlost letu

$\alpha_\infty$ ... [°] ...úhel náběhu

$\alpha_i$  ... [°] ...indukovaný úhel náběhu

$\alpha_{ef}$  ... [°] ...efektivní úhel náběhu

$\alpha_0$  ... [°] ...úhel nulového vztlaku

b...[m]...rozpětí

r...[m]...poloměr setrvačnosti

$\Phi$ ... [°] ...úhel zkroucení

$C_{l\alpha}$ ... [1/°] ...sklon vztlakové čáry

y... [m] ...souřadnice polorozpětí <0;b/2>

$\xi$ ... [-] ...bezrozměrová souřadnice polorozpětí <0;1>

c... [m] ...hloubka křídla

$\rho$ ... [kg/m<sup>3</sup>] ...hustota

BSLD...Zvonové rozložení vztlaku (Bell shaped lift distribution)

ELD...Eliptické rozložení vztlaku (Elliptical lift distribution)

LLT...Teorie nosné čáry (Lifting line theory)

UAV... Bezpilotní letadlo (Unmanned air vehicle)

## Seznam obrázků, tabulek a rovnic

Tabulka 1: Parametry validačního křídla .....	15
Tabulka 2: Hodnoty $C_l$ a $\Gamma$ v řezech .....	17
Tabulka 3: Srovnání parametrů senzorů [10].....	18
Tabulka 4: Srovnání používaných UAV [11] [12] .....	21
Tabulka 5: Parametry motoru naměřené výrobcem .....	23
Tabulka 6: Srovnání profilů kořenové sekce .....	28
Obrázek 1: Vírové schéma [1] .....	4
Obrázek 2: Indukovaný úhel náběhu [2].....	5
Obrázek 3: Srovnání rozložení cirkulace po rozpětí [4] .....	6
Obrázek 4: Rozložení indukovaného úhlu pro ELD [4] .....	6
Obrázek 5: Rozložení indukovaného úhlu pro BSLD [4].....	7
Obrázek 6: Schéma indukovaného odporu u ELD [4].....	7
Obrázek 7: Schéma principu indukovaného tahu u BSLD [4] .....	8
Obrázek 8: Horten Ho-229 [6].....	9
Obrázek 9: Kluzáky Ho-II, Ho-II, Ho-IV [7] .....	9
Obrázek 10: Prandtl-D1 [4] .....	10
Obrázek 11: Prandtl-D4 [5] .....	10
Obrázek 12: Výstup z Matlabu a) .....	13
Obrázek 13: Výstup z Matlabu b).....	14
Obrázek 14: Průběh sledovaných veličin ověřovaného křídla.....	16
Obrázek 15: Srovnání rozložení cirkulace návrhu a Glauertova ověření .....	16
Obrázek 16: Srovnání rozložení koeficientu vztlaku návrhu a Glauertova ověření .....	17
Obrázek 17: Fotografické parametry fotoaparátu Sony $\alpha 6300$ [10].....	19
Obrázek 18: Fotografické parametry sensoru Micasense RedEdge P [10].....	19
Obrázek 19: Schéma mapovací mise [8] .....	20
Obrázek 20: Wingtra Gen II [9].....	21
Obrázek 21: Ebee X [11] .....	21
Obrázek 22: Přibližná koncepce letounu .....	22
Obrázek 23: Start a přistání koncepce tailsitter [12].....	22
Obrázek 24: Kombinovaný zástavbový prostor pro senzory .....	24

Obrázek 25:Diagram analýzy omezení [1] .....	24
Obrázek 26: T/W-W/S diagram .....	26
Obrázek 27: P/W-W/S diagram .....	27
Obrázek 28:C <sub>l</sub> /C <sub>d</sub> vybraných profilů .....	28
Obrázek 29:C <sub>m</sub> /α vybraných profilů .....	28
Obrázek 30: C <sub>l</sub> /C <sub>d</sub> profilu S5010 .....	29
Obrázek 31: C <sub>m</sub> /α profilu S5010.....	29
Obrázek 32: C <sub>l</sub> /C <sub>d</sub> profilu S8025 .....	30
Obrázek 33: C <sub>m</sub> /α profilu S8025.....	30
Obrázek 34:Půdorys a průběh vypočtených veličin křídla .....	31
Obrázek 35:Poláry profilů pro minimální a maximální Re .....	32
Obrázek 36: Panelová síť.....	32
Obrázek 37: Rozložení vztlaku (zelená), indukované rychlosti (červená).....	33
Obrázek 38:Rozložení indukovaného odporu (žlutá) a třecího odporu (fialová) .....	33
Obrázek 39: Rozložení analyzovaných veličin z bočního pohledu .....	34
Obrázek 40: Výsledná a cílová křivka rozložení pro návrhové α=6,2° a v=15,7 m/s .....	34
Obrázek 41: Výsledná a cílová křivka rozložení pro návrhové v=15 m/s a α=6,8° .....	35
Obrázek 42: Aerodynamické charakteristiky křídla s bodem cestovního režimu .....	35

# 1 Úvod

Cílem této bakalářské práce je vypracovat koncepční návrh samokřídla se zvonovým rozložením vzlaku a analyzovat jeho aerodynamické vlastnosti.

Cíleným použitím letounu je průmyslové UAV mapování. V práci je kladen důraz na praktičnost a realističnost využití návrhu. Protože se jedná o malý bezpilotní letoun, bylo možné zvolit netradiční koncepci čistého samokřídla bez vertikálních ploch. Ta najde své využití v úzkém rozsahu provozních režimů, například právě při mapovacím letu.

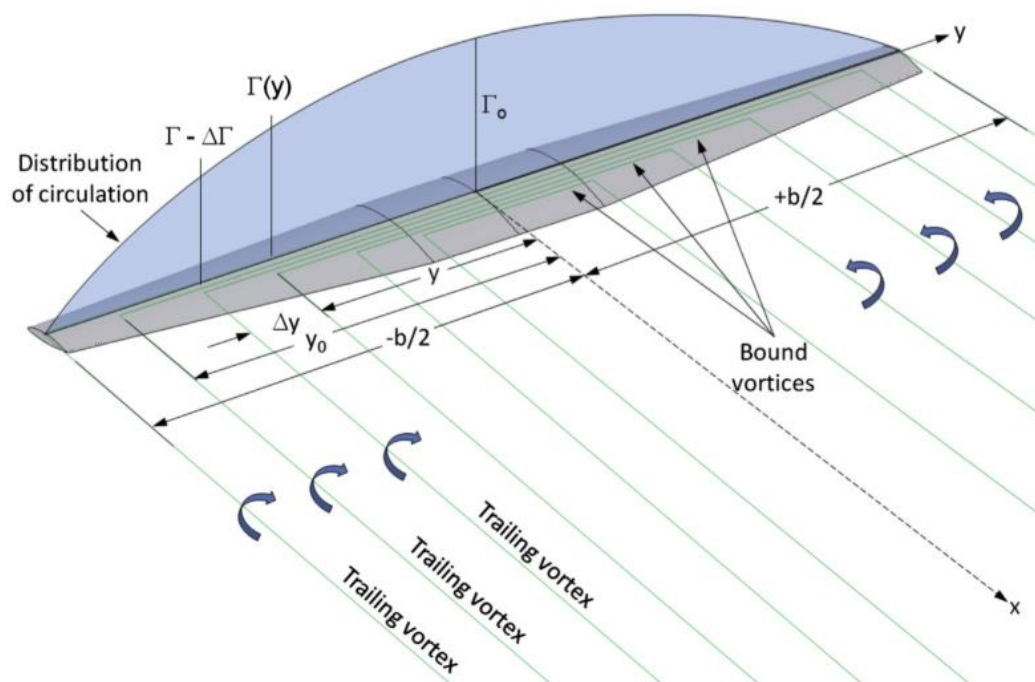
První část práce se zabývá seznámením s problematikou rozložení vzlaku dle teorie nosné čáry a následně specifickým zvonovým rozložením vzlaku, které z ní vychází. Následně je zpracována rešerše bezpilotních letadel používaných v odvětví průmyslového mapování.

Další část práce je věnována návrhu programu na výpočet geometrie křídla pro dané optimální rozložení vzlaku. Tento program je následně validován Glauertovou metodou a ve spolupráci s opensource programem XFLR5 využit k výpočtu rozložení vzlaku křídla a určení aerodynamických vlastností letounu.

Výstupem této práce je základní 3D model vnějších ploch letounu a analýza jeho aerodynamických charakteristik.

## 2 Teorie nosné čáry

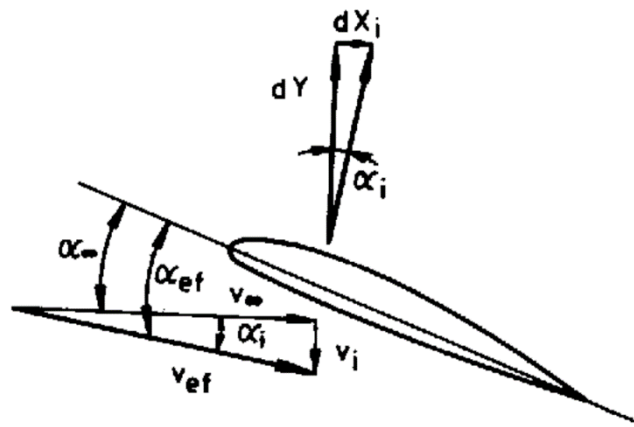
Teorie nosné čáry (LLT) byla vyjádřena Ludwigem Prandtlm mezi lety 1911 a 1918. Jedná se o metodu predikce rozložení vztaku po rozpětí trojrozměrného křídla podle jeho geometrie. Metoda je založena na vírovém schématu, kdy je křídlo nahrazeno systémem elementárních podkovovitých vírů. Jejich nosné části jsou nahromaděny v čáře spojující čtvrtinové body profilů. Volné větve těchto vírů leží v rovině proudu. Spojité rozložení elementárních vírů vede ke spojitému rozložení cirkulace. Po rozpětí tak tvoří křivku probíhající mezi nulovými hodnotami na koncích křídla a maximální hodnotou v jeho středu. Lokální množství cirkulace v každém řezu je sumou všech elementárních vírů procházejících daným řezem. [1]



Obrázek 1: Vírové schéma [1]

Rozložení vírů nahrazujících křídlo má vliv na rozložení rychlostí v proudovém poli. Každý vír indukuje ve svém okolí pole indukovaných rychlostí, přičemž smysl cirkulace určuje směr indukovaných rychlostí. Při kladném vztaku vznikají indukované rychlosti směřující dolů. Indukovaná rychlost působící v každém řezu křídla značně mění obtékání jednotlivých profilů tak, že snižuje úhel náběhu profilu  $\alpha_\infty$  na efektivní úhel náběhu  $\alpha_{ef}$  [2]

$$\alpha_{ef} = \alpha_\infty - \alpha_i. \quad (2.1)$$



Obrázek 2: Indukovaný úhel náběhu [2]

Rozdílem těchto úhlů je indukovaný úhel náběhu, který vzniká důsledkem vektorového rozložení  $v_\infty$  a  $v_i$ . Snížení úhlu náběhu způsobuje pokles vztlakové účinnosti křídla. Změna vektoru rychlosti také způsobuje nežádoucí náklon místního vztlaku do směru kolmého k rychlosti  $v_{ef}$ , čímž vzniká přídatná silová složka rovnoběžná s  $v_\infty$ , která se nazývá indukovaný odpor. Ten je vyjádřen následujícím vztahem [2]

$$dD_i = dL \cdot \operatorname{tg} \alpha_i. \quad (2.2)$$

Vztah mezi vztlakem řezu křídla a místní cirkulací formuje Žukovského-Kutty věta [2]

$$L = \rho v_\infty \Gamma. \quad (2.3)$$

## 2.1 Optimální rozložení vztlaku dle teorie nosné čáry

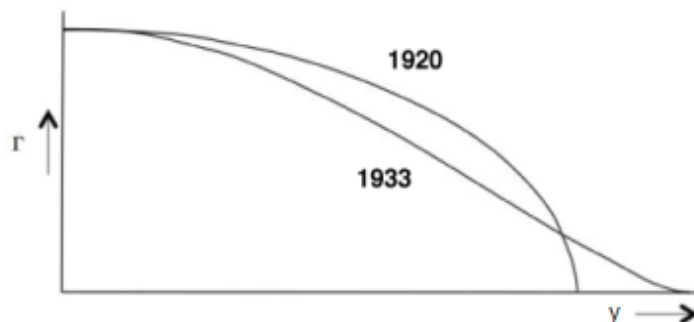
Pomocí teorie nosné čáry odvodil Prandtl eliptické rozložení vztlaku (ELD) po rozpětí křídla, jako variantu s minimálním indukovaným odporem pro dané rozpětí. Indukovaný odpor křídla klesá se zvětšujícím se rozpětím. Nekonečně dlouhé křídlo by mělo nulový indukovaný odpor kvůli absenci koncových vírů. Z praktického hlediska dávalo největší smysl pro výpočet optimálního rozložení fixovat rozpětí. Toto omezení vychází z provozních důvodů jako je omezená šířka hangáru nebo limitované rozpětí na stojánce letišť. Dodnes jsou křídla letadel běžně navrhována právě pro přiblížení se optimálnímu eliptickému rozložení vztlaku. [3]

V roce 1933 vydal Prandtl novou studii, ve které prezentoval zvonové rozložení vztlaku (BSLD) jako nové řešení teorie nosné čáry, jež dosahuje ještě menšího indukovaného odporu než eliptické rozložení. [4]

## 2.2 Srovnání eliptického a zvonového rozložení vztlaku

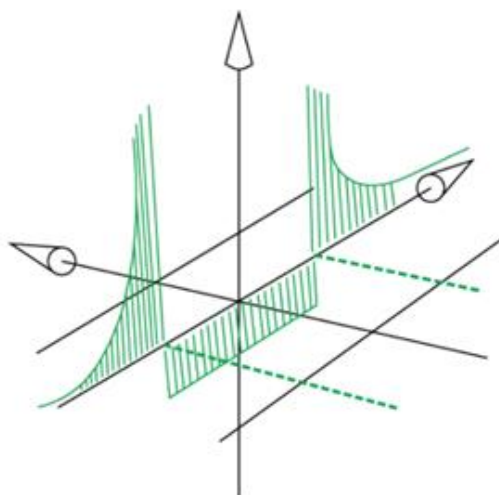
Eliptické rozložení je optimálním řešením při fixním rozpětí. Naproti tomu zvonové rozložení je optimálním řešením pro fixní strukturální hmotnost křídla. Lokální hmotnost křídla je v tomto případě brána jako úměrná lokálnímu ohybovému momentu působícímu v řezu. Na obrázku níže je uvedeno srovnání tvaru eliptického rozložení z roku 1920 a zvonového z roku 1933. [4]

Zvonové rozložení vykazuje ve srovnání s eliptickým o 11% menší indukovaný odpor, a o 22% větší rozpětí. [5]



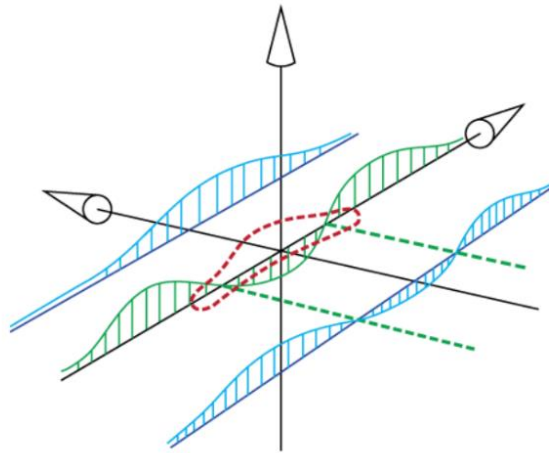
Obrázek 3: Srovnání rozložení cirkulace po rozpětí [4]

Indukovaný úhel je u eliptického rozložení po rozpětí konstantní záporný a na koncích křídel ostře přechází v kladný. V tomto místě vzniká silný koncový vír, a jeho důsledkem je větší indukovaný odpor. [4]



Obrázek 4: Rozložení indukovaného úhlu pro ELD [4]

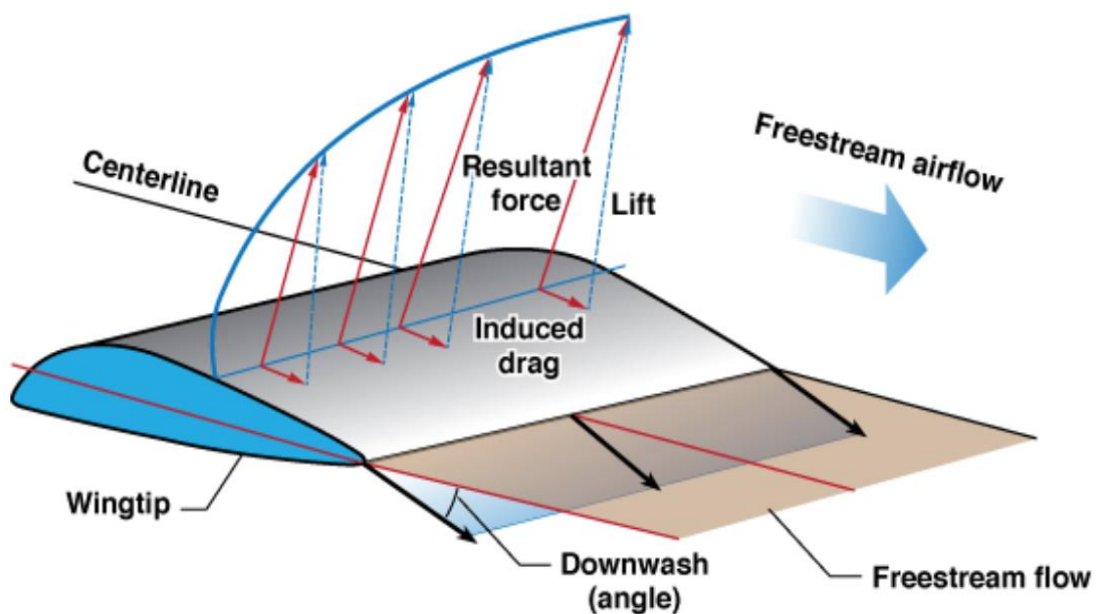
V případě zvonového rozložení je u kořene křídla indukovaný úhel záporný a v 70,4 % polorozpětí spojitě přechází v kladný. V tomto místě vzniká slabší vír, jehož důsledkem je menší indukovaný odpor. [4]



Obrázek 5: Rozložení indukovaného úhlu pro BSLD [4]

### 2.2.1 Indukovaný tah

U křídla s eliptickým rozložením je výsledná síla vlivem stočení nabíhajícího proudu o indukovaný úhel nakloněna dozadu a rozkládá se na dvě navzájem kolmé složky. Složkou kolmou na nabíhající proud je vztlak, složkou rovnoběžnou s nabíhajícím proudem je indukovaný odpor. Vlivem konstantního indukovaného úhlu je sklon vektoru síly po celém rozpětí konstantní. [4]

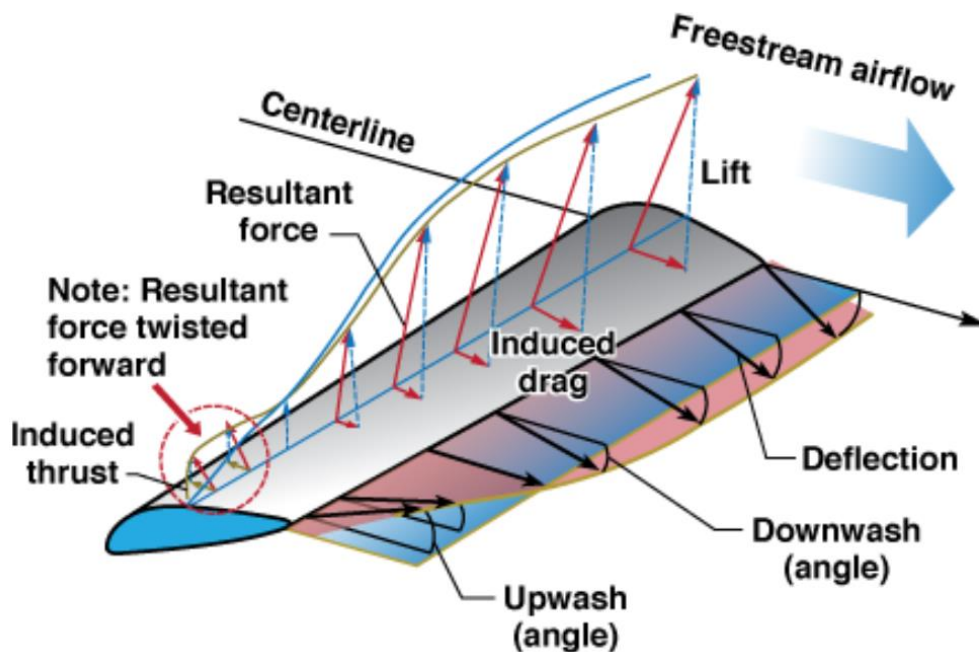


Obrázek 6: Schéma indukovaného odporu u ELD [4]

U křídla se zvonovým rozložením vztlaku je vektor výsledné síly ve středu křídla nakloněn dozadu a v 70,4 % polorozpětí se překlápí směrem dopředu. Výsledná síla je stejným způsobem rozložena na vztlak a indukovaný odpor. Složka indukovaného odporu v tomto případě na konci



křídla kvůli kladnému indukovanému úhlu směřuje dopředu, a lze ji tedy nazvat indukovaný tah. [4]



Obrázek 7: Schéma principu indukovaného tahu u BLSD [4]

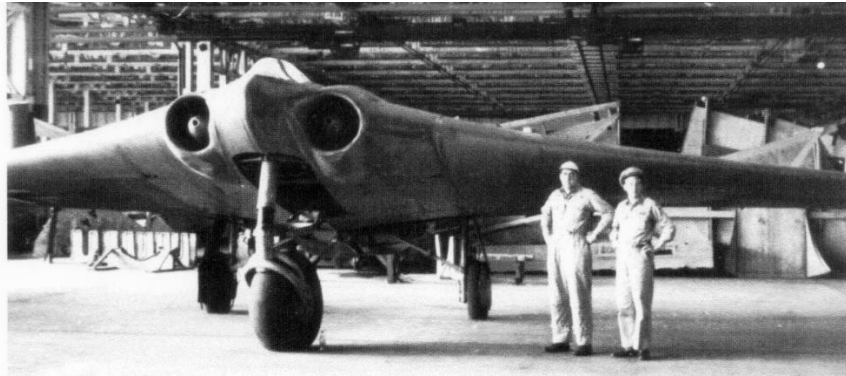
### 2.2.2 Pozitivní zatáčivý moment

Pokud bude do oblasti s indukovaným tahem (vnějších 29,6 % polorozpětí) umístěna řídicí plocha, bude se při vychýlení se zvětšujícím se vztlakem zvětšovat i indukovaný tah. V případě vychýlení křidélek do zatáčky bude na vnějším křídélku indukovaný tah narůstat a na vnitřním klesat, čímž vznikne kladný zatáčivý moment. [4]

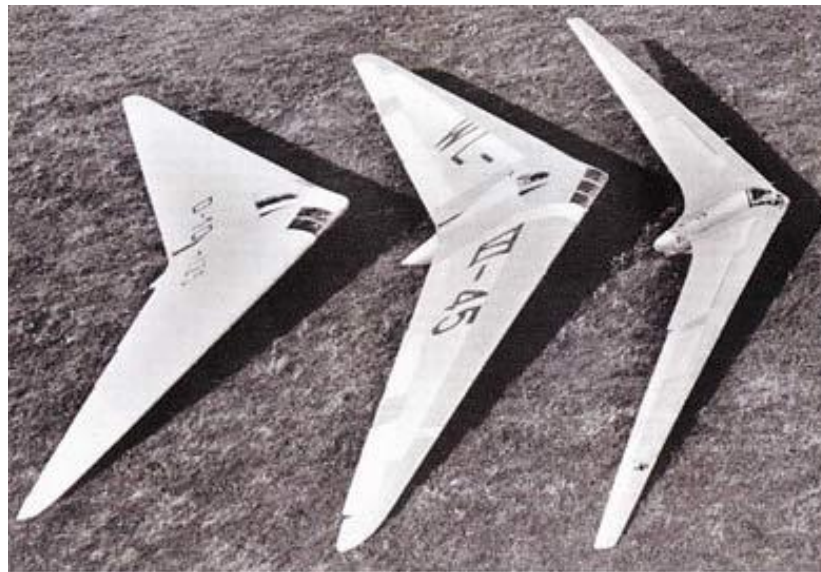
Tento efekt působí příznivě pro uvedení koordinované zatáčky. Umožňuje zmenšení svislé ocasní plochy nebo její úplnou eliminaci. [4]

### 2.3 Letouny využívající zvonové rozložení vztlaku

V praxi se tematikou zvonového rozložení vztlaku zabývali bratři Reimar a Walter Hortenovi. Kolem roku 1935 Reimar Horten odvodil podobné rozložení vztlaku nezávisle na Prandtlovi a nazval ho zvonovým. Podle této teorie postavili několik experimentálních kluzáků – samokřidel bez vertikálních ploch. Jejich nejznámějším dílem je však prototyp stíhače Ho-229 z konce 2. světové války. [4]



Obrázek 8: Horten Ho-229 [6]



Obrázek 9: Kluzáky Ho-II, Ho-III, Ho-IV [7]

Dalším využitím této teorie se zabýval projekt Prandtl-D pod vedením Albiona H. Bowerse. Pro experimentální ověření teorie pozitivního zatáčivého momentu byl postaven model kluzáku Prandtl-D1. Jeho pomocí byla poprvé experimentálně prokázána existence kladného zatáčivého momentu u křídla se zvonovým rozložením vztlaku. V rámci tohoto projektu byla následně postavena a zalétnuta zvětšená verze kluzáku s lidskou posádkou Prandtl-D4. [4]



Obrázek 10: Prandtl-D1 [4]



Obrázek 11: Prandtl-D4 [5]

### 3 Výpočet geometrie křídla

Pro výpočet geometrie křídla je použit postup odvozený L. Prandtem z teorie nosné čáry z r. 1933. [3] Byly uvažovány dva možné postupy pro docílení požadovaného rozložení vztlaku. Metoda a) je zadání distribuce hloubky křídla po rozpětí a dopočtení lokálního úhlu zkroucení. Metoda b) je zadání průběhu zkroucení křídla a dopočet lokální hloubky. Metody a) i b) se shodují v prvních čtyřech krocích výpočtu. Liší se až v posledních dvou krocích.

#### 3.1 Rovnice

Volbou parametru  $\mu$  jsme schopni určit, jestli požadujeme eliptické nebo zvonové rozložení vztlaku. Mezi těmito variantami existuje škála řešení pro  $\mu \in (0; 1)$ . Jejich popis je ale mimo rozsah této práce. [3]

- $\mu = 0 \dots$  ELD
- $\mu = 1 \dots$  BSLD

Poloměr setrvačnosti  $r$  [m]

Poloměr setrvačnosti daného rozložení vztlaku je získán předpokladem, že hmotnost křídla v každém řezu je proporcionální ohybovému momentu působícímu v řezu. Tato úvaha počítá s konstantní výškou nosníku po rozpětí a zanedbatelnou hmotností stojiny vůči pásnicím [3]

$$r = \frac{1}{4} b \sqrt{\frac{1 - \frac{1}{2}\mu}{1 - \frac{1}{4}\mu}}. \quad (3.1)$$

Cirkulace  $\Gamma_0$  [ $\text{m}^2/\text{s}$ ]

$\Gamma_0$  je hodnotou cirkulace v ose symetrie křídla [3]

$$\Gamma_0 = \frac{L}{\pi \rho v r} \sqrt{\frac{1 - \frac{1}{2}\mu}{\left(1 - \frac{1}{4}\mu\right)^3}}. \quad (3.2)$$

Lokální cirkulace  $\Gamma(y)$  [ $\text{m}^2/\text{s}$ ] [3]

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 (1 - \mu \xi^2) \sqrt{1 - \xi^2}; \text{ kde } \xi = \frac{2y}{b}. \quad (3.3)$$

Lokální indukovaná rychlost  $v_i(y)$  [m/s] je vertikální složkou rychlosti proudu nabíhajícího na křídlo. Je důsledkem koncových vírů [3]

$$v_i(y) = -\Gamma_0 \frac{\left(1 + \frac{\mu}{2} - 3\mu \xi^2\right)}{2b}. \quad (3.4)$$

Lokální indukovaný úhel náběhu  $\alpha_i$  [°] [2]

$$\alpha_i(y) = \arctg\left(-\frac{v_i(y)}{v}\right). \quad (3.5)$$

Metoda a)

Výpočet lokálních zkroucení ze zadaného průběhu lokálních hloubek.

Lokální koeficient vztlaku  $C_l(y)$  [2]

$$C_l(y) = \frac{2\Gamma(y)}{c(y)v}. \quad (3.6)$$

Lokální úhel zkroucení  $\Phi(y)$  [°] [2]

$$\Phi(y) = \frac{C_l(y)}{C_{l\alpha}} + \alpha_i. \quad (3.7)$$

Metoda b)

Výpočet lokálních hloubek ze zadaného průběhu lokálních zkroucení.

Lokální koeficient vztlaku  $C_l(y)$  [2]

$$C_l(y) = (\Phi(y) - \alpha_i(y))C_{l\alpha}. \quad (3.8)$$

Lokální hloubka křídla  $c(y)$  [°] [2]

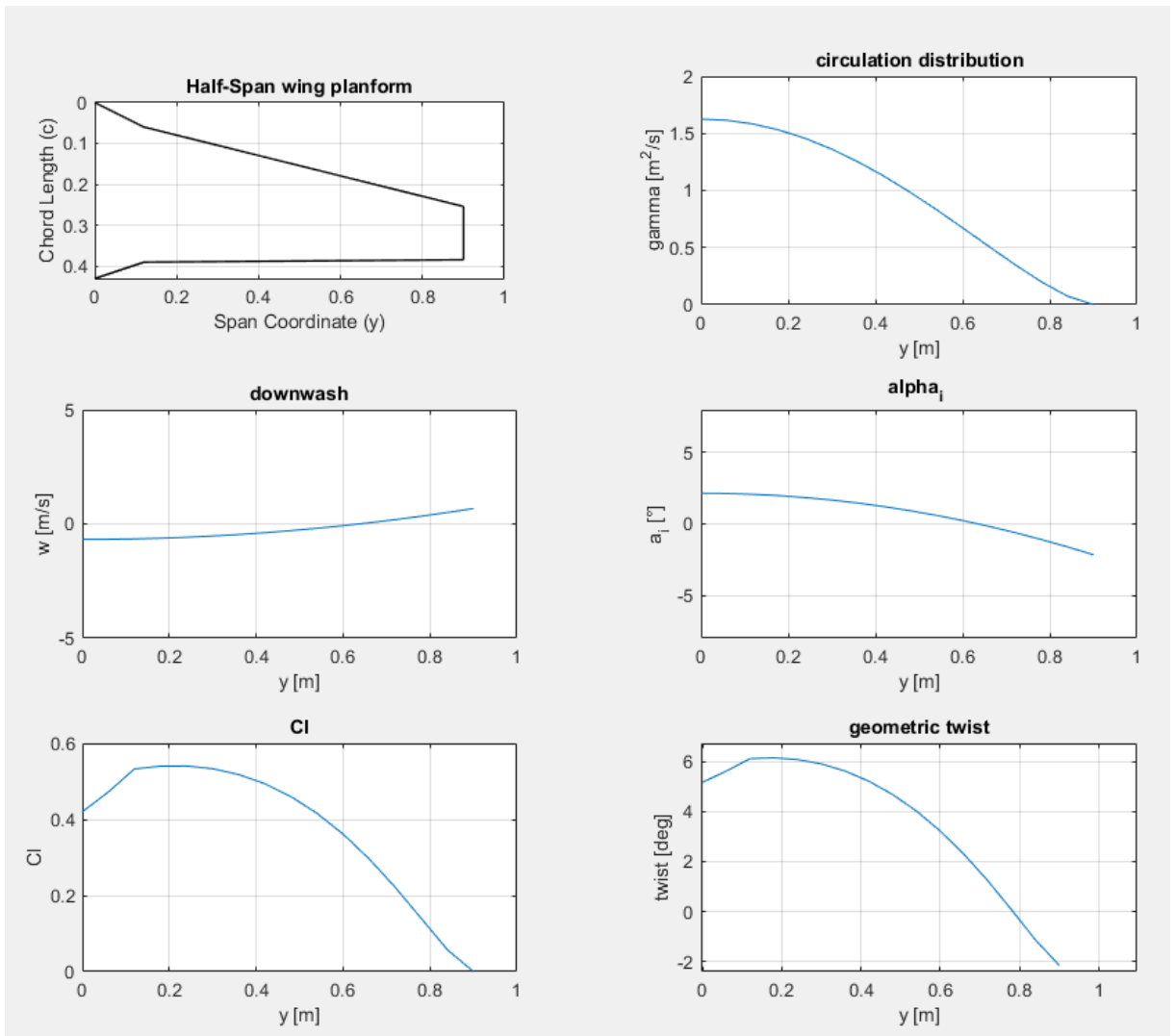
$$c(y) = \frac{2\Gamma(y)}{C_l(y)v}. \quad (3.9)$$

## 3.2 Výpočetní program v Matlabu

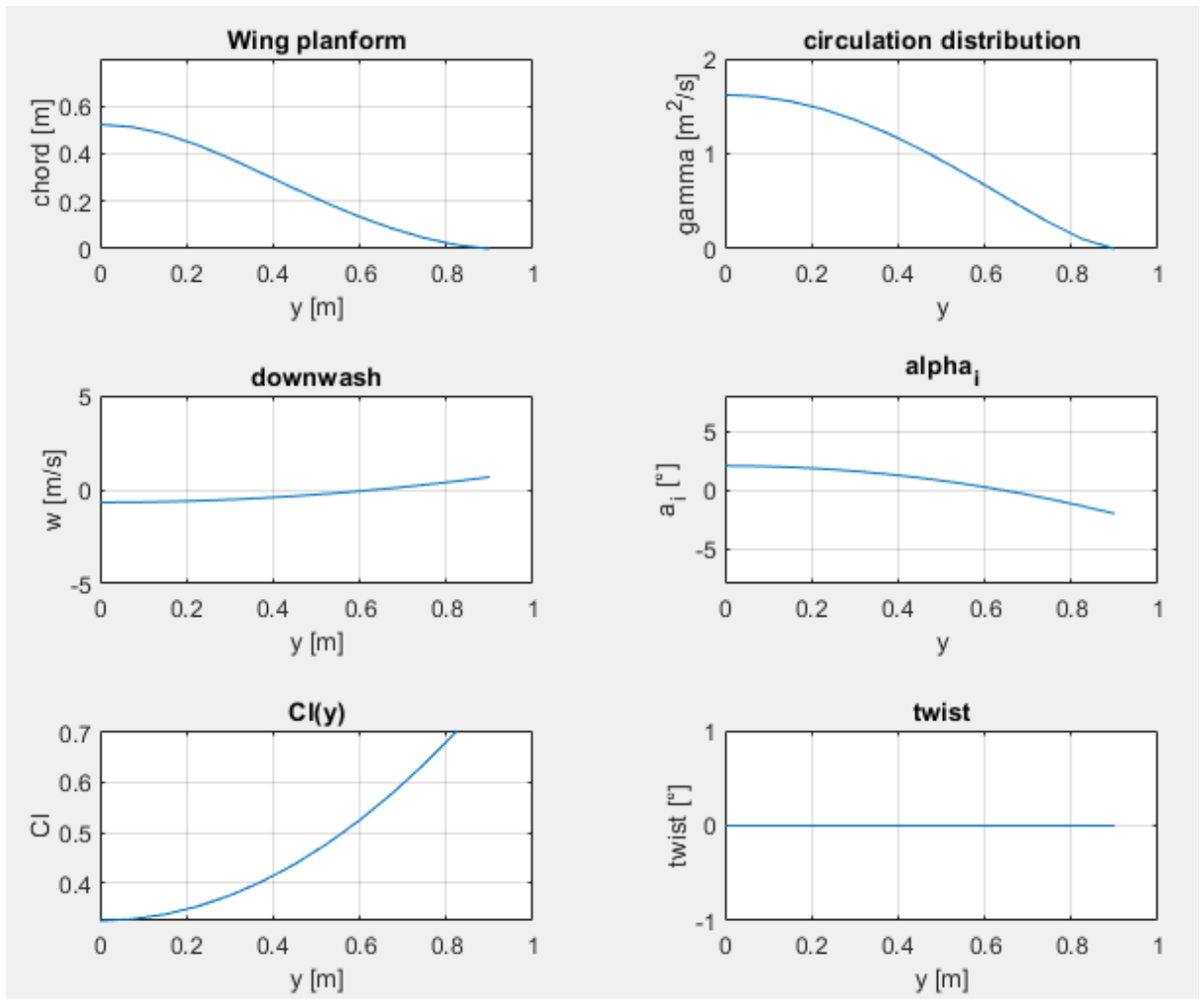
Výpočty obou variant byly provedeny v programu Matlab. Zadání parametrů je rozděleno do dvou sekcí pro uživatelskou přehlednost.

- Parametry jednotlivých řezů křídla
  - $y$ ... souřadnice řezu v polorozpětí
  - $c$ ... hloubka křídla
  - $x$ ... posun řezu po směru letu
  - $\alpha_{i0}$ ... úhel nulového vztlaku profilu v řezu
  - $\alpha_{iC1}$ ... sklon vztlakové čáry profilu v řezu
- Globální parametry
  - $V$ ... rychlost letu
  - $\rho$ ... hustota vzduchu
  - $m$ ... hmotnost letadla
  - $\mu$ ... parametr pro volbu mezi eliptickým a zvonovým rozložením vztlaku
  - output sections... počet kalkulovaných řezů po polorozpětí

Z programu jsou generovány následující grafy.



Obrázek 12: Výstup z Matlabu a)



Obrázek 13: Výstup z Matlabu b)

Metoda b) vykazuje velmi nepříznivý průběh  $C_l$ , který by vedl k odtrhávání proudění nejdříve na konci křídla. Oblast konce křídla by měla také kvůli hloubce jdoucí k nule velmi malá Reynoldsova čísla. Kvůli těmto charakteristikám se metoda a) ukazuje jako vhodnější.

### 3.3 Ověření výpočtů Glauertovou metodou

Pro validaci výpočtů byla zvolena Glauertova metoda výpočtu rozložení vztlaku.

#### 3.3.1 Princip Glauertova řešení

V rámci Glauertova řešení se Prandtlova rovnice podrobí transformaci. Souřadnice rozpětí  $y$  se tak promítne do bezrozměrné souřadnice úhlu  $\theta$ . Hledaný průběh cirkulace se se pak aproximuje částí Fourierovy řady [2]

$$\Gamma(\theta) = 2lv_\infty \sum_n A_n \sin(n\theta). \quad (3.10)$$

Okrajovými podmínkami jsou nulové hodnoty cirkulace na koncích křídla [2]

$$\Gamma(0) = \Gamma(\Pi) = 0. \quad (3.11)$$

Koeficienty  $A_n$  jsou bezrozměrnými parametry. Symetrická rozložení vztlaku obsahují pouze liché koeficienty, zatímco antisymetrická rozložení mají koeficienty sudé. Symetrické rozložení se analyzuje v běžné konfiguraci křídla, antisymetrické se používá pro analýzu rozložení vztlaku například v případě vychýlení křidélek. Koeficienty  $A_n$  jsou ovlivněny vstupními parametry rovnice: průběhem hloubek křídla, aerodynamických úhlů náběhu, a stoupáním vztlakové čáry profilů. [2]

### 3.3.2 Validace výpočtu

Jako validační vzorek je použito zjednodušené lichoběžníkové křídlo.

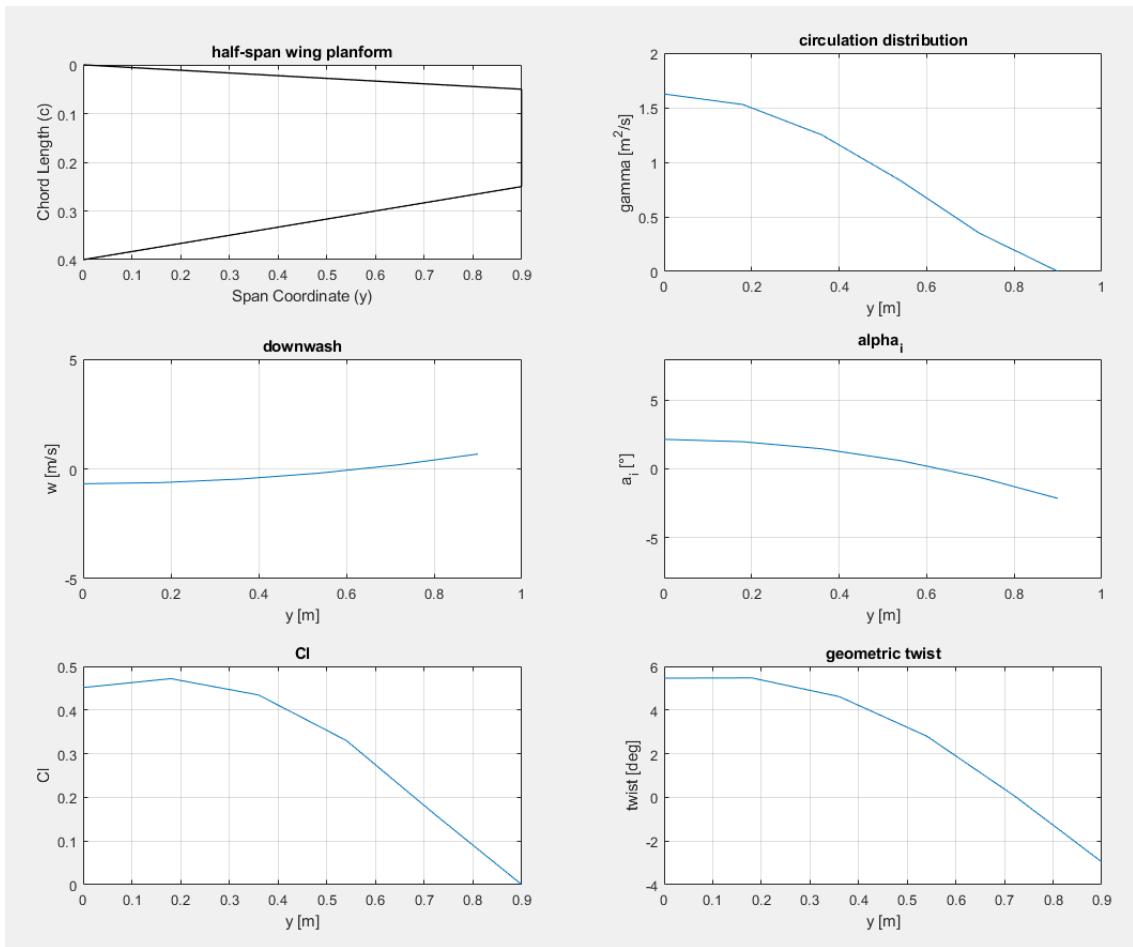
Jelikož základní teorie nosné čáry neuvažuje vliv šípovitosti křídla, oblast použití se v praxi zužuje pouze na malé úhly šípu. Pro validaci byla tedy zvolena nulová šípovitost, aby bylo možné co nejdříve ověřit správnost výpočtů. Vliv šípovitosti bude později analyzován v programu XFLR5. Ostatní parametry byly zvoleny tak, aby zhruba odpovídaly navrhovanému křídlu. Pro zjednodušení není křídlo aerodynamicky krouceno a ve všech řezech je použit stejný symetrický profil. Počet řezů byl zvolen nejmenší možný tak, aby si křivka rozložení cirkulace stále ještě zachovala konvexně-konkávní tvar.

Rozpětí	1,8 m
Plocha	0,54 m <sup>2</sup>
Úhel šípu čtvrtinové čáry	0°
Zúžení	0,5
Štíhlost	6
Sklon vztlakové čáry	0,11/° = $2\pi/\text{rad}$
Úhel náběhu nulového vztlaku	0
Rychlost	18 m/s
Počet řezů po rozpětí	11

Tabulka 1: Parametry validačního křídla

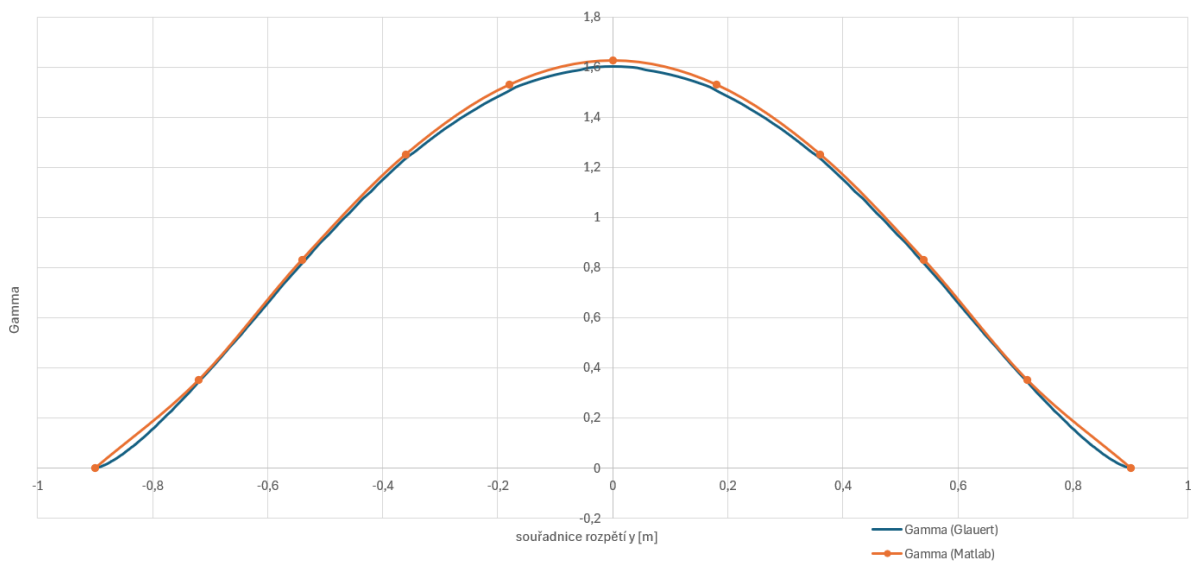
Toto křídlo bylo zadáno do výpočetního Matlabu a jeho pomocí bylo určeno zkroucení pro dosažení zvonového rozložení vztlaku.



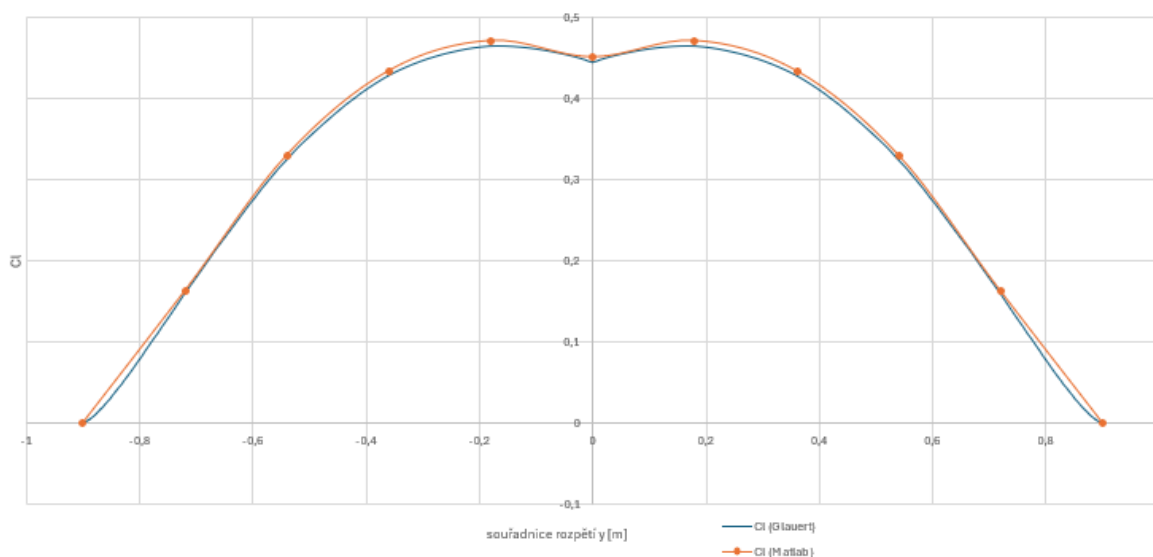


Obrázek 14: Průběh sledovaných veličin ověřovaného křídla

Ke zpětnému výpočtu rozložení vztlaku z geometrie křídla Glauertovou metodou byl použit program Glauert.tcl. Výsledný průběh rozložení vztlaku je níže porovnán s původně navrženým v Matlabu.



Obrázek 15: Srovnání rozložení cirkulace návrhu a Glauertova ověření



Obrázek 16: Srovnání rozložení koeficientu vztlaku návrhu a Glauertova ověření

Z obou grafů je patrné, že se požadované rozložení vztlaku velmi přesně shoduje s tím zpětně vypočteným Glauertovou metodou na základě geometrie navrženého křídla. Průměrná odchylka v kontrolních řezech vztažená k hodnotám z Matlabu je 1,4 %. Také rozložení koeficientu vztlaku vypočtené oběma metodami se shoduje. Odchylka je nejspíš způsobena nízkým počtem řezů vypočteného křídla a také zaokrouhlováním.

y [m]	-0,90	-0,72	-0,54	-0,36	-0,18	0,00	0,18	0,36	0,54	0,72	0,90	Průměr
Cl-Matlab [-]	0,000	0,163	0,330	0,434	0,472	0,451	0,472	0,434	0,330	0,163	0,000	0,295
$\Gamma$ -Matlab [m <sup>2</sup> /s]	0,000	0,351	0,832	1,251	1,529	1,625	1,529	1,251	0,832	0,351	0,000	0,868
Cl-Glauert [-]	0,000	0,159	0,324	0,429	0,464	0,445	0,464	0,429	0,324	0,159	0,000	0,291
$\Gamma$ -Glauert [m <sup>2</sup> /s]	0,000	0,344	0,817	1,240	1,500	1,601	1,500	1,240	0,817	0,344	0,000	0,855
odchylka Cl [-]	0,0%	2,0%	1,9%	1,2%	1,6%	1,5%	1,6%	1,2%	1,9%	2,0%	0,0%	1,4%
odchylka $\Gamma$ [-]	0,0%	2,0%	1,9%	0,9%	1,9%	1,5%	1,9%	0,9%	1,9%	2,0%	0,0%	1,4%

Tabulka 2: Hodnoty Cl a  $\Gamma$  v řezech

## 4 Návrh letounu

Jako praktickou aplikaci navrhovaného letounu bylo zvoleno UAV pro průmyslové mapování. Plošné snímkování pomocí UAV má velký potenciál, ale dnes ještě není tak hojně využíváno. V tomto odvětví je také relativně málo komerčně dostupných strojů. Využití této technologie je možné v zemědělství, lesnictví, stavebnictví nebo těžebním průmyslu.

### 4.1 Senzory pro UAV snímkování

Aby bylo možné letoun navrhnout pro specifickou misi, je důležité konkrétně určit náklad, který má nést. Z něj pak vychází různé požadavky jak na hmotnost a zástavbový prostor, tak na rychlost letu a trajektorii misí. Výběr konkrétních senzorů vychází z těch, které jsou nejvíce používány na podobných UAV v odvětví průmyslového mapování.

#### 4.1.1 RGB

Nejčastěji používaným typem senzoru je fotoaparát snímající ve viditelném spektru. Lze ho použít např. při mapování měst, otevřené krajiny, povrchových dolů nebo dopravní infrastruktury. [8]

#### 4.1.2 Multispektrální

Multispektrální senzory jsou složeny z několika objektivů, z nichž každý snímá pouze úzký rozsah viditelného nebo infračerveného spektra. Někdy bývají kombinovány i s termálními senzory. Mívají nižší kvalitu obrazu než RGB senzory a jsou náchylnější na provozní podmínky. Používají se zejména v zemědělství a lesnictví, kde je možné z obrazů v jednotlivých spektrech určit například stav vegetace nebo odhalit napadení škůdci. To lze pak využít v precizním zemědělství. [8]

Model	Sony $\alpha$ 6300	Sony RX1R	Micasense RedEdge P
Spektrum	RGB	RGB	R, G, B, RE, NIR
Hmotnost	550 g	590 g	502 g
Ohnisková vzdálenost objektivu	20 mm	35 mm	5,5 mm, 10,3 mm
Rozlišení	24 MP	42 MP	5x 1,58 MP
Minimální čas snímání	1 s	0,9 s	0,5 s

Tabulka 3: Srovnání parametrů senzorů [9]

## 4.2 Letová mise

Od typické letové mise v průmyslovém použití se budou odvíjet požadavky na koncepci a parametry letounu. Proto je důležité misi detailně popsat, aby mohl být letoun navržen tak, aby odpovídal všem požadavkům.

V mnoha případech nemusí být v místě použití vhodná a dostatečně velká plocha pro konvenční přistání. Proto vzniká požadavek na začátek mise kolmým startem. Díky tomu stačí ke startu několik metrů čtverečních prostoru. Přistání bude probíhat také vertikálně.

V případě, že nebude možné startovat přímo v lokalitě snímkané plochy, je třeba, aby se letoun dostal na určené místo rychle a s co největší efektivitou letu.

Hlavní částí letové mise je samotné snímkování. Jedná se o let po liniích gridu nad snímanou oblastí se 180° zatáčkami na jejích okrajích. Snímkování probíhá pouze při vodorovném letu po přímkách. Vzdálenost mezi jednotlivými liniemi a rychlost letu se mění podle použitého fotoaparátu a zorného pole objektivu. Potřebné rychlosti a překryvy byly vypočteny pomocí kalkulačky softwaru pro leteckou fotogrammetrii PixPro. [10]

Sony a6300			
▼ Enter Your Data Below ▼			
	Variable	Value	Unit
Camera data	Sensor Width, mm	23,5	mm
	Focal Length, mm	20	mm
	Image Width, pixels	6000	px
	Image Height, pixels	4000	px
Flight data	Flight Altitude Above Ground, m	100	m
	Camera Shutter Speed, 1/* s	1100	/s
	Photo interval, s	1,2	s
	Desired vertical overlap, %	60	%
▼ Calculated Data ▼			
Results	Ground Sampling Distance, cm/pix	1,96	cm/pix
	Max Recommended Speed, m/s	21,54	m/s
	Horizontal image footprint, m	117,50	m
	Vertical image footprint, m	78,33	m
	Speed for desired overlap, m/s	24,10	m/s
	Approx. photo count for 10000 m <sup>2</sup>	10	photos
	Approx. flight duration, h:mm:ss	0:02:12	h:mm:ss

Obrázek 17: Fotografické parametry fotoaparátu Sony a6300 [10]

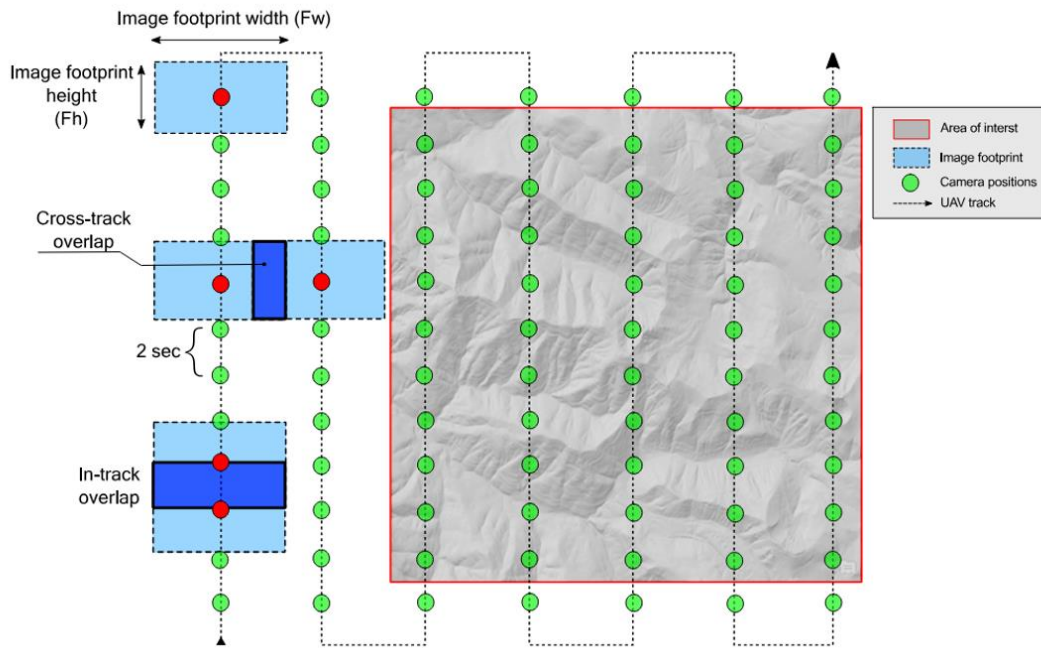
Micasense Rededge P			
▼ Enter Your Data Below ▼			
	Variable	Value	Unit
Camera data	Sensor Width, mm	5	mm
	Focal Length, mm	5,5	mm
	Image Width, pixels	1456	px
	Image Height, pixels	1088	px
Flight data	Flight Altitude Above Ground, m	120	m
	Camera Shutter Speed, 1/* s	1000	/s
	Photo interval, s	1,2	s
	Desired vertical overlap, %	75	%
▼ Calculated Data ▼			
Results	Ground Sampling Distance, cm/pix	7,49	cm/pix
	Max Recommended Speed, m/s	74,93	m/s
	Horizontal image footprint, m	109,09	m
	Vertical image footprint, m	81,52	m
	Speed for desired overlap, m/s	15,68	m/s
	Approx. photo count for 10000 m <sup>2</sup>	26	photos
	Approx. flight duration, h:mm:ss	0:02:31	h:mm:ss

Obrázek 18: Fotografické parametry senzoru Micasense RedEdge P [10]

Jsou zde 2 omezení rychlosti, z nichž první je doporučená pro daný čas závěrky. Při překročení této rychlosti mohou být fotky rozmazané.

Druhé omezení je závislé na frekvenci, jakou je fotoaparát schopen pořizovat a ukládat snímky. Při překročení této rychlosti nebude možné dodržet dostatečné překryvy fotek. Průnikem těchto rychlostí dostáváme výsledné rychlostní omezení: [10]

- 20-30 m/s pro RGB senzory
- 15 m/s pro multispektrální senzory



Obrázek 19: Schéma mapovací mise [8]

### 4.3 Požadavky na mapovací UAV

Návrh UAV pro toto použití s sebou nese několik požadavků, které je nutno zohlednit v návrhu:

- výdrž přes 1 h
- skladnost a praktičnost použití
- užitečné zatížení 600 g a zástavbový prostor pro používané senzory
- možnost kolmého startu
- ohled na českou legislativu UAV

### 4.4 Rešerše strojů ve stejné kategorii

Existuje mnoho různých strojů pro tuto aplikaci. V Česku jsou však prakticky používané převážně 2 modely: Wingtra a Ebee.



Obrázek 20: Wingtra Gen II [9]



Obrázek 21: Ebee X [11]

Zde je uvedeno srovnání jejich parametrů:

Model	Wingtra gen II	Ebee X
Koncepce	samokřídlo	samokřídlo
Způsob startu	tailsitter VTOL	hod z ruky
MTOM	4,5 kg	1,6 kg
Rozpětí	1,25 m	1,160 m
Plocha křídla	0,49 m <sup>2</sup>	0,35 m <sup>2</sup>
Maximální výdrž	59 min	90 min
Cestovní rychlost	57,6 km/h	40-110 km/h
Možnosti senzorů	Sony a6100, Sony RGB61, Sony RX1R II, MicaSense RedEdge P, LIDAR	S.O.D.A. 3D, Aeria X, S.O.D.A., Corridor, Duet T, Duet M, Parrot Sequoia+

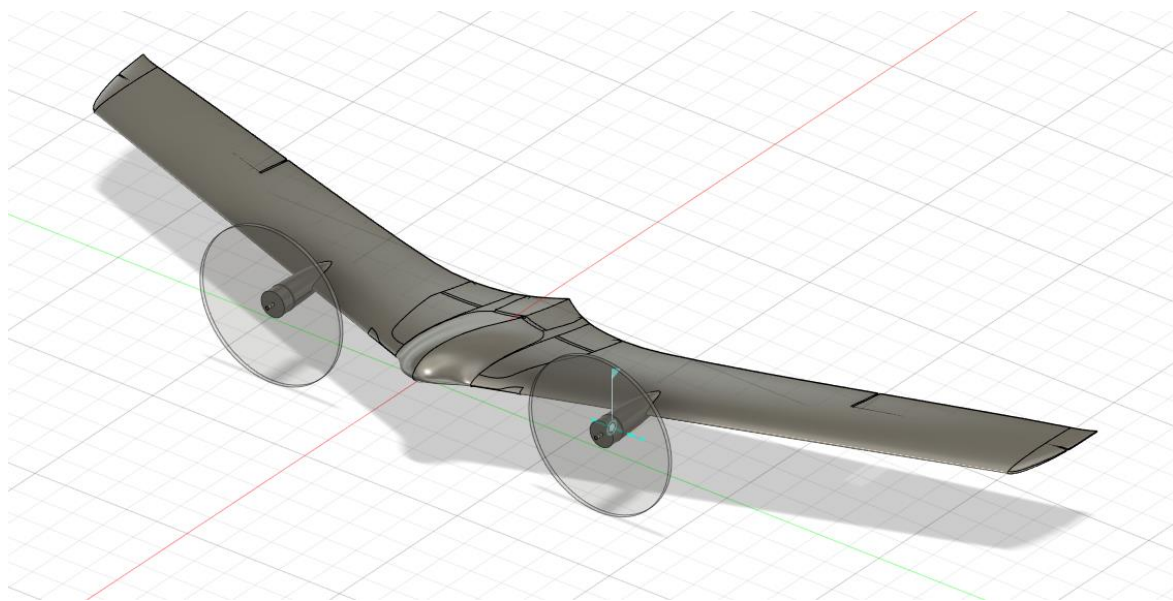
Tabulka 4: Srovnání používaných UAV [9] [11]

## 4.5 Předběžný návrh letounu

Pro danou letovou úlohu je zvolena koncepce samokřídla bez vertikálních ploch. Toto uspořádání umožňuje právě zvonové rozložení vztlaku, které zajišťuje kladný zatačivý moment pro koordinovanou zatáčku bez použití směrového kormidla a společně s kladným šípem zajistí směrovou stabilitu bez vertikálního stabilizátoru.

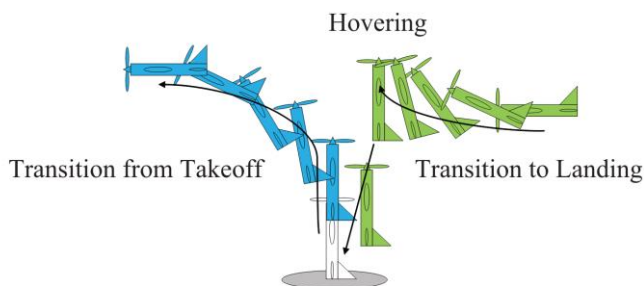
### 4.5.1 Návrh koncepce

Křídlo bude mít rozpětí do 1800 mm s dělením na 3 segmenty po 600 mm pro zajištění přijatelné skladnosti. Ploché křídlo také bude možné vyrobit v jedné ploché formě, což se příznivě projeví na výrobní ceně.



Obrázek 22: Přibližná koncepce letounu

Vertikální způsob startu a přistání byl zvolen kvůli možnosti použití na místech, kde nebude vhodná přistávací plocha. Jako VTOL koncepci byla navržena varianta bellysitter se dvěma naklápěcími motory vpředu. Jedná se o obdobu tradičtějšího tailsitteru, kdy letoun při startu leží na břiše s motory otočenými o  $90^\circ$  nahoru. Při vzletu se překlápí do vertikálního visu a motory se srovnají do osy letounu. Řízení ve visu je zajištěno naklápěním motorů a diferenciací tahu. Přechod do vodorovného letu pak probíhá stejně jako u standartního tailsitteru. Výdrž by měla být minimálně 60 min, ideálně však více.



Obrázek 23: Start a přistání koncepce tailsitter [12]

Letoun by mělo být možné certifikovat ve třídě C2, kterou je možno provozovat v kategorii A2. Tomu odpovídá požadavek na MTOM <4 kg. Návrhovou MTOM tedy volím s rezervou-3,5 kg. [13]

#### 4.5.2 Volba motorů

Motory ve VTOL koncepci musí unést hmotnost celého letounu ve visu s určitým přebytkem tahu k manévrování. Dostačujícím poměrem T/W pro VTOL UAV je z vlastní zkušenosti T/W=1,5. Motory jsou vybrány z katalogu ověřeného výrobce T-MOTOR [14] podle maximálního statického tahu. Potřebný tah se dělí mezi 2 motory

$$T_1 = \frac{W \cdot 1,5}{2} = \frac{35 \cdot 1,5}{2} = 26,25 \text{ N.} \quad (4.1)$$

Nejlehčí motor z nabídky mající potřebný tah je typ AS2820 s následujícími parametry:

- Hmotnost: 136 g
- Maximální výkon (180 s): 626 W
- Statický tah: 27,31 N (s vrtulí APC 12x6)
- Proud naprázdno: 1,96 A

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
AS2820 Long Shaft KV880	APC 12*6	40%	15.81	9.83	155.36	6135	0.169	977	6.29	85 (Ambient Temperature/)
		45%	15.77	11.51	181.55	6504	0.190	1090	6.00	
		50%	15.72	13.41	210.77	6848	0.212	1216	5.77	
		55%	15.68	15.31	239.98	7139	0.234	1343	5.60	
		60%	15.63	17.34	271.07	7466	0.255	1453	5.36	
		65%	15.57	20.28	315.76	7837	0.286	1638	5.19	
		70%	15.50	23.21	359.78	8171	0.315	1797	4.99	
		75%	15.40	27.23	419.43	8590	0.353	2000	4.77	
		80%	15.32	31.10	476.36	8977	0.388	2185	4.59	
		90%	15.09	41.18	621.45	9691	0.469	2616	4.21	
100%	15.01	44.70	670.96	9892	0.495	2731	4.07			

Tabulka 5: Parametry motoru naměřené výrobcem

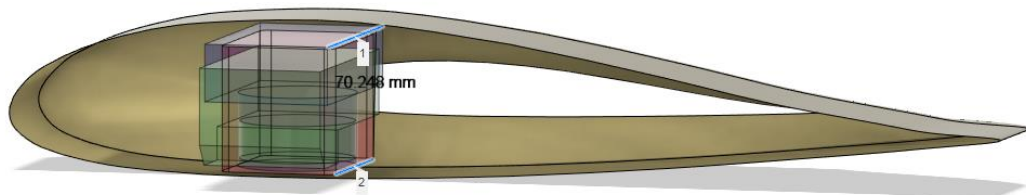
#### 4.5.3 Zástavbový prostor

Důležitým faktorem je dostatečný zástavbový prostor pro nesené fotoaparáty. Zástavbový prostor byl dimenzován na běžně používané senzory Sony α6300, Sony RX1R a Micasense RedEdge P. Z jejich kombinované velikosti plyne požadavek na tloušťku profilu a šířku střední sekce křídla

$$\text{Tloušťka profilu} = (\text{výška sensorů} + 2 * \text{tloušťka potahu}) + 10\% \text{ rezerva}$$

$$\text{Tloušťka profilu} = (70,3 + 2 * 2,5) * 1,1 = 82,7 \text{ mm.} \quad (4.2)$$



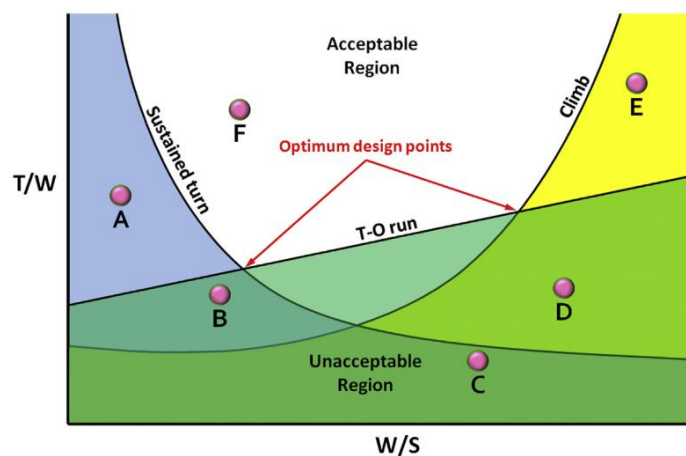


Obrázek 24: Kombinovaný zástavbový prostor pro senzory

## 4.6 Výpočet plochy

Výpočet plochy křídla byl proveden pomocí analýzy omezení uvedené v knize General aviation aircraft design [1]. Vzhledem k tomu, že v počátku návrhu není mnoho parametrů letadla známo (např.  $C_{dmin}$ ), vychází se z parametrů letadel v podobné kategorii a empirických vztahů.

Analýza omezení stanovuje rovnice pro vztahy plošného zatížení na poměru tahu ku hmotnosti ( $T/W$ - $W/S$ ) pro různé režimy letu. Ty jsou pak vyneseny do společného grafu. Oblast vyhovujících parametrů pak leží nade všemi křivkami, přičemž optimální body návrhu mají nejnižší  $T/W$  a  $W/S$ . [1]



Obrázek 25: Diagram analýzy omezení [1]

Pro návrh mapovacího samokřídla jsou relevantní následující omezení a parametry.

- $v=v_c=15$  m/s
- $W=35$  N
- $C_{dmin}=0,03$
- $b=1,8$  m
- $n=1,6$  (pro zatáčku o náklonu  $50^\circ$ )

### 4.6.1 $T/W$ pro požadovanou cestovní rychlost

$T/W$  pro požadovanou cestovní rychlost lze určit ze vztahu [1]

$$\frac{T}{W} = q c_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + k \left( \frac{1}{q} \right) \left( \frac{W}{S} \right), \quad (4.3)$$

kde k je konstanta indukovaného odporu [1]

$$k = \frac{1}{\pi \cdot \lambda \cdot e}. \quad (4.4)$$

Oswaldův koeficient  $e$  je pro čistě eliptické rozložení roven 1. Pro zvonové rozložení nabývá hodnoty  $e=0,8889$ . [4]

Jelikož je rozpětí pevně dáno, je štíhlost závislá na ploše  $S$ , kterou je třeba určit až z diagramů  $W/S$ . Po manuální iteraci výpočtu  $W/S$  byla určena štíhlost  $\lambda=7,1$ .

$$k = \frac{1}{\pi \cdot 7,1 \cdot 0,8889} = 0,05.$$

Níže je uvedeno číselné dosazení do rovnice (4.3) pro zvolený  $W/S$

$$\frac{T}{W} = 137,8 \cdot 0,03 \left( \frac{1}{77} \right) + 0,05 \left( \frac{1}{137,8} \right) (77) = 0,082. \quad (4.5)$$

Hodnoty  $C_L$  byly vypočteny pomocí vzorce [1]

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot v^2 \cdot S}. \quad (4.6)$$

Dosazení pro návrhový bod

$$C_L = \frac{2 \cdot 35}{1,225 \cdot 15^2 \cdot 0,45} = 0,56.$$

#### 4.6.2 $T/W$ pro ustálenou zatáčku

$T/W$  pro ustálenou zatáčku lze vypočíst ze vztahu [1]

$$\frac{T}{W} = q \left[ c_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + k \left( \frac{n}{q} \right)^2 \left( \frac{W}{S} \right) \right]. \quad (4.7)$$

Dosazení do (4.7)

$$\frac{T}{W} = 137,8 \left[ 0,03 \left( \frac{1}{77} \right) + 0,05 \left( \frac{1,6}{137,8} \right)^2 (77) \right] = 0,13.$$

#### 4.6.3 $T/W$ pro požadovanou rychlost stoupání

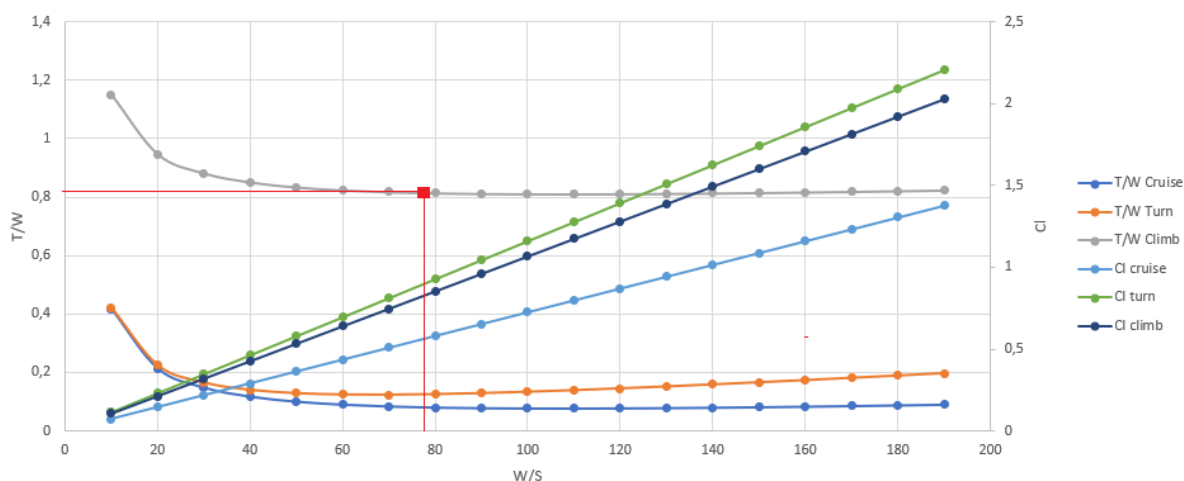
$T/W$  pro požadovanou rychlost stoupání lze určit z následujícího vzorce [1]

$$\frac{T}{W} = \frac{v_y}{v} + q \cdot c_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + \left( \frac{k}{q} \right) \left( \frac{W}{S} \right). \quad (4.8)$$

Dosazení do (4.8)

$$\frac{T}{W} = \frac{11}{15} + 137,8 \cdot 0,03 \left( \frac{1}{77} \right) + \left( \frac{0,05}{137,8} \right) (77) = 0,82.$$

Návrhový bod byl zvolen z diagramu limitujícím faktorem maximální hodnoty  $C_L$  v ustálené zatáčce. Podobný typ samokřidel běžně dosahuje hodnot  $C_{Lmax}=1$ . Tato hodnota byla ponížena bezpečností 1,1 na hodnotu 0,9.



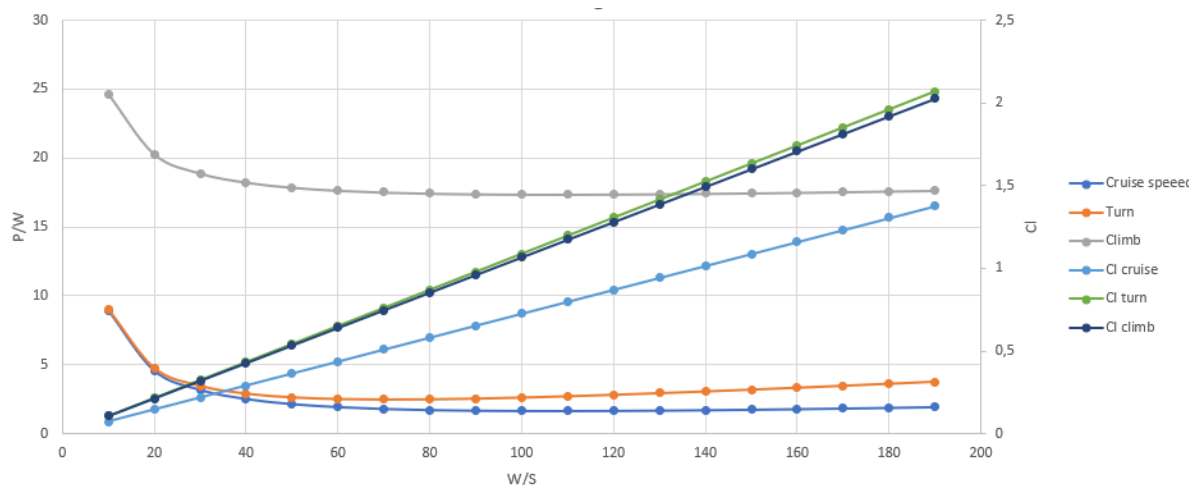
Obrázek 26: T/W-W/S diagram

Hodnoty T/W byly následně přepočteny na P/W, který je názornější při použití vrtulového pohonu

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{W} \cdot v \cdot \eta_p. \quad (4.9)$$

Dosazení pro vyznačená návrhový režim

$$\frac{P}{W} = \frac{0,08 \cdot 15}{0,7} = 1,7.$$



Obrázek 27: P/W-W/S diagram

Níže jsou uvedeny parametry a letové vlastnosti vyplývající z analýzy omezení:

- Plocha křídla  $S \dots 0,45 \text{ m}^2$
- Štíhlost křídla  $\lambda \dots 7,1$
- Rychlost stoupání  $v_v \dots 11,5 \text{ m/s}$

## 4.7 Volba profilů

Pro křídlo byly vybrány 3 profily. Jeden samostatný pro kořenovou sekci s nákladem a dále dva, mezi kterými budou interpolovány profily pro vnější část křídla.

### 4.7.1 Kořenový profil

Profil pro střední sekci křídla je vybrán na základě požadavku na maximální tloušťku kvůli nákladu. V nízkých Reynoldsových číslech nemají tlusté profily příliš dobré vlastnosti. Profily s tloušťkou 14-20 % a nízkým  $C_m$  byly porovnány v programu XFLR5 pro  $Re=300\,000$ . Reynoldsovo číslo pro porovnání profilů bylo zvoleno pro cestovní rychlost  $v_c=15 \text{ m/s}$  a hloubku nejmenší sekce, ke které bude tento profil interpolován [2]

$$Re = \frac{v \cdot c}{\nu} \quad (4.10)$$

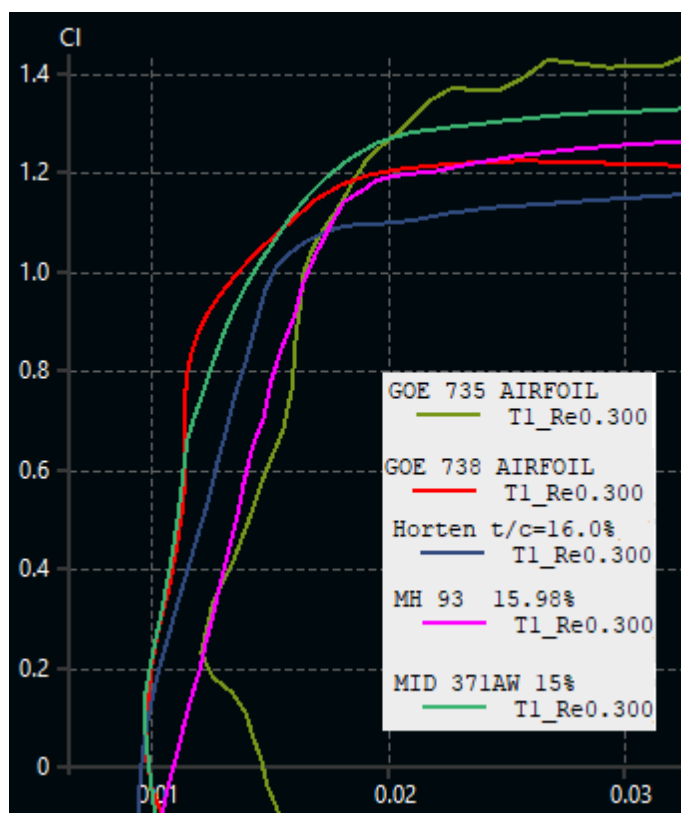
$$Re = \frac{15 \cdot 0,3}{1,461E - 5} = 308\,008.$$

Zvolen byl profil GOE 738 pro nízký  $C_d$  ve velkém rozsahu úhlů náběhu, nízký  $C_m$  a přijatelnou tloušťku. [15]

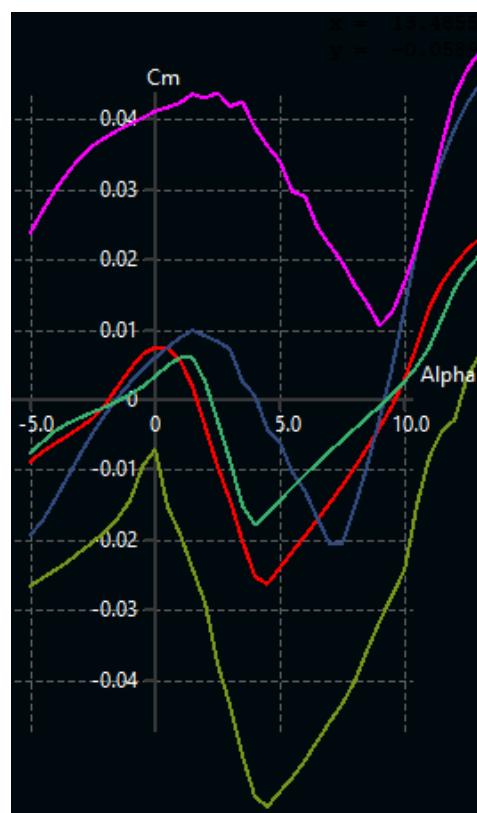
Protože podle předběžné analýzy omezení vycházel  $C_L$  při cestovní rychlosti přibližně 0,5, jsou vlastnosti profilů porovnávány pro tuto hodnotu.

Profil	$C_d$ pro $C_l=0,5$	$C_m$ pro $C_l=0,5$	Tloušťka [%]
Eppler 343	0,0145	-0,051	15,9
GOE 735	0,014	-0,024	20,2
GOE741	0,013	-0,022	15,4
GOE 738	0,0115	-0,012	15,4
HG41	0,012	0,002	15,1
Horten 16 %	0,012	0,002	16,0
MH93	0,0135	0,036	16,0
MID371AW	0,0115	-0,08	15,0
MID 455	0,0125	0,013	14,6
Fauvel 14 %	0,0135	0,02	14,0

Tabulka 6: Srovnání profilů kořenové sekce



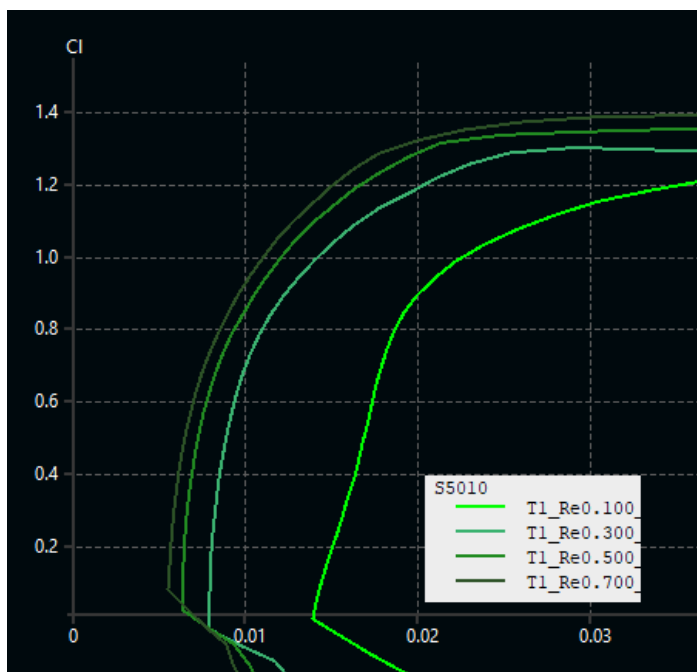
Obrázek 28:  $C_l/C_d$  vybraných profilů



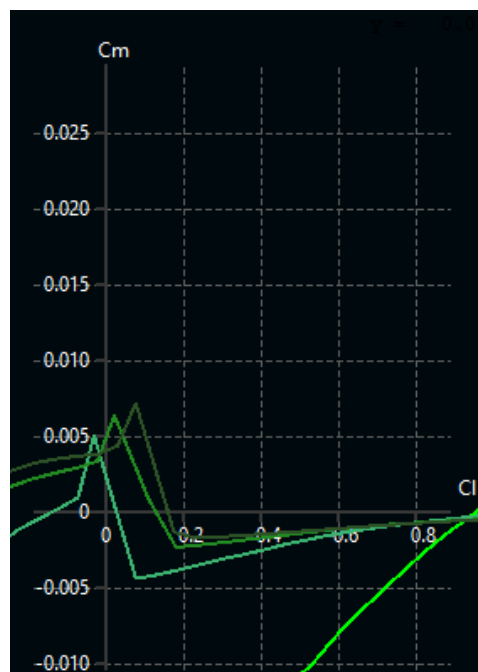
Obrázek 29:  $C_m/\alpha$  vybraných profilů

## 4.7.2 Střední profil

Profil Selig S5010 pro střední část byl vybrán z doporučených profilů pro samokřídla typu Horten z knihy *Designing flying wings* [15]. Klíčovými parametry byly nízký  $C_m$  a  $C_d$  v cestovním režimu. Z empirické zkušenosti u modelů samokřidel by měl mít také příznivé letové vlastnosti.



Obrázek 30:  $C_l/C_a$  profilu S5010

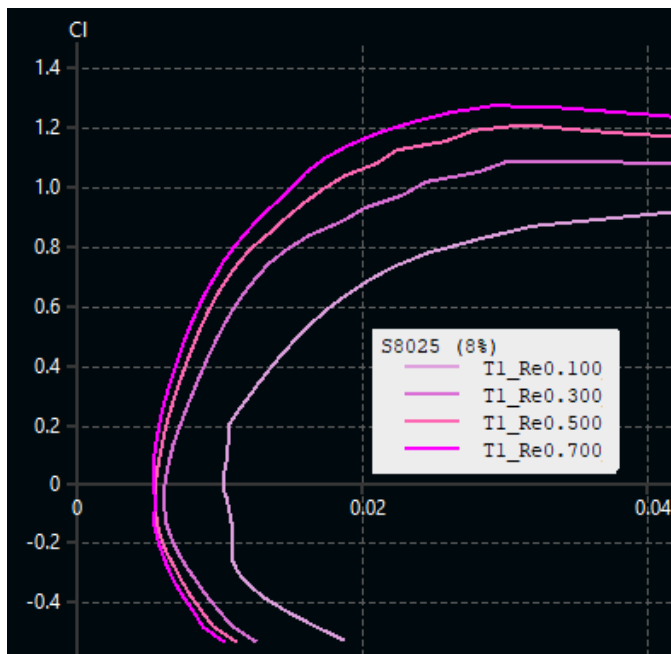


Obrázek 31:  $C_m/\alpha$  profilu S5010

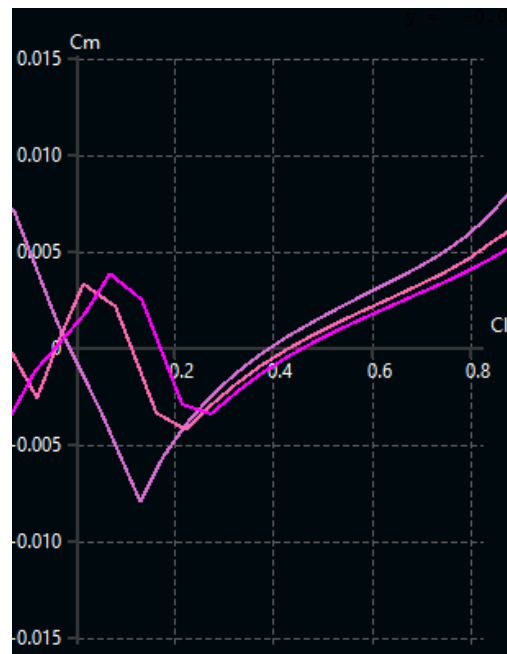
## 4.7.3 Koncový profil

Profil pro konec křídla je pro samokřídla typu Horten doporučován symetrický nebo téměř symetrický. Na základě měření ve větrném tunelu bylo zjištěno, že některé symetrické profily (např. NACA0009) vykazují fenomén pásma necitlivosti. V oblasti kolem úhlu nulového vztlaku (pro symetrické profily  $0^\circ$ ) nevykazují s rostoucím úhlem náběhu žádný nebo jen velmi malý nárůst koeficientu vztlaku. To při použití na konci šípového samokřídla může vést k podélné nestabilitě a oscilacím úhlu náběhu. Tento efekt platí pouze pro symetrické profily bez výchytky klapky se skoro nulovým zatížením a vymizí s výchytkou klapky, nebo pokud je profil lehce prohnut.

Proto byl na základě doporučení z knihy *Designing flying wings* [15] zvolen koncový profil S8025, s prohnutím 0,5 % a tloušťku 8 %, který tímto efektem není ovlivněn.



Obrázek 32:  $C_l/C_a$  profilu S8025



Obrázek 33:  $C_m/a$  profilu S8025

## 4.8 Návrh půdorysu

Po určení rozpětí a plochy křídla je již možné navrhnout samotný půdorys. Vychází ještě z několika dalších požadavků:

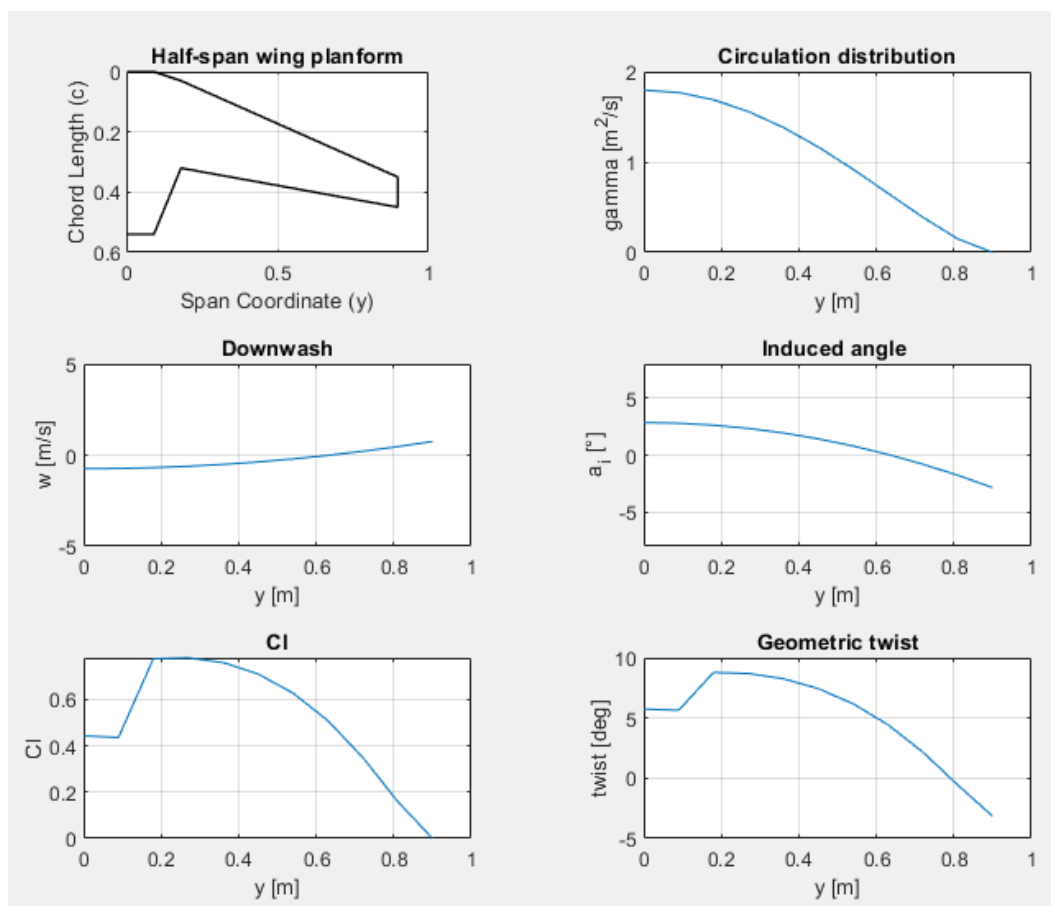
- Hloubka konce křídla musí být alespoň 100 mm, aby  $Re$  nebylo příliš malé a zároveň byla dostatečně velká plocha elevonu.
- Šířka střední části musí být alespoň 160 mm kvůli zástavbě senzorů.
- Tloušťka kořenového profilu musí být minimálně 82,7 mm kvůli zástavbě nákladu.

$$\text{hloubka } c \text{ [mm]} = \frac{\text{tloušťka [mm]}}{\text{tloušťka [-]}}$$

$$c = \frac{82,7}{0,155} = 533,5 \text{ mm.} \quad (4.11)$$

Tato minimální hloubka byla zaokrouhlena nahoru na 540 mm.

Volba půdorysu byla pro jednoduchost zadávání a výpočtů omezena na lichoběžníkové segmenty. Ve výpočetním programu byl nakonfigurován následující půdorys.



Obrázek 34: Půdorys a průběh vypočtených veličin křídla

Při volbě půdorysu bylo nutné hlídat průběh koeficientu vztlaku. Ve výsledném návrhu je koeficient vztlaku nejvyšší v první třetině polorozpětí, což by mělo vést k příznivým vlastnostem při přetažení. Proudění se začne odtrhávat právě v této oblasti, zatímco v oblasti elevonů bude proudění stále přilehlé a zůstane tak zachována příčná stabilita a říditelnost. Prohlubeň v kořenové části grafu  $C_l$  a zkroucení je způsobena velkou lokální hloubkou křídla.

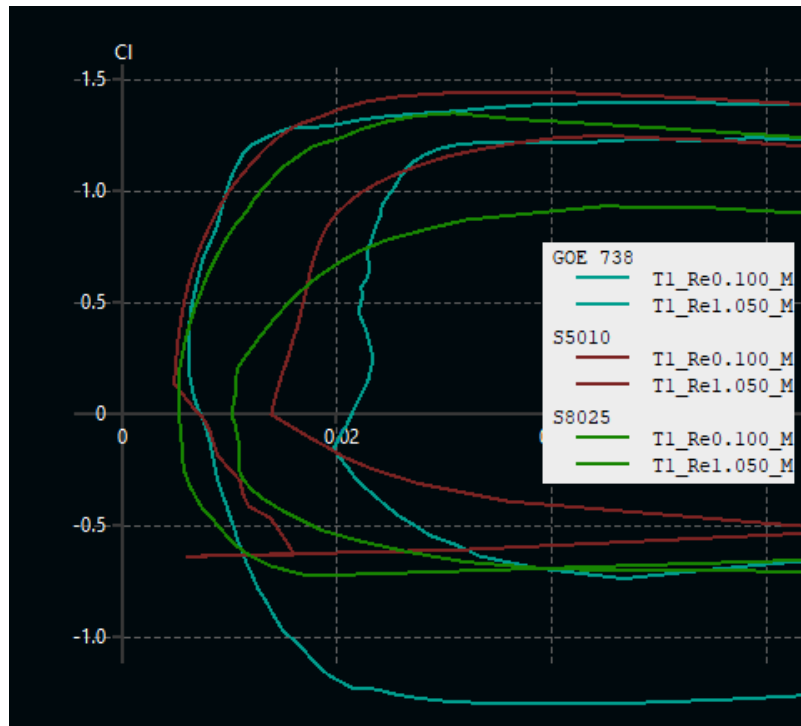
## 4.9 Analýza křídla pomocí XFLR5

Závěrečná analýza křídla bude provedena v programu XFLR5 pomocí 3D panelové metody. Tato metoda na rozdíl od LLT uvažuje i vliv šípů.

Výpočetní program vytváří .xml soubor s daty zadané a vypočtené geometrie křídla. Pomocí něj byla geometrie křídla importována do programu XFLR5.

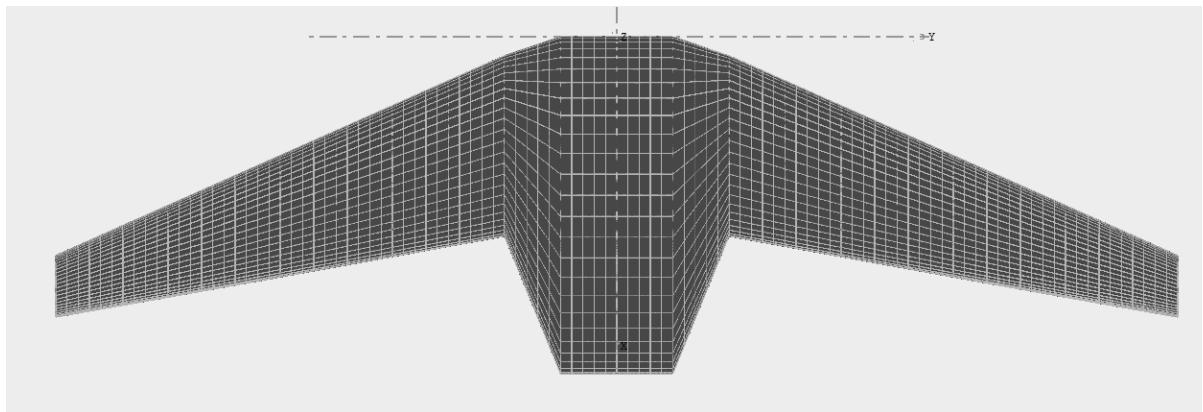
Profily GOE 738, S5010 a S8025 byly importovány a vyhlazeny na 140 bodů křivky. Následně bylo interpolováno 7 řezů profilu mezi S5010 a S8025. V dalším kroku byly vygenerovány poláry pro všechny profily v rozsahu  $-20^\circ$  až  $20^\circ$  pro  $Re$  70 000 až 1 000 000. Takto široký rozsah je potřebný pro analýzu celého křídla extrapolací z polár profilů.





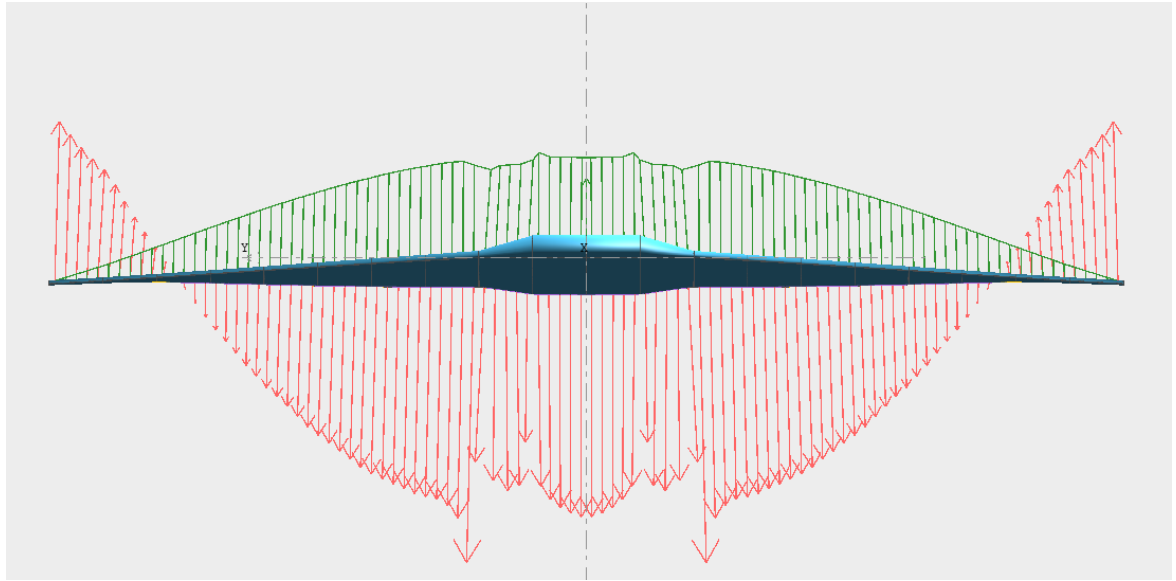
Obrázek 35: Poláry profilů pro minimální a maximální Re

Hustota panelové sítě je volena již v Matlabu a je do XFLR5 importována spolu s geometrií křídla.

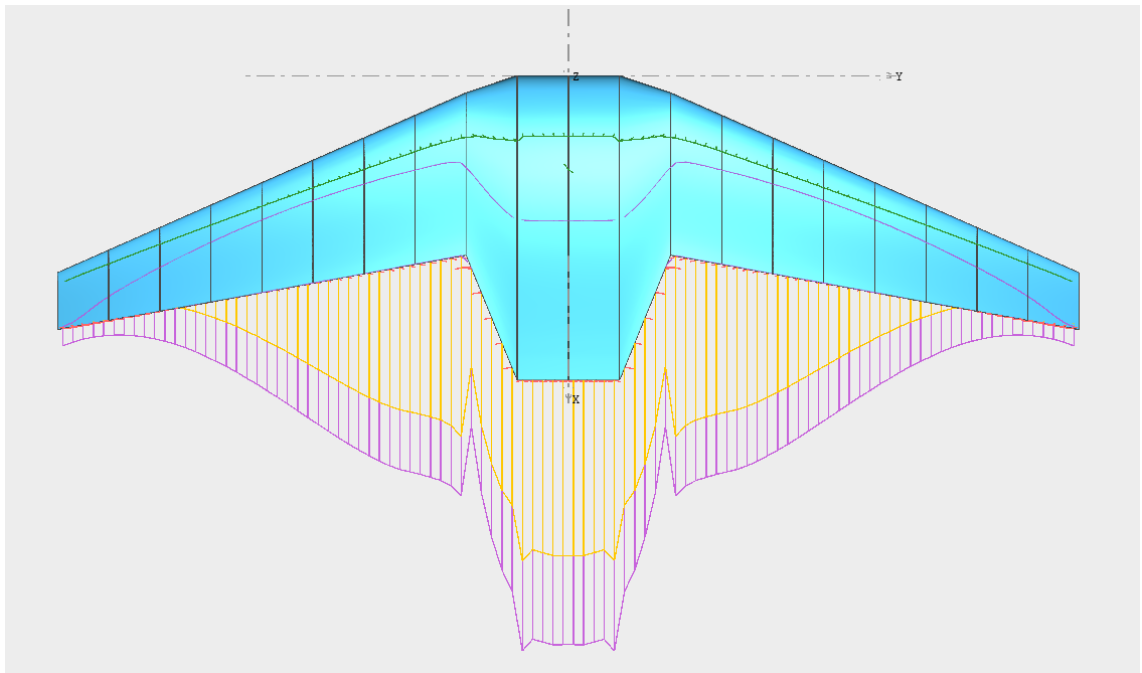


Obrázek 36: Panelová síť

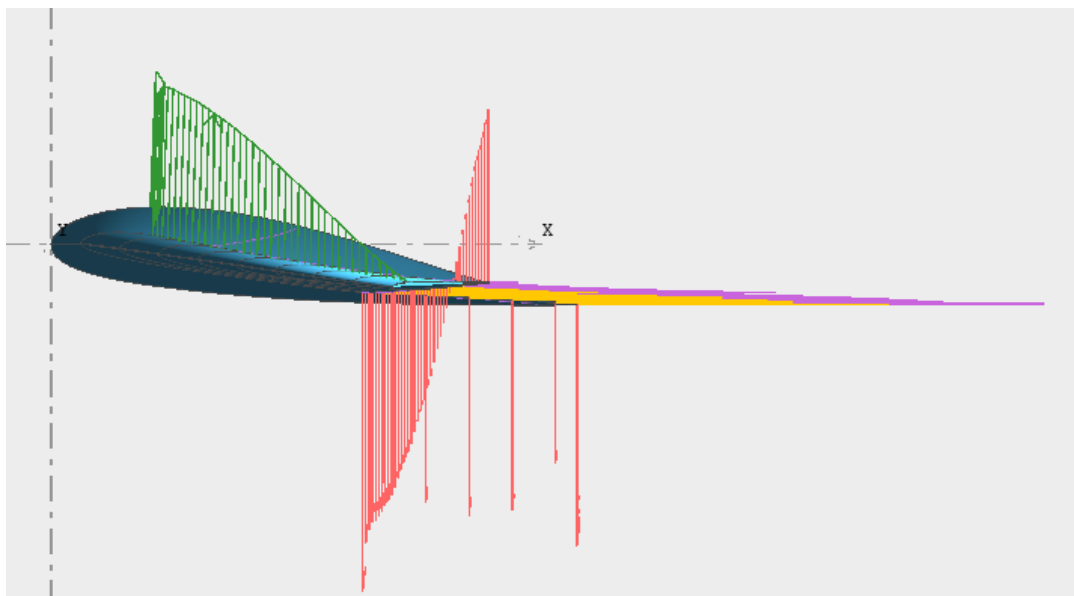
Na následujícím obrázku je vyobrazen 3D grafický výstup z XFLR5. K modelu letounu jsou přiřazeny průběhy vztlaku, indukovaného odporu, třecího odporu a indukované rychlosti. Na koncích křídla je vektor indukované rychlosti obrácen směrem nahoru, což odpovídá teorii BSLD.



Obrázek 37: Rozložení vztlaku (zelená), indukované rychlosti (červená)

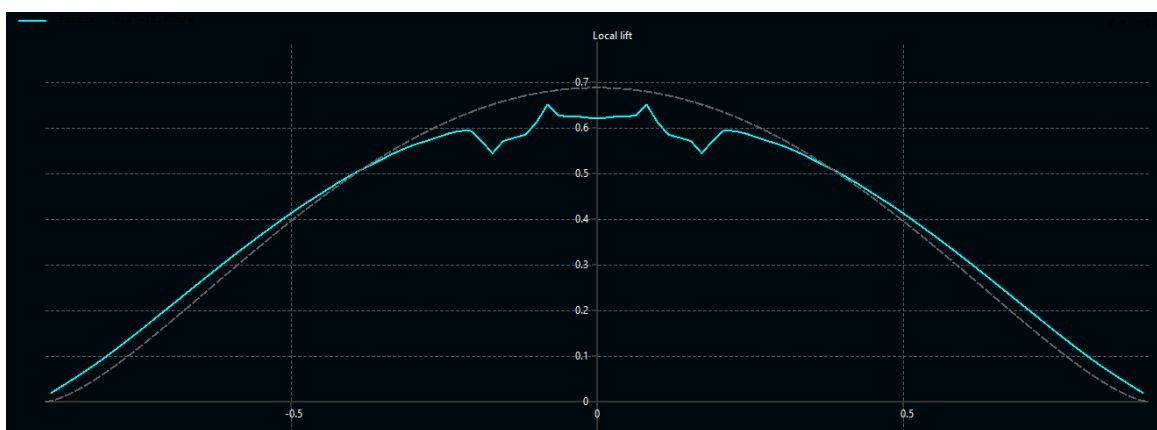


Obrázek 38: Rozložení indukovaného odporu (žlutá) a třecího odporu (fialová)

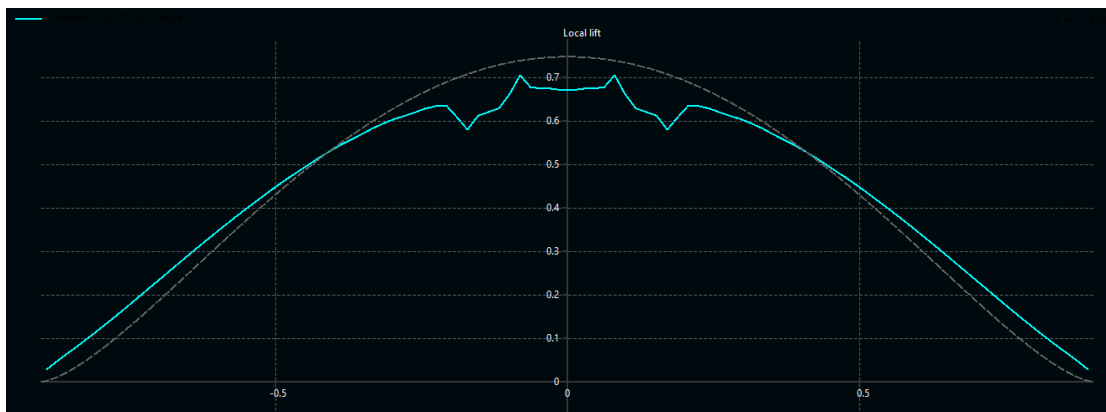


Obrázek 39: Rozložení analyzovaných veličin z bočního pohledu

Níže je zobrazeno výsledné rozložení vztlaku určené panelovou metodou v porovnání s cílovou křivkou zvonového rozložení. Při zachování stejné návrhové rychlosti se zvětšil úhel náběhu oproti vypočtenému o  $0,6^\circ$ . Pro stejný úhel náběhu se zase zvětšila cestovní rychlost o  $0,67$  m/s. Tyto rozdíly jsou pravděpodobně následkem zanedbaného vlivu šípu při návrhu pomocí LLT. Prohlubně v kořenové části grafu vztlaku jsou nespíš způsobeny strmým přechodem mezi profily o tloušťce  $15,5^\circ$  a  $10^\circ$ .

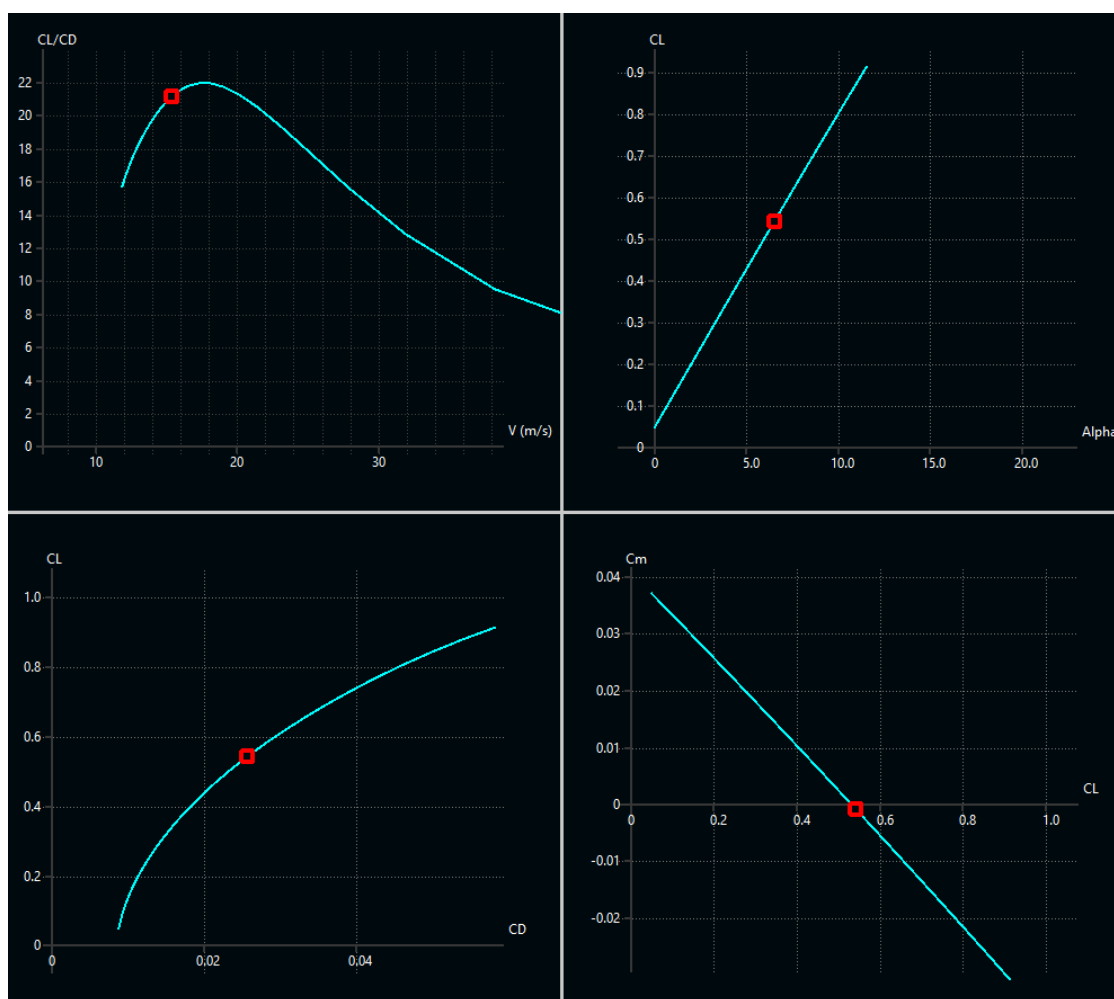


Obrázek 40: Výsledná a cílová křivka rozložení pro návrhové  $\alpha=6,2^\circ$  a  $v=15,7$  m/s



Obrázek 41: Výsledná a cílová křivka rozložení pro návrhové  $v=15$  m/s a  $\alpha=6,8^\circ$

Pro výpočet aerodynamické poláry, vztlakové a momentové čáry a závislosti  $C_L/C_D$  na rychlosti byla použita metoda fixního vztlaku. V ní program pro každý bod poláry vypočte rychlost a úhel náběhu tak, aby bylo dosaženo vztlaku rovného zadané tíže letadla. Poláry jsou vypočteny v rozsahu úhlů náběhu  $0^\circ$ -  $11,8^\circ$ . Dolní hranicí je nejvyšší  $Re$ , pro které jsou vygenerovány poláry, ze kterých program extrapoluje vlastnosti 3D křídla. Horní hranice je bodem, kdy první z řezů křídla dosáhne  $C_{Lmax}$ .



Obrázek 42: Aerodynamické charakteristiky křídla s bodem cestovního režimu

Pro momentovou čáru bylo nejprve nutné určit polohu těžiště. To bylo provedeno iterativním přístupem tak, aby byl klopivý moment nulový přibližně v hodnotě  $C_L=0,55$  odpovídající cestovnímu režimu. Podle toho byla posunuta x-souřadnice kořenové části křídla dozadu tak, aby těžiště vycházelo do největší hloubky křídla. To je výhodné kvůli zástavbovému prostoru pro senzory a umožní jejich výměnu bez velké změny vyvážení.

## 5 Závěr

Tato práce se zabývá tématem zvonového rozložení vztlaku a jeho využitím na navrhovaném bezpilotním samokřídle. Pro účel výpočtu křídla pro zadané optimální rozložení vztlaku byl vytvořen program v Matlabu. Ten má potenciál univerzálního využití při návrhu křídel a byl například jedním z nástrojů využitých týmem CTU AeroLab při návrhu soutěžního samokřídla.

Nedostatkem výpočtu pomocí teorie nosné čáry se ukázalo být zanedbání vlivů šípu, které je zdrojem nezanedbatelných odchylek od cíleného rozložení vztlaku. Dalším postupem v tomto směru by tedy mohla být kompenzace vlivu šípu v návrhovém výpočtu.

Výsledný letoun byl navržen s cílem možnosti praktického využití v průmyslovém UAV mapování ve třídě C2 s MTOM do 4 kg. Byly brány v úvahu v praxi používané senzory a předpokládaná podoba letových misí. Při návrhu bylo také dbáno na příznivé letové vlastnosti, zejména stabilitu při přetažení, která je častým nedostatkem samokřídel. Vhodným dalším postupem v této oblasti bude stavba prototypu a ověření letových vlastností a výkonů. Využitím výpočetního programu a lepší automatizací procesu optimalizace návrhu bude umožněna snadná iterace pro dosažení optimálních letových výkonů a vlastností.

## 6 Použité zdroje

1. **GUDMUNSSON, Snorri.** *General Aviation Aircraft Design: applied methods and procedures.* Oxford: Elsevier : Butterworth-Heinemann, 2014. 978-0-12-397308-5.
2. **BROŽ, Václav.** *Aerodynamika nízkých rychlostí.* Praha : Ediční středisko ČVUT. Praha 6, Zikova 4, 1990.
3. **PRANDTL, Ludwig.** Über Tragflügel kleinsten induzierten Widerstandes. *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.* 1933.
4. **BOWERS, Albion H., MURILLO, Oscar J., JENSEN, Robert, GELZER, Christian.** On Wings of the Minimum Induced Drag: Spanload Implications for Aircraft and Birds. [Online] 1. 4 2016. [Citace: 1. 10 2023.] <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160003578>.
5. **BOWERS, Albion, a kol.** Experimental Flight Validation of the Prandtl 1933 Bell Spanload. [Online] 29. 7 2021. [Citace: 2. 10 2023.] <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210014683>.
6. **NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM.** Horten Ho 229 V3 Preservation Project. [Online] [Citace: 9. 5 2024.] <https://airandspace.si.edu/explore/researchers/projects/horten-ho-229-v3-preservation/about>.
7. **FIDDLERSGREEN PAPER MODELS.** Horten Ho-IV. [Online] [Citace: 16. 5 2024.] <http://www.fiddlersgreen.net/models/aircraft/Horten-HoIV.html>.
8. **JEZIORSKA, Justyna.** *UAS for Wetland Mapping and Hydrological Modeling.* Raleigh : Center for Geospatial Analysis, North Carolina State University, Raleigh, NC 27695, USA, 2019.
9. **WINGTRA.** Wingtra technical specifications. *wingtra.com.* [Online] 6. 21 2023. [Citace: 28. 2 2024.] <https://wingtra.com/wp-content/uploads/Wingtra-Technical-Specifications.pdf>.
10. **ZMEJEVSKIJ, Lukas.** Photogrammetry Calculator – GSD, Flight Speed and More. [Online] 25. 1 2023. [Citace: 17. 5 2024.] <https://www.pix-pro.com/blog/photogrammetry-calculator>.
11. **AGEAGLE.** ageagle.com. *ageagle.com.* [Online] 31. 8 2022. [Citace: 28. 2 2024.] <https://ageagle.com/wp-content/uploads/2022/06/eBee-x-brochure-2023-A4.pdf>.
12. **TAKAAKI, Matsumoto, KONNO, Atshushi, OOTSEDO, Atsushi, UCHIYAMA, Masaru.** *A hovering control strategy for a tail-sitter VTOL UAV that increases stability against large disturbance.* Sendai : Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, 2010.
13. **EASA.** Open category-civil drones. *EASA.* [Online] 7. 12 2023. <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones/drones-regulatory-framework-background/open-category-civil-drones>.
14. **T-MOTOR.** AS280 Long Shaft. [Online] T-MOTOR. [Citace: 23. 5 2024.] [https://uav-en.tmotor.com/html/2019/Motor\\_1129/308.html](https://uav-en.tmotor.com/html/2019/Motor_1129/308.html).
15. **WICK, Peter.** Designing flying wings. [Online] 14. 3 2024. [Citace: 14. 3 2024.] <https://www.xn--pw-nurflugel-0hb.dk/>.