

ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE

FAKULTA  
STROJNÍ



DIPLOMOVÁ  
PRÁCE

2022

KRYŠTOF  
BEDNÁR



ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE

FAKULTA  
STROJNÍ

ÚSTAV  
LETADLOVÉ TECHNIKY

STUDIE PROVEDITELNOSTI  
LETOUNU KATEGORIE  
GENERAL AVIATION  
SE ZVONOVÝM ROZLOŽENÍM  
VZTLAKU

2021/2022

Kryštof  
Bednár



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Bednár** Jméno: **Kryštof** Osobní číslo: **466528**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Studie proveditelnosti letounu kategorie General Aviation se zvonovým rozložením vztlaku**

Název diplomové práce anglicky:

**Feasibility study of a General Aviation category aircraft with a bell-shaped lift distribution**

Pokyny pro vypracování:

Práce bude rozdělena na následující části

- 1) bude provedena rešerše zvonové rozložení vztlaku na křídle
- 2) rešerše vývoje technologií a tržní analýza v kategorii General Aviation
- 3) provedení návrhu letounu typu samokřídlo se zvonovým rozložením vztlaku
- 4) posouzení základních výkonových charakteristik letounu
- 5) porovnání s vybraným referenčním letounem

Seznam doporučené literatury:

A. H. Bowers, O. J. Murillo: On Wings of the Minimum Induced Drag: Spanload Implications for Aircraft and Birds

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Pavel Hospodář VZLU Praha**

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

Datum zadání diplomové práce: **29.04.2022**

Termín odevzdání diplomové práce: **08.06.2022**

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
Ing. Pavel Hospodář  
podpis vedoucí(ho) práce

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

\_\_\_\_\_  
doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.  
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, dne .....

.....

Podpis





## Poděkování

Rád bych poděkoval vedoucímu diplomové práce Ing. Pavlu Hospodářovi za možnost podílet se na zajímavém projektu a za jeho trpělivost. Dále bych poděkoval Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. a Ing. Tomášovi Čenskému, Ph.D. za konzultace. Musím také poděkovat mému blízkému okolí, které mě podporovalo při studiu a pomáhalo se závěrečnou korekturou práce.



# Anotace

## Abstrakt

V současné době je kladen veliký důraz na snížení emisí a spotřeby energie ve všech odvětvích, což má za důsledek vývoj řady nových technologií. Také v letectví se pracuje na mnoha projektech s cílem snížení spotřeby a emisí. V nových projektech se studují nové koncepce jak tvaru letadel tak i vztlakového rozložení. Zvonové rozložení vztlaku má dle teorie menší indukovaný odpor než eliptické. Zmenšením indukovaného odporu by se zmenšil celkový odpor letounu a tedy i spotřeba letounu. V této práci je posuzována samotná proveditelnost návrhu letounu typu General Aviation se zvonovým rozložením vztlaku. Na základě předběžných výpočtů je proveden odhad spotřeby paliva a na základě porovnání s referenčními letouny je provedena úvaha zda takovýto typ letounu má potenciál zaujmout trh.

## Klíčová slova

Zvonové rozložení vztlaku, indukovaný odpor, koncept

## **Abstract**

At present, great emphasis is placed on reducing emissions and energy consumption in all sectors, which is a consequence of development a number of new technologies. Many projects are being worked on in aviation to reduce consumption and emissions. In new projects, new concepts of both aircraft shape and lift distribution are studied. According to theory, the bell spanload has less induced drag than the elliptical spanload. Reducing the induced drag would reduce the overall drag of the aircraft and thus the consumption of the aircraft. In this work, the feasibility of a design of a General Aviation aircraft with a bell spanload is assessed. Based on preliminary calculations, an estimate of fuel consumption is made and compared with aircrafts of the same category. Finally a consideration is made as to whether this type of aircraft has the potential to occupy the market.

## **Keywords**

Bell spanload, Induced Drag, Concept

# Obsah

<b>1 Úvod</b>	<b>21</b>
<b>2 Zvonové rozložení</b>	<b>23</b>
2.1 Vznik a charakteristiky zvonového rozložení . . . . .	23
2.2 Indukovaný odpor . . . . .	26
2.3 Dosavadní práce zabývající se zvonovým rozložením . . . . .	28
2.4 Výhody a nevýhody zvonového rozložení vztlaku . . . . .	29
2.4.1 Výhody . . . . .	29
2.4.2 Nevýhody . . . . .	31
<b>3 Studie kategorie General Aviation</b>	<b>33</b>
3.1 Vývojová a tržní studie . . . . .	33
3.1.1 Vývoj . . . . .	33
3.1.2 Tržní situace . . . . .	37
3.2 Referenčních letouny . . . . .	40
3.3 Parametry L-410 UVP-E20 . . . . .	42
3.4 Určení požadavků návrhu . . . . .	46
<b>4 Návrh a výpočty základních charakteristik letounu</b>	<b>48</b>
4.1 Křídlo . . . . .	49
4.1.1 Výběr profilu . . . . .	50
4.1.2 Výpočty . . . . .	50
4.2 Hmotnost . . . . .	56
4.2.1 Aerodynamické charakteristiky letounu . . . . .	57
4.3 Pohonná jednotka . . . . .	59

4.4	Výkony . . . . .	62
4.4.1	Prvotní výpočty . . . . .	62
4.4.2	Podrobnější analýza letového cyklu . . . . .	64
4.4.2.1	Pojíždění a rozjezd . . . . .	64
4.4.2.2	Stoupání . . . . .	68
4.4.2.3	Cestovní režim . . . . .	69
4.4.2.4	Klesání . . . . .	71
4.4.2.5	Letový cyklus . . . . .	72
4.5	Aerodynamické zatížení křídla . . . . .	73
<b>5</b>	<b>Porovnání BELL-410 a L-410</b>	<b>75</b>
5.1	Porovnání výkonových charakteristik . . . . .	75
5.2	Porovnání zatížení křídla . . . . .	78
<b>6</b>	<b>Závěr</b>	<b>80</b>
6.1	Diskuze . . . . .	80

## Seznam symbolů

$a$	akcelerace v příslušném směru (značen indexem) [ $m/s^2$ ]
$b$	Poloha na rozpětí [ $m$ ]
$b_1$	Celkové rozpětí [ $m$ ]
$C_D$	Součinitel odporu [—]
$C_{D_i}$	Indukovaný součinitel odporu [—]
$C_L$	Součinitel vztlaku [—]
$C_p$	Specifická spotřeba paliva [ $kg/Ws$ ]
$C_{PC}$	Spotřeba paliva při cestovním režimu [ $kg/Ws$ ]
$D$	Odporová síla [ $N$ ]
$D_{L-410}$	Odpor letounu L-410 v cestovním režimu [ $N$ ]
$D_k$	Odporová síla v $k$ -tém kroku [ $N$ ]
$e$	Oswaldův koeficient [—]
$E$	Výdrž [ $s$ ]
$g$	Gravitační zrychlení [ $m/s^2$ ] [ $s$ ]
$G$	Tíha [ $N$ ]
$H$	Letová výška [ $m$ ]
$K$	Klouzavost [—]
$L_c$	Průběh vztlaku po rozpětí [ $N/m$ ]
$l_d$	Uletěná vzdálenost při klouzavém letu [ $m$ ]
$L_k$	Vztlaková síla v $k$ -tém kroku [ $N$ ]
$L_{RNW}$	Délka dráhy pro vzlet letounu [ $m$ ]
$m$	obecná hmotnost [ $kg$ ]
$M(y)$	Ohybový moment po rozpětí [ $Nm$ ]
$M_{fueleco}$	Ušetřená hmotnost paliva [ $kg$ ]
$M_{F_{st}}$	Spotřeba paliva pro stoupání [ $kgS$ —]
$M_{fuel}$	Hmotnost paliva [ $kg$ ]

$M_{FUEL_{RNW}}$	Spotřeba paliva pro vzlet letounu [ $m/s$ ]
$M_{PAY}$	Užitečná hmotnost [ $kg$ ]
$M_{EW}$	Prázdná hmotnost letounu [ $kg$ ]
$MTOW$	Maximální vzletová hmotnost letounu [ $kg$ ]
$N_f$	Reakční síla [ $N$ ]
$N_{f_k}$	Reakční síla v $k$ -tém kroku [ $N$ ]
$P_c$	Výkon na vrtuli při cestovním režimu [ $kW$ ]
$P_e$	Výkon motoru při cestovním režimu L-410 [ $kW$ ]
$q(y)$	spojité zatížení od vztlaku po rozpětí [ $N/m$ ]
$P_{POT_k}$	Potřebný výkon v $k$ -tém kroku [ $kW$ ]
$P_{MAX}$	Maximální výkon vybraného motoru [ $kW$ ]
$R$	Dolet [ $m$ ]
$R_C$	Uletěná vzdálenost při cestovním režimu [ $km$ ]
$S_{ref}$	Referenční plocha letounu BELL-410 [ $m^2$ ]
$S$	Referenční plocha letounu L-410 [ $m^2$ ]
$T$	Tah [ $N$ ]
$t_c$	čas v cestovním režimu [ $h$ ]
$t_{st}$	Čas stoupání [ $s$ ]
$T(y)$	Posouvající síla po rozpětí [ $m$ ]
$V_1$	Bezpečná rychlost pro vzlet [ $m/s$ ]
$V_c$	Cestovní rychlost [ $km/h$ ]
$V_k$	Rychlost v $k$ -tém kroku [ $m/s$ ]
$V_S$	Pádová rychlost [ $m/s$ ]
$V_z$	Stoupací rychlost [ $m/s$ ]



$\alpha_i$	Srázový (Indukovaný) úhel náběhu [ <i>rad</i> ]
$\alpha_{eff}$	Efektivní úhel náběhu úhel náběhu [ <i>rad</i> ]
$\alpha_\infty$	Úhel náběhu [ <i>rad</i> ]
$\alpha_{tw}$	Úhel zkroucení [ <i>rad</i> ]
$\gamma$	Stoupací úhel [ <i>deg</i> ]
$\rho$	Hustota vzduchu [ <i>kg/m<sup>3</sup></i> ]
$\eta_P$	Propulzní účinnost [—]
$\lambda$	Štíhlost křídla [—]

# Seznam obrázků

2.1	Průběh rozložení vztlaku po rozpětí . . . . .	24
2.2	Porovnání indukovaného úhlu náběhu . . . . .	25
2.3	Závislost zatáčivého momentu . . . . .	28
2.4	Porovnání různých druhů křídel . . . . .	30
2.5	Zkroucení křídla Prandtl D1 . . . . .	32
3.1	Grafické znázornění předpokladaného snížení emisí do roku 2050 .	34
3.2	BLI pohonná jednotka . . . . .	36
3.3	Předpokládaný vývoj technologií do roku 2050 . . . . .	37
3.4	Aktivní počet 19-místných letounů . . . . .	38
3.5	Hustota letišť v Německu . . . . .	39
3.6	Hustota letů 19-místnými letouny dle vzdálenosti . . . . .	40
3.7	Aerodynamická polára L-410 . . . . .	45
4.1	Fáze návrhu letounu . . . . .	48
4.2	Blokové schéma postupu návrhu . . . . .	49
4.3	Prostor pro cestující . . . . .	49
4.4	Půdorys navrhovaného letounu . . . . .	51
4.5	Indukovaný odpor po kroucení křídla . . . . .	53
4.6	Zkroucení křídla . . . . .	54
4.7	Výsledky po první optimalizaci . . . . .	55
4.8	Výsledky po druhé optimalizaci . . . . .	55
4.9	Porovnání hmotností . . . . .	57
4.10	Aerodynamické charakteristiky BELL-410 . . . . .	58
4.11	Bombardér B-2 - zastavění motorů . . . . .	59

4.12 Dolet a výdrž BELL-410 . . . . .	64
4.13 Letové fáze jednoho letového cyklu . . . . .	65
4.14 Závislost stoupací rychlosti na rychlost letu . . . . .	69
4.15 P-v diagram . . . . .	70
4.16 Klouzavost BELL-410 . . . . .	72
4.17 Zatížení křídla BELL-410 . . . . .	74
5.1 Porovnání aerodynamických sil . . . . .	75
5.2 Porovnání aerodynamických polár L-410 a BELL-410 . . . . .	76
5.3 Porovnání geometrií L-410 a BELL-410 . . . . .	77
5.4 Porovnání zatížení . . . . .	78

# Seznam tabulek

3.1	Základní parametry pro návrh letounu . . . . .	41
3.2	Referenční letouny . . . . .	41
3.3	Referenční letouny - pokračování . . . . .	42
3.4	Základní geometrické charakteristiky L410 . . . . .	42
3.5	Základní hmotnosti L-410 . . . . .	43
3.6	Základní výkonové charakteristiky L-410 . . . . .	43
3.7	Základní charakteristiky Pohonné jednotky . . . . .	43
3.8	Srovnání odporu dle druhů výpočtů . . . . .	45
4.1	První hodnoty vstupující do optimalizačního cyklu . . . . .	51
4.2	Výsledky hodnot po optimalizace . . . . .	56
4.3	odhad <i>MTOW</i> pomocí výpočtu z [1] . . . . .	56
4.4	Motory - výkonové hodnoty . . . . .	61
4.5	Motory - rozměry a hmotnost . . . . .	62
4.6	Součinitele tření pro různé dráhy . . . . .	66
5.1	Porovnání hodnot mezi L410 a návrhem . . . . .	77

# 1 Úvod

Stále častěji jsou zmiňovány v člancích a v médiích klimatické dopady současných používaných technologií. Všechna odvětví průmyslu jsou tlačena ke snížení emisí. Letectví přispívá k celkovým emisím 2 % [2] a i v tomto oboru se hledají cesty jak snížit emise a přitom udržet létání dostupné pro všechny. Nynější návrhy nových letounů tvořených s cílem snížení emisí se příliš neliší od klasického konceptu letounu (křídlo, trup a ocasní plochy). Velikým rozdílem v návrzích jsou pohonné jednotky. Ve většině nových projektů navrhující nové letouny kategorie General Aviation se využívají pohony elektrické. Ty umožňují větší volnost při návrhu samotného letounu, zejména díky váze a dodávky energie. Na druhé straně mají nevýhodu v přídavné hmotnosti akumulátorů. Existuje také možnost hybridní pohonu a také jiný použití vodíku jako paliva. Tento typ pohonu není zatím použitelný pro dopravní letouny, protože kapacita akumulátorů nedovoluje dostatečný dolet. Současné akumulátory ještě neumožňují uskladnění tak velkého množství energie jako běžné letecké palivo. Pro kategorii velkých dopravních letadel se optimalizují současné motory či se vyvíjí zcela nové (Open-rotor, BLI) . Existují však návrhy v kategorii dopravních letadel, které mění základní koncepci letounů, jako například koncept Blended Wing Body (BWB) [3].

Nejdůležitějším parametrem letounů je generování dostatečného vztlaku pro let. Téměř všechny letouny mají stejné rozložení vztlaku a to eliptické. L. Prandtl ve dvacátých letech minulého století dospěl pomocí teorie nosné čáry k závěru, že eliptické rozložení vztlaku je z hlediska indukovaného odporu optimální pro fixní rozpětí. V roce 1933 Prandtl navrhl po změně počátečních podmínek optimalizace rozložení zvonové místo eliptického [4].

V případě eliptického rozložení omezil rozpětí a vztlak, v případě zvonového rozložení omezil ohybový moment a vztlak. Zvonové rozložení potřebuje větší rozpětí křídel oproti eliptickému k dosažení stejného celkového vztlaku, ale má menší indukovaný odpor. Zvonové rozložení vztlaku má zajímavé charakteristiky zatačivého a klonivého momentu v případě zatačky letounu [5]. Tyto vlastnosti mohou dovolit zmenšení svislých ocasních ploch a tedy jejich hmotnosti. Nicméně je nutné podotknout, že velikost svislých ocasních ploch vychází z předpisů CS-23.

Cílem této práce je studie proveditelnosti letounu se zvonovým rozložením vztlaku. Od začátku se počítá s tím, že navržený letoun bude spadat do kategorie General Aviation a bude převážně koncipován na lety kratších vzdáleností. Základní parametry návrhu se upřesní z analýzy trhu v dané kategorii letounů a odpovídajících požadavků trhu. Kvůli udržení aerodynamické čistoty bude letoun navržen jako samokřídlo.

V první kapitole se tato práce bude zabývat zvonovým rozložením vztlaku a jeho výhodami a nevýhodami. V druhé kapitole bude provedena krátká rešerše ohledně plánovaného vývoje letectví v blízké budoucnosti a analýzy trhu v dané kategorii letounu, která určí přesné zadání návrhu letounu. Následně bude popsán postup samotného návrhu letounu se zvonovým rozložením vztlaku a také budou představeny jeho základní letové vlastnosti a konečné zatížení. Nakonec bude výsledný návrh porovnán s letounem podobné kategorie, konkrétně s L-410 UVP-E20.

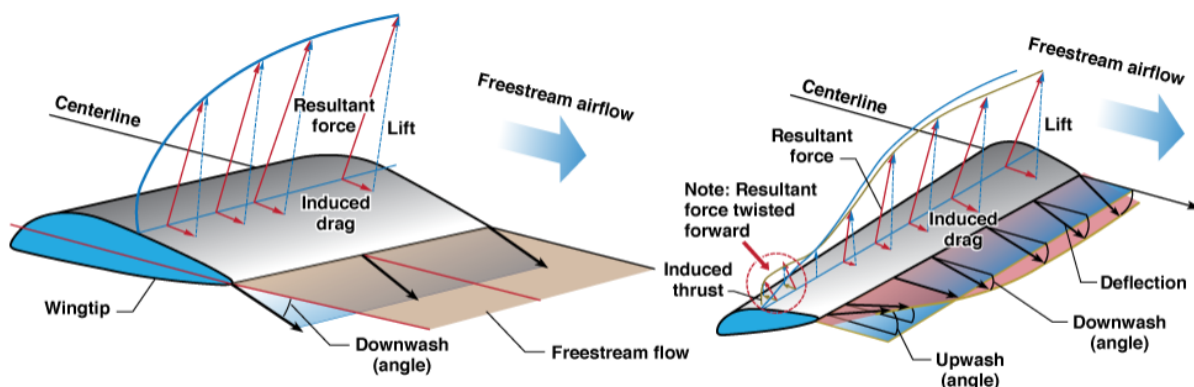
## 2 Zvonové rozložení

V roce 1933 Ludwig Prandtl publikoval článek [4], ve kterém doplnil své řešení optimálního rozložení vztlaku z [6]. V [4] postuloval myšlenku, že optimální rozložení vztlaku bude záležet na vstupních podmínkách optimalizace. Eliptické rozložení vztlaku na křídle je sice optimální pro dané rozpětí křídla a potřebný vztlak, avšak to nemusí být řešení s nejmenším indukovaným odporem. L. Prandtl změnil vstupní podmínky optimalizace a dospěl k jinému rozložení vztlaku. Toto nové rozložení vztlaku ve srovnání s eliptickým vykazovalo nižší indukovaný odpor. Bylo nazváno zvonové, jelikož jeho průběh podél rozpětí křídla připomínal obrys zvonu. Článek prezentující zvonové rozložení však nedosáhl takové důležitosti jako předešlý článek odvozující eliptické rozložení. V roce 2016 díky článku [5] se zvonové rozložení vztlaku stalo známějším a následovaly různé práce na toto téma. Tato kapitole bude pojednávat o zvonovém rozložení, jeho vzniku, charakteristikách a porovnání s eliptickým rozložením vztlaku.

### 2.1 Vznik a charakteristiky zvonového rozložení

Ludwig Prandtl pomocí teorie nosné čáry odvodil, že optimální rozložení vztlaku na křídle je eliptické z hlediska indukovaného odpor. V případě eliptického rozložení vztlaku je srázový úhel konstantní po celém rozpětí. Od té doby existuje snaha vytvořit křídlo s podobným rozložením vztlaku kvůli minimalizaci indukovaného odporu a tedy aerodynamického odporu celého letounu. Zvonové rozložení bylo odvozeno na stejné bázi jako eliptické, avšak vstupující parametry byly změněny. Místo fixního rozpětí byla zafixována hodnota ohybového momentu. V roce 1933 Ludwig Prandtl

publikoval článek, ve kterém uvažoval, že eliptické rozložení nemusí být rozložení vztlaku s nejmenším indukovaným odporem [4]. V tomto článku Ludwig Prandtl postuloval myšlenku, že optimální vztlakové rozložení bude záležet na počátečních podmínkách. V případě eliptického vztlakového rozložení bylo zafixováno rozpětí a celkový vztlak křídla. Omezil místo rozpětí ohybový moment a to z důvodu vztahu mezi hmotnostmi křídla a ohybovým momentem. Výsledkem bylo jiné rozložení vztlaku na křídle, které bylo pojmenováno jako zvononové kvůli jeho průběhu po rozpětí připomínající zvon. Pro splnění podmínky vztlaku se rozpětí zvětšilo o 22 %. Indukovaný odpor byl menší než u eliptického rozložení a ohybový moment zůstal stejný. Srázový úhel není konstantní podél celého rozpětí jako u eliptického. Podrobné odvození zvonového rozložení je v uvedeno v [4]. Jedná se o anglický překlad původního článku od Ludwiga Prandtla pojednávající o zvonovém rozložení.

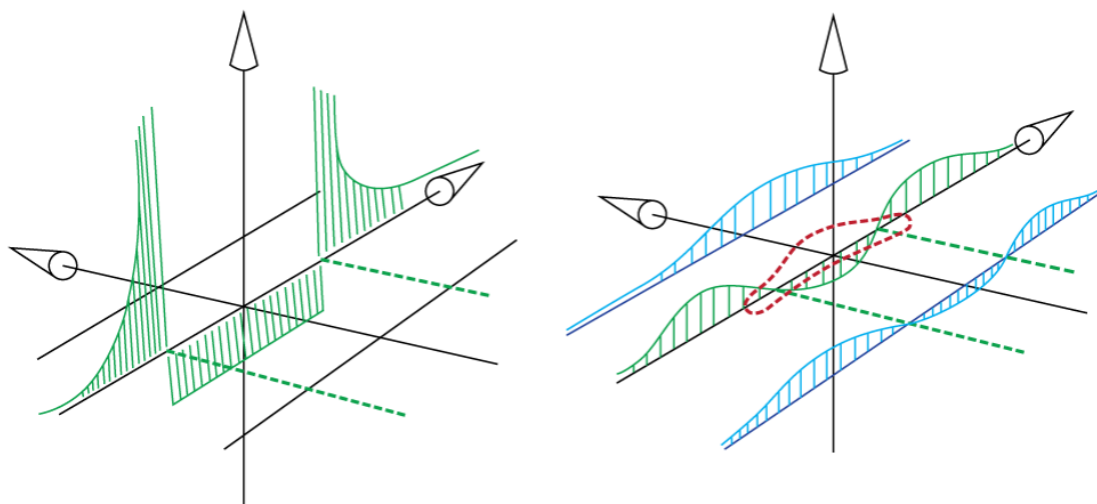


Obr. 2.1: Průběh rozložení po rozpětí (vpravo eliptické, vlevo zvonové)  
[5, Strana 8, Figure 9]

Průběh vztlaku po rozpětí je znázorněn na obr. 2.1. Zároveň je zobrazen průběh indukovaného odporu po rozpětí. Indukovaný odpor zvonového rozložení je ke konci křídla natočen ve směru letu narozdíl od eliptického rozložení, kde je natočen proti směru letu. Nasměrování odporu ve směru letu se nazývá indukovaný tah (viz obr.2.1).

V případě eliptického rozložení se vyskytuje velká nespojitost srázového





Obr. 2.2: Porovnání indukovaného úhlu náběhu mezi eliptickým rozložením vztlaku (vpravo) a zvonovým (vlevo) [5, Strana 8, Figure 9]

úhlu na konci křídla a tam vznikají silné víry, které jsou zdrojem značného odporu letounů. V případě zvonového rozložení, průběh srázového úhlu je spojitý (znázorněné na obr. 2.2). V místě, kde srázový úhel mění znaménko se vytvoří vír, nicméně díky menší nespojitosti nevznikne tak veliký jako v případě eliptického rozložení. Tím pádem příspěvek víru k odporu letounu se značně sníží.

Při zatáčce letounu se zvýší vztlak pomocí výchylky křidélek na jedné straně a na druhé se zmenší. Tím dochází ke klonění letounu. Také změnou vztlaku se změní indukovaný odpor, který se zvyšuje se vztlakem. V případě eliptického rozložení se zvýší odpor na straně křídla, které se kloní nahoru (ze zadního pohledu letounu). Jelikož odpor v tomto případě je orientován proti směru letu a jeho zvýšení nastane v místě umístění křidélek, vzniká zatáčivý moment proti směru zatáčky. V případě zvonového rozložení na konci křídel vzniká indukovaný tah. Tato změna směru účinku síly má za následek i změnu směru zatáčivého momentu. Při těchto úvahách nebyl zohledněn vliv mírné změny rychlosti proudění při zatáčce a malé změny úhlu náběhu.

V [5] jsou uvedené rovnice popisující zvonové rozložení vztlaku.

$$L_c = (1 - b_{rel}^2)^{\frac{3}{2}} \quad (2.1)$$

$$b_{rel} = \frac{b}{b_1} \quad (2.2)$$

$$\alpha_i = \frac{3}{2}(b_{rel}^2 - \frac{1}{2}) \quad (2.3)$$

Z rovnice 2.3 je možné zjistit, že srázový úhel  $\alpha_i$  mění znaménko když člen v závorce je roven 0. Tady je možné odvodit polohu na rozpětí, kde se indukovaný odpor mění na indukovaný tah.

$$\begin{aligned} 0 &= (b_{rel}^2 - \frac{1}{2}) \\ b_{rel} &= \frac{1}{\sqrt{2}} = 0,707 \end{aligned} \quad (2.4)$$

Tato poloha je důležitá z hlediska umístění křidélek na křídlo se zvonovým rozložením pro dosažení zatáčivého momentu ve směru zatáčky. Tento bod se musí začlenit do výpočetního procesu zkroucení křídla. Při zvýšení vztlaku na části křídla, kde jsou umístěna křidélka, vznikne indukovaný tah. Tato síla pomocí ramena od osy symetrie letounu vytváří zatáčivý moment ve směru prováděné zatáčky.

## 2.2 Indukovaný odpor

Indukovaný odpor je část celkového odporu křídla, který vzniká ze samotného generování vztlaku. Vztlak vzniká díky rozdílu tlaku na horní a dolní části profilu. V dolní části profilu se vytvoří vyšší tlak než na horní části profilu křídla. Vzduch tedy tlačí na křídlo ze spoda, jelikož se snaží

tyto tlaky vyrovnávat . Tím vytváří sílu na letoun, kterou nazýváme vztlak. Vyrovnávání tlaků je důvodem tvorby indukovaného odporu. Na koncích křídel vzduch obteče přes konec křídla a tím docílí vyrovnání tlaků. Tím vznikají koncové víry u letadel, které jsou zdrojem velkého odporu letounů [7]. Koncové víry ovlivňují proudění vzduchu po celém rozpětí křídla. Nejvíce ovlivněná část křídla je u jeho konce v místě, kde víry vznikají. Víry snižují efektivní úhel náběhu křídla po celém rozpětí o takzvaný srázový úhel. Srázový úhel nemusí být konstantní a mění se po rozpětí. Touto změnou úhlu náběhu křídla vzniká i odpor, který se nazývá indukovaný. Také samotný vztlak nemusí být kolmý na letoun a jeho rozložením do z-ové a x-ové osy letadlové soustavy vzniká odpor. Jak je znázorněno na obr. 2.1.

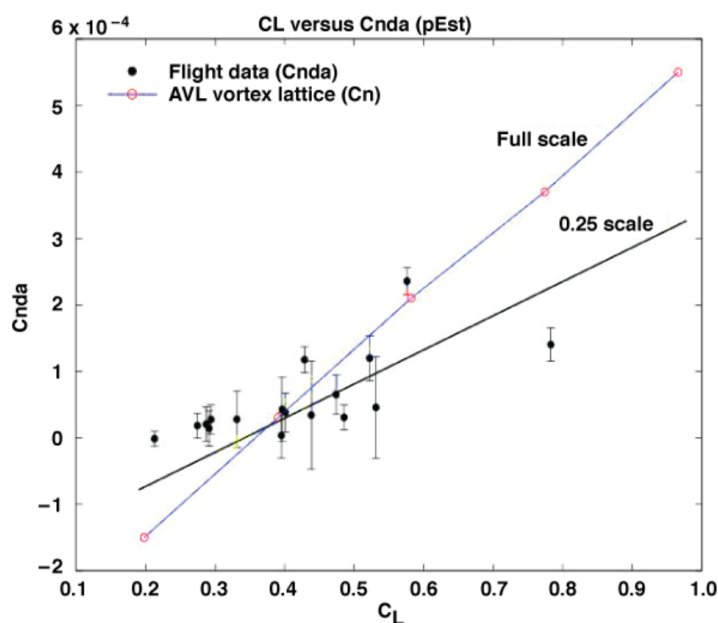
Z rovnice 2.5 [8] je zřejmé, že indukovaný odpor lze zmenšit zeštíhlením křídla. V případě nekonečně štíhlého křídla by byl indukovaný odpor nulový. Tato podmínka je samozřejmě konstrukčně nesplnitelná.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda e} \quad (2.5)$$

Během 20. století byla snaha snížit odpor letounů. Nejznámějším prvkem snižující indukovaný odpor jsou takzvané winglety. Winglety snižují velikost vírů a posunou jejich umístění mírně nad křídlo a tím snižují vliv vírů na křídlo. Při nízkých rychlostech nemají takový vliv na indukci koncových vírů. Další výhodou zmenšení koncových vírů je možné zmenšení minimální vzdálenosti mezi dvěma letadly, což umožňuje rychlejší provoz na letištích. Vírovité proudění vzduchu je pro letouny velice nebezpečné, jak strukturálně, tak možností ztráty kontroly nad letounem. Proudění vzduchu za letounem s touto vírovitou složkou se nazývá úplav. Mezi letouny jsou předepsané minimální vzdálenosti, aby se letouny nevyskytly v úplavu a tím nedošlo ke katastrofě.

## 2.3 Dosavadní práce zabývající se zvonovým rozložením

Od prvního experimentu zmíněném v [5] byla postavena a otestována různá křídla se zvonovým rozložením. Byl také postaven kluzák (Prandtl-D4) s křídlem dosahujícího zvonového rozložení vztlaku. Při testovacích letech byla studována zejména mechanika letu a zatížení křídla. Potvrdilo se, že zvonové rozložení vytváří zatáčivý moment ve směru zátačky letounu ve shodě s predikcí výpočetního programu AVL pro geometrii křídla Prandtl-D1 z [5]. Zatáčivý moment je důležitý pro vytvoření koordinované zátačky. Letoun s eliptickým rozložením vztlaku při zátačce potřebuje vychýlit směrové kormidlo ke kompenzaci zatáčivého momentu, působícího proti směru zátačky.



Obr. 2.3: Závislost zatáčivého momentu na vztlakovém součiniteli [5, Strana 8, Figure 9]

Článek [9] pojednává o jednoduchém návrhu křídla se zvonovým rozložením vztlaku. Navržené křídlo v této práci se sestává ze symetrického profilu NACA 0012 a zvonového rozložení vztlaku bylo docíleno zkroucením křídla. Při počítání charakteristik autoři došli k závěru, že navržené křídlo dosahuje indukovaného tahu ke konci křídla, a tím se může zmenšit celkový

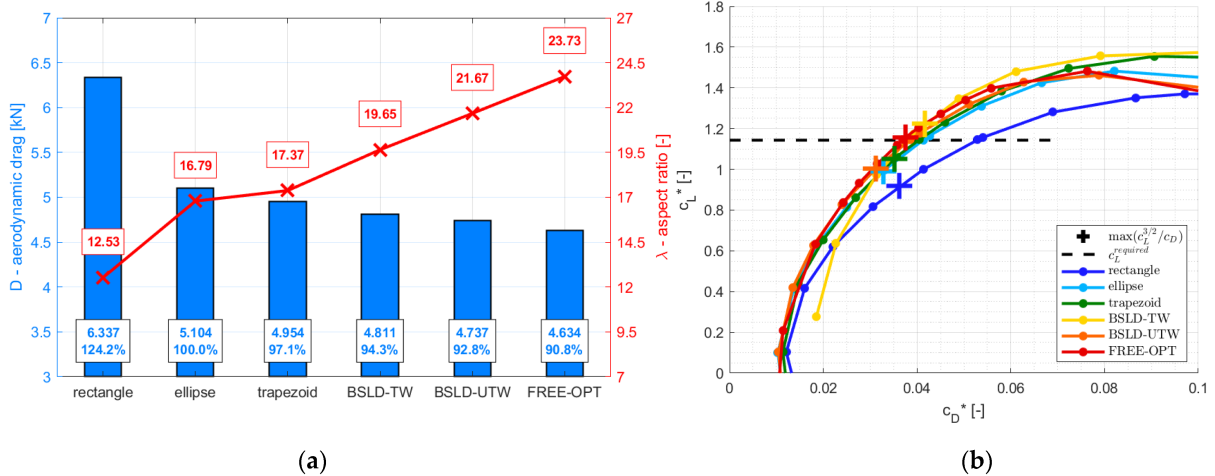
odpor a umožnit letounu provést koordinovanou zatáčku bez použití svislých ocasních ploch. Citlivými prvky pro vytvoření zatáčivého momentu ve směru zatáčky jsou křídélka. Jejich umístění, tvar a velikost ovlivní velikost zatáčivého a klonivého momentu [10] a tedy i finální letové charakteristiky. Umístění křídélek musí být v části křídla, kde se tvoří indukovaný tah z důvodu vzniku zatáčivého momentu při vychýlení křídélek. Indukovaný tah se tvoří v 70,7% rozpětí.

V článku [11] je porovnáno 6 křídel. 3 mají zvonové rozložení, další křídlo je eliptické, jedno lichoběžníkové a poslední křídlo je obdelníkové. Eliptické křídlo je použito jako referenční. Zvonového rozložení vztlaku dosáhli autoři pomocí geometrického zkroucení křídla a hloubky tětiny, ale křídla se lišila ve způsobu dosažení tohoto rozložení. U jednoho křídla, označené BSLD-TW, bylo docíleno zvonového rozložení pomocí hloubky tětiny. Následně bylo optimalizováno jeho rozpětí a kořenové tětiny k získání dostatečného vztlaku. Druhé křídlo, BSLD-UTW, dosáhlo zvonového rozložení pomocí geometrického zkroucení křídla. Dále bylo optimalizováno jeho rozpětí, hloubka kořenové a koncové tětiny k získání dostatečného vztlaku. Poslední křídlo se zvonovým rozložením vztlaku, FREE-OPT, bylo vytvořeno optimalizací genetickými algoritmy hledajícími minimální odpor pro daný vztlak a ohybový moment. Z výsledků na obr. 2.4 je patrné, že všechna křídla se zvonovým rozložením vztlaku mají nižší odpor než eliptické.

## **2.4 Výhody a nevýhody zvonového rozložení vztlaku**

### **2.4.1 Výhody**

Nespojitost srázového úhlu u eliptického křídla je důvodem vzniku silných vírů na konci křídla. Tím se znatelně navýší indukovaný odpor. U zvonového rozložení se díky průběhu srázového úhlu vytvoří menší vír a tím



Obr. 2.4: Porovnání různých druhů křidel

[11, Strana 12, Figure 8]

se následně sníží indukovaný odpor.

U každého křídla může dojít k odtržení proudu. Jedná se o jev, kdy dochází prudkému poklesu součinitele vztlaku z důvodu změny proudění z laminárního na turbulentní na horní části křídla. Nejčastěji k tomu dochází kvůli překročení kritického úhlu náběhu. U křídla s eliptickým rozložením křídla dochází k odtržení proudu po celém křídle najednou a to včetně ovládacích ploch křídla. To vede k téměř okamžité ztrátě říditelnosti letounu. U křídla se zvonovým rozložením vztlaku se proud odtrhává v kořeni křídla, čímž je zachována možnost letoun ovládat.

Indukovaný tah na konci křidel se může využít ke zlepšení letových vlastností. Při zatáče letounu vzniká zatáčivý moment proti zatáče kvůli rozdílům odporu na polovinách křídla. Rozdíly odporů jsou nejvíce ovlivněny právě indukovanou složkou odporu. Pro vytvoření koordinované zatáčky letounem s klasickým rozložením vztlaku je potřeba vychýlit směrové kormidlo na stranu zatáčky pro kompenzaci nežádoucího zatáčivého momentu. V případě zvonového rozložením vztlaku vzniká zatáčivý moment do směru samotné zatáčky, právě kvůli indukovanému odporu ve směru letu (neboli tahu). Tato letová charakteristika může vést ke snížení svislé ocasní plochy a tím i snížení hmotnosti letounu.

Dimenzování svislé ocasní plochy je dáno z [12] z článku CS 23.441. Svislé ocasní plochy jsou dimenzovány na případ selhání kritické pohonné jednotky, či pro případ přistání s bočním větrem [13].

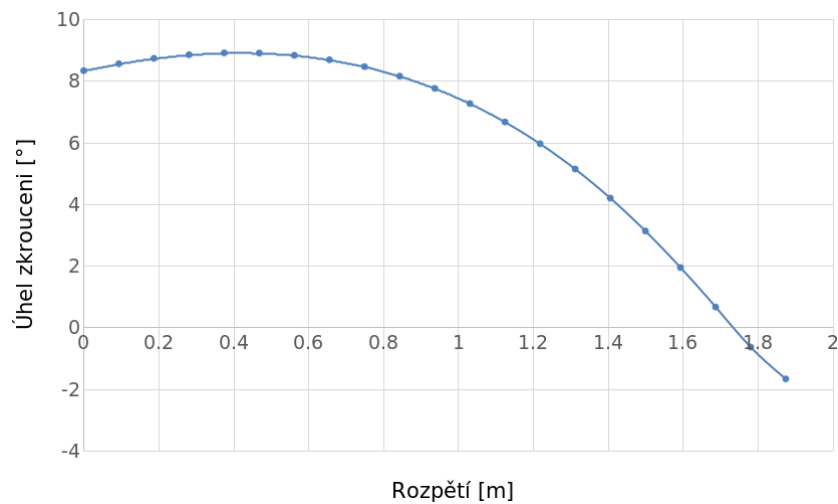
V [5] popisují možnou podobnost s ptačím letem. Ptáci nemají svislou ocasní plochu. Místo toho jsou schopni kroutit svá křídla a i natáčet ocas dle potřeby pro provedení daného manévru. Zvonové rozložení vztlaku by tedy umožnilo navrhnout letouny s letem více podobným letu ptáků než současné letouny. Nepotřebovaly by velké svislé ocasní plochy k provedení koordinované zatáčky jako je to u dnešních letounů. V [5] je zmíněno, že ptáci mají zvonové rozložení vztlaku nejen kvůli manévrovatelnosti ale také k efektivnějšímu letu ve formacích. Ptáci při migračních přeletech letí ve formacích za účelem snížení energie potřebné k letu. V [14] je studován let ve formacích pro větší letouny. Na rozdíl od letu ptáků, je u letounů problém tvorba silných vírů na konci křídla, či pohonné jednotky nebezpečných pro jiné letadlo v blízkosti. V případě jejich zmenšení by se mohlo jednodušeji využít letu ve formacích. Při použití zvonového rozložení by byl tento problém zmenšen.

### **2.4.2 Nevýhody**

U zvonového rozložení je potřeba zvětšit rozpětí křídla přibližně o 22 % pro dosažení stejného vztlaku jako u eliptického rozložení. V případě větších letadel nebude možné využít zvonové vztlakové rozložení kvůli výslednému rozpětí, které by mohlo kolidovat s limitem letišť.

Další nevýhodou zvonového rozložení vztlaku je způsob docílení zvonového rozložení. K dosažení zvonového rozložení je nutné křídlo geometricky zkroutit, či měnit hloubku tětivy v jednotlivých částech křídla. Další možností je specifický návrh aerodynamických profilů. Při výpočetním návrhu křídla není obtížné zahrnout do výpočetního procesu zkroucení

křídla. Tvorba nových aerodynamických profilů podle požadovaného tlakového rozložení není tak jednoduchá ani ve výpočetních operacích. Při výrobě křídla by mohlo zkroucení, či měnící tětivy způsobit vyšší obtížnost výroby a tím prodražit celou výrobu a i následnou údržbu celého letounu. Na obr. 2.5 je znázorněno zkroucení demonstrátoru zvonového rozložení Prandtl-D1. Je zřejmé, že průběh zkroucení po rozpětí není konstantní a ani lineární. Zkroucení dosahuje relativně vysokých hodnot úhlu zkroucení.



Obr. 2.5: Zkroucení křídla Prandtl D1  
[11, Strana 10, Table 3]



## 3 Studie kategorie General Aviation

Tato kapitola se zabývá očekávaným vývojem v letectví v blízké budoucnosti, analýzou trhu v kategorii General Aviation a upřesněním parametrů pro navrhovaný letoun.

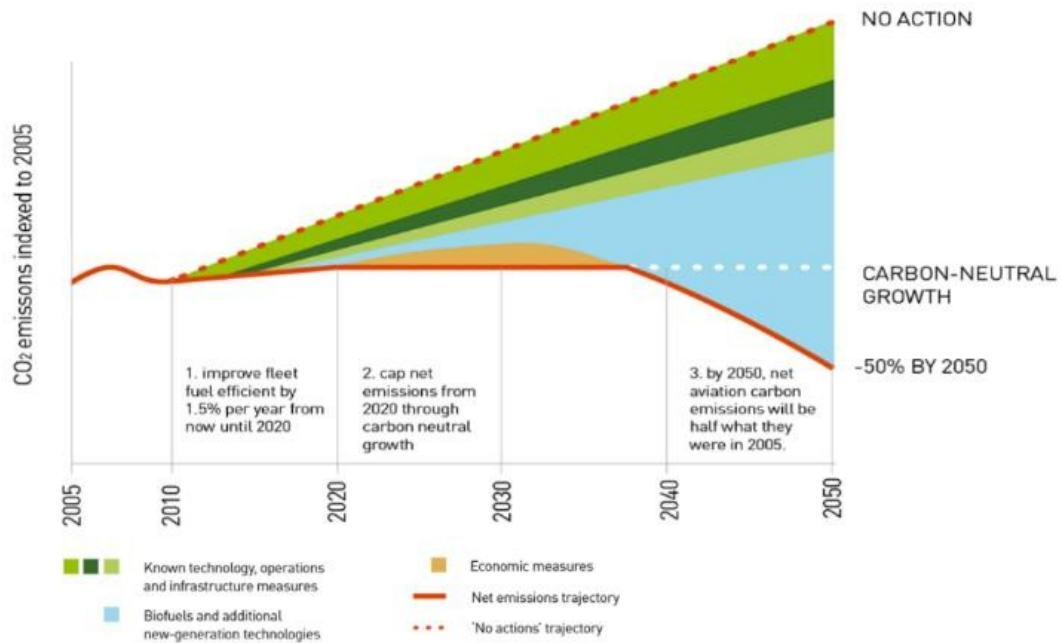
### 3.1 Vývojová a tržní studie

V úvodu této práce bylo zmíněno, že byl vydán návrh vývoje letectví do roku 2050 [2] za účelem snížení emisí a škodlivých látek do atmosféry. Plán je hlavně zaměřen na dopravní letouny, ale týká se i regionálních letadel s kapacitou 20 cestujících. Předpovídá se, že do roku 2035 bude tato kategorie letadel zastoupena letadly s hybridním pohonem. V [2] je také zmiňováno, že existuje mnoho start-upů zabývajících se proveditelností elektrických letounů s kapacitou 15 až 19 cestujících a s tím související otázkou existence ekonomického zájmu o tyto letouny pro přepravy na krátké vzdálenosti.

#### 3.1.1 Vývoj

Jak bylo naznačeno v úvodu této práce, letecký průmysl se pomalu dostává do technologické revoluce díky požadavku snížení emisí. Konstruktoři a vědci vymýšlí různé způsoby zabudování nových technologií do letadel a nové netypické konfigurace letounů ve srovnání s konvečními letouny s cílem snížit emise a spotřebu energií. Očekávaný vývoj technologií je sepsán v reportu [2].

Hlavním cílem v následujících letech je zvýšení účinnosti motorů. Důkazem tohoto trendu jsou projekty od Rolls-Royce (Advanced turbofan



Obr. 3.1: Grafické znázornění předpokladaného snížení emisí do roku 2050  
[2, Strana 10, Figure 3]

engine) [15], GE (GE9X) [16] a Safran (Open Rotor project - LEAP) [17]. Někteří konstruktéři se rozhodli zaměnit spalovací motor elektrickým motorem. Elektrické motory mají větší účinnost ve srovnání se spalovacími motory a zároveň jsou lehčí. Elektrický motor nepodléhá takovým jevům jako je například namrzání karburátoru. Obecně elektrický motor je jednodušší na údržbu ve srovnání se spalovacím motorem. Přináší větší volnost v umístění díky jeho hmotnosti a způsobu dodávky energie. Nevýhodou elektrického pohonu je zdroj energie. Možnými zdroji elektrické energie v letadlech obecně připadají v úvahu akumulátory, či vodík. Akumulátory neuskładňují takové množství energie jako letecké palivo stejné hmotnosti a navíc jejich hmotnost zůstává konstantní po celou dobu letu. Mezi projekty letadel s elektrickým pohonem stojí za zmínku například projekt firmy Heart [18], která navrhuje 19-místný letoun na elektrický pohon. Vyvíjí k tomuto účelu vlastní elektrický pohon. Dalším příkladem je izraelská firma Eviation Aircraft s letounem Alice, která

plánuje vstup na trh v roce 2024 [19]. X-57 Maxwell je další projekt vznikající pod záštitou americké NASA [20]. Základní ideou posledně jmenovaného projektu je zvýšit rychlost proudění vzduchu na křídle pomocí několika vrtulí rozmístěných po celém rozpětí křídla, které jsou poháněny elektrickými motory. Tím se, teoreticky, zmenší nutná plocha křídla a ve výsledku také celá hmotnost letounu. Alternativním zdrojem energie, který může být použit v budoucnu, je vodík. Jeho měrná energie je větší než leteckého paliva. Může se používat jako palivo ve spalovacím motoru tak v elektrickém motoru, kde při reakci s kyslíkem vytváří elektrické napětí. Firma ZeroAvia [21] se pokouší o integrování vodíkového pohonu do letadel. Další zajímavou technologií ve vývoji pohonů je Boundary Layer Ingestion (zkráceně BLI). Tato technologie vychází ze skutečnosti, že na povrchu jakéhokoli tělesa pohybujícího se ve viskozním prostředí vzniká mezní vrstva. Je to proudící tekutina v bezprostředním okolí plochy, která je zpomalená jejím třením o povrch plochy a její viskozitou. Cílem technologie BLI je snížit celkový odpor letounu minimalizací této mezní vrstvy. Zmenšením mezní vrstvy se sníží i celkový odpor letounu. Předpokládáné umístění těchto motorů je ke konci trupu, kde mezní vrstva je nejtlustší. Tato technologie se ještě vyvíjí a musí překonat řadu technologických výzev, než se stane použitelná v leteckém průmyslu [22].

V dlouhodobějším horizontu se předpokládá, že budou létat hybridní a elektrická letadla v běžném provozu. Pracuje se na technologiích, které umožňují měnit tvar křídel a trupu i během letu (Morphing wing, fuselage). Zkoumá se možnost konstrukce dopravního letounu s hornoplošnickovou konfigurací a se vzpěrami. Vzpěry přenáší zatížení z křídla do trupu a tedy umožňují větší štíhlost křídel, čím by se zmenšil indukovaný odpor (viz rovnice 2.5). Blended wing body design (zkracováno na BWB) je dalším často zmiňovaným konceptem [3]. Je také nutné zmínit vývoj letounu s dvojitým trupem (Double-Bubble aircraft) [24].

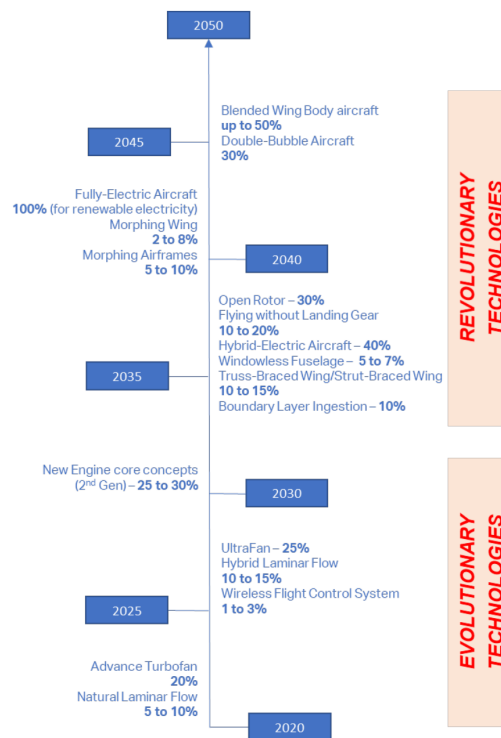


Obr. 3.2: BLI pohonná jednotka  
[23]

V oblasti regionální přepravy [2] zmiňují vznik nové taxi služby pomocí VTOL letadel. Počítají se vznikem do konce roku 2025. Existuje mnoho projektů na toto téma a některé dokonce již zahájily proces certifikace. Dlouhodobým cílem této nové taxi služby je její automatizování. Následně do roku 2035, by měla létat letadla s kapacitou do 15 pasažerů s hybridními pohony s doletem 1300 km.

Tato práce je také zaměřena na zásadní změnu konceptu konstrukce letounu. Cílem je navrhnout samokřídlo se zvonovým rozložením vztlaku.

Problémem s výraznou změnou konfigurace letounu či změnou technologie použité při konstrukci letounu je certifikace. V případě vylepšení již známé technologie, certifikace letounu není tak obtížná, jelikož je možné využít zkušenosti podobné technologie. Při použití zcela nových technologií se proces certifikace komplikuje, protože kvůli chybějícím zkušenostem, je



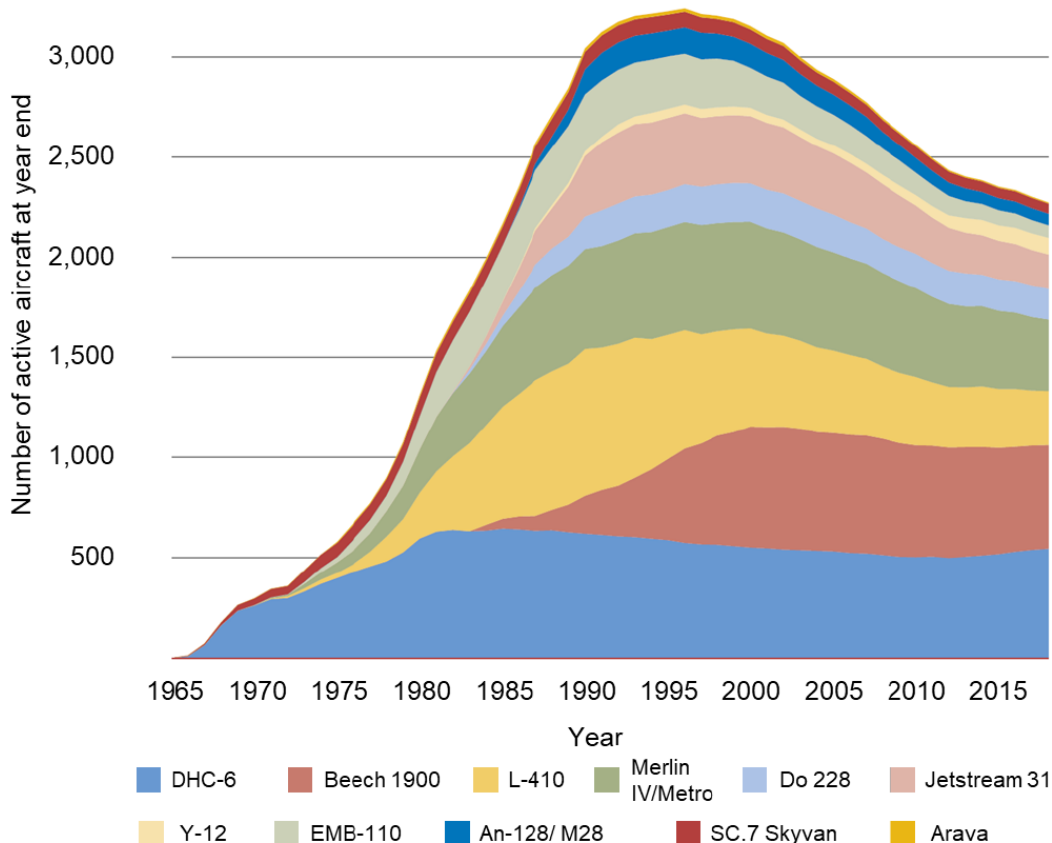
Obr. 3.3: Předpokládaný vývoj technologií do roku 2050  
[2, Strana 13, Figure 4]

vyžadováno více zkoušek. To má za následek větší ekonomickou zátěž při jejich vývoji. I toto je zohledněno v analýze [2]. Většina krátkodobých cílů je tedy založena především na vylepšování existujících vyzkoušených a certifikovaných technologiích.

### 3.1.2 Tržní situace

Návrh letounu v práci byl inspirován 19-místnými letouny, protože se používají jak ve vojenském sektoru tak v sektoru civilním. Úspěšné 19-místné letouny nabízejí různorodost vybavení kabiny. Jejich počty a vývoj stagnoval kvůli rozšiřování nízkonákladových aerolinek. Tyto aerolinky zajišťují převážně mezinárodní lety do atraktivních destinací, ve výhodné části ročního období, za přístupnou cenu pro širokou veřejnost a s relativně velkou kapacitou pasažerů. Také vývoj železniční dopravy, zejména vysokorychlostních tratí způsobilo, že zájem o tyto malé letouny

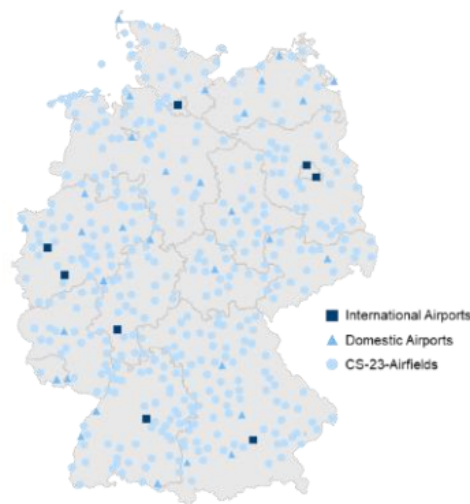
ustoupil do pozadí. Cena letu 19-místnými letouny oproti výše jmenovaným možnostem dopravy zůstala vysoká. Od roku 1990 klesá celkový počet aktivních 19-místných letounů ve světě (viz obr. 3.4) a to i v Severní Americe, kde jsou nejvíce využívány [25, Strana 20].



Obr. 3.4: Aktivní počet 19-místných letounů  
[25, Strana 18, Figure 4-8]

V poslední době se stále více uvažuje o jejich znovuzavedení za účelem dopravy i zásobování na krátké vzdálenosti. V Evropě je hustota letišť vysoká již od 2. Světové války. Většina těchto letišť se využívá pro rekreační a sportovní létání anebo zůstává nevyužita. V [25] se zmiňuje možnost využití letišť schopných přijímat letouny kategorie CS-23. V práci pracují s letišti na území Německa.

Lze předpokládat, že ve většině evropských zemí hustota letišť bude podobná jako na obr. 3.5. Zavedením letecké taxi služby mezi vybranými destinacemi by mohla být zkrácena délka cesty [26][Strana 9 Tabulka 2]. V



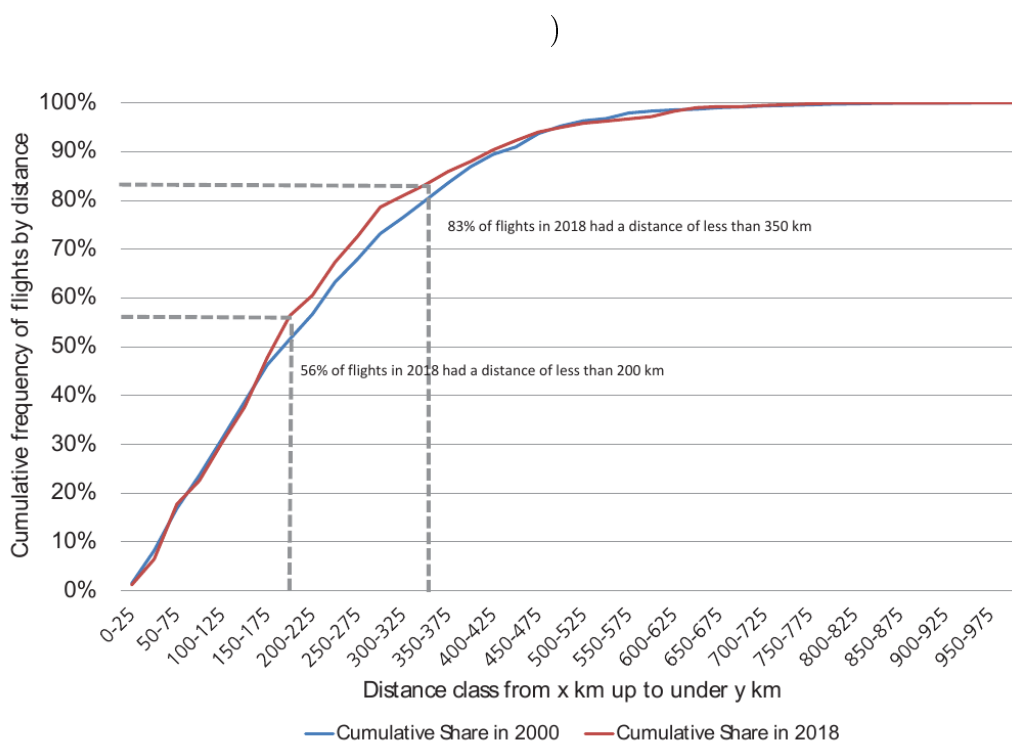
Obr. 3.5: Hustota letišť v Německu  
[25][Strana 23, Figure 5-4]

porovnání se počítá s tím, že bude výhodnější využít leteckou taxi službu, než dojet autem do dané destinace. Toto ještě není skutečností, nicméně pro porovnání se vychází z následujících předpokladů:

1. Cena přepravy letounem bude srovnatelná s cenou ostatních možností dopravy
2. Dojde ke zkrácení času přepravy
3. Zajištění cest do požadovaných destinací

Tomuto způsobu dopravy konkurují vysokorychlostní vlaky, které umožňují ve srovnání s lety do cestovní vzdálenosti 800 km rychlejší cestu [26, Strana 6, Figure 6]. Na druhé straně vlaky nemohou jet vysokou rychlostí po všech kolejích a převážně vysokorychlostní tratě jsou mezi velkými městy a venkov do této sítě není zahrnut. Využití letounů menší velikosti k dopravní či zásobovací obsluze odlehlejších míst v kombinaci s automobilovou dopravou může zrychlit přesun zboží a osob do míst, kde železniční infrastruktura neexistuje, ale v blízkosti se nachází menší letiště použitelné pro tento způsob dopravy. Existují návrhy, jak dosáhnout snížení ceny letů. Hlavním

způsobem se jeví přechod na elektrický pohon letadel. Lze předpokládat, že v blízké budoucnosti budou mít elektrické letouny akumulátory s autonomií dostačující pro dolet do 400 km. Tato vzdálenost představuje 90 % všech letů provedených 19-místnými letouny mezi rokem 2000 a 2018 (viz obr. 3.6).



Obr. 3.6: Hustota letů 19-místnými letouny mezi lety 2000-2018 dle vzdálenosti [26, Strana 8, Figure 9]

## 3.2 Referenčních letouny

V počátku návrhu letounu je nutné správné zadání role a typu letounu. Pomocí těchto obecnějších charakteristik je odhadnuta užitečná hmotnost letounu a tím i možnost vytvořit statistiku letounů podobné role a podobného typu. Je tak vytvořen soubor referenčních hodnot parametrů letounů, které jsou použity při návrhu jako kontrola. Toto platí pro případ, kdy navrhovaný letoun je podobný letounům zahrnutých ve statistice. V případě této práce kdy se základní koncept navrhovaného letounu liší od



běžné konfigurace letounů je nutné pracovat velmi opatrně s hodnotami převzatých ze statistiky referenčních letounů. Cílem práce je navrhnout koncept letounu podobný samokřídlu se zvonovým rozložením vztlaku. Důvodem volby samokřídla je udržení aerodynamické čistoty.

Prozatimní základní parametry navrhovaného letounu jsou shrnuty v tabulce 3.1. Maximální vzletová hmotnost a počet cestujících je uvedena jako maximální hodnota a konečná hodnota může být menší, avšak nesmí překročit uvedenou hodnotu [12].

Tab. 3.1: Základní parametry pro návrh letounu

Samokřídlo
Krátké vzdálenosti
Vzletová váha max. 8 618 kg
Max. 19 sedadel + posádka

Počet cestujících byl zvolen z důvodu možnosti přepravy co největšího množství cestujících v rámci předpisů CS-23 a v případě přepravy zboží co největší hmotnosti. Letouny mající 19 cestujících jsou například L-410, Dornier 228, DHC-6 Twin Otter-400, AN-28, Embraer EMB 110 Bandeirante, Beechcraft Model 99. Jejich základní specifikace jsou v tabulce 3.2 a 3.3. Pokud údaj není vyplněn, znamená to, že údaj nebyl nalezen.

Tab. 3.2: Referenční letouny

Parametry	jednotky	Dornier 228NG	DHC-6 Twin Otter-400	AN-28
Rozpětí	[m]	16.97	19.81	22.06
Plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]	32	39	39.72
MTOW	[kg]	5700	5670	6500
stoupání	[m/s]	7.5	8.1	8.3
Dolet	[km]	2363	1480	1365
Výdrž	[h]	10	6.94	-

Jako hlavní referenční letoun z jmenovaných byl vybrán L-410 UVP-E20 a to z důvodu dostupnosti jeho aerodynamických charakteristik a dat

Tab. 3.3: Referenční letouny - pokračování

Parametry	jednotky	EMB 110 Bandeirante	Beechcraft Model 99A
Rozpětí	$[m]$	15.33	13.98
Plocha křídla	$[m^2]$	29.1	25.98
MTOW	$[kg]$	5900	4717
stoupání	$[m/s]$	8.3	8.6
Dolet	$[km]$	1964	1690
Výdrž	$[h]$	4.1	-

celkových charakteristik letounu.

### 3.3 Parametry L-410 UVP-E20

U referenčního letounu L-410 UVP-E20 (dále jen L-410) byla provedena hlubší rešerše letových a konstrukčních parametrů. Pomocí zdrojů [27] a bylo možné určit a spočítat charakteristiky pro cestovní režim letounu L-410. Parametry L-410 byly následně porovnány s letounem navženým v této práci, značeným BELL-410.

Tab. 3.4: Základní geometrické charakteristiky L410

Název	Jednotky	Hodnota
Plocha křídla	$[m^2]$	34.86
Rozpětí	$[m]$	19.48
kořenová tětíva	$[m]$	2.53
koncová tětíva	$[m]$	1.11
aerodynamická tětíva	$[m]$	1.948
kořenový profil	$[-]$	NACA 63A418
koncový profil	$[-]$	NACA 63A412
celková délka	$[m]$	14.42
výška	$[m]$	5.97

Z maximálního trvalého výkonu pohonné jednotky a cestovní rychlosti byla určena odporová síla letounu v cestovním režimu. Z cestovního režimu,

Tab. 3.5: Základní hmotnosti L-410

Název	Jednotky	Hodnota
MTOW	[kg]	6600
MLDW	[kg]	6400
MZFW	[kg]	6000
Max. užitečné zatížení	[kg]	1800
Max. hmotnost paliva	[kg]	1300

Tab. 3.6: Základní výkonové charakteristiky L-410

Název	Jednotky	Hodnota
Max. cestovní rychlost	[km/h]	405
Dolet	[km]	1500
Výdrž	[h]	5.1
Max. letová výška	[m]	4 200
Spotřeba paliva	[kg/h]	240
rychlost stoupání	[m/s]	8.5
Pohonná jednotka	[–]	2xGE H80-200

Tab. 3.7: Základní charakteristiky Pohonné jednotky

Název	Jednotky	Hodnota
Max. vzletový výkon	[kW]	597
Max. trvalý výkon	[kW]	522

který je definovaný jako ustálený přímočarý let, je možné odvodit, že tah pohonné jednotky je roven odporové síle.

$$D_{L-410} = 2 \cdot \frac{P_c \eta_P}{V_c} \quad (3.1)$$

$\eta_P$  je propulzní účinnost vrtulového pohonu. Je předpokládáno, že v cestovním režimu, hodnota  $\eta_P$  je 80 %. Celková rovnice je vynásobena 2, jelikož L-410 má dva motory. Po dosazení hodnot do rovnice 3.5 dostaneme hodnotu odporu letounu L-410. Hodnota rychlosti ze převzala z [27]

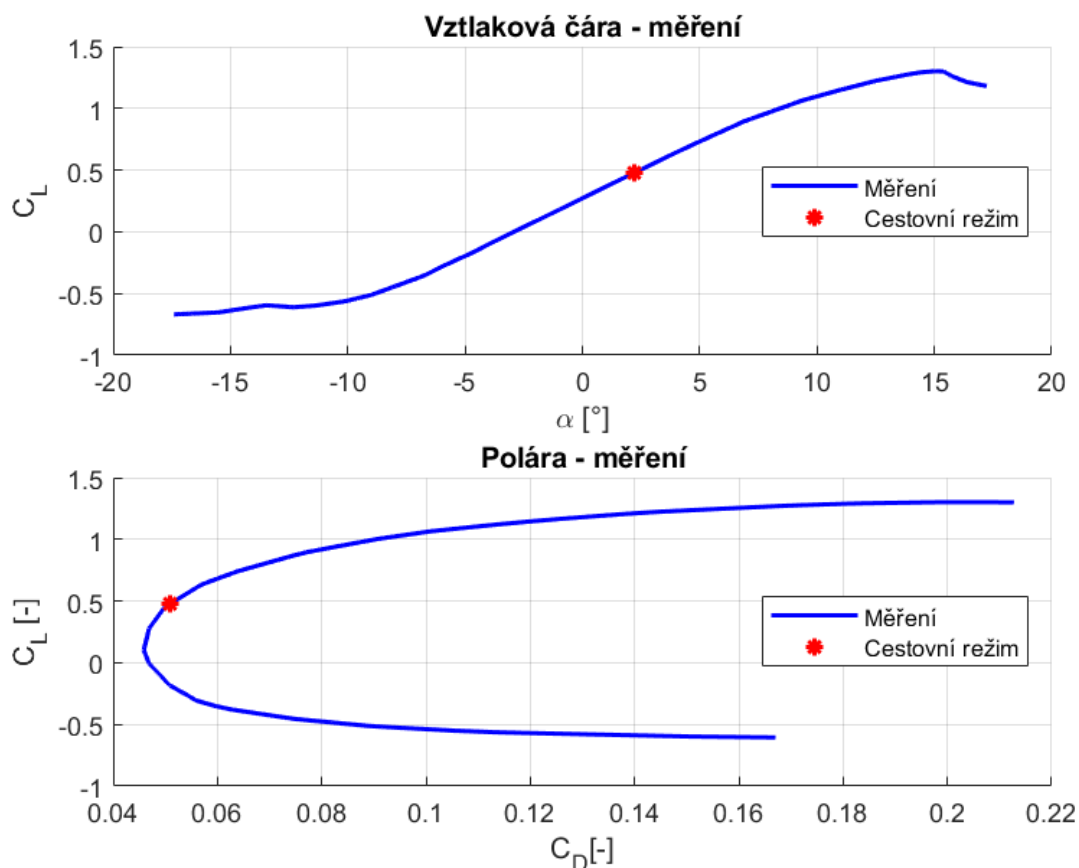
$$D_{L-410} = 2 \cdot \frac{375 \cdot 0,8}{\frac{335}{3,6}} = 6447N \quad (3.2)$$

Pro ověření této hodnoty bylo vyroben 3D model L-410 v programu OPEN-VSP pomocí mušek letounu a následně byla provedena aerodynamická analýza pomocí stejného programu. Model pro aerodynamickou analýzu L-410 provedený v programu OPEN-VSP nazahrnuje vrtule, jelikož program je nedokáže začlenit do výpočtů. Už jenom tím bude výsledný odpor z OPEN-VSP menší. Aerodynamická analýza v OPEN-VSP počítá indukovaný odpor. Ve výsledcích dodává i třecí odpor, ale ten je vypočten pomocí jednoduchých modelů, které nejsou moc přesné. Hodnoty odporu získané pomocí OPEN-VSP budou tedy nižší než z ostatních výpočetních metod a poslouží pouze k porovnání L-410 a navrhovaného letounu ve stejném programu. Také bylo k dispozici tunelové měření L-410 [28], které bylo zdigitalizováno pomocí programu WebplotDigitizer. Z rovnováhy sil při cestovním režimu prezentované v [29] vyplývá, že se musí vztlaková síla rovnat tíze, a tedy lze vypočítat vztlakový součinitel při cestovním režimu. Letoun L-410 má maximální letovou výšku 10 000 stop (3048 m). Výška letu je inkorporovaná do rovnice 3.3 pomocí hustoty vzduchu  $\rho$  určené dle mezinárodní standardní atmosféry (dále jen jako-MSA).

$$C_L = \frac{2MTOWg}{\rho V_c^2 S} = \frac{2 \cdot 6600 \cdot 9.81}{0.9 \cdot 93^2 \cdot 34.86} = 0.436 \quad (3.3)$$

Z poláry (obr 3.7) byl následně odečten odporový součinitel  $C_D$ , roven 0.049 a z toho byl vypočítan odpor L-410 v cestovním režimu ve výšce 10 000 stop 3.4.

$$D = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_D = \frac{1}{2} \cdot 0.9 \cdot 350/3,6^2 \cdot 34.86 \cdot 0.0508 = 6906N \quad (3.4)$$



Obr. 3.7: Aerodynamická polára L-410

Odpor z jednotlivých výpočtů jsou porovnatelné a předpokládá se tedy, že odpor L-410 bude rámcově okolo 6700 N. Jednotlivé výsledky z analýz jsou znázorněny v tabulce 3.8

Tab. 3.8: Srovnání odporu dle druhů výpočtů

Způsob výpočtu	Odpor [N]
Pomocí cestovního režimu	6447
Dle aerodynamických měření	6906
OPEN-VSP	4771

Pomocí AVL bylo vymodelováno křídlo a pro úhel náběhu  $\alpha$  při cestovním režimu L-410, určené z aerodynamického měření (obr. 3.7) a následně byla provedena analýza. Bylo spočteno vztlakové rozložení na křídle L-410 a určen průběh posouvající síly a ohybového momentu, vzniklých pouze od vztlakové síly. Vlivy palivových nádrží a samotné konstrukce nejsou

započteny.

Díky posouvající síle v kořeni křídla je možné zkontrolovat, že polovina vztlaku je skutečně dosažena na polovině křídla. Maximální hodnota ohybového momentu zjištěné u L-410 je použita jako podmínka maximálního ohybového momentu, který se nesmí překročit.

### 3.4 Určení požadavků návrhu

Hlavním cílem této práce je navrhnout letoun se zvonovým rozložením vztlaku na křídle. Z důvodu aerodynamické čistoty a zachování správného rozložení vztlaku je snaha o vytvoření letounu podobajícímu se samokřídlu. Samokřídlo je typ letounu, který neobsahuje trup a ani ocasní plochy. Proto vztlak není ovlivněn těmito částmi letounu a celkový aerodynamický odpor letounu může být snížen. Samokřídlo má ale i několik nevýhod. Využitelný prostor v letounu je omezen profilem křídla a v případě tlustých profilů, poskytující dostatečný prostor pro pasažery, rychle vzrůstá odpor vzduchu. Samotné křídlo je většinou nestabilní a potřebuje vodorovné ocasní plochy ke kompenzaci klopivého momentu letounu. V případě samokřidel však není možné použít ocasní plochy. Tento problém lze řešit například použitím autostabilních profilů, které mají jinou momentovou charakteristiku, než klasické profily. Další možností jak vyřešit problém podélné stability je zajistit dostatečný úhel šípu křidel. Díky šípu se neutrální bod letounu posune za těžištěm letounu a tím se letoun stane staticky stabilním.

U samokřidel jsou křídélka a výškové kormidlo spojeny do jednoho prvku zvaného elevony. V případě samokřidel je moment vytvoření elevony malý, kvůli menšímu rameni ve srovnání s klasickými vodorovnými ocasními plochami. Musí se tedy počítat s většími plochami elevonů, či s více pohyblivými plochami po rozpětí.

Po analýze vývoje letectví a trhu kategorie letounů GA byly vytvořeny body

návrhu letounu. Letoun bude obsahovat maximálně 19 míst pro cestující a 2 členy posádky. Z počtu cestujících je možné odvodit užitečnou váhu letounu. V [30] se uvádí váha dospělého muže 92 kg pro 19-místný letoun, nepočítaje zavazadla. V případě zavazadel, stejný zdroj nspecifikuje váhu zavazadel pro 19-místný letoun, avšak pro letoun s 20 a více sedadly uvádí standartní váhu zavazadla 13 kg a bere se tedy tato hodnota do výpočtů.

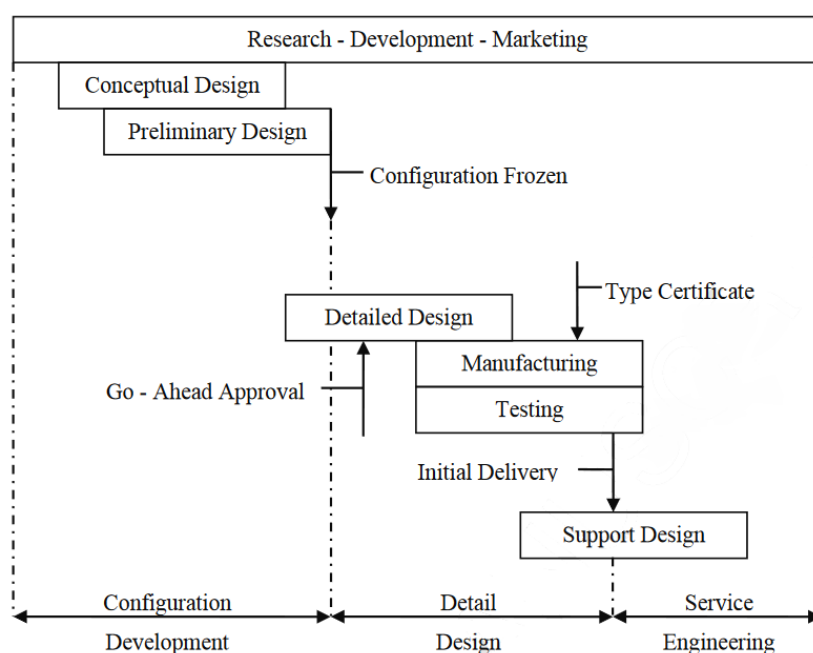
$$19 \cdot 92 + 13 \cdot 19 = 1995kg \quad (3.5)$$

Maximální užitečná hmotnost letounu je tedy 1995 kg při přepravě cestujících. V případě zboží se užitečná hmotnost ještě může zvýšit po odstranění sedadel. Dalším bodem návrhu je určit dolet a výdrž letounu a ukázat zda vypočtené hodnoty budou stejné či lepší než u referenčního letounu L-410. Celý návrh bude zaměřen na cestovní režim letounu. Maximální hmotnost letounu nesmí přesáhnout 8618 kg, váhu limitující pro zařazení do kategorie General Aviation dle CS-23 [12].

## 4 Návrh a výpočty základních charakteristik letounu

V této kapitole bude rozebrán návrh základní koncepce letounu s parametry určenými v minulé kapitole. Návrh je pojmenován BELL-410.

Kvůli udržení aerodynamické čistoty rozložení vztlaku bude navržen letoun s nekonvenční konfigurací. Nekonvenční konfigurací bude buď samokřídlo nebo Blended wing body (zkráceně BWB), která ve srovnání se samokřídlem má výhodu ve větší rozmanitosti umístění vah podél délky trupu díky delší trupové části letounu.



Obr. 4.1: Fáze návrhu letounu

[31, Strana 5, Figure 3]

Bude se jednat převážně o základní koncept letounu (první fáze blokového schématu obr. 4.1). Cílem práce není provést detailní návrh letounu, ale studii o smysluplnosti a proveditelnosti takového návrhu. Ve výpočtu byly



použity programy OPEN-VSP, AVL [32] a XFOIL [33]. Krom OPEN-VSP byl výpočet spojen v prostředí Matlab.

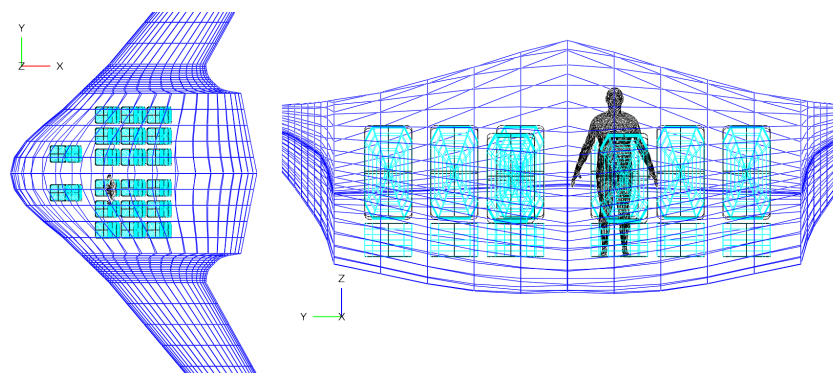
Na následujícím obr. 4.2 je naznačeno blokové schéma postupu při návrhu. Nejdříve se vymodeloval dostatečně prostorný trup pro cestující a následně se od finálních rozměrů této části přešlo na optimalizaci se dvěma proměnnými a to s rozpětím a hloubkou koncové tětiny.



Obr. 4.2: Blokové schéma postupu návrhu

## 4.1 Křídlo

Prvním krokem bylo vytvoření jednoduchého modelu v programu OPEN-VSP, pro určení rozměrů trupové části s podmínkou dostatečného prostoru pro cestující. Byla nastavena podmínka, že člověk průměrného vzrůstu se musí moci postavit v uličce mezi sedadly.



Obr. 4.3: Prostor pro cestující

Finální počet cestujících se stanovil na 18 a 2 členové posádky. Finální rozměry rozpětí a koncové tětiny byly určeny z optimalizačního výpočtu

popsán níže.

#### 4.1.1 Výběr profilu

Aerodynamické profily byly vybrány z řady šestimístných NACA profilů, které jsou výhodné díky jejich rozmanitosti. Značení těchto profilu je provedeno pomocí šesti číslic [34]. První číslice označení profilu značí sérii NACA profilů, druhá polohu minima tlaku na těživě v desetinách těживy, třetí oboustrannou odchylku od navrhovaného  $C_L$  v desetinách, pro které existuje vyhovující tlakový gradient. Čtvrtá číslice značí navrhovanou hodnotu  $C_L$  v desetinách a poslední dvě číslice značí maximální relativní tloušťku profilu. Poslední parametrem u těchto profilů je zlomek těживy, po které je proud vzduchu udržován v laminárním proudění, značené  $a$ . Tyto parametry se hodí k samotnému návrhu trupové části letounu typu samokřídlo anebo BWB. Pro trupovou část se vybral profil NACA 671035 s  $a = 1$ , který má velikou tloušťku kvůli prostoru pro cestující, a pro křídlovou část NACA 63012 s  $a = 1$ , která je vhodnější z hlediska generovaného odporu.

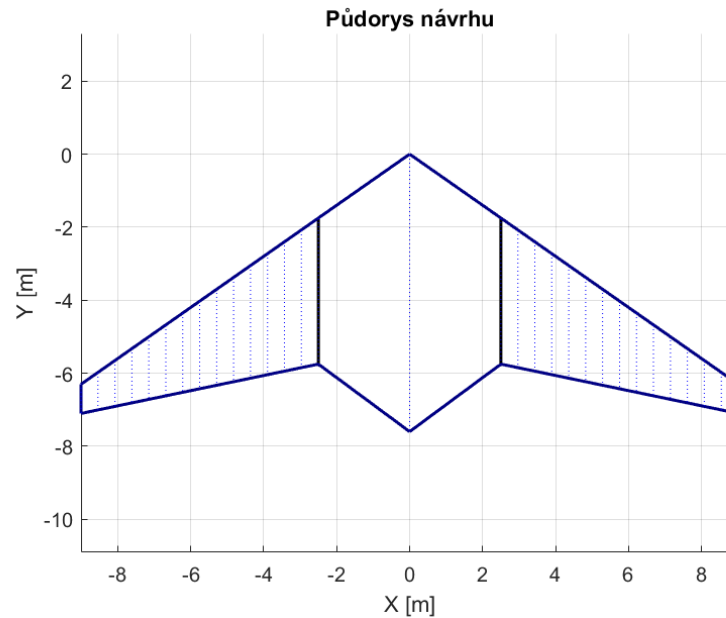
#### 4.1.2 Výpočty

Výpočet se skládá z několika bloků. V první bloku výpočtu se pomocí počátečních parametrů vytvoří základní geometrie letounu. Počátečními parametry jsou rozpětí  $b_1$  a koncová těжива  $c_{tip}$ . Bylo zvoleno několik hodnot rozpětí a koncových těжив (viz tabulka 4.1). Nejdříve byla spočítána půdorysná plocha letounu. Jelikož se jedná o koncept samokřídla, celá půdorysná plocha bude brána jako referenční plocha letounu. Na obr. 4.4 je znázorněn půdorys navrhovaného letounu pro  $b_1=18$  m a  $c_{tip} = 0,6$  m.

Na základě těchto parametrů se vytvoří vstupní data pro AVL, který provede aerodynamickou analýzu. Následně se pomocí programu AVL

Tab. 4.1: První hodnoty vstupující do optimalizačního cyklu

$b$	[m]	18	21	24	26	28
$c_{tip}$	[m]	0.8	1	1.2	1.4	1.6



Obr. 4.4: Půdorys navrhovaného letounu BELL-410

spočítají aerodynamické charakteristiky letounu pro různé úhly náběhu a pro rychlost navrženou pro cestovní režim letounu (335 km/h). Letoun nebude vybaven přetlakovou kabinou a tedy jeho maximální výška letu bude činit 10 000 stop (3048 metru). Přetlaková kabina umožňuje lety ve vyšší výšce, na druhé straně však zvyšuje hmotnost celého letounu a komplikuje konstrukci letounu. Ze známé výšky letu letounu v cestovním režimu se určí hustota vzduchu (dle mezinárodní standardní atmosféry - MSA). V dané výšce letu hustota  $\rho$  je rovna  $0.9 \text{ kg/m}^3$ . Pomocí navržené maximální vzletové hmotnosti letounu  $MTOW$ , cestovní rychlosti  $V_C$ , referenční plochy  $S_{ref}$  a hustotě vzduchu  $\rho$  je možné spočítat potřebný součinitel vztlaku  $C_L$  (viz rovnici 4.2).

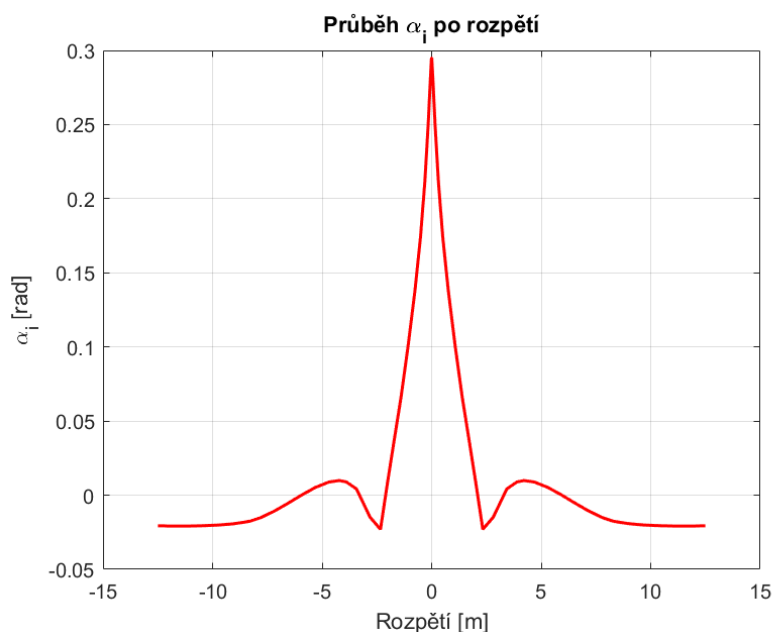
Program AVL počítá pouze indukovaný odpor. Ke zjištění viskózního odporu bylo nutno použít program XFOIL, který umožní počítání aerodynamických charakteristik profilů i s viskózní částí odporu. Pomocí

známých tětív kořenové části trupu a kořenové části křídla s použitím známé rychlosti letounu v cestovním režimu se počítala Reynoldsova čísla pro kořenovou část trupu a kořenovou část křídla. Byl proveden výpočet charakteristik profilů pro různé úhly náběhu pro vypočtená Reynoldsova čísla. Z výsledků z programu XFOIL byl získán součinitel profilového odporu v daném řezu. Profilový odpor je složen z tlakového a třecího odporu. Následně byl spočítán průměrný profilový odporový součinitel mezi dvěma sousedními řezy panelu a po jeho vynásobení dynamickým tlakem a plochou jednoho panelu byl získán profilový odpor daného panelu. Sečtením odporu všech panelů byla získána profilová část odporu návrhu letounu. Sečtením profilové a indukované části odporu, vypočtené z AVL, byla získán celkový odpor letounu pro jednotlivé kombinace rozpětí  $b_1$  a koncové tětivy  $c_{tip}$ .

V další části výpočtu je křídlo krouceno tak, aby bylo dosaženo zvonového rozložení vztlaku. Jedná se o iterační proces v prostředí Matlab využívající program AVL. Jako počáteční parametr je použit odhad zkroucení křídla, které je definováno ve 4 bodech podél rozpětí křídla a to v kořeni samokřídla, kořeni křídlové části, v 70,7 % polorozpětí a na konci rozpětí. V 70,7 % polorozpětí se nachází inflexní bod zvonového rozložení. Jedná se o důležitý bod pro docílení zvonového rozložení pomocí použitého iteračního výpočtu. V programu AVL se vypočítá vztlakové rozložení zkrouceného křídla a porovná se s předpisem zvonového vypočtené z rovnice 2.2. Předpis vztlaku u zvonového rozložení je pro případ kdy součinitel vztlaku celého křídla je rovný 1. Bylo potřeba tedy jej upravit tak, aby souhlasil s potřebným vztlakovým součinitelem. Úprava spočívala ve snížení výsledného součinitele vztlaku z předpisu zvonového rozložení na potřebný součinitel vztlaku.

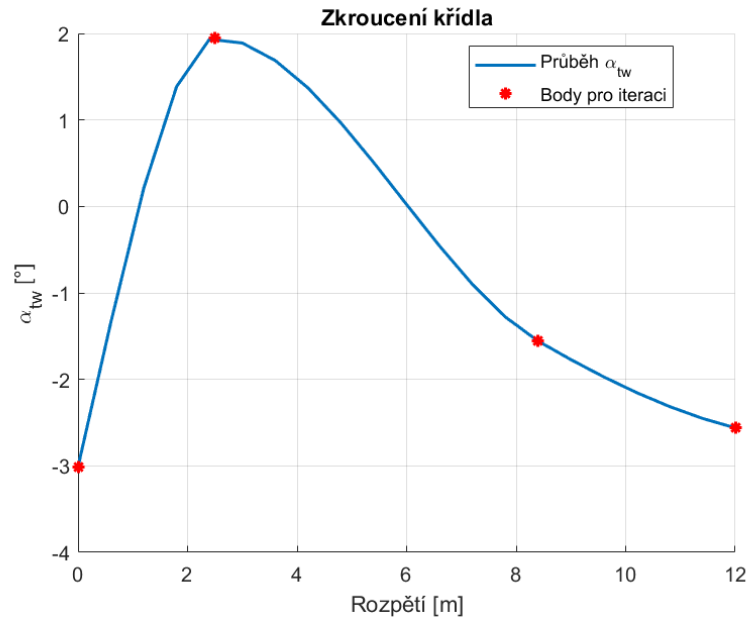
Zkroucení se mění při každé iteraci a po dosažení minimálního rozdílu mezi předpisovým a dosažením rozložením, se celý iterační proces zastaví. Při

prvních pokusech se pracovalo se získáním zvonového rozložení vztlaku. Výsledkem této metody bylo zkroucení křídla přesahujících v určitých řezech  $10^\circ$ . Tato hodnota zkroucení se jevila jako příliš vysoká, z důvodu odtrhávání proudu vzduchu na aerodynamických profilech při úhlu náběhu kolem  $15^\circ$ . Musel se změnit iterační proces, aby výsledek zkroucení nebyl tak veliký. Hlavní výhodou zvonového rozložení je indukovaný tah na konci rozpětí. Místo docílení zvonového rozložení vztlaku bylo požadováno docílit zvonového rozložení součinitele vztlaku. Po zkroucení křídla indukovaný úhel náběhu stále dosáhal ke konci křídel záporných hodnot, což indikuje směr indukovaného odpor ve směru letu (viz obr. 4.5). Krajní hodnoty zkroucení jsou  $-3^\circ$  a  $2^\circ$  (viz obr. 4.6), což je akceptovatelné. Další výhodou tohoto postupu je záruka, že k odtrhávání proudu vzduchu vždy dojde v kořeni a nemělo by k tomu dojít na křídélkách letounu.



Obr. 4.5: Indukovaný odpor po kroucení křídla

Zkroucení křídla v jednotlivých řezech mění efektivní úhel náběhu samotného řezu jak je popsáno v rovnici 4.1. Tento jev se propsal do výpočtu aerodynamického odporu. V daných řezech byl vypočítán efektivní úhel náběhu a dle něho byl odečten z výsledků programu XFOIL příslušný součinitel odporu.



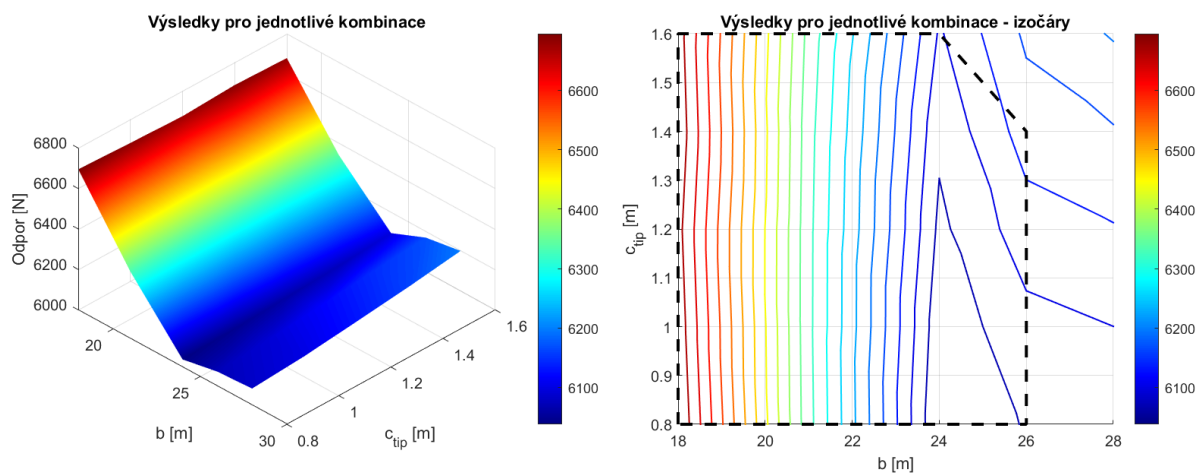
Obr. 4.6: Zkroucení křídla po iteračním výpočtu

$$\alpha_{eff} = \alpha_{inf} + \alpha_{tw} + \alpha_{ind} \quad (4.1)$$

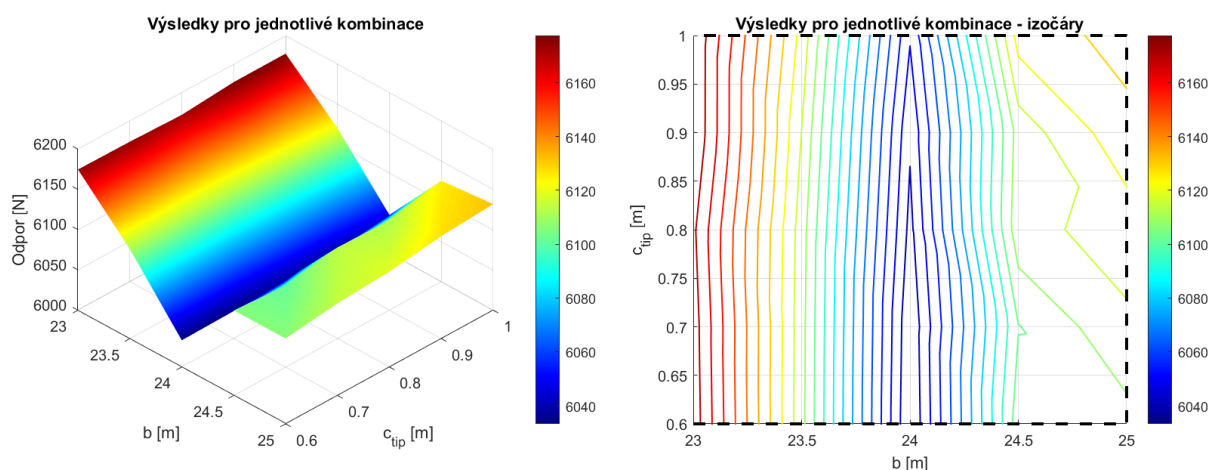
Všechny kombinace rozpětí  $b_1$  a koncové tětivy  $c_{tip}$  (viz tabulku 4.1) prošly výpočtem. Následně byla vybrána kombinace, při níž je odpor nejmenší. Další podmínkou bylo, aby daná kombinace měla finální ohybový moment v kořenové tětivě menší než  $1.3e+5$  Nm. Tato hodnota vzešla z analýzy křídla L-410 pomocí programu AVL a odpovídá pouze ohybovému momentu vzniklému ze vztlakové síly. Nejsou započítané gravitační síly od konstrukce křídla, či palivových nádrží umístěných v křídle.

Z výsledku byla vybrána kombinace s nejmenším odporem a s menším ohybovým momentem než  $1.3e+5$  Nm. Následně byl proveden stejný výpočet dalších kombinací lišících se od sebe rozměry rozpětí a koncové tětivy v užším okolí případu z minulého kroku. Byl proveden znovu výpočet odporu pro rozpětí v okolí  $\pm 1$  metru a  $\pm 0.2$  metrů koncové tětivy od případu s nejmenším odporem a splňující podmínku ohybového momentu z první iterace. Tento proces by se mohl ještě několikrát opakovat k dosažení optimální kombinace. Ale vzhledem k účelu výpočtů byl počet iterací

limitován na 2. Délka kompletního výpočtu všech 25 kombinací při jedné iteraci byla 45 min. Výsledky jsou znázorněné v obr. 4.7 a 4.8.



Obr. 4.7: Výsledky po první optimalizaci (vpravo izočáry)



Obr. 4.8: Výsledky po druhé optimalizaci (vpravo izočáry)

Čárkovaná oblast značí kombinace rozpětí a koncové tětiny, u kterých se dosahuje ohybového momentu menší než  $1.3e+5$  Nm. Z výsledků je patrné, že nejmenší odpor se dosáhne pro určité rozpětí a se zmenšující se tětinou odpor stále klesá. Je velmi pravděpodobné, že při dalších iteracích by se výsledná koncová tětina stále zmenšovala. Bylo by nejspíš dosaženo podobného tvaru křídla jako je FREE-OPT z [11] v případě pokračování těchto kroků. Hodnota koncové tětiny se omezila na 0.6 m

V tabulce 4.2 jsou napsány konečné rozměry rozpětí a koncové tětiny, pro

které byl zjištěn minimální odpor po optimalizaci.

Tab. 4.2: Výsledky hodnot po optimalizace

Označení	jednotky	hodnota
$b_1$	[ $m$ ]	24
$C_{tip}$	[ $m$ ]	0.6

## 4.2 Hmotnost

V [1] jsou zmíněny hmotnostní odhady pro letouny kategorie GA. Při výpočtu BELL-410 byl letoun rozdělen na trupovou a křídlovou část. Vzhledem ke konceptu našeho letounu, který má jinou konfiguraci, než pro které byly rovnice v [1] odvozeny, byly výpočty pouze aproximativní.

Pro odhad hmotnosti letounu byla použita Cessna metoda a USAF metoda uvedena v [1] pro kategorii General Aviation. Pro odhad přesnosti obou metod se nejprve provedl výpočet pro určení hmotnosti letounu L410. Výsledky jsou shrnuty v tabulce 4.3.

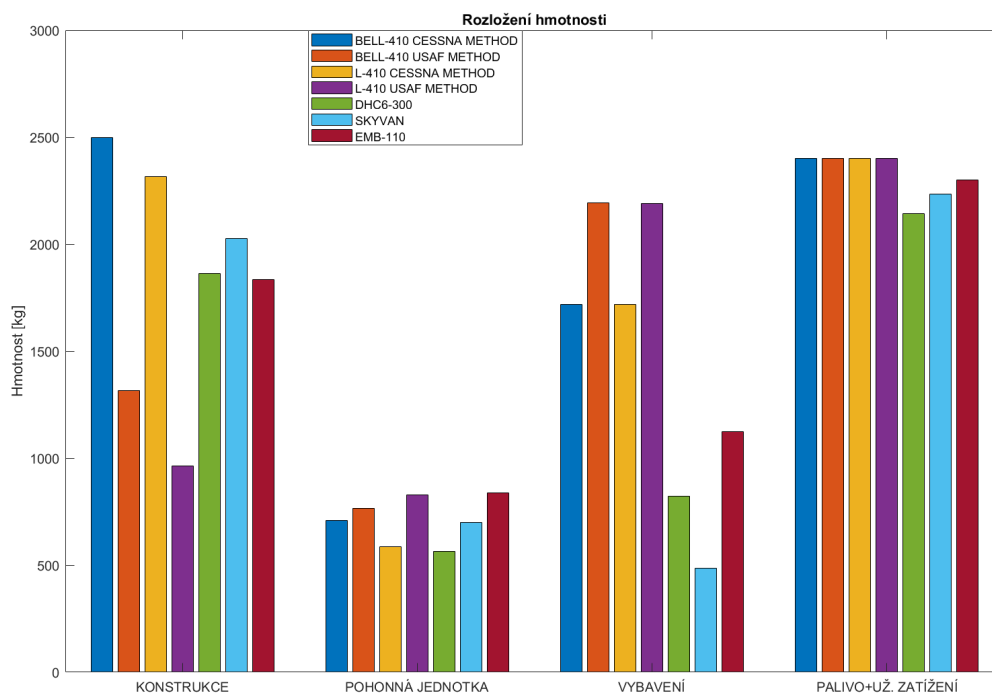
Tab. 4.3: odhad  $MTOW$  pomocí výpočtu z [1]

Metoda	jednotky	L-410	BELL-410
USAF metoda	[ $kg$ ]	6384	6623
CESSNA metoda	[ $kg$ ]	7020	7394

Celková hmotnost letounu se příliš neliší od hodnot uvedených pro L-410 (6600 kg). V [1] jsou uvedeny hmotnosti jednotlivých částí letounů podobné L-410, které byly přidány do grafického porovnání (viz. obr. 4.9) pro lepší představu přesnosti výpočtu. Části letounů dělíme na konstrukci, pohonnou jednotku, vybavení a užitečnou hmotnost s palivem. Bylo provedeno porovnání podílů jednotlivých částí letounu L-410 z výpočtů s uvedenými daty vybraných letounů podobných L-410 v [1]. Bylo zjištěno, že výpočtem lze rámcově odhadnout celkovou hmotnost letounu. Po zadání



požadovaných paramterů návrhu BELL-410 do výpočtu se získal odhad jeho hmotnosti. Výsledky jsou znázorněny na obr. 4.9



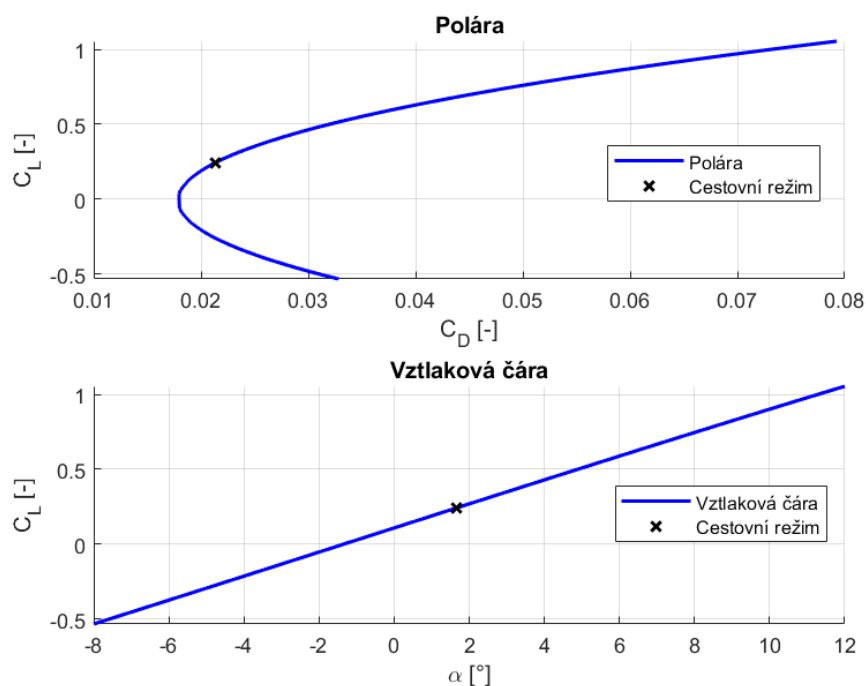
Obr. 4.9: Porovnání hmotností odhadnuté výpočtem a reálných letadel

Metodou USAF byla vypočtena celková hmotnost navrhovaného letounu BELL-410 6623 kg a metodou Cessna 7394 kg. V práci dále bylo počítáno s hmotností 7000 kg pro celý letoun (průměrná hodnota hmotnosti získaná pomocí obou metod), ačkoli po podrobnější analýze se může ukázat, že navrhovaný letoun bude mít hmotnost větší.

#### 4.2.1 Aerodynamické charakteristiky letounu

Následně byla provedena analýza aerodynamických charakteristik finálního návrhu letounu BELL-410 v programu AVL pro získání poláry letounu a vztahové čáry letounu, která se použije ve výpočtech výkonů letounu. AVL avšak mírně nadhodnocuje hodnoty vztlaku a hodnoty odporu jsou závislé z výstupu XFOILu. Jelikož v trupové části jsou použity profily s velikou

relativní tloušťkou, které dělají problém pro vpočetní programy, tak hodnoty odporu mohou být podhodnoceny v této části. Hodnoty odporového součinitele  $C_D$  byly proto vynásobeny koeficientem 1,2 pro určitou bezpečnost, že hodnoty se přiblíží k reálným hodnotám, či i mírně nadhodnotí.



Obr. 4.10: Aerodynamické charakteristiky BELL-410

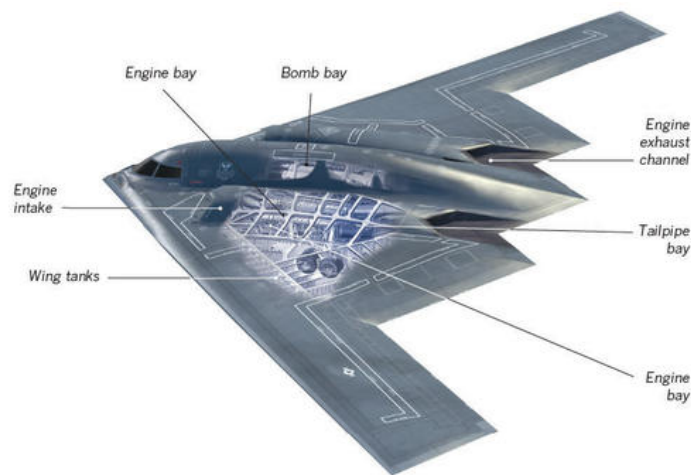
Následně byla provedena analýza aerodynamických charakteristik finálního návrhu letounu BELL-410 v programu AVL pro získání poláry letounu a vztlakové čáry letounu, která se použije ve výpočtech výkonů letounu. AVL avšak mírně nadhodnocuje hodnoty vztlaku a hodnoty odporu jsou závislé z výstupu XFOILu. Jelikož v trupové části jsou použity profily s velikou relativní tloušťkou, které dělají problém pro vpočetní programy, tak hodnoty odporu mohou být podhodnoceny v této části. Hodnoty odporového součinitele  $C_D$  byly proto vynásobeny koeficientem 1,2 pro určitou bezpečnost, že hodnoty se přiblíží k reálným hodnotám, či i mírně nadhodnotí.

$$C_L = \frac{MTOWg}{\frac{1}{2}\rho V_C^2 S_{ref}} = \frac{6600 \cdot 9.81}{\frac{1}{2} \cdot 0.9 \cdot 93.05^2 \cdot 72.7} = 0.242 \quad (4.2)$$

Hodnota součinitele odporu  $C_D$  je po odečtení z poláry 0,0213.

### 4.3 Pohonná jednotka

Existují tři hlavní druhy pohonů, vrtulový, turbovrtulový a proudový pohon. Proudový pohon je využit na letounech, které dosahují rychlostí 800 km/h a v případě kratších vzdáleností do 400 km proudový motor nepřináší výraznou časovou úsporu a spíše zvyšuje náklady na palivo. Proudový pohon tedy není dobrá volba. V případě větších vzdáleností se proudový pohon může stát výhodným a také jednodušeji může být zastavěn do konstrukce letounu ve srovnání s ostatními druhy pohonů. Příklad zastavěných proudových motorů je znázorněn na americkém bombardéru B2 na obr. 4.11.



Obr. 4.11: Bombardér B-2 - zastavění motorů

Vrtulový pohon se skládá ze spalovacího motoru a vrtule. Obecně není tak účinný jako turbovrtulový, který se skládá z turbíny a vrtule. V prvním návrhu letounu se počítá s jednou tlačnou vrtulí umístěnou na zadní části letounu v jeho ose symetrie. Při výpadku motoru při letu se tím pouze

zvedne odpor letounu a nezmění se stranové chování letounu jako v případě dvoumotorového letounu, jehož motory jsou umístěny symetricky na rozpětí křídla. Tlačná vrtule tolik neovlivňuje proudění vzduchu na samotném křídle.

Vzhledem k celému konceptu není ani to plně vyhovující. Tento typ pohonu byl vybrán, jelikož lze jednoduše počítat z hodnot výkonu motorů tah vrtule při její předpokládané účinnosti. Potřebné hodnoty motorů jsou relativně snadno dohledatelné. Účinnost vrtule,  $\eta_p$ , se předpokládá na 80 % v cestovním režimu letounu. Tělo motoru se dá zastavět, ale vrtule bude stále mimo letoun a bude tedy ovlivňovat proudění vzduchu. V tlačném uspořádání vrtule při vzletu a přistání se přibližuje blíže k zemi než tažném uspořádání. Je tedy nutné ji umístit dostatečně vysoko na letoun, aby nemohlo dojít ke kontaktu se zemí.

V budoucnu, pokud se prokáží výhody pohonu BLI, by stálo za úvahu nahradit turbovrtulový pohon za pohon typu BLI. V současnosti se provádí modelování a experimenty s technologií BLI, ale ještě není připravená na použití v praxi, a proto nebyla vybrána.

Z 4.2 byl vypočten vztlakový součinitel, který byl dále použit k určení odporového součinitele  $C_D$  z poláry letounu vyobrazené na obr. 4.10. V cestovní režimu se předpokládá, že tahová síla od pohonu (v tomto případě tlačná) se rovná odporu a vztlaková se rovná tíze. Známe-li účinnost vrtule můžeme vypočítat potřebný výkon pohonné jednotky v cestovním režimu. Z poláry byl určen odporový součinitel  $C_D$  roven 0,0163.

Dle rovnice 4.3 byl vypočten odpor letounu  $D$ , který se rovná tahové síle vrtule v případě ustáleného přímočarého letu (cestovní režim).

$$D = \frac{1}{2} \rho V_c^2 C_D S_{ref} = \frac{1}{2} \cdot 0.9 \cdot 93,05^2 \cdot 0.0213 \cdot 72.7 = 6034N \quad (4.3)$$

Dále se vypočte pomocí rovnice 4.4 potřebný výkon pro cestovní režim. Při cestovním režimu motor nepracuje na plný výkon. Je předpokládáno, že motory pracují na 80 % svého nominálního stálého výkonu při cestovním režimu. Tato hodnota se použije v našem návrhu. (rovnice 4.6)

$$D = T = \eta_p \frac{P_c}{V_c} \quad (4.4)$$

$$P_c = \frac{T}{\eta_p} V_c = \frac{6034}{0.8} \cdot 93,05 = 701,7kW \quad (4.5)$$

$$P_e = \frac{P_c}{0.8} = \frac{708,34}{0.8} = 877,2kW \quad (4.6)$$

Byla provedena rešerše motorů (viz tabulku 4.5) na základě hodnot  $P_e$ . Při rešerši byly vyhledány motory s kontinuálním výkonem okolo 1000 kW a to kvůli zaručení dostatečného výkonu při vzletu.

Tab. 4.4: Motory - výkonové hodnoty

Označení	$P_{max}$ [kW]	$P_{max_{con}}$ [kW]	Specifická spotřeba paliva [kg/kWh]
PT6A-67F	1267	1014	0.33
CT7-9	1394	1115	0.45
PT6A-67A	1450	1157	0.29
W602B	1491	1193	0.33
PW118	1342	1073	0.30
Al-24	1566	1252	0.32

Z uvedených charakteristik byl vybrán motor PT6A-67F, jehož výkon se nejvíce přibližuje požadovanému výkonu získanému z rovnice 4.5. Také jeho rozměry a hmotnost jsou vhodné. Tím se získaly hodnoty využitelného výkonu, které se použijí pro další výpočet výkonových charakteristik letounu.

Tab. 4.5: Motory - rozměry a hmotnost

Označení	rozměry [m]	hmotnost [kg]
PT6A-67F	1.83 x $\varnothing$ 0.48	240
CT7-9	2.43 x $\varnothing$ 0.73	250
PT6A-67A	1.51 x $\varnothing$ 0.57	nenalezeno
W602B	2.28 x $\varnothing$ 0.75	480
PW118	2.10 x $\varnothing$ 0.72	391
AI-24	2.43 x $\varnothing$ 0.36	600

## 4.4 Výkony

### 4.4.1 Prvotní výpočty

V cestovním režimu se letoun pohybuje přímočarým a rovnoměrným pohybem vůči zemi. Může se tedy po rozboru sil říci, že vztlaková síla se rovná tíhové a odporová se rovná tahové 4.7. S použitím rovnic 4.2 a 4.4 byly vypočítány síly vztlaku  $L$  a odporu  $D$

$$\begin{aligned} X : 0 &= D + T \\ Y : 0 &= L - G \end{aligned} \tag{4.7}$$

Rovnice 4.8 a 4.9 vyjadřují výdrž a dolet letounu při cestovním režimu na aerodynamické poláře. Jsou to takzvané Breguetovy rovnice doletu a výdrže pro konstantní hustotu  $\rho$  a vztlakový součinitel  $C_L$  [35]. Hodnoty  $C_L$  a  $C_D$  byly určeny z rovnice 4.2 a následně z poláry. Byla předpokládána kapacita paliva jako má L-410 (1300 kg). Z tohoto množství bylo odečteno 150 kg kvůli 45 minutové rezervě. Takto vypočtené hodnoty jsou pouze orientační a je potřeba provést podrobnější rozbor jednotlivých částí letu.

$$E = \frac{\sqrt{2}\eta_P C_L^{3/2}}{gC_p C_D} \sqrt{\frac{\rho}{\frac{MTOWg}{S_{ref}}}} \left( \frac{1}{\sqrt{1 - M_{fuel}/MTOW}} - 1 \right)$$

$$E = \frac{\sqrt{2} \cdot 0.8}{9.81 \cdot 8.01e - 8} \frac{0.242^{3/2}}{0.0213} \sqrt{\frac{0.9}{\frac{7000 \cdot 9.81}{72.7}}} \left( \frac{1}{\sqrt{1 - 1150/7000}} - 1 \right) \quad (4.8)$$

$$E = 27072s = 5,57h$$

$$R = \frac{\eta_P C_L}{gC_p C_D} \ln \left( \frac{1}{1 - M_{fuel}/MTOW} \right)$$

$$R = \frac{0.8}{9.81 \cdot 8.01e - 8} \frac{0.242}{0.0215} \ln \left( \frac{1}{1 - 1150/7000} \right) = 2369 \cdot 10^3 = 1755km \quad (4.9)$$

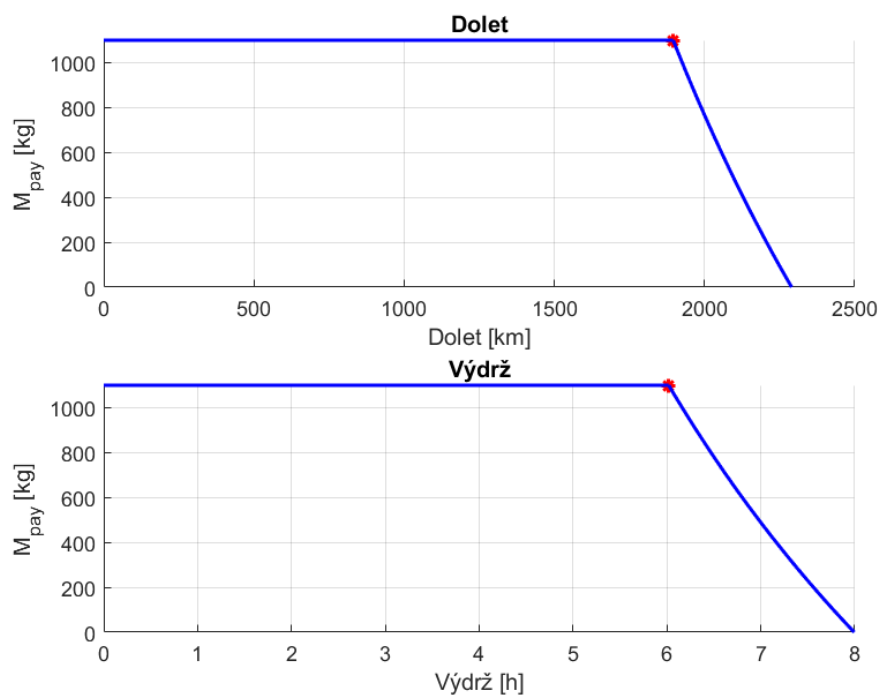
Vyjádřením  $MTOW$  z rovnic 4.10 a 4.12 a následným odečtením hmotnosti prázdného letounu a hmotnosti paliva byla získána užitečná hmotnost pro daný dolet a výdrž. Cílem tohoto výpočtu je předběžně odhadnout maximální dolet a výdrž letounu BELL-410 v případě, že hmotnost pro užitečné zatížení se využije k hmotnosti přídavného paliva. Maximální vzletová hmotnost letounu je stále stanovena na 7000 kg.

$$MTOW = \left[ \left( \frac{EgC_p C_D}{\sqrt{2}\eta_P C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{G/S}{\rho}} + 1 \right)^{-2} + 1 \right]^{-1} M_{fuel} \quad (4.10)$$

$$MTOW = \left[ 1 - \left( \exp \left( \frac{\eta_P C_L}{RgC_p C_D} \right) \right)^{-1} \right]^{-1} M_{fuel} \quad (4.11)$$

$$M_{PAY} = MTOW - M_{EW} - M_{fuel} \quad (4.12)$$

Na obr. 4.12 jsou vidět grafy znázorňující závislost doletu a výdrže na užitečném zatížení. Maximální dolet činí 2863 kilometrů a maximální výdrž činí 10 hodin. Toto je dosažitelné pouze, pokud letoun místo užitečného nákladu bude mít palivo.



Obr. 4.12: Závislost doletu a výdrže BELL-410 na užitečném zatížení

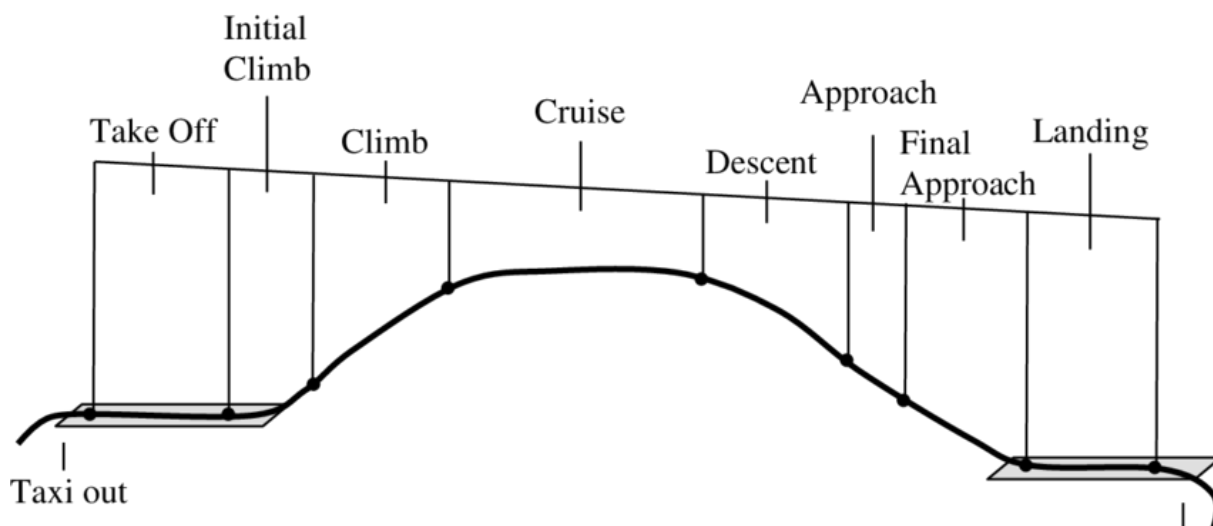
#### 4.4.2 Podrobnější analýza letového cyklu

Letoun BELL-410 je koncipován na maximální vzletovou hmotnost 7000 kg. V předchozí kapitole byl počítán odhad doletu a výdrže s hodnotami cestovního režimu při celém letu. V této kapitole budou detailněji rozebrány jednotlivé fáze letu. Rovnice jsou buď převzaty či odvozeny z rovnic v [29] a [36]. Bude určena spotřeba paliva v jednotlivých fázích letu a přesněji se určí dolet a výdrž. Let se rozděluje do několika fází. Jednotlivé fáze jsou uvedeny v obr. 4.13.

##### 4.4.2.1 Pojždění a rozjezd

Při pojždění se předpokládá spotřeba paliva 5 kg. Pro rozlet se počítá s maximální součinitelem vztlaku  $C_{L_{MAX}} = 1,2$ . Je možné, že se vztlakovou mechanizací se dosáhne většího  $C_{L_{MAX}}$ . Při  $C_{L_{MAX}}$  bylo odečteno  $C_D$  0,065 z poláry letounu. Tyto hodnoty při reálném rozletu plně neodpovídají. Při rozjezdu na vzletové dráze má letoun nulový úhel náběhu za předpokladu





Obr. 4.13: Letové fáze jednoho letového cyklu [37, Strana 3, Figure 2]

rovné dráhy. Tím pádem  $C_L$  i  $C_D$  nebudou odpovídat případu maximálního vztlaku. Je tedy nutné brát v úvahu, že odpor nejspíš nebude tak rychle narůstat a je možné, že reálná potřebná délka rozjezdu bude ve finále kratší. Tento předpoklad značně zjednoduší výpočty a rozdíl nebude tak veliký. Všechny použité rovnice vychází z rozboru sil a zrychlení letounu při rozjezdu.

$$\begin{aligned} X : ma_x &= T - D - N_f \\ Y : ma_y &= L - G \end{aligned} \quad (4.13)$$

Ze začátku rozjezdu se plyn přidává plynule, není vhodné skokově změnit polohu plynové páky. Je to proti prokluzu kol a také bezpečnější pro samotný motor. Ve výpočtu je toto zohledněno tím, že v prvních 2 vteřinách se zafixuje zrychlení letounu na  $4.9 \text{ m/s}^2$ . Po dvou vteřinách se počítá již s plným výkonem motoru.

Jedná se o iterační výpočet závislý na čase, kde kvůli zpřesnění výpočtu byl časový krok zvolen 0.2 vteřin. V prvních 2 vteřinách byla ze známého zrychlení vypočítána rychlost dle rovnice 4.14. Rychlost je stále počítána stejně i při plném výkonu motoru. Všechny dosazené hodnoty jsou pro čas  $t_k = 0.2s$ .

$$V_k = a(t_k - t_{k-1}) + V_{k-1} = 4.9 \cdot 0.2 + 0 = 0.49 \text{ m/s} \quad (4.14)$$

Z rychlosti  $V_k$  a známého  $C_D$  a  $C_{L_{MAX}}$  se vypočte hodnota aerodynamického odporu  $D_k$  a vztlaku  $L_k$ .

$$\begin{aligned} L_k &= \frac{1}{2} \rho V_k^2 S C_{L_{MAX}} = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 0.49^2 \cdot 72.7 \cdot 1.2 = 12.8 \text{ N} \\ D_k &= \frac{1}{2} \rho V_k^2 S C_D = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 0.981^2 \cdot 72 \cdot 0.065 = 1,12 \text{ N} \end{aligned} \quad (4.15)$$

Ve vztahu 4.13 je započítána i třecí složka mezi koly podvozku a dráhou (značená  $N_f$ ). Tato složka byla vypočítána pomocí celkové reakce od země a součinitele tření mezi koly a dráhou značenou  $V_i$ . Následující tabulka značí typické součinitele tření pro různé dráhy. Ve výpočtech se předpokládá s betonovou a suchou dráhou. Reakce země byla vypočítána jako rozdíl mezi tíhou a vztlakem v daném kroku. Tření je rovno součinu součinitele tření a reakční síly jak je naznačeno v rovnici 4.16.

Tab. 4.6: Součinitele tření pro různé dráhy

Betonová dráha	0.02
Zpevněná zem	0.04
Suchá travnatá plocha	0.05
Vysoká tráva	0.10

$$N_{fk} = (MTOWg - L_k)f = (7000 \cdot 9.81 - 12,8) \cdot 0.02 = 1373 \text{ N} \quad (4.16)$$

Vyjádřením tahu z rovnice 4.13 lze následně dopočítat potřebný výkon motoru. V této fázi letu se počítá s menší účinností než při cestovním režimu. Propulzní účinnost,  $\eta_{PROP}$ , při rozletu je nižší při cestovním režimu. Počítá se, že  $\eta_{PROP}$  dosáhne 60 % v průměru.

$$P_{POT_k} = V_k T_k = V_k \frac{D + N_{f_k} + MTOW a_{x_k}}{\eta_P} \quad (4.17)$$

$$P_{POT_k} = 0.981 \frac{1.12 + 1373 + 7000 \cdot 4.9}{0.6} = 21,4 kW$$

Po uplynutí 2 vteřin při rozjezdu se výpočet obrátí a z výkonu se dopočítá zrychlení. Výkon motoru bude zafixován na maximální výkon motoru 1267 kW a zmenší se vynásobením  $\eta_{PROP}$  na 760,2 kW, což je výkon na vrtuli. Ze zmenšeného výkonu bude vypočítán tah vrtule. Pro první krok druhé části rozjezdu jsou dosazovány hodnoty, které vyšly dosavadním výpočtem do 2 vteřin. Při rozjezdu se předpokládá účinnost vrtule  $\eta_P$  rovné 0,6.

$$T_k = \frac{P_{MAX} \eta_P}{V_k} \quad (4.18)$$

Po vyjádření zrychlení  $a_x$  z rovnice 4.19 se dopočítá rychlost dle 4.14.

$$a_{x_k} = \frac{T_k - D_k - N_{f_k}}{MTOW} \quad (4.19)$$

Pádová rychlost letounu  $V_S$  je definovaná dle rovnice 4.20.

$$V_S = \sqrt{\frac{MTOW g}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{MAX}}}} = \sqrt{\frac{7000 \cdot 9.81}{\frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 72.7 \cdot 1.2}} = 35,84 m/s \quad (4.20)$$

Bezpečná rychlost pro vzlet je označeno  $V_1$  a je to 1,1 násobek  $V_S$ , což je 39,43 m/s. Po dosažení této hodnoty je počítáno s tím, že letoun se může bezpečně odlepit od země. Díky známé rychlosti v každém časové kroku je možné spočítat délku potřebnou na vzlet.

$$L_{RNW} = \sum_{i=1}^k V_k (t_k - t_{k-1}) = 509m \quad (4.21)$$

Díky specifické spotřebě motoru byla spočtena spotřeba paliva během vzletu, jako suma po časovém kroku

$$M_{FUEL_{RNW}} = \sum_{i=1}^k P_k(t_k - t_{k-1})C_P = 9,35kg \quad (4.22)$$

#### 4.4.2.2 Stoupání

Pomocí  $C_L$  byla dopočítána potřebná rychlost letu pro kladnou část poláry. Rovnice je stejná jako 4.20 akorát se tam dosazují  $C_L$  z kladné části poláry. Díky vypočítané rychlosti a určeného součinitele odporu  $C_D$  k příslušnému  $C_L$  z poláry, se vypočítá odpor a tedy tah. Následně byl vypočítán potřebný výkon. V této fázi letu se počítá s propulzní účinností 80 % . Rozdílem výkonu potřebného a využitelného se dopočítá stoupací rychlost, jak je naznačeno v rovnici 4.23, pro jednotlivé případy.

$$V_z = \frac{P_{VYU} - P_{pot}}{MTOWg} \quad (4.23)$$

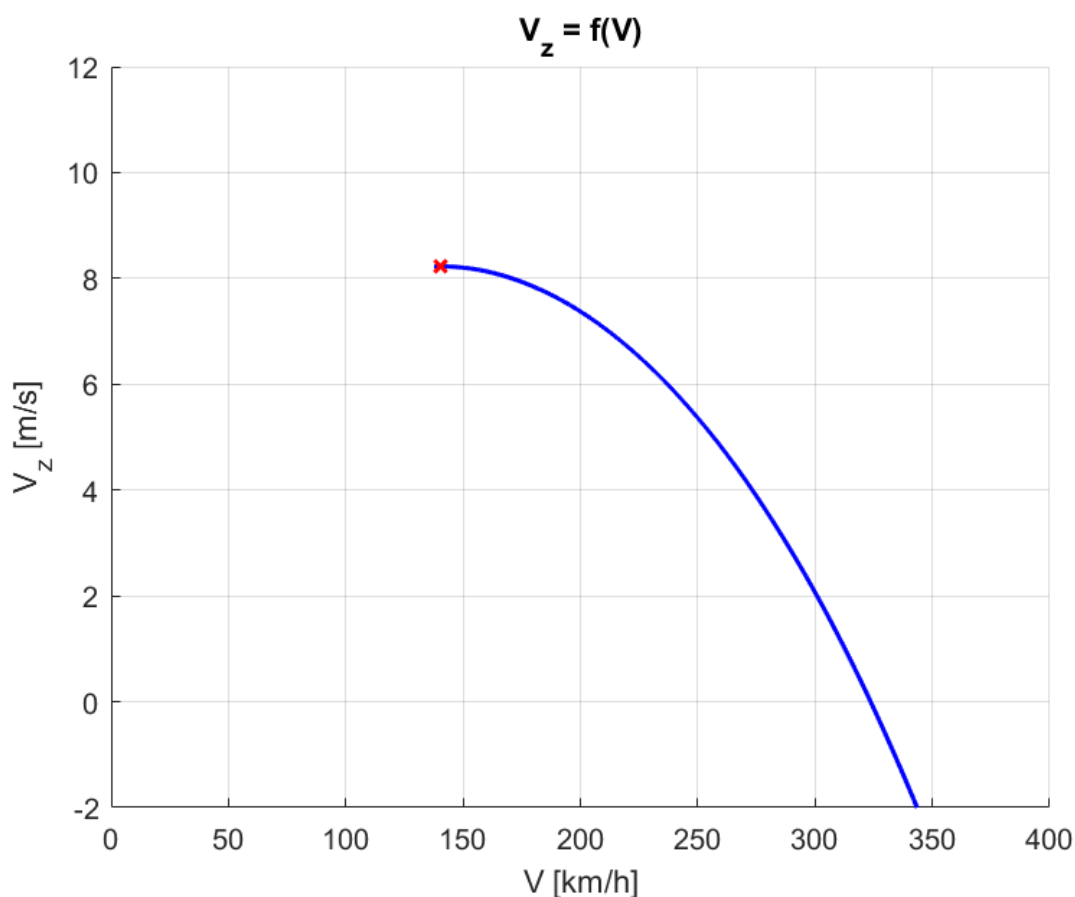
Výsledkem je závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu.

Z výše uvedeného vztahu 4.14 se vybere nevyšší stoupací rychlost (označené červeně). Z té se zpětně určí úhel stoupání dle 4.25

$$\gamma = \text{asin}\left(\frac{V_z}{V}\right) = \text{asin}\left(\frac{8,22}{140,5/3.6}\right) = 12,15 \quad (4.24)$$

Díky známé maximální dosažitelné výšce letu (3048 m) je možné zjistit čas potřebný k dosažení určené výšky a tedy i délku stoupání a spotřebu paliva. Pro zjednodušení výpočtu předpokládáme, že stoupání bude lineární a rychlost stoupání se nebude příliš měnit do výšky 3048 metrů.

$$t_{st} = \frac{3048}{V_z} = \frac{3048}{8.22} = 370,5s \quad (4.25)$$



Obr. 4.14: Závislost stoupací rychlosti na rychlost letu

$$M_{F_{st}} = P_{mot} t_{st} C_P = 1014 \cdot 10^3 \cdot 370,5 \cdot 8.41 \cdot 10^{-8} = 31,61 \text{ kg} \quad (4.26)$$

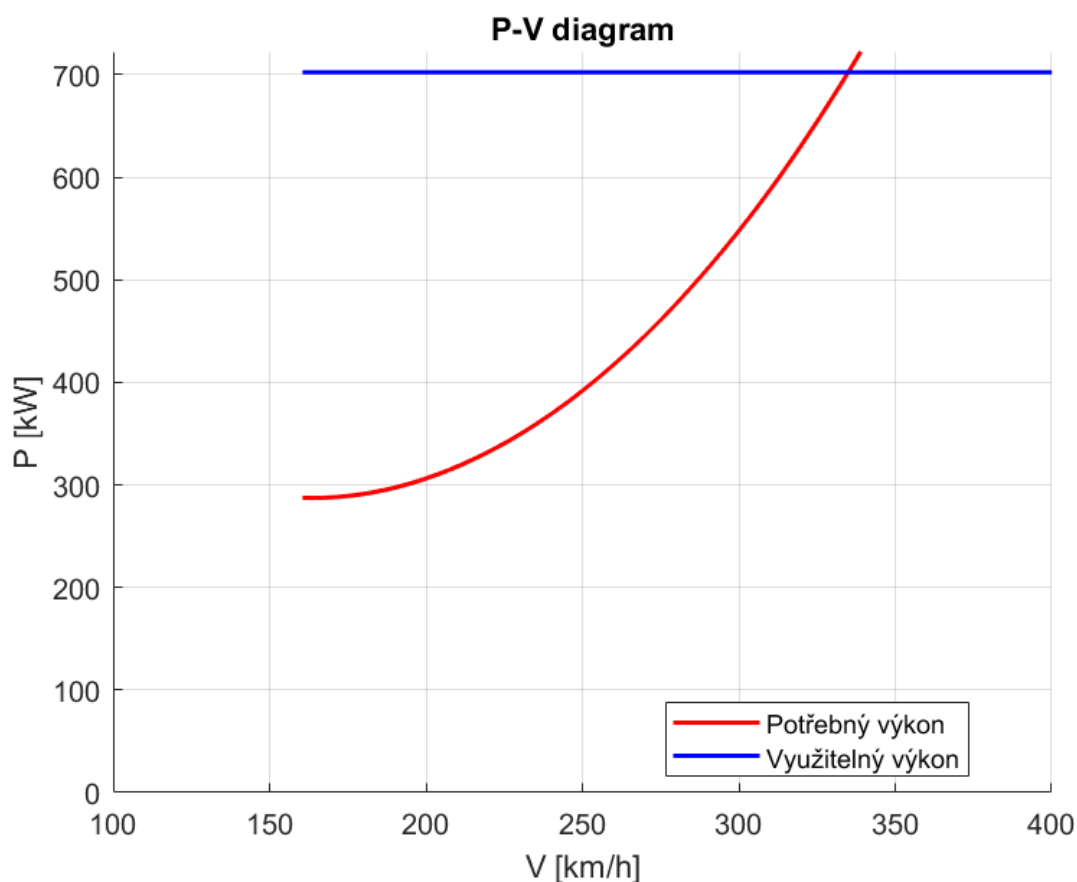
#### 4.4.2.3 Cestovní režim

Po stoupaní následuje cestovní režim. Podle dosavadních výpočtů bylo celkem spotřebováno 40,9 kg paliva a 150 kg se ponechává rezervě. Z původních 1300 kg na začátku tedy zbývá 1079 kg i po odečtení rezervy a 30 kg paliva určeno na klesání letounu, okruhy, přistání a pojíždění.

Vybraný motor PT6A-67F může generovat 1014 kW kontinuálně.

Předpokládá se, že propulzní účinnost činí 80 % při cestovním režimu. Z rovnice 4.5 je známý potřebný výkon motoru pro cestovní režim  $P_C$ , který činí 701,7 kW. Motor bude pracovat na 0.69 svého maximálního kontinuálního výkonu. Nutno dodat, že výkony motorů klesají s

nadmořskou výškou a je tedy lepší mít určitou rezervu. Ze známé poláry je možné dopočítat potřebný výkon pro jednotlivé rychlosti letounu. Z určitého  $C_L$  byla dopočítána rychlost letu dle 4.20 a bylo odečteno příslušné  $C_D$ . Pomocí  $C_D$  se dopočítal  $D$ , neboli  $T$  v cestovním režimu (odvozené z 4.7). Vynásobením  $T$  rychlostí letu se získá potřebný výkon. Z tohoto postupu byl určen potřebný výkon pro jednotlivé rychlosti a maximální možnou rychlost pro cestovní režim (335 km/h) (viz obr. 4.15).



Obr. 4.15: P-v diagram

Z výkonu specifické spotřeby motoru se může spočítat spotřeba paliva za hodinu letu a z toho následně výdrž a dolet za pomoci hmotnosti paliva k dispozici (násobení 3600 je z důvodu jednotek)

$$C_{PC} = P_C \cdot C_p = 702,3 \cdot 8.4e - 8 \cdot 3600 = 212.8 \frac{kg}{h} \quad (4.27)$$

$$t_C = \frac{M_{F_{cruise}}}{spotreba} = \frac{1079}{212.8} = 5,06h \quad (4.28)$$

$$R_C = t_C V_C = 5,06 \cdot 335 = 1698km \quad (4.29)$$

#### 4.4.2.4 Klesání

Průběh klesání bude matematicky modelován jako klouzavý let. Hlavním cílem celého návrhu je maximální snížení spotřeby paliva letounu. Při klouzavém letu na optimálním úhlu náběhu může letoun dolétnout nejdále při minimální spotřebě paliva. Poměr vztlakové síly k odporové (či součinitelů daných sil 4.30) se nazývá klouzavost.

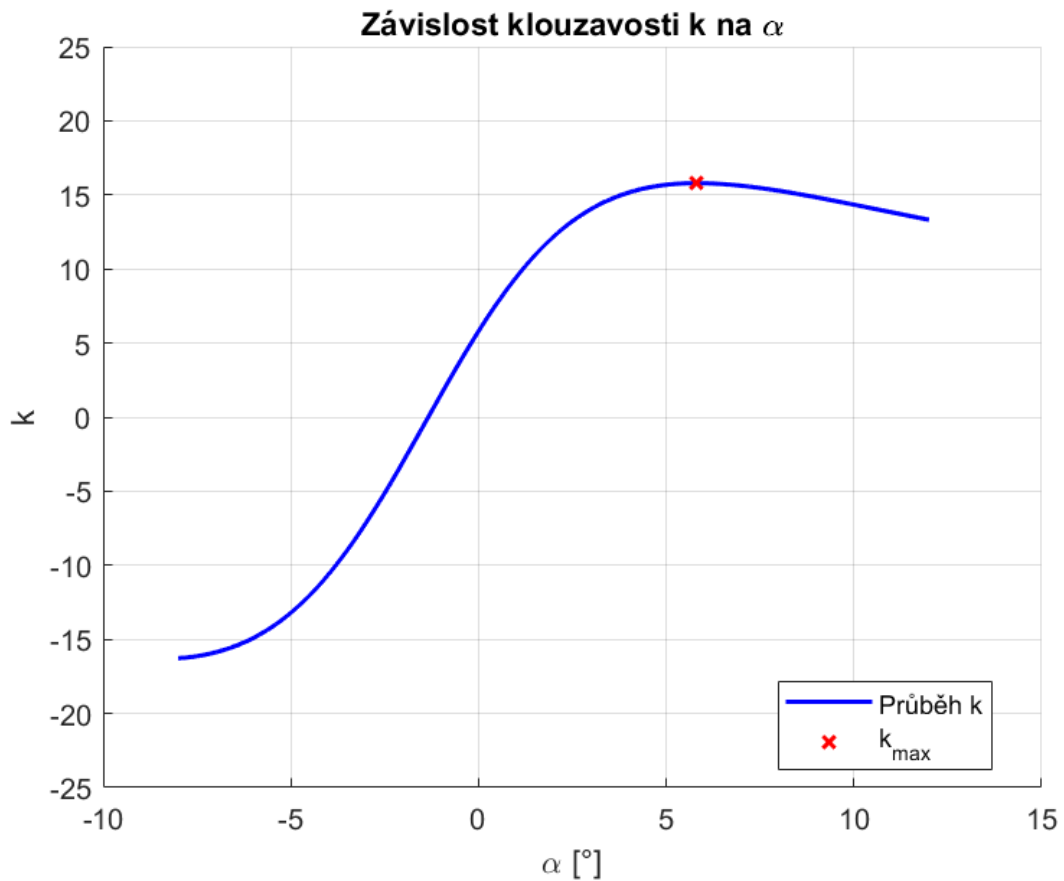
$$K = \left( \frac{C_L}{C_D} \right) \quad (4.30)$$

Z polár a vztlakové čáry letounu je možné vytvořit závislost klouzavosti  $k$  na úhlu náběhu letounu  $\alpha$  (obr. 4.16)

Následně se určí maximální hodnota klouzavosti (v grafu označen červeně) a z toho pomocí rovnice 4.31 se vyjádří rychlost klouzání.

$$V = \sqrt{\frac{MTOW g}{\frac{1}{2}\rho C_L S}} \quad (4.31)$$

Tuto rychlost bude nutno při klesání dodržet pro udržení dostatečného vztlaku. Při režimu klouzání je hlavním úkolem převod potenciální energie na kinetickou pro zachování rychlosti letu. Při předpokladu, že na letoun bude působit vztlak, tíha a odpor je pak možné vypočítat dráhu letu z dané výšky letu až na zem.



Obr. 4.16: Závislost klouzavosti BELL-410 na úhlu náběhu

$$LH = Dl$$

$$l_d = \frac{L}{D}H = KH \quad (4.32)$$

$$l_d = 15,79 \cdot 3.048 = 44.56 \text{ km}$$

#### 4.4.2.5 Letový cyklus

Z jednotlivých fází je následně možný vytvořit jeden letový cyklus. V tomto výpočtu nebyly předpokládány okruhy nad letišti a ani zatáčky.

V tomto výpočtu byly opomenuty některé fáze letu. Předpokládá se, že stoupání bude do 3048 metrů nad mořem bude ustálené a lineární. Ve skutečnosti bude v závislosti na výšce klesat hodnota stoupací rychlosti a celkový čas k dosažení požadované výšky bude delší. Tato práce se zabývá



pouze studií proveditelnosti návrhu letounu se zvonovým rozložením vztlaku. Cílem není tedy detailně počítat letový cyklus, ale jenom přiblížit možné hodnoty letového cyklu.

## 4.5 Aerodynamické zatížení křídla

Díky programu AVL je také možné zjistit spojitě zatížení od vztlakové síly definované rovnicí 4.33.

$$q = \int_0^{b/2} C_{Lq_{dyn}c}(y) dy \quad (4.33)$$

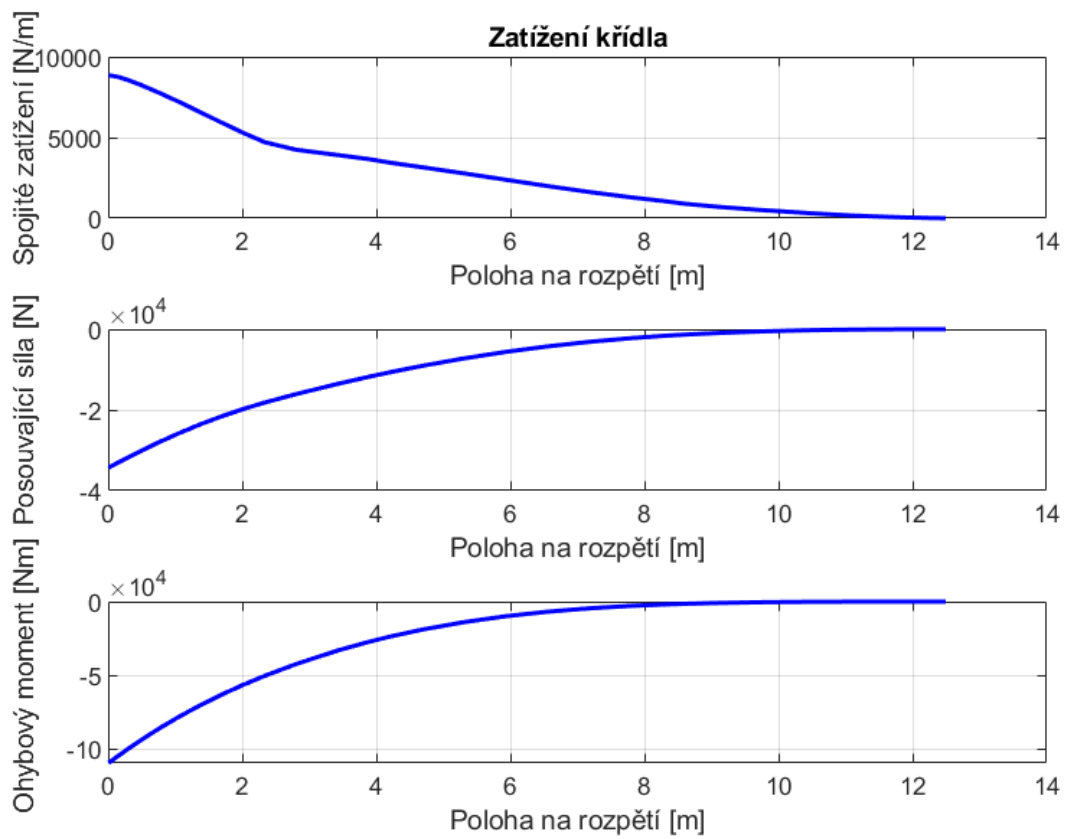
Pomocí Schwedlerovy věty lze napsat rovnice pro posouvající sílu a ohybový moment.

$$T(y) = - \int_0^{b/2} A(y) dy \quad (4.34)$$

$$M_o(y) = \int_0^{b/2} T(y) dy \quad (4.35)$$

V těchto výpočtech se nepočítá s tíhovými silami od konstrukce křídel, od umístění palivových nádrží v křídlech a podvozku umístěného v křídle. Na obr. 4.17 je znázorněn průběh spojitěho zatížení, posouvající síly a ohybového momentu po rozpětí v cestovním režimu.

Trupová část je sice zatížena ohybovým momentem, ale konstrukce této části se bude lišit od křídlové části a proto je nutné ji oddělit od křídlové části. V případě BELL-410 je trupová část do 2.5 metrů od kořene křídla. V práci nebylo počítáno s dalším zatížením v křídle, jako například od tíhy samotné konstrukce křídla, od palivových nádrží a případně i od konstrukce podvozku uchyceného v křídle. Křídlo je také namáhané kroutícím



Obr. 4.17: Zatížení křídla BELL-410

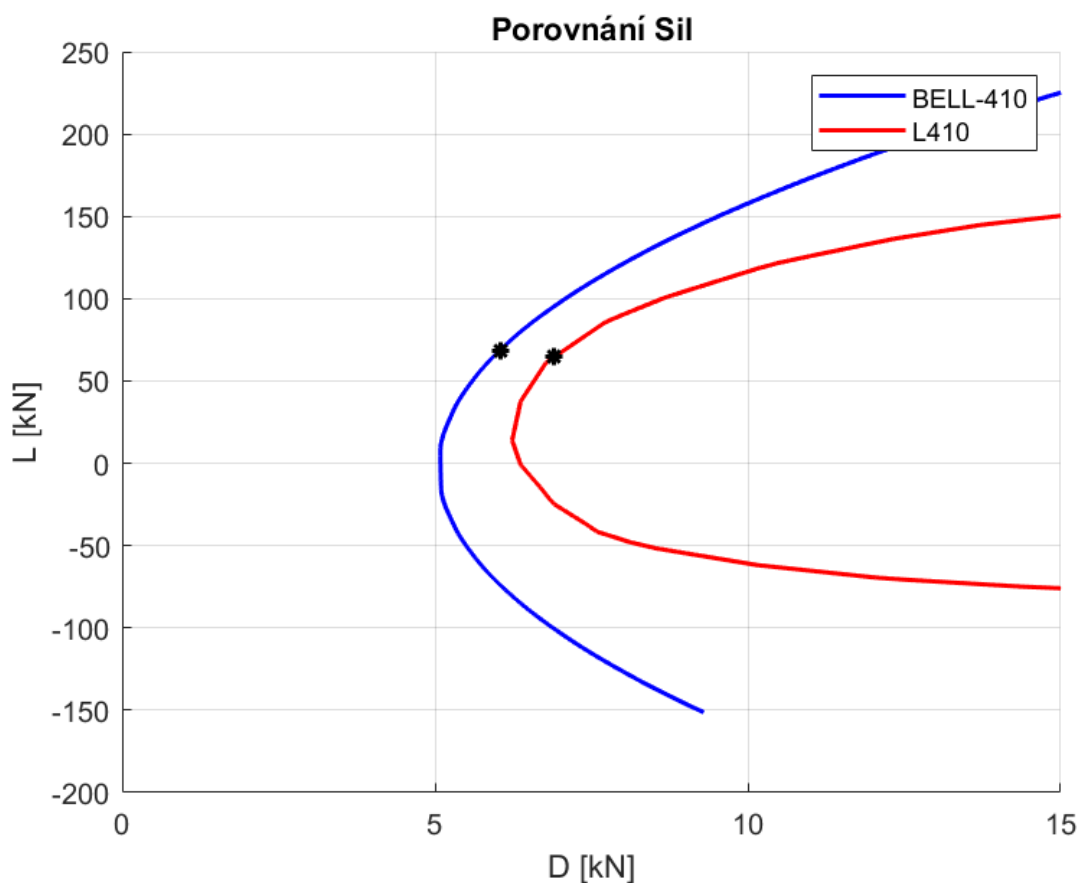
momentem. Detailnější výpočty by vyžadovaly podrobnější analýzu návrhu a zkomplikovaly by následné porovnávání.

## 5 Porovnání BELL-410 a L-410

V této části práce budou porovnány letové vlastnosti navrženého letounu BELL-410 letounu L-410. Bude porovnána převážně spotřeba paliva a základní letové charakteristiky.

### 5.1 Porovnání výkonových charakteristik

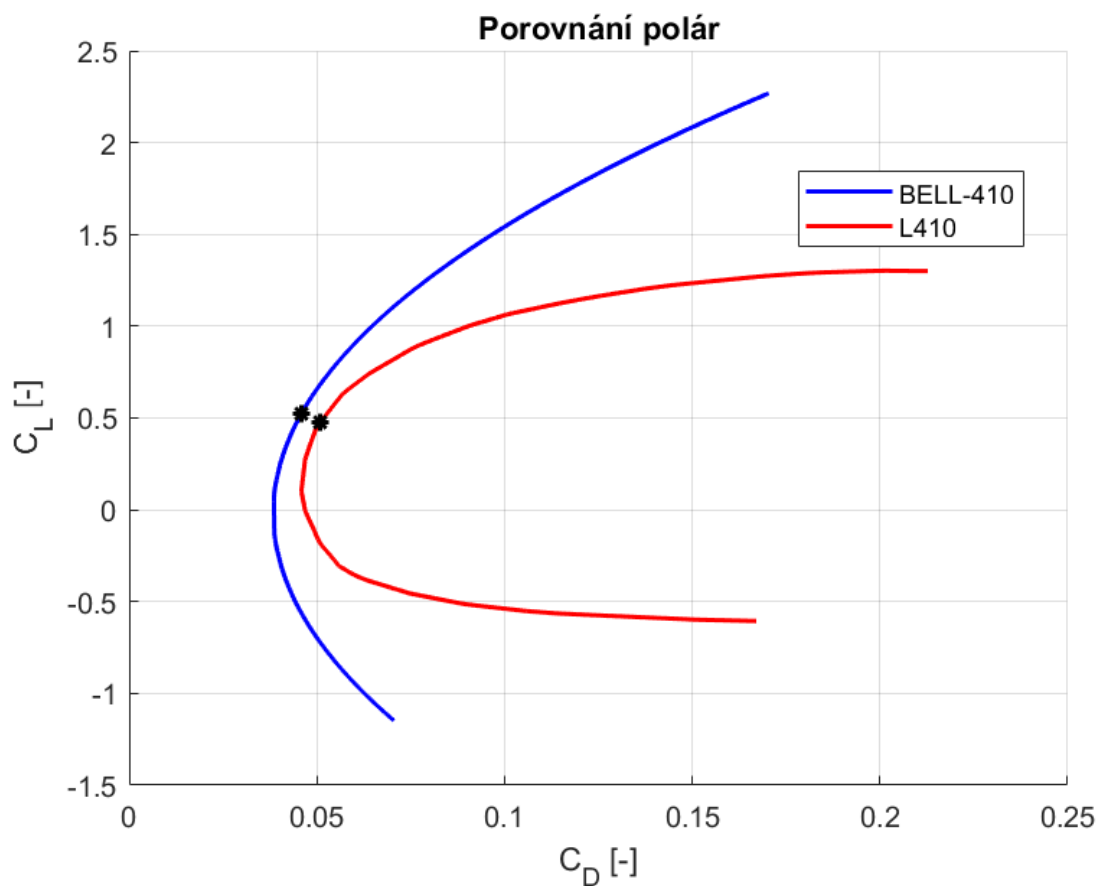
Na obr. 5.1 je znázorněno porovnání závislostí odporové a vztlakové síly.



Obr. 5.1: Porovnání aerodynamických sil BELL-410 a L-410

Černý bod označuje cestovní režim obou letounů. odpor se zmenšil o 872 N. Po podrobnější analýze se předpokládá, že nárůst odporu se vztlakem

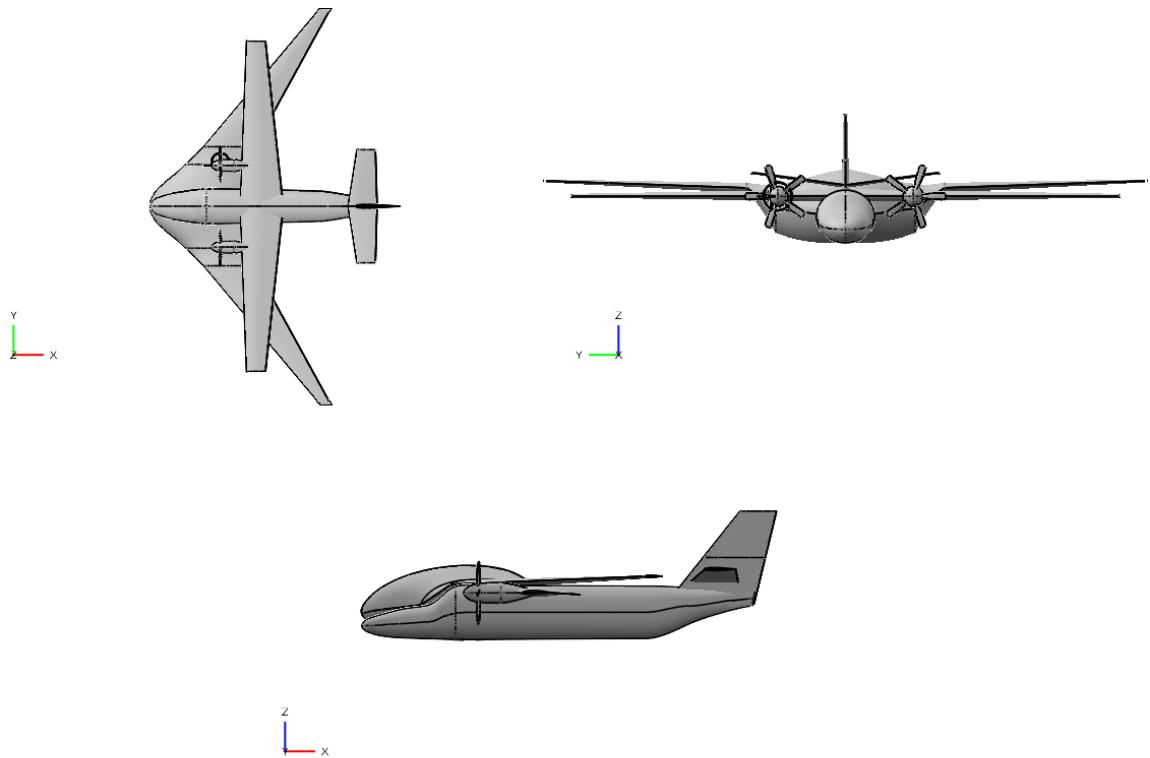
bude rychlejší než odhaduje výpočet AVL, protože program je omezen předpoklady. Nemůže se jistě říci, že odpor BELL-410 nepřekročí odpor L-410 v cestovním režimu, nicméně odpor BELL-410 byl zvýšen ve výpočtech, kvůli porušením pár předpokladů programu AVL. Tvarově jsou letouny nesrovnatelné a proto nelze jednoduše srovnávat poláry obou letounů. Ze silového porovnání se vyjádřily vztlakový a odporový součinitel vztažené ku ploše L-410



Obr. 5.2: Porovnání aerodynamických polár L-410 a BELL-410

Na obr. 5.3 jsou srovnány geometrie L-410 a BELL-410. Je vidět, že výška BELL-410 je mírně větší než L-410. Toto porovnání vnáší otázku stability BELL-410 a zda říditelné plochy budou dostatečné vzhledem k předpisům týkajících se stability a říditelnosti letounu.

V tabulce 5.1 jsou srovnány hodnoty L-410, získané ze statistiky a dostupných informací, a návrhovaného letounu BELL-410. Pro návrh jsou



Obr. 5.3: Porovnání geometrií L-410 a BELL-410

uvedeny hodnoty z analýzy výkonů BELL-410. Uvedená hodnota odporu je pro cestovní režim pro oba letouny.

s

Tab. 5.1: Porovnání hodnot mezi L410 a návrhem

Název	L410	BELL-410	jednotky
Rozpětí	19,98	24	[m]
Cestovní rychlost	335	335	[km/h]
Výdrž	5.1	5.43	[h]
Dolet	1500	1760	[km]
Odpor v cestovním režimu	6906	6034	[N]
Stoupací rychlost	8.5	8.22	[m/s]
Potřebná délka pro vzlet	500	504	[m]

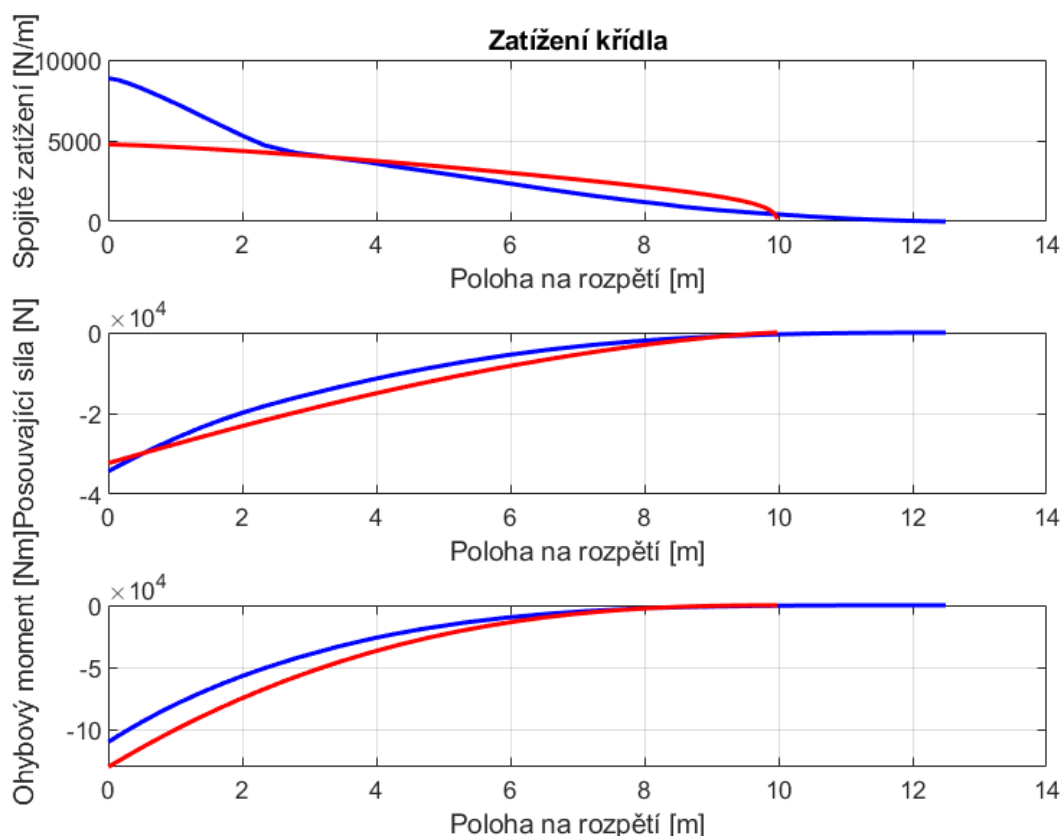
Při použití stejného množství paliva se hodnota doletu zvýšila o 260 kilometrů a výdrže o 0.33 hodin. V celkové hmotnosti paliva je zahrnuta i 45 minutová rezerva letu.

$$M_{fuelco} = \frac{260}{335} \cdot 206.56 = 160,3 \text{ kg} \quad (5.1)$$

Při doletu 1500 kilometrů návrh BELL-410 spotřebuje o 160,3 kilogramů méně paliva. Je tedy vidět, že BELL-410 má potenciál snížit spotřebu paliva až o 12% při stejném doletu. Tyto optimistické závěry je třeba doplnit podrobnější analýzou.

## 5.2 Porovnání zatížení křídla

Na následujícím obr. 5.4 je porovnání zatížení křídla L-410 a BELL-410.



Obr. 5.4: Porovnání zatížení od vztlaku BELL-410 a L-410

Je zřetelné, že posouvající síla je ke kořeni roste rychleji u BELL-410 a dosahuje větší maximální hodnoty kvůli vyšší hmotnosti letounu. Ohybový

moment roste rychleji u křídla L-410, než v návrhu samokřídla BELL-410. Maximální ohybový moment je u BELL-410 menší než u křídla L-410. Jelikož rozpětí BELL-410 je větší než rozpětí L-410, je otázkou, zda snížením ohybového momentu se celkově sníží hmotnost křídla. V odhadu hmotnosti vychází hmotnost celkově větší. Pro přesné určení zatížení křídla, by bylo třeba vytvořit přesnější model. Bylo by nutné určit všechny síly a jejich umístění na křídle pro určení přesného zatížení. Také je třeba určit ostatní zatížení jako například od krutu pro správnému dimenzování celkové konstrukce.

## 6 Závěr

V této práci byl navržen letoun se zvonovým rozložením vztlaku v kategorii GA a typu samokřídlo. Nejprve bylo představeno zvonové rozložení vztlaku na křídle a jeho srovnání s eliptickým rozložením, které je obvyklejší a používané při současné konstrukci letounů. Následně byla provedena rešerše ohledně vývoje letectví a trhu 19-místných letadel spadající do kategorie General Aviation. Na základě získaných informací o použitelnosti letounů této kategorie, bylo navrženo samokřídlo s možností přepravy až 18 cestujících, s označením BELL-410 o celkové předpovídané hmotnosti 7000 kg. Maximální cestovní rychlost s vybraným motorem činí 320 *km/h*. Jedná se pouze o základní koncepci, kde byla dodržena hmotnost a počet cestujících v daném předpisu kategorie GA (CS-23). Ostatní parametry z CS-23 nebyly zohledněny a to proto, že cílem práce bylo pouze zjistit, zda je možné navrhnout letoun se zvonovým rozložením a jestli se může výkonově přiblížit letounům stejné kategorie.

### 6.1 Diskuze

Při návrhu trupové části bylo obtížné zaručit dostatek prostoru pro cestující, zejména výšky kabiny. Z tohoto důvodu v trupové části letounu byly zvoleny profily s velkou relativní tloušťkou, i když mají značný odpor a nejsou vhodné pro generování vztlaku a tedy snižují aerodynamickou účinnost letounu. Je tedy otázkou zda letoun typu samokřídla je vyhovující pro přepravu cestujících. Vývoj i výroba takového trupu by byla velice technicky náročná a tedy i drahá.

Z hlediska výkonů BELL-410 docílil vyššího doletu a výdrže ve srovnání s



letounem L-410. BELL-410 spotřebuje na stejnou uletěnou vzdálenost méně paliva a má tedy potenciál snížit provozní náklady letů. Je však potřeba detailnější analýzy aerodynamiky návrhu BELL-410 pro potvrzení těchto výsledků. Výsledky z použitých výpočetních programů AVL a XFOIL je nutné brát s rezervou kvůli jejich samotné teorii. Výsledné hodnoty odporu byly mírně zvětšeny, kvůli určité jistotě, že hodnota odporu ve skutečnosti bude odpovídat těmto výsledkům.

Zvonové rozložení má ale velikou nevýhodu v komplikovaném zkroucení křídla, které komplikuje jeho výrobu. Projekty mající za cíl vytvořit letoun se zvonovým rozložením čeká také dlouhá a finančně náročná certifikace, což může být odrazující pro vývoj takového typu letounu. Z tohoto hlediska je výhodnější uvažovat o konstrukci bezpilotních prostředků se zvonovým rozložením vztlaku, které nepodléhají takovým regulacím jako letouny určené pro přepravu osob a tedy je větší volnost při samotném návrhu. Navíc by mohly sloužit jako dobrá platforma pro testování charakteristik letounu se zvonovým rozložením.

Navazující práci by byla finalizace podoby letounu a upřesnit jeho hmotovou obálku a podélnou stabilitu. Dostupné hmotností odhady jsou založeny na empirických vzorcích a jsou určeny pro klasické konfigurace letounů a ne pro koncept samokřídla či BWB. Pokud existují, jsou většinou určeny pro větší typy letounů. V tomto případě nejvhodnějším postupem je vytvoření detailního modelu letounu pro získání přesnějšího zatížení a nadimenzovat nosné prvky letounu. Následně podle výsledné konstrukce by bylo možné přesněji spočítat hmotnost a porovnat s prvotním odhadem hmotnosti. Také podrobnější rozdělení letového cyklu by upřesnilo výsledné hodnoty spotřeby, doletu a výdrže letounu. Lze předpokládat, že detailnější rozdělení fází letu, dolet a výdrž se trochu sníží a možná se přiblíží ku výkonům L-410. Spojením zvonového rozložení křídla s pohonem typu BLI by mohlo vést k dalčímu snížení odporu a tedy spotřeby. Díky tomuto

pohonu by vrtule nepřekážela při startu nebo při přistání, což by umožnilo zkrátit podvozek a tedy i eventuálně snížit hmotnost. Další úlohou by bylo řešit problém stranové říditelnosti a ukázat, zda křídélka by byla dostačující pro udržení stranové říditelnosti pro případy z předpisu CS-23 (boční přistání, vysazení kritického motorů). Jelikož zvonové rozložení samo o sobě potřebuje větší rozpětí oproti eliptickému bylo by zajímavé spojit toto rozložení s koncepcí letounu, kde křídlo je podepřeno vzpěrou (Strut-braced wing) k dosažení větší tuhosti křídla vzhledem k jeho větší štíhlosti. Na druhé straně z hlediska certifikace a vývoje by bylo možná jednodušší provést návrh křídla se zvonovým rozložením vztlaku na klasickou konfiguraci letounu. Při hodnocení samotného návrhu bylo dosaženo také závěru, že výkony se příliš neliší od referenčního letounu a je tedy otázkou zda by se vyplatil vyvíjet takový letoun. Je pravdou, že byla nastavena veliká marže při počítání odporu návrhu, nicméně výpočetní programy jsou optimistické při výpočtech odporu a bylo tedy je nutné je korigovat, aby se přiblížilo reálné hodnoty odporu. Je možné, že korekce i mírně nadhodnocuje výsledný odpor návrhu. K ověření hodnot by byla potřeba detailnější analýza.

# Literatura

- [1] J. Roskam. *Airplane Design*. Number díl 8 in Airplane design. DARcorporation, 1985.
- [2] International Air Transport Association IATA. Aircraft technology roadmap to 2050. 2019.
- [3] Pranav Mahamuni, A. Kulkarni, and Yash Parikh. Aerodynamic study of blended wing body. 9:29247–29255, 01 2014.
- [4] Douglas F. Hunsaker and Warren Phillips. *Ludwig Prandtl's 1933 Paper Concerning Wings for Minimum Induced Drag, Translation and Commentary*.
- [5] A. Bowers, O. Murillo, Robert Jensen, Brian Eslinger, and Christian Gelzer. On wings of the minimum induced drag: Spanload implications for aircraft and birds. 2016.
- [6] Ludwig Prandtl. *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*. US Government Printing Office, 1925.
- [7] Jaroslav Lněnička. Akademie letectví.  
[https://www.airspace.cz/akademie\\_letectvi/2014/12/jak-to-je-asi-s-indukovany-m-odporem/](https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2014/12/jak-to-je-asi-s-indukovany-m-odporem/), Dec 2014.
- [8] NASA. Induced drag coefficient.  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/induced.html>.
- [9] Vinayak Bembrekar, Akshay Rasane, Ajay Jadhav, Om Vaishnav, and Sandip Mirdude. Design of a wing with bell-shaped span-load using vlm method. *International Journal of Engineering Trends and Technology*, 59:182–185, 05 2018.

- [10] Jonathan Richter, Kevin N. Hainline, and Ramesh K. Agarwal. Examination of proverse yaw in bell-shaped spanload aircraft. 2019.
- [11] Pavel Hospodář<sup>TM</sup>, Armand Drábek, and Aleš Prachař<sup>TM</sup>. Aerodynamic design and strength analysis of the wing for the purpose of assessing the influence of the bell-shaped lift distribution. *Aerospace*, 9(1), 2022.
- [12] EASA. Certification specifications for normal-category aeroplanes (cs-23). Technical Report CS-23 Amendment 5 / AMC & GM to CS-23 Issue 3, European Union Aviation Safety Agency, Salt Lake City, UT, June 2020.
- [13] Fabrizio Nicolosi, Danilo Ciliberti, Pierluigi Vecchia, Salvatore Corcione, and Vincenzo Cusati. A comprehensive review of vertical tail design. 09 2016.
- [14] Steven J. Portugal, Tatjana Y. Hubel, Johannes Fritz, Stefanie Heese, Daniela Trobe, Bernhard Voelkl, Stephen Hailes, Alan M. Wilson, and James R. Usherwood. Upwash exploitation and downwash avoidance by flap phasing in ibis formation flight. *Nature*, 505(7483):399–402, Jan 2014.
- [15] Rolls-Royce. Future of flight. <https://www.rolls-royce.com/innovation/advance-and-ultrafan.aspx#solution>, 2018.
- [16] GE Aviation. Ge9x commercial aircraft engine | ge aviation. <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge9x-commercial-aircraft-engine>, 2018.
- [17] Safran. Areas of innovation. <https://www.safran-group.com/group/innovation/areas-innovation>, 2017.
- [18] Heart Aerospace. Es-19. <https://heartaerospace.com/about/>, 2019.

- [19] Jon Hemmerdinger. Eviation changes alice design, performance specifications shift. *FlightGlobal*, 2021.
- [20] NASA. X-57 maxwell. <https://www.nasa.gov/specials/X57/>, 2019.
- [21] Michael Tyrrell. "first high-power test for hydrogen aircraft engine complete at zeroavia". *AeroSpace Manufacturing*, 2021.
- [22] David Hall, Arthur Huang, Alejandra Uranga, E. Greitzer, Mark Drela, and Sho Sato. Boundary layer ingestion propulsion benefit for transport aircraft. *Journal of Propulsion and Power*, 33:1–12, 03 2017.
- [23] NASA. Reduce fuel burn with a dose of bli. <https://www.nasa.gov/aero/reduce-fuel-burn-with-a-dose-of-bli>, 2017.
- [24] Design and development of the d8 commercial transport concept. In *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018*, 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018. International Council of the Aeronautical Sciences, 2018.
- [25] Maximilian Spangenberg. Economic feasibility study for a 19 pax hybrid-electric commuter aircraft. 03 2020.
- [26] Wolfgang Grimme, Annika Paul, Fabian Peter, Georgi Atanasov, and Jasper Wensveen. Evaluation of the market potential and technical requirements for thin-haul air transport. 09 2019.
- [27] LET Kunovice. *Descriptive notes for the L-410 UVP-E aeroplane*. LET Kunovice, Uherské Hradiště - Kunovice, Czechoslovakia, 1989.
- [28] Vladislav Verner. Zpráva o měření modelu letounu l-410 v aerodynamické tunelu. Technical Report V1086/71, VZLÚ, Beranových 130, 199 00 Praha 18, Duben 1971.

- [29] Vladimír Daněk. *Mechanika letu I - Letové výkony*. CERM, Brno, 2009.
- [30] Berdowski. Survey on standard weights of passengers and baggage. Technical report, EASA, 2009.
- [31] Wensheng ZHU, Zhouwei FAN, and Xiongqing YU. Structural mass prediction in conceptual design of blended-wing-body aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(11):2455–2465, 2019.
- [32] Kinga Budziak. *Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice (AVL)*. Hamburg University of Applied Sciences, 2015.
- [33] Mark Drela. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. volume 54, 06 1989.
- [34] The NACA airfoil series. [https://web.stanford.edu/~cantwell/AA200\\_Course\\_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf](https://web.stanford.edu/~cantwell/AA200_Course_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf).
- [35] Colonel Kip P. Nygren and Major Robert R. Schulz. Breguet's formulas for aircraft range & endurance an application of integral calculus. 1996.
- [36] Eva Raichlová. Návrh alternativního elektrického pohonu letounu l13 vivat . Master's thesis, České Vysoké Učení Technické, Zpráva o měření modelu letounu L-410 v aerodynamické tunelu, Srpen 2019.
- [37] Nicolas Maille. On the use of flight operating procedures for the analysis of foqa data. 07 2015.