

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav letadlové techniky



Bakalářská práce

Výpočet aerodynamických charakteristik rogalu

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kublák** Jméno: **Filip** Osobní číslo: **438619**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Strojírenství**
Studijní obor: **Konstruování podporované počítačem**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Výpočet aerodynamických charakteristik rogala

Název bakalářské práce anglicky:

Calculation of aerodynamic characteristics of a hang-glider

Pokyny pro vypracování:

Cílem této práce je výpočet aerodynamických charakteristik rogala pomocí panelové metody.

Geometrie uvažovaná pro výpočty bude umožňovat měnit šíp a tím i štihlost.

Tento efekt bude spočítán pro několik vybraných úhlů šípkovitosti a bude sestavena funkce popisující vliv šípkovitosti na součinitel vztlačku a odporu.

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

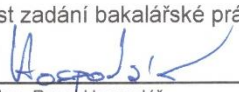
Ing. Pavel Hospodář, VZLU Praha

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání bakalářské práce: **13.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce:

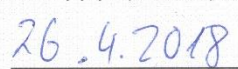

Ing. Pavel Hospodář
podpis vedoucí(ho) práce

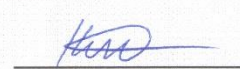

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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


Datum převzetí zadání


Podpis studenta

Anotační list

Jméno autora:	Filip Kublák
Název bakalářské práce:	Výpočet aerodynamických charakteristik rogala
Title of bachelor thesis	Computation of aerodynamic characteristics of a hang-glider
Rok:	2018
Obor studia	Konstruování podporované počítačem
Ústav/odbor	Ústav letadlové techniky
Vedoucí	Ing. Pavel Hospodář
Bibliografické údaje	počet stran: 53 počet obrázků: 38 počet tabulek: 1 počet příloh: 5
Klíčová slova:	závěsný kluzák, rogalo, aerodynamika, panelová metoda, letadlo, úhel šípu
Keywords:	hang-glider, rogallo wing, aerodynamics, panel method, aircraft, sweep
Anotace:	Cílem této práce je analýza křídla rogala, zejména pak vlivu změny šípvitosti křídla na aerodynamické charakteristiky. Teoretická část popisuje nejprve aerodynamiku obecně a ve druhé části je zaměřena na závěsné kluzáky. Výpočtová část ukazuje postup analýzy rogala, výsledky a jejich hodnocení.
Annotation:	Purpose of the thesis is an analysis of hang-glider wing, especially influence of sweep changing on aerodynamic characteristics. The first section of theoretical part describes aerodynamics in general and second section is focused on hang gliders. Computational part shows an analysis procedure and evaluation of results.

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl v přiloženém seznamu veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací, vydaným ČVUT v Praze 1.7.2009

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

V Praze dne: 12.8.2018



.....
podpis

Poděkování

Chtěl bych tímto poděkovat vedoucímu práce, panu Ing. Pavlovi Hospodářovi za odborné vedení a cenné připomínky při tvorbě této práce. Dále bych chtěl také poděkovat své rodině, která mi umožnila studovat a vždy mě ve studiu podporovala.

Obsah

1	Úvod	8
2	Seznam použitých zkratk a symbolů	9
3	Historie	11
4	Teoretická část – letadla obecně.....	13
4.1	Základní dělení letadel.....	13
4.2	Aerodynamické vlastnosti profilu křídla.....	13
4.3	Vznik aerodynamických sil.....	14
4.3.1	Vztlak.....	14
4.3.2	Odpor.....	15
4.3.3	Klopivý moment	15
4.3.4	Letová polára.....	16
4.4	Aerodynamické vlastnosti křídla	17
4.4.1	Geometrické zkroucení křídla	18
4.4.2	Aerodynamické kroucení křídla.....	18
5	Teoretická část - závěsné kluzáky.....	19
5.1	Počátky Rogallova křídla	19
5.2	Základní popis rogala	19
5.3	Princip letu závěsného kluzáku.....	20
5.4	Start rogala	21
5.5	Ovládání.....	22
5.6	Přistání.....	22
5.7	Vliv geometrie rogala na letové vlastnosti	22
5.8	Porovnání různých koncepcí křídla rogala.....	27
5.9	Vliv předeprnutí napínacího kabelu na letové výkony	30
6	Návrh CAD modelu rogala	31

6.1	Návrh základních rozměrů.....	31
6.2	Stavba modelu rogalu.....	31
7	Výpočtová část.....	33
7.1	Základní předpoklady řešení.....	33
7.2	Tvorba výpočtového modelu.....	33
7.3	Výpočet aerodynamických charakteristik jednotlivých profilů.....	35
7.4	Tvorba křídla.....	37
7.5	Zadávání vstupních údajů pro výpočet.....	39
8	Výsledky simulací a jejich zhodnocení.....	40
8.1	Výsledky pro rychlost proudění 4 m/s.....	40
8.1.1	Vztlaková čára.....	40
8.1.2	Polára.....	41
8.1.3	Klouzavost.....	42
8.1.4	Klopivý moment.....	43
8.2	Rychlost letu 8 m/s.....	44
8.2.1	Vztlaková čára.....	44
8.2.2	Polára.....	45
8.2.3	Klouzavost.....	46
8.2.4	Klopivý moment.....	47
9	Závěr.....	48
10	Citovaná literatura.....	49
11	Seznam obrázků.....	51
12	Seznam příloh.....	53

1 Úvod

Závěsné kluzáky již po mnoho let představují dostupný prostředek pro nadšence létání. Svou příznivou cenou, snadnou ovladatelností a dobrými letovými výkony jsou vhodnou alternativou ke klasickým letadlům. Jejich postupný vývoj jim umožnil dosahovat dnes daleko větších výkonů než před sedmdesáti lety v době jejich vzniku. Požadavky na výkony těchto strojů se ale neustále zvyšují i dnes a postupně se v nich začínají objevovat materiály a technologie, které ještě donedávna byly v tomto segmentu nemyslitelné. Poptávka po těchto strojích umožnila výrobcům specializovat se na jejich vývoj a předhánět se, kdo přijde s lepším konstrukčním řešením. Důkladné porozumění aerodynamiky a mechaniky letu umožňuje tyto požadavky i nadále naplňovat.

Předmětem této práce bude sestavení rešerše na téma aerodynamiky závěsných kluzáků a letadel obecně, v další části bude rozebrán postup návrhu výpočtového a CAD modelu rogalu, který bude posléze sloužit jako podklad pro tvorbu skutečného modelu rogalu. Hlavní náplní této práce je posouzení vlivu změny geometrie rogalu na aerodynamické charakteristiky. V simulačním programu XFLR5 bude spočítáno 9 modelů rogalu s různým úhlem šípů pro dvě rozdílné rychlosti letu.

2 Seznam použitých zkratk a symbolů

Zkratka	Význam
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
BCAR	British Civil Airworthiness Requirements
CAD	Computer Aided Design
MAC	Mean aerodynamic chord (Střední aerodynamická tětíva)

Symbol	Význam	Jednotka
Re	Reynoldsovo číslo	(-)
M	Machovo číslo	(-)
v	rychlost	(m/s)
α	úhel náběhu	(°)
ρ	hustota	(kg/m ³)
ν	kinematická viskozita	(m ² /s)
c	hloubka profilu	(mm)
t _p	tloušťka profilu	(mm)
l	rozpětí křídél	(m)
S	nosná plocha křídél	(m ²)
Λ	štíhlostní poměr	(-)
X	úhel šípů	(°)
C _L (C _y)	koeficient vztlakové síly	(-)
C _D (C _x)	koeficient odporové síly	(-)
C _m	koeficient klopivého momentu	(-)

C_{Di}	koeficient indukovaného odporu	(-)
C_{Dv}	koeficient vazkého odporu	(-)
$L (Y)$	vztlaková síla	(N)
$D (X)$	odporová síla	(N)
$M (P)$	klopivý moment	(Nm)
C_L/C_D	klouzavost	(-)
C_T	Koeficient předpětí odtokové hrany	(-)
ψ	úhel klonění	(°)
W_1	Hmotnost pilota	(kg)
W_2	Hmotnost rožala	(kg)
r	délka řídicí hrazdy	(m)
t	čas	(s)
g	tíhové zrychlení	(m/s ²)

3 Historie

Touha člověka napodobit let ptáka a pokořit tak zemskou gravitaci je stará několik tisíc let. Nejstarší zmínky této letecké myšlenky sahají až do 3. tis. př. n. l., kde podle pověsti měl v Mezopotámii Sumerskému králi Etanovi pomoci orel létat. První doklad o zařízení schopném letu vyrobené člověkem pochází asi z 5. století př. n. l. z Číny. Jednalo se o papírové či plátěné draky, které podle pověstí dokonce mohly unést člověka. [1]

První pokusy o let člověka pocházejí z roku 875, kdy Abbas ibn Firnas učitel cordóbské akademie zkonstruoval dřevěný postroj s křídly potaženými hedvábím a skočil s tímto postrojem z vrcholu minaretu. Podle dochovaných údajů uletěl dlouhou vzdálenost a nejen že ten skok přežil, ale dokonce nebyl ani vážně zraněn. Toto byl pravděpodobně první let „plachtěním“. [2]

Za prvního průkopníka letectví se dá považovat Leonardo da Vinci (1452-1519). Ten mnoha svými návrhy nejrůznějších typu létajících prostředků dalece předběhl svou dobu. Za svůj život stvořil více než stovku náčrtů konstrukcí. Kupříkladu vrtulník, ornitoptéru, vzdušný šroub či padák. Většina jeho návrhů uvažovala kývavý pohyb křídel jako u ptáků a k pohonu sloužila pouze lidská síla. Až ke konci svého tvůrčího života začal docházet k názoru, že prostá lidská síla k létání nestačí a pokoušel se navrhovat kluzáky s pevným křídlem. Naneštěstí žádný ze svých výtvorů nikdy nevyzkoušel. [1]

Další významný posun v avionice nastal, když se myšlenka létání nakrátko odvrátila od strojů těžších než vzduch a začala směřovat k letadlům lehčím než vzduch. Velkou mírou se o to zasloužili především bratři Montgolfierové, kteří v roce 1783 představili světu nejprve balón naplněný vodíkem, se kterým ještě neuspěli z důvodů unikání tohoto lehkého plynu. Tento problém následně vyřešili nahrazením vodíku horkým vzduchem. [1]

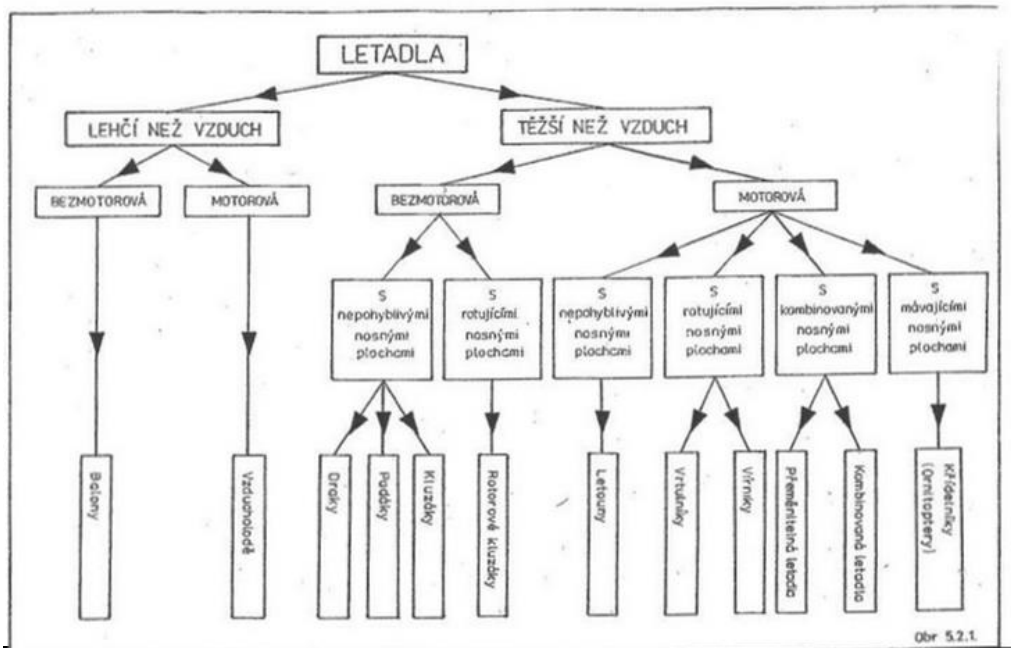
Jedním z největších průkopníků závěsných kluzáků 19. století byl německý konstruktér Otto Lilienthal. Jeho první velkým objevem bylo zjištění skutečnosti, že podmínkou pro let letadla s pevnou nosnou plochou, které by bylo těžší než vzduch, je relativní pohyb vpřed vůči vzduchu. Další významný pokrok učinil, když si uvědomil, že musí existovat taková zakřivená plocha, která by nadnášela více než rovinná deska. Tyto své poznatky uplatňoval při stavbě svých kluzáků. [1]

Bezpochyby největšími průkopníky letectví moderní historie byli bratři Orville a Wilbur Wrightové. Opraváři jízdních kol, kteří se ve volném čase věnovali experimentům s létáním. Jako první vymysleli a nechali si patentovat způsob řízení, který byl postaven na ovládání letadla kolem tří os. Jejich letoun zvaný Flyer byl prvním motorovým strojem těžším než vzduch řízeným člověkem. Dne 17. prosince 1903 s ním uletěl Orville Wright vzdálenost 40 metrů a poté bezpečně dosedl na zem. [1] [3] [4]

4 Teoretická část – letadla obecně

4.1 Základní dělení letadel

Dělení letadel vychází z fyzikálního principu překonání zemské tíhy. Současně se rozlišuje, zda je letadlo vybaveno pohonem pro vytváření propulsní tahové síly, nebo tento pohon nemá (Obr. 1). [5]



Obr. 1 Základní dělení letadel [5]

4.2 Aerodynamické vlastnosti profilu křídla

Profil křídla je plocha řezu křídla rovnoběžná s proudnicemi a kolmou na základní rovinu křídla (obr. 2), (obr. 3).

Základními znaky tvaru profilu křídla jsou:

Horní obrys, spodní obrys, náběžný bod (A) a odtokový bod (B).

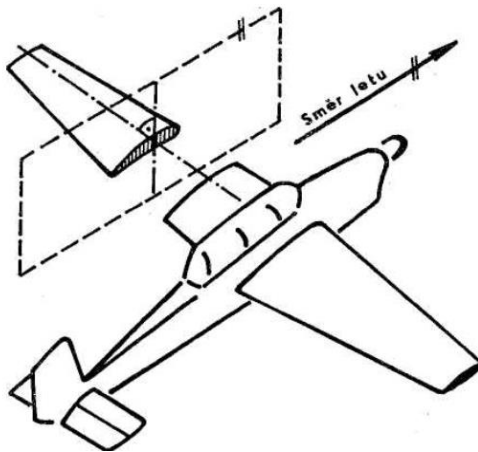
Tětiva profilu (c) – spojnice náběžného a odtokového bodu

Střední křivka profilu (s) – spojnice středů vepsaných kružnic do obrysu profilu

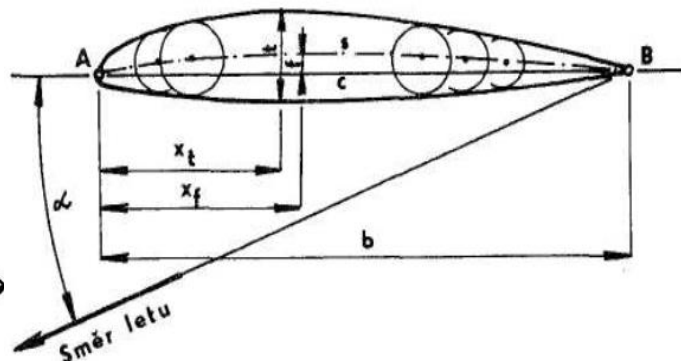
Tloušťka profilu (t_p) – mění se s hloubkou profilu. Její hodnota je udávána v poměru k hloubce profilu

Úhel náběhu (α) – je dán úhlem, který svírá směr nabíhajícího proudu vzduchu s tětvou profilu [6]

Speciálním případem určitého úhlu náběhu je tzv. úhel nulového vztlaku. To je úhel, při kterém nevzniká na profilu žádný vztlak. U symetrických profilů to je hodnota rovná 0° .



Obr. 2 Řez křídlem křídla [6]

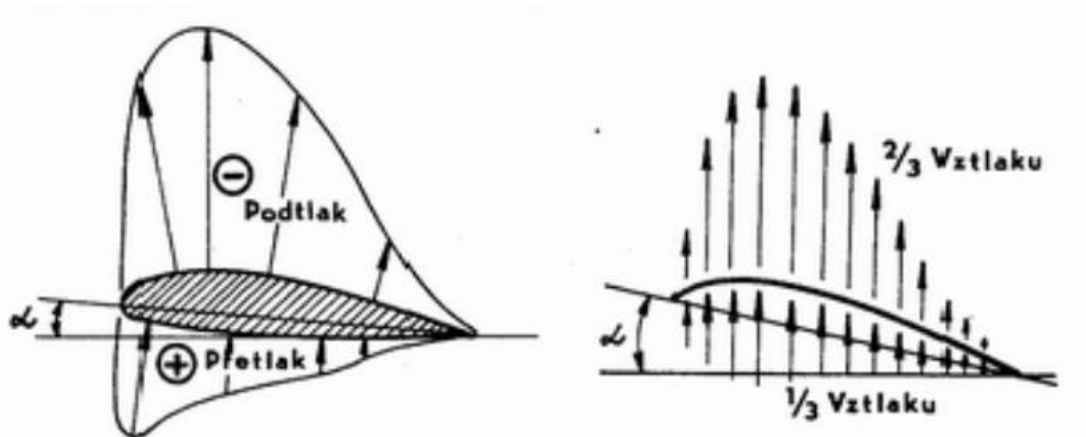


Obr. 3 Profil křídla [6]

4.3 Vznik aerodynamických sil

4.3.1 Vztlak

Vztlaková tělesa vytvářejí vysoký poměr vztlaku k odporu tzv. aerodynamickou jemnost. Je to dáno tím, že tlaková složka odporu je malá, řádově srovnatelná s třecí složkou. Při proudění vzduchu kolem profilu vzniká nad horním povrchem vlivem urychleného proudění podtlak. Pod spodním povrchem křídla nedochází k tak výraznému urychlení a tlak je zde vyšší než nad křídlem. Rozložení tlaku po profilu křídla znázorňuje (obr. 4). Vektorovým součtem tak vzniká výsledná vztlaková síla, která je kolmá na směr letu. [6]



Obr. 4 Rozložení vztlaku na profilu křídla [6]

4.3.2 Odpor

Výsledná odporová síla vzniká jako součet několika dílčích vlivů. Jednak vazkým třením pohybujícího se předmětu v okolním prostředí, dále taky zpětnými proudy při odtrhnutí mezní vrstvy, škodlivým odporem (odpor konstrukce, pilota, lanek, apod.) a také tzv. indukovaným odporem, který se dá popsat jako přetékaní proudu vzduchu z oblasti vysokého tlaku vzduchu do oblasti s nižším tlakem vzduchu, které probíhá za letu na koncích křídel. Tento jev způsobuje pokles vztlaku a zároveň nárůst odporu. [6]

Dlouhá a štíhlá křídla mají indukovaný odpor nižší. Indukovaný odpor se projevuje nejvýrazněji při pomalém letu s vysokým úhlem náběhu a vyšším součinitelem vztlaku. [6]

4.3.3 Klopivý moment

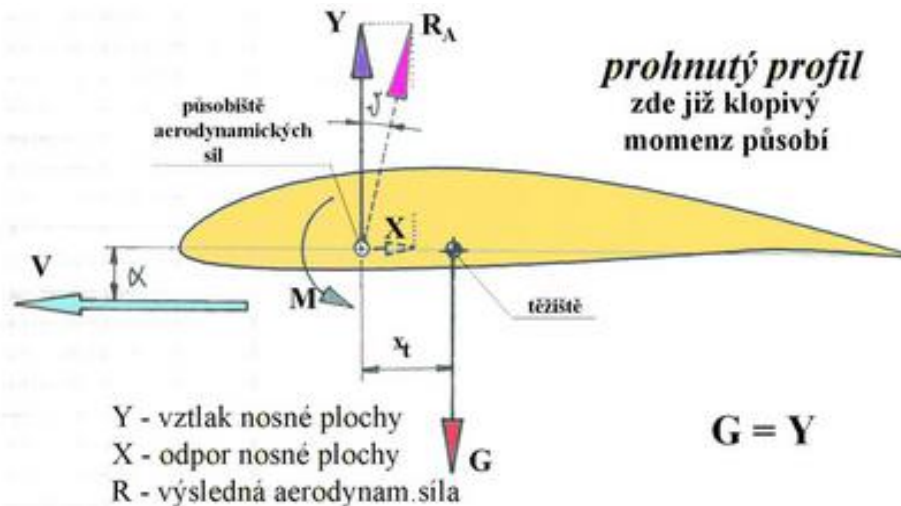
Kromě vztlaku a odporu bude na každý profil působit ještě moment těchto aerodynamických sil, kterým je profil sklápěn. Podle polohy těžiště se může profil křídla chovat jako stabilní, nestabilní, nebo na mezi stability. [6]

Součinitelé vztlaku, odporu a klopivého momentu nejsou konstantní, ale jsou závislé na několika dalších veličinách, jako jsou Reynoldsovo číslo a úhel náběhu. Tyto součinitelé lze získat buď numerickými simulacemi proudění, anebo experimentálními metodami v aerodynamickém tunelu. [6]

Vztlak a odpor lze vypočítat podle známých vztahů:

$$Y = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_y * S \quad (1)$$

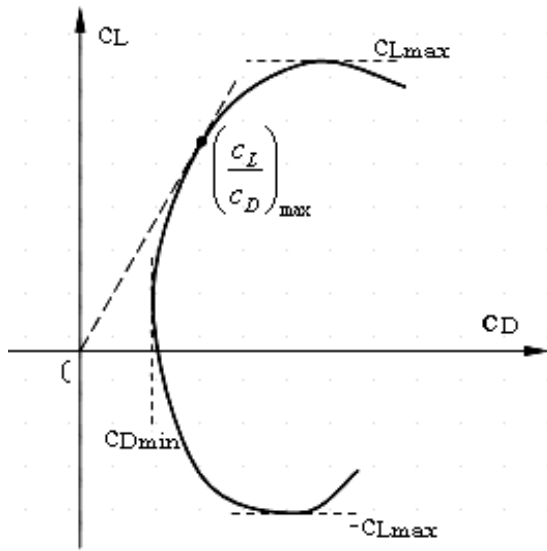
$$X = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_x * S \quad (2)$$



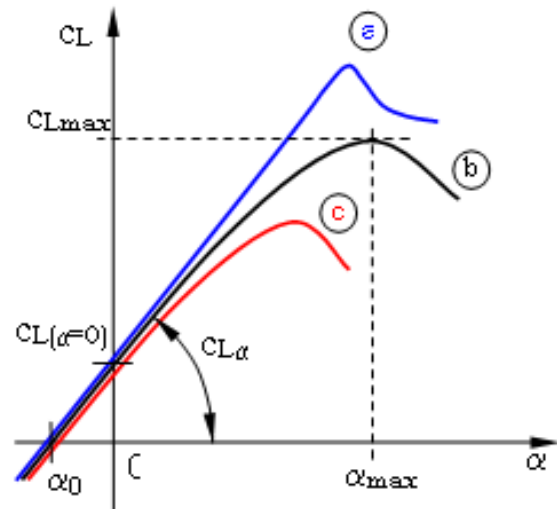
Obr. 5 Aerodynamické síly na profilu křídla [7]

4.3.4 Letová polára

Vynesením výsledných hodnot součinitelů C_x a C_y pro jednotlivé úhly náběhu do grafu, získáme křivky, jakými jsou polára profilu (obr. 6), vztlaková čára (obr. 7) nebo odporová čára. U poláry profilu nás zajímá především hodnota minimálního odporu a hodnota maximální klouzavosti (C_l/C_d). V případě vztlakové čáry je nejdůležitější její sklon a maximální hodnota C_l . Lze z nich jasně vyčíst např. maximální úhel vztlaku nebo maximální klouzavost. Posouzení těchto křivek je důležité pro další postup při návrhu letadla.



Obr. 6 Polára profilu



Obr. 7 Vztlaková čára pro různé profily

4.4 Aerodynamické vlastnosti křídla

Půdorys křídla – Je dán jeho geometrickými hodnotami (obr. 8). Z obrázku je patrné, že důležité jsou především rozpětí a hloubka křídla. Mění-li se hloubka křídla po rozpětí, jedná se o křídlo zúžené. Zúžení křídla je dáno poměrem hloubky konce křídla k hloubce střední části křídla. Půdorysné tvary křídel mohou být různé, např. obdélníkové, lichoběžníkové, eliptické apod. Křídlo rogala má typický šípovitý tvar.[8]

Rozpětí křídla l – je vzdálenost mezi konci křídla. Obvykle největší šířkový rozměr letounu. U křídel se vzepětím se měří nikoli délka křídla, ale její průmět do vodorovné roviny.

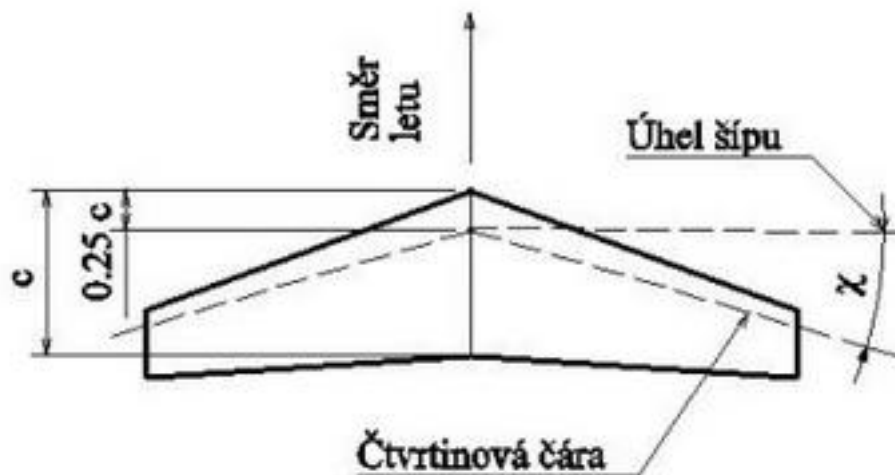
Hloubka křídla c – je vzdálenost odtokové hrany od náběžné ve směru obtékajícího proudu.

Nosná plocha křídla S – je dána průmětem křídla do vodorovné roviny. Do nosné plochy vždy započítáváme i tu část křídla, která proniká trupem a je jim tedy zakryta.

Štíhlost křídla λ - je poměr rozpětí křídla k jeho střední hloubce.

Zúžení křídla h – vyjadřuje poměr hloubky v ose souměrnosti křídla k hloubce na konci křídla. Rovněž tento parametr významně ovlivňuje aerodynamické vlastnosti křídla.

Úhel šípu χ – úhel který svírá čtvrtinová čára a kolmice na podélnou osu letounu [8]



Obr. 8 Geometrické charakteristiky křídla [8]

4.4.1 Geometrické zkroucení křídla

Profily v jednotlivých místech křídla nemají obvykle záměrně stejný úhel náběhu. Aby se dosáhlo výhodného rozdělení aerodynamických sil po rozpětí, mění se se vzdáleností od středu křídla úhel náběhu. Profily na koncích křídla mají proti profilům střední partie křídla obvykle negativní úhel náběhu. [8]

Důvod pro geometrické kroucení je ten, že jako první dochází k překročení kritického úhlu náběhu na křídle u trupu, avšak letadlo zůstává ovladatelné i nadále, protože křídélka která se obvykle umísťují blíže ke konci křídel, jsou stále obtékána plynulým proudem vzduchu. Dalším důvodem je rozkmitání výškového kormidla vlivem odtrženého proudu vzduchu u trupu a pilot tak může být včas varován před případným přetažením letadla. [8] [6]

4.4.2 Aerodynamické kroucení křídla

Stejného efektu jako u geometrického kroucení křídla lze dosáhnout též pomocí aerodynamicky krouceného křídla. To je křídlo, jehož okrajové profily (případně mezilehlé profily v místech změn průběhu kroucení) se liší tvarem a samozřejmě aerodynamickými charakteristikami (úhlem nulového vztlaku, sklonem vztlakové čáry, $C_{l,max}$ apod. [8]

5 Teoretická část - závěsné kluzáky

5.1 Počátky Rogallova křídla

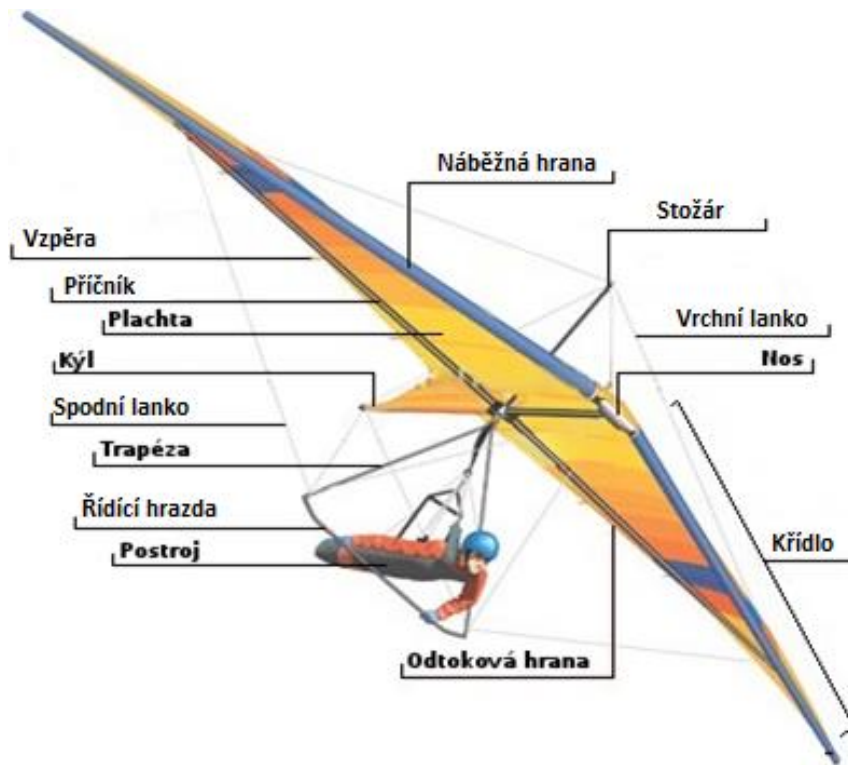
Rogalovo křídlo vynalezl v roce 1948 Francis Rogallo se svojí manželkou Gertrudou v rámci projektu NASA jako alternativní možnost návratového systému pro moduly Mercury a Gemini. Jeho využití bylo zamýšleno i u jiných vesmírných prostředků avšak od tohoto záměru bylo postupně upuštěno a bylo upřednostněno používání konvenčních padáků. [9]



Obr. 9 NASA Paresev (Paraglider Research vehicle) (8)

5.2 Základní popis rogala

Rogalo je jednoduchá konstrukce sestávající z plachty, která je napnutá přes kostru tvořenou většinou kompozitními trubkami, jenž je pospojovaná kováním a ocelovými lanky. S kostrou rogala je pevně spojená také řídicí hrazda pomocí níž pilot ovládá rogalo. Ke kostře je rovněž připevněn postroj, ve kterém je pilot volně zavěšen (obr. 10). [10]



Obr. 10 Popis rogala [10]

5.3 Princip letu závěsného kluzáku

Let závěsného kluzáku je jako u každého letadla spojen s existencí vztlakové síly na křídle. Pro její vznik je nutno splnit podmínku relativního pohybu vůči vzduchu. Ve většině případů se o horizontální pohyb letadla stará motor, avšak z principu věci u závěsného kluzáku motor chybí. [6]

Aby se kluzák mohl pohybovat vpřed, musí při letu vyrovnávat pasivní odpory, aby nezačal zpomalovat a neztratil tak vztlakovou sílu, což by mělo za následek pád. Vyrovnání ztracené energie způsobené pasivními odpory se dá realizovat jedině tak, že kluzák přeměňuje svou polohovou energii na kinetickou, jinými slovy pomalu klesá (obr.). [6] [10]

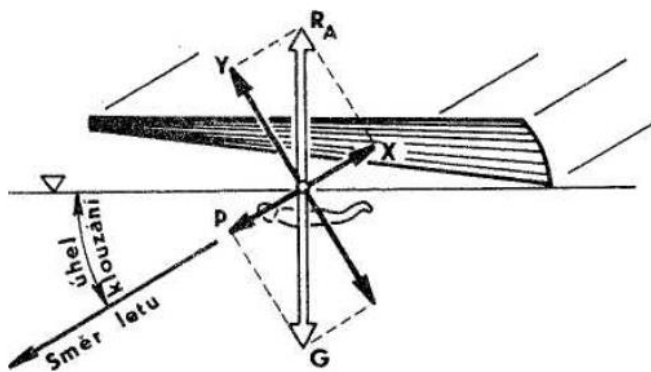
Čím vyšší je klouzavost, tím menší úhel klesání je nutný pro zachování konstantní rychlosti. Moderní výkonné rogala mají hodnoty klouzavosti běžně okolo 10. Takový způsob letu se označuje jako slet. V praxi by takovýto let trval jen několik minut. [10]

Aby bylo možné letět déle a na větší vzdálenosti, je třeba využívat energie přírody. Historicky prvním způsobem jak se udržet ve vzduchu déle, je vznášení se ve svahovém proudění před vhodně tvarovaným kopcem či hřebenem, kde vzestupné proudění je větší nebo alespoň stejné, jako klesání kluzáku oproti vzduchu. [11]

Druhým způsobem je zdržování se ve stoupavých termálních proudech, které vznikají rozdílným ohřevem vzduchu od zemského povrchu a přirozeným stoupáním teplejší masy vzduchu vzhůru vynášejí také rogalo. Rozdíly teplot zemského povrchu bývají způsobené buď zahříváním suššího a tmavšího povrchu od slunce, anebo akumulací schopností lesů a jiných vlhkých oblastí při náhlém ochlazení jako např. při západu slunce.[11]

Třetím způsobem je využívání stoupavých oblastí při vlnovém proudění za horskými hřebeny při silném větru. [11]

Všechny tyto způsoby mohou podstatně prodloužit dolet kluzáku, avšak pro ty nejdelší lety je zpravidla důležitý výskyt stoupavých proudů. Dříve byla pro jejich vyhledávání nezbytná zkušenost pilota, avšak dnes už existují citlivé přístroje, které dokáží tyto proudy detekovat, tzv. variometry. [11] [12]



Obr. 11 Schéma rovnovážného letu [6]

5.4 Start rogala

Start je prováděn zásadně proti větru nejčastěji rozběhem z kopce. Pilot s kluzákem se rozbíhá z vhodně zvolené vyvýšeniny a po získání potřebné rychlosti vzletne. Tato vzletová rychlost se liší v závislosti na typu rogala a pohybuje se od 20 do 30km/h. Následným

využitím svahového proudění není problém nabrat potřebnou výšku.

Dalším alternativním způsobem je roztahování na rovině pomocí navijáku. [12]

5.5 Ovládání

Naprostá většina v současnosti provozovaných rogal je řízena změnou polohy těla vůči rogalu. Toto ovládání je efektivní a velice intuitivní pro pilota. Samotné ovládání letu rogala ve vzduchu je jednoduché.

Pro vykonání pravé zatáčky pilot přesune své tělo vůči hrazdě doprava a pro levou zatáčku naopak.

Pro naklopení na „čumák“ přitáhne pilot hrazdu k sobě a pro naklopení na „záda“ od sebe. [10]

5.6 Přistání

Stejně jako při startu je i zde důležité nasměrovat kluzák proti větru, aby se co nejvíce snížila relativní rychlost oproti zemi.

Manévr přistávání je spolu se startem nejobtížnější část. Pilot při přistání musí slétnout těsně nad zem, snížit rychlost na minimum a následně odtlačení hrazdy rogalo tzv. přetáhnout. Při příliš včasném přitáhnutí hrazdy kdy je ještě rychlost rogala příliš vysoká, nemusí dojít k přetažení a rogalo může tzv. vyplavat, jinými slovy náhle nabrat výšku a následně dojít do přetažení s následkem ostrého pádu na zem. Naopak když bude pilot otálet s odtlačení hrazdy, tak bez dostatečného vztlaku se kluzák předkloní dopředu a zapíchne se čumákem do země, což může mít za následek stejně jako v případě příliš včasného přitážení zranění pilota a poškození rogala. [12]

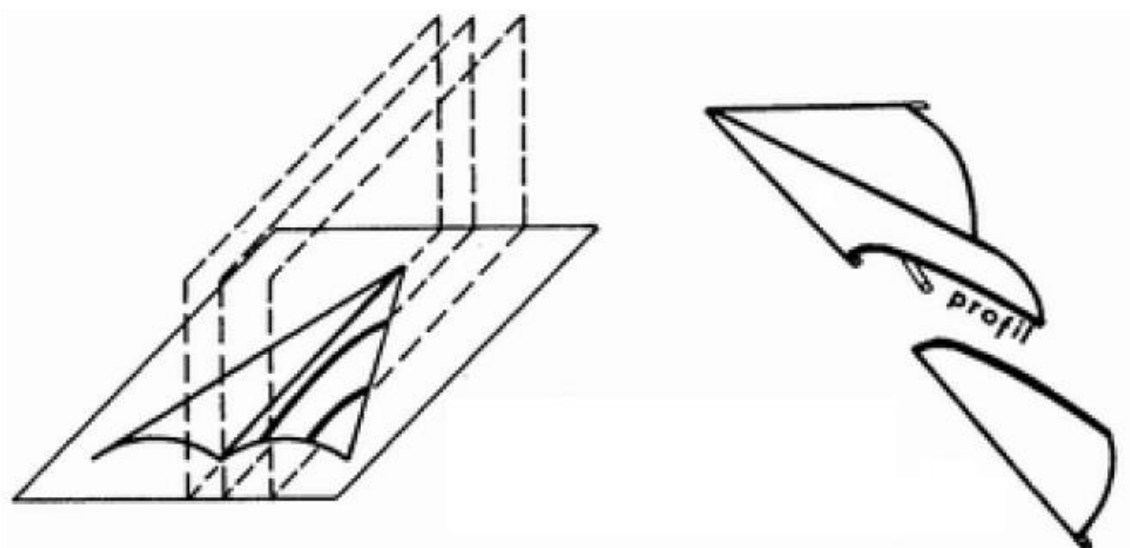
5.7 Vliv geometrie rogala na letové vlastnosti

Křídlo rogala se skládá ze tří paprskovitě uspořádaných nosníků vyztužených vzpěrou. Potah natažený přes takovouto konstrukci se vlivem nabíhajícího proudu vzduchu vytvaruje do dvou kuželů. Řezem potahu křídla rovinou rovnoběžnou se středním nosníkem a kolmou na příčnou spojnicí nosníků obdržíme profil křídla rogala (obr. 12). [6]

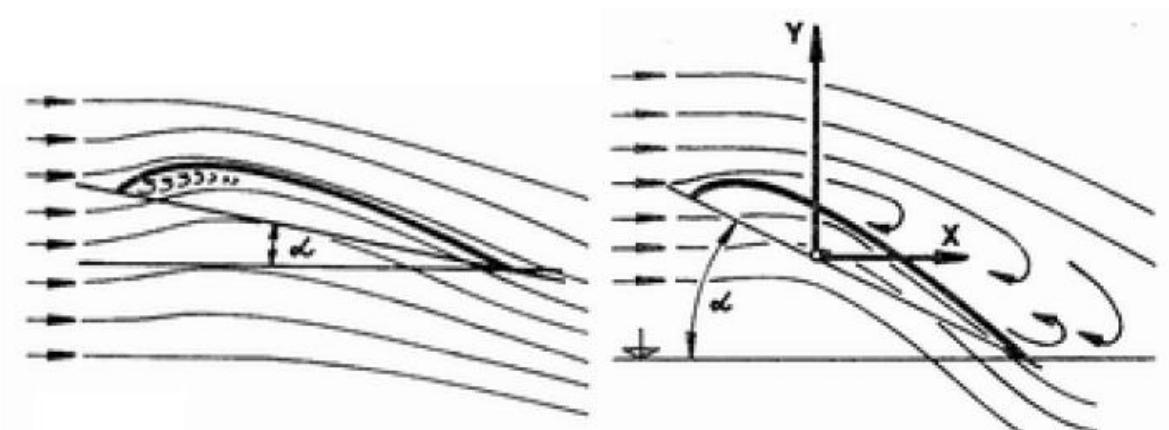
Takovýto profil je plynule obtékán při středních a vyšších úhlech náběhu. Při úhlech náběhu menších než přibližně 12° se za náběžnou hranou na spodní straně křídla vytváří víření, které zvyšuje odpor profilu (obr. 13). Naopak při vysokých hodnotách úhlu náběhu (přes 40°)

dochází k odtržení mezní vrstvy na horním povrchu, podstatně poklesne vztlak, narůstá odpor a mění se klopivý moment (obr. 14).

Tento efekt je však podstatně oddálen, než u klasických pevných křídel a to z důvodu elastických vlastností potahu, který je do jisté míry schopný se přizpůsobovat úhlu náběhu. Fyzikální vlastnosti takového potahu, který přizpůsobuje svůj tvar podle úhlu náběhu, poskytuje velmi širokou letovou obálku a také hladší ztrátu kontroly. Tato vlastnost je však vykoupena nepříznivou příčnou stabilitou při nízkých úhlech náběhu, která tak může snadno převážit výhody výše zmíněné. [6] [13] [14]



Obr. 12 Podélný řez křídlem rogala [6]



Obr. 13 Obtékání profilu rogala při nízkém úhlu náběhu [6]

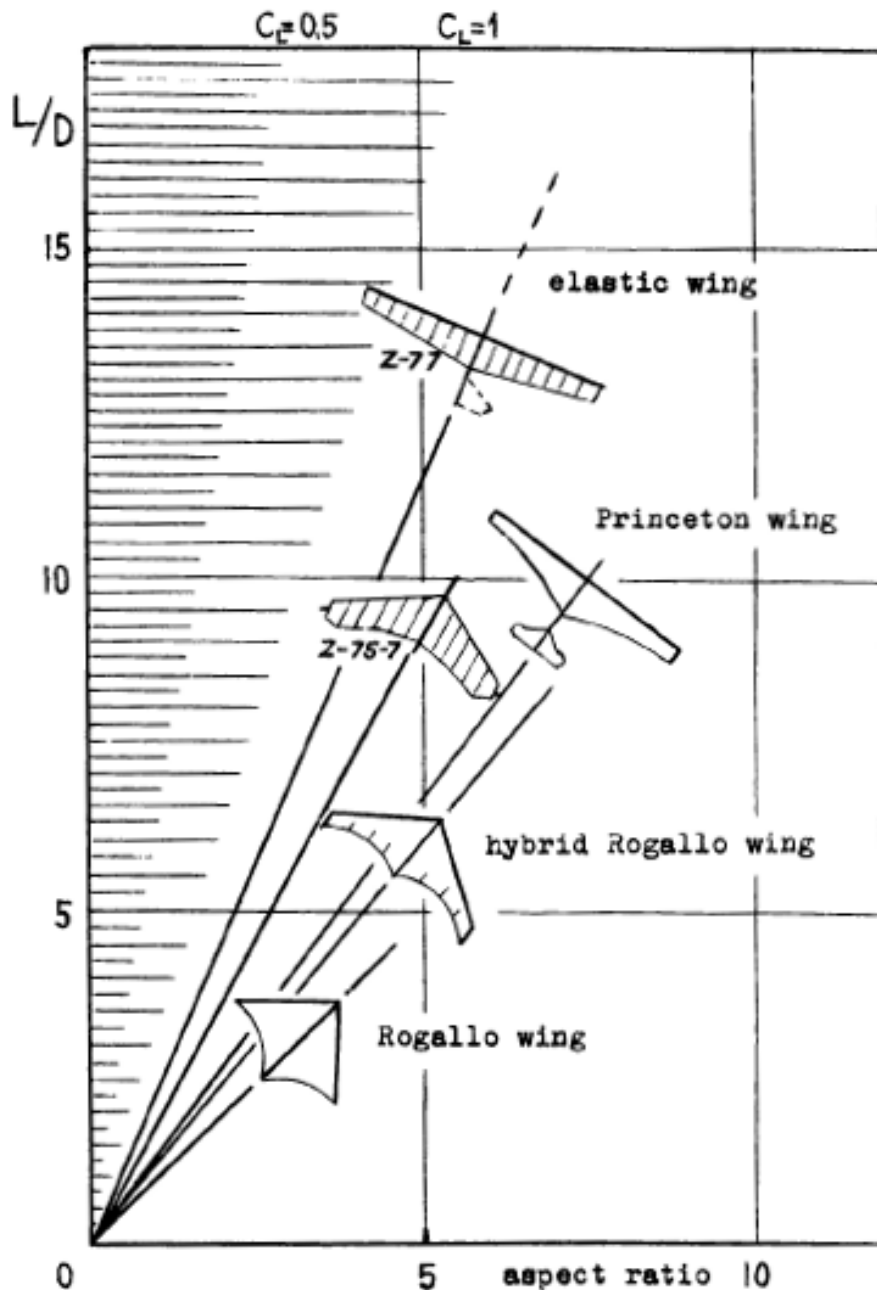
Obr. 14 Obtékání profilu rogala při vysokém úhlu náběhu [6]

Moderní konfigurace kluzáků vykazují mnohem stabilnější a lineárnější průběhy klopivých momentů než první Rogallové návrhy, které jak je ukázáno, mají potenciálně nebezpečné vlastnosti při nízkých úhlech náběhu. [14]

Jako jedna z možností jak zlepšit nepříznivé vlastnosti příčné stability při nízkých úhlech náběhu by mohla být konstrukce křídla se vzepětím. Avšak experimenty ukázaly, že pro téměř všechny možné typy kluzáků tato domněnka neplatí. Ke zlepšení příčné stability skutečně dochází, avšak pouze při vyšších úhlech náběhu. Naopak při nízkých úhlech náběhu je tento efekt téměř ztracen. [13]

Jedním z hlavních problémů který ovlivňuje návrh ultralehkého závěsného kluzáku, je snížení efektivity řízení posouváním těžiště pilota při zvyšujícím se rozpětí křídla. Na druhou stranu zvyšování rozpětí křídla a následně štíhlostního poměru je hlavní způsob k dosažení vyšší efektivity letu.

Vliv štíhlostního poměru na výkony rogalu jsou popsány v (obr. 15). [15]



Obr. 15 Závislost L/D koeficientu na štíhlostním poměru [15]

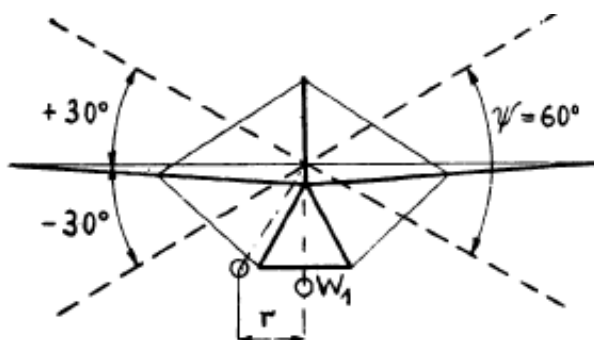
Analytickou metodou byla popsána závislost rozpětí křídla na času klonění několika různých typů závěsných kluzáků. Časy naklonění křídla byly počítány podle vzorců (1) a (2), při klonění o 60° (od -30° do $+30^\circ$) jak ukazuje (obr. 15). Nejprve bylo porovnáváno dokonale tuhé křídlo, pro které byly setrvačné síly zanedbány. Reakcí na moment od ovládací síly byl pouze aerodynamický odpor. Druhý případ uvažoval úplně elastické křídlo v torzi, aerodynamicky podélně stabilizované, pro které byly veškeré stranové aerodynamické síly zanedbány. Uvažován byl pouze moment setrvačnosti podle podélné osy. Tyto dva případy mohou být považovány za hraniční limity při klonění všech možných křídel závěsných kluzáků. [15]

Pro první případ byl nalezen následující vztah:

$$t = \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{\psi l^2 L}{16rW_1 v C_L} \quad (3)$$

A pro druhý případ:

$$t = \sqrt{\frac{\psi m l^2 \pi}{8rW_1 180}} \quad (4)$$



Obr. 16 Úhly klonění uvažované při výpočtu (1)

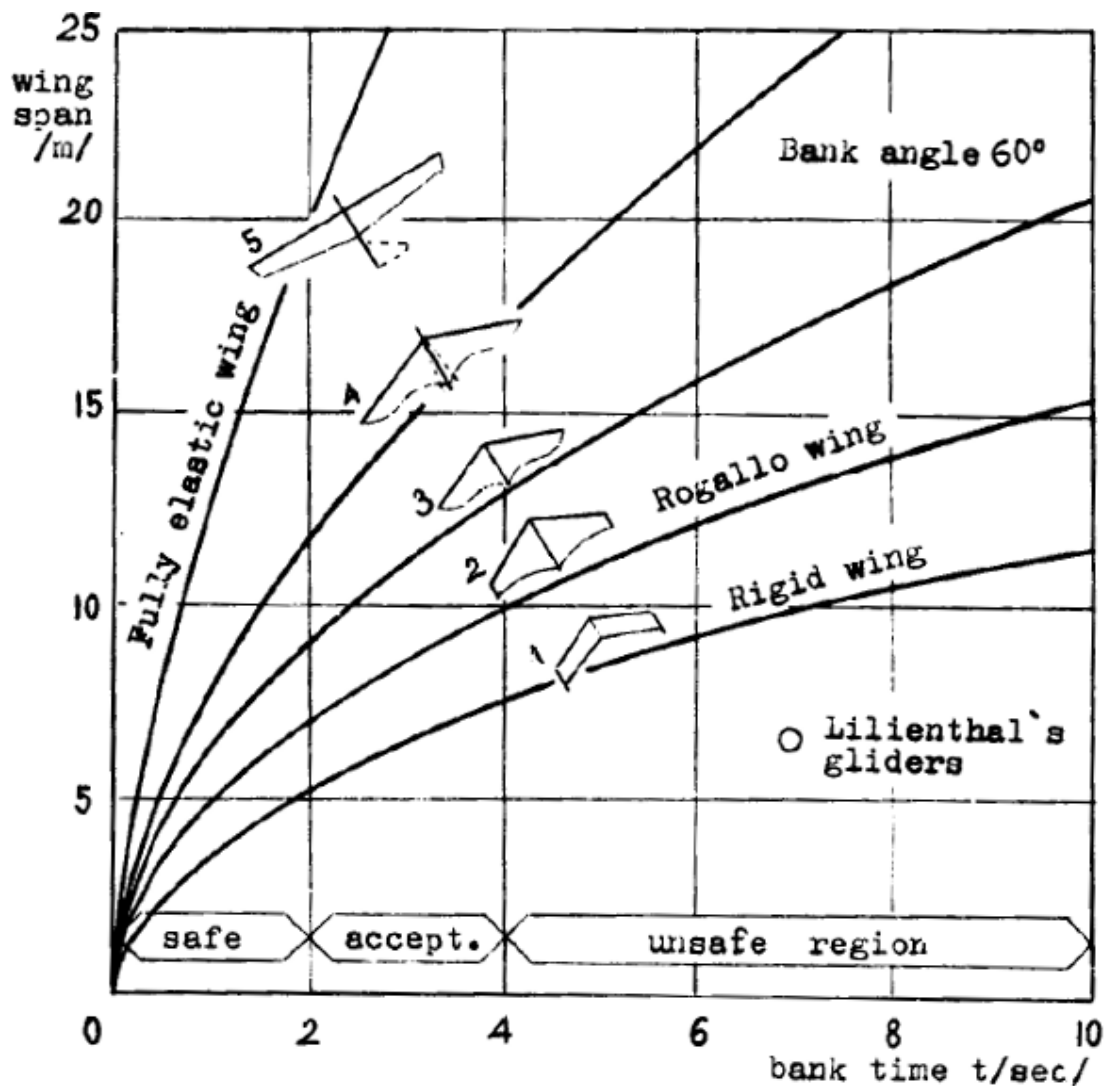
Na (obr. 16) jsou zobrazeny tři intervaly časů pro naklonění posunem těla pilota o hmotnosti 75 kg o 0,75 m od stabilní letové polohy.

První rozsah $t = 0-2$ s je považován za bezpečný s ohledem na dobrou manévrovatelnost závěsného kluzáku. To odpovídá praktickému pozorování kluzáků zařazeným podle BCAR (British Civil Airworthiness Requirements) oddíl K, pro lehké letouny. [15]

Druhý rozsah $t = 0 - 4$ s je za určitých povětrnostních podmínek přijatelný z hlediska dostatečné manévrovatelnosti. [15]

Třetí rozsah $t = 4 \leq$ je nebezpečný pro závěsné kluzáky a může být přijat pouze ve zvláštních případech jako např. u motorových letounů při rychlosti větru menší než 2 m/s. [15]

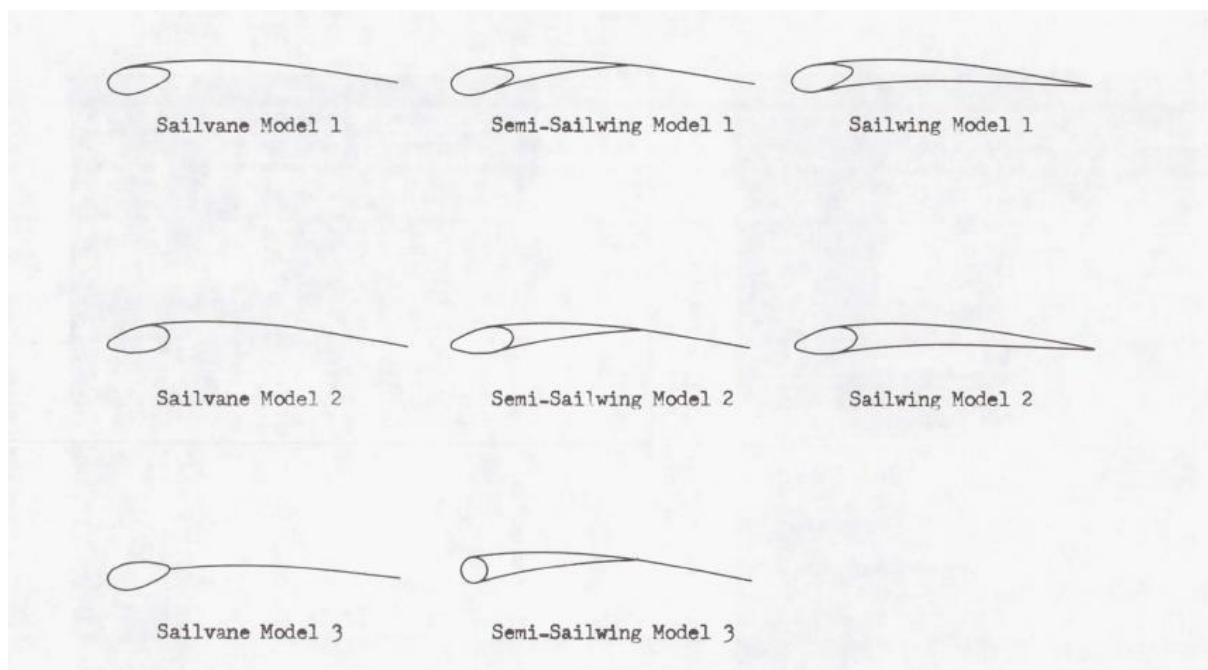
Časy klonění uvedené na (obr. 16) se týkají značně nízké rychlosti letu cca 8 m/s a je známo, že účinnost aerodynamického řízení se s klesající rychlostí snižuje. Tato negativní vlastnost se však nevyskytuje v případě závěsných kluzáků řízených posunem těžiště pilota. Na (obr. 16) je rovněž vyobrazen odhadovaný čas klonění historických Lilienthalových kluzáků. [15]



Obr. 17 Závislost času klonění na rozpětí křídla pro různé typy kluzáků [15]

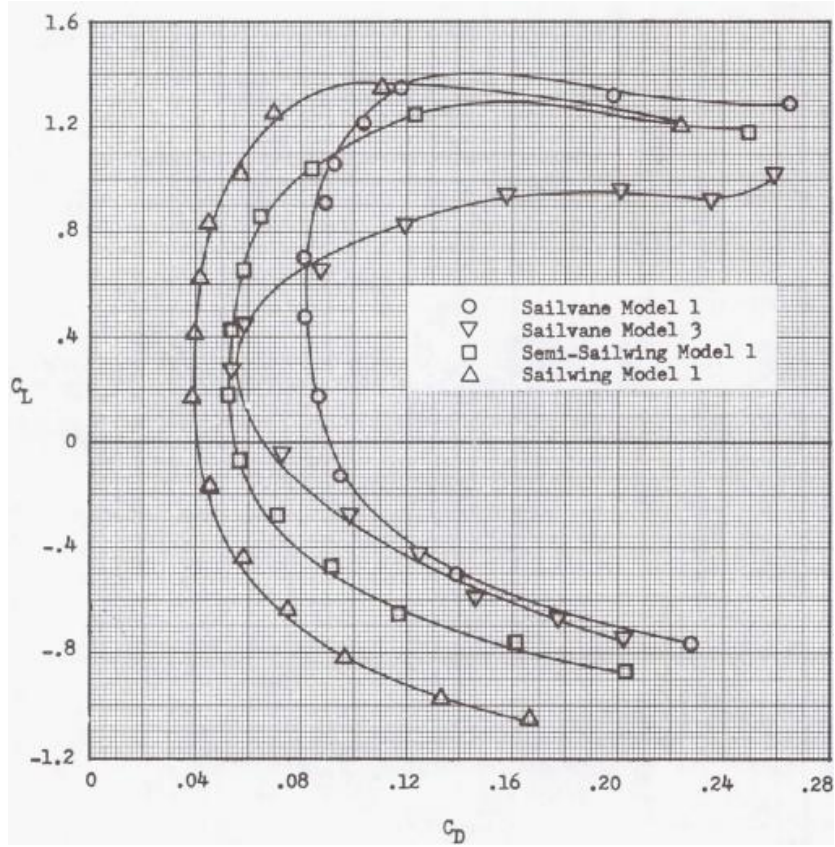
5.8 Porovnání různých koncepcí křídla rogala

Srovnání osmi různých profilů křídel (obr. 16) ukazuje důsledek použití náběžné hrany s kapkovitým tvarem, který má menší poloměr oproti klasickému kruhovému průřezu, který má na rozdíl oproti profilům s kapkovitou náběžnou hranou větší rádius. Dále je zde porovnán vliv použití celé plachty (potažená je horní i dolní část křídla) oproti rogalům využívajícím pouze potažení horní části křídla, popřípadě křídlo jen s horním potahem a částečným spodním potahem. [16]

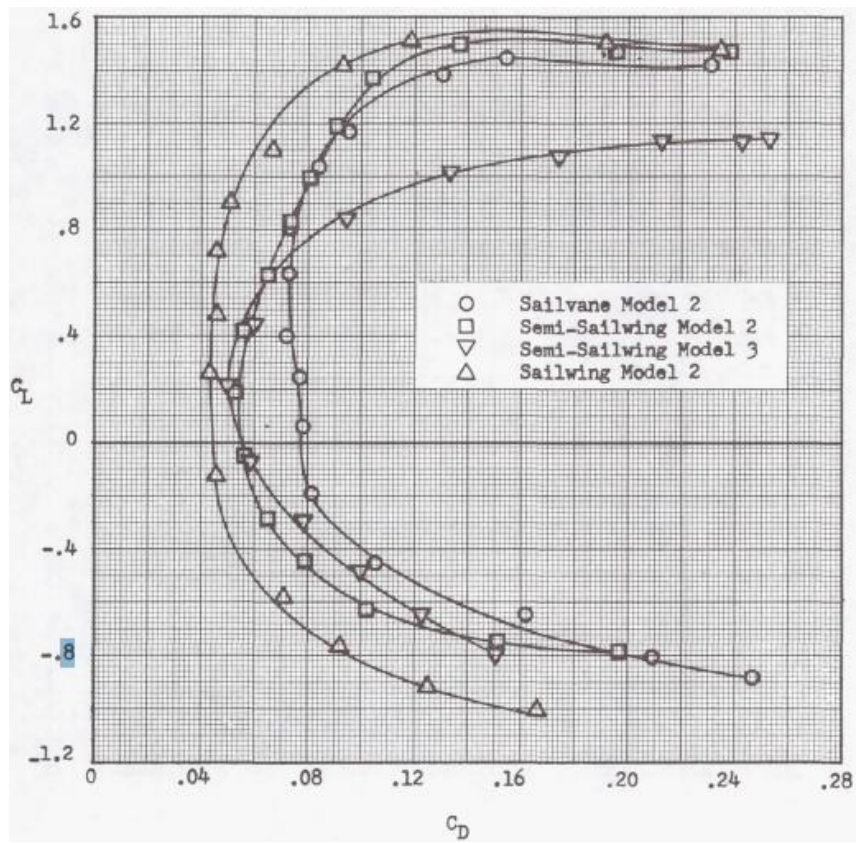


Obr. 18 Srovnání osmi profilů křídla kluzáku [16]

Jak ukazují poláry profilů (obr. 19 a obr. 20) nejvyšších hodnot maximálního vztlaku a C_L/C_D poměru dosahují profily s oboustranným potahem křídla. Srovnatelných hodnot maximálního vztlaku avšak nižšího C_L/C_D poměru dosahují profily s potahem horním a částečným spodním. Nejnižších hodnot jak C_L/C_D poměru tak maximálního vztlaku dosahují obecně profily potažené pouze na vrchní straně. [16]



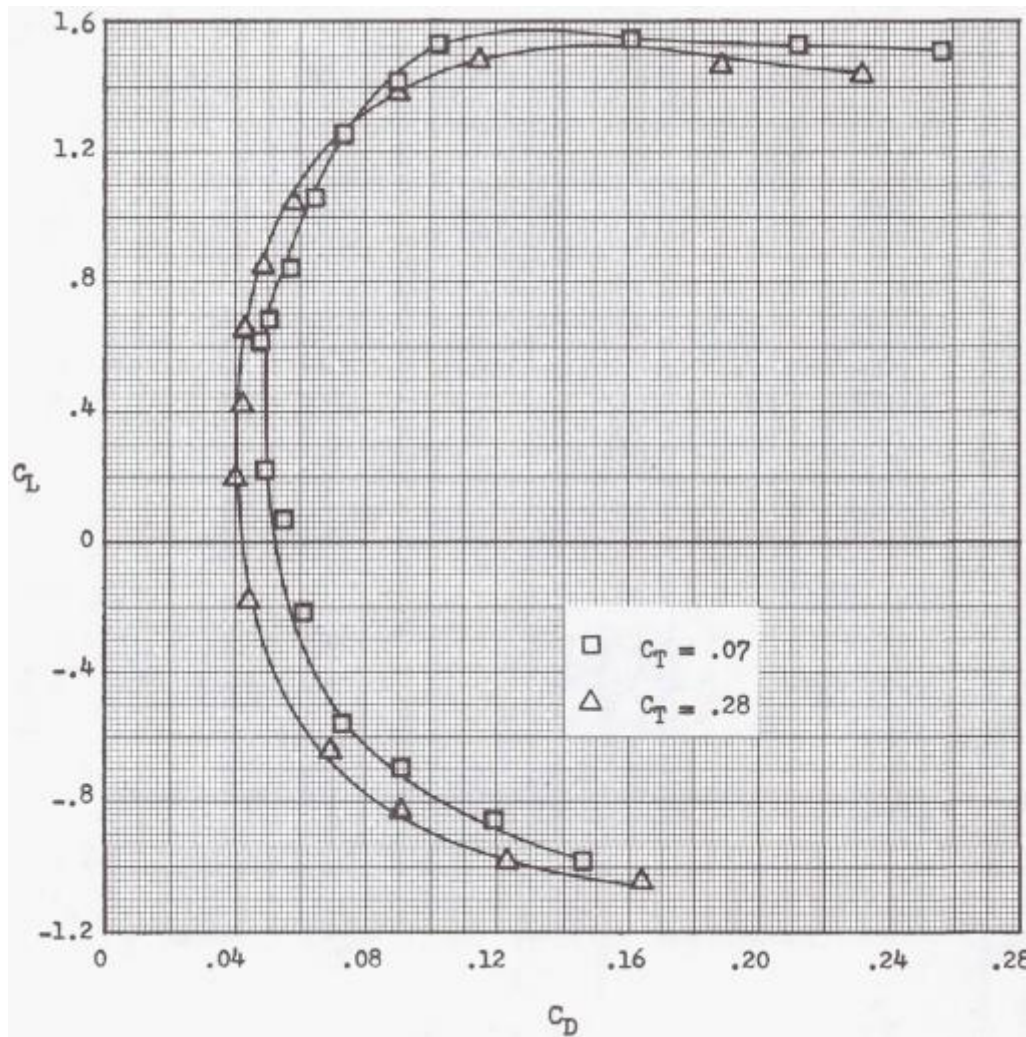
Obr. 19 Poláry profilů s větším poloměrem náběžné hrany [16]



Obr. 20 Poláry profilů s menším poloměrem náběžné hrany [16]

5.9 Vliv předepnutí napínacího kabelu na letové výkony

Velikost předpětí v napínacím kabelu odtokové hrany plachty má vliv na maximální součinitel vztlaku a také na maximální klouzavost. Ukazuje se, že vyšší předpětí přiblíží chování plachty pevnému křídlu a vzroste součinitel klouzavosti. Uvolnění napínacího kabelu naopak dovolí větší klenutí plachty, což povede k vyššímu maximálnímu součiniteli vztlaku a také mírnější následky při překročení kritického úhlu náběhu (obr. 21). [15] [16]



Obr. 21 Efekt předepnutí odtokové hrany u křídla s profilem Sailwing 2 [16]

6 Návrh CAD modelu rožala

CAD model bude sloužit jako předloha pro stavbu demonstrátoru a zároveň pro výpočtový model, u kterého se bude měnit geometrie křídla a na základě toho provádět simulace ke zjištění změn aerodynamických charakteristik (obr. 22), (obr. 23).

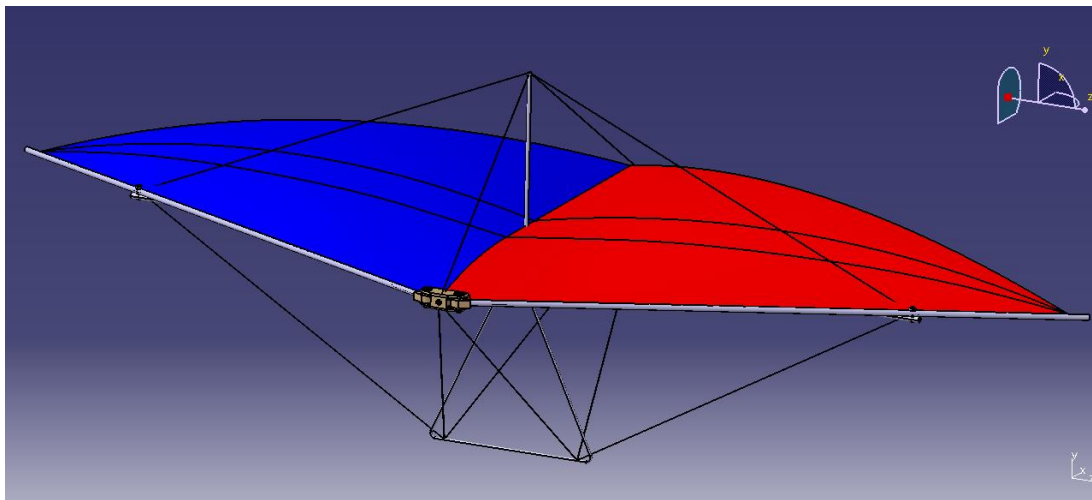
6.1 Návrh základních rozměrů

Model by měl být navržen tak, aby odpovídal zmenšenému modelu skutečného rožala. Při návrhu musí být kladen důraz na jednoduchou výrobu a možnost demontáže do skladného tvaru umožňující snadnou přepravu.

Rozpětí rožala bylo zvoleno 1,2m a to především na základě požadavku snadné přepravy.

Vrcholový úhel nosníků byl zvolen 130° .

Délka byla stanovena na 0,5m, aby proporcionálně korespondovala s rozpětím křídla a úhlem šípů.



Obr. 22 CAD model rožala

6.2 Stavba modelu rožala

Mezi hlavní požadavky na volbu materiálu patřily především dostupnost a přijatelná cena. Také bylo třeba zohlednit dostupné technologie pro zpracování a výrobu modelu.

Základním materiálem pro stavbu nosných částí modelu byly zvoleny laminátové trubky o rozměrech 6x4mm o metrové hmotnosti 30g/m.

Pro výrobu stožáru a řídicí hrazdy byly použity laminátové tyče o průměru 4mm (23g/m).

Jako potahový materiál byl zvolen potahový papír Ply-Span o hmotnosti 13g/m²

Čumák rogala sloužící především ke spojení hlavních nosníků a kýlu byl navržen ze dřeva (obr. 25)

Spojovací čepy v čumáku rogala byly vysoustruženy z hliníku

Spojení hlavních nosníků a příčnicku je zajištěno pomocí šroubů a matic M3,5

Vyztužení konstrukce lanovím je z rezné nitě o průměru $D = 0,4\text{mm}$.

Veškeré nerozebíratelné spoje jsou realizovány pomocí kyanoakrylátového lepidla (vteřinové), nebo epoxidové pryskyřice.

Nosníky z laminátových trubiček jsou v místech vetknutí vyztuženy vloženou laminátovou tyčkou z důvodu zvýšení ohybové tuhosti.



Obr. 23 Vyrobený model s vrcholovým úhlem nosníků 130°

7 Výpočtová část

Cílem této stati bude výpočet aerodynamických charakteristik rogalu pomocí panelové metody. Pro výpočet bude použit program XFLR5.

Panelová metoda je typ numerického schématu pro řešení Prandtl - Glauertových rovnic (lineární, nevazké, iracionální) proudění v podzvukových i nadzvukových rychlostech.

V současné době je panelová metoda běžně používána pro rutinní analýzu složitých geometrií realistických letadel.

Princip výpočtu spočívá v diskretizaci úlohy, tj. v nahrazení obtékaného tělesa soustavou vodně zvolených aero-hydrodynamických prvků (např. zdroje, propady, potenciální víry). (2)

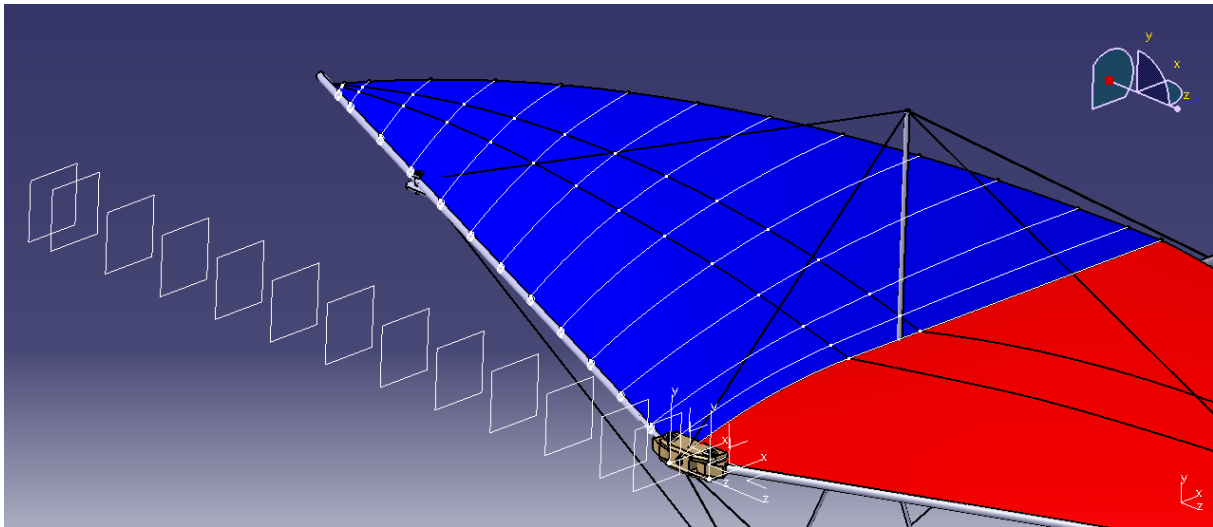
7.1 Základní předpoklady řešení.

- Proudové pole je zcela rovnoměrně vyplněno tekutinou tzn., jde o spojitě homogenní prostředí, jehož hustota je konstantní v celém proudovém poli.
- Tekutina je prostá jakéhokoliv projevu vnitřního tření.
- Nedochozí žádnou formou ke sdílení tepla
- Proudové pole je nevířivé, potenciální
- Obtékání je po částech lineární bez odtržení proudů (3) (2)

7.2 Tvorba výpočtového modelu

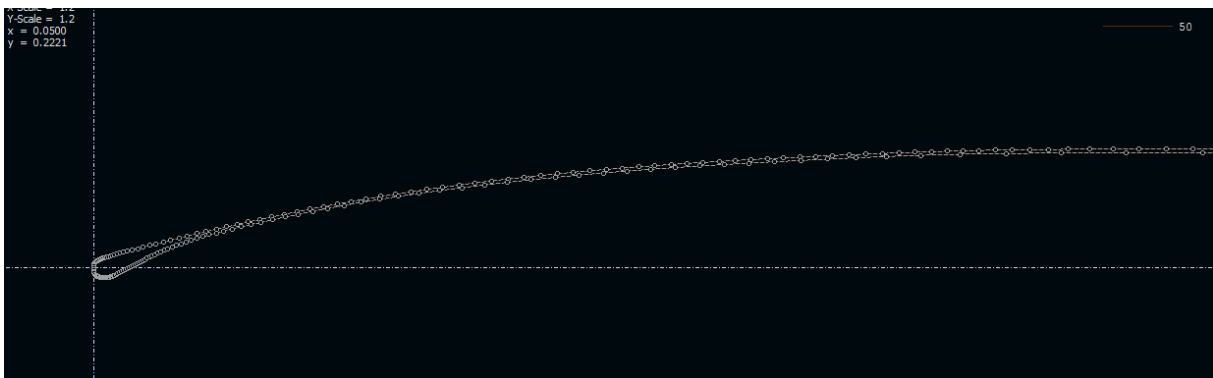
Výpočtový model by se měl maximálně blížit základnímu CAD modelu, avšak nástroje programu XFLR5 neumožňují vytvoření kompletní geometrie rogalu včetně veškerého příslušenství (řídící hrazda, stožár, lanoví, pilot, atd.). Z toho důvodu bude pro výpočet použit pouze zjednodušený model sestávající jen z nosných částí samotného křídla a potahu.

Profily pro výpočtový model byly získány tak, že se původní CAD model respektive jeho potah proložil dělicími rovinami odsazenými 100 mm od sebe po celém rozpětí půlky křídla a poté se vytvořil průnik těchto rovin s potahem křídla (obr. 26).



Obr. 24 Sestavení jednotlivých profilů

Následně pomocí programu G3Data byly tyto křivky nahrazeny množinou bodů, které byly exportovány do programu XFLR5. Poté se v programu XFLR5 za pomoci modulu direct foil design množiny bodů interpolovány pomocí polynomů 3. stupně a výsledná křivka byla uložena jako profil. Takto vytvořené profily budou posléze sloužit pro tvorbu výpočtových modelů křídel s různým úhlem šípu.



Obr. 25 Profil "100" vytvořený interpolací řídicích bodů

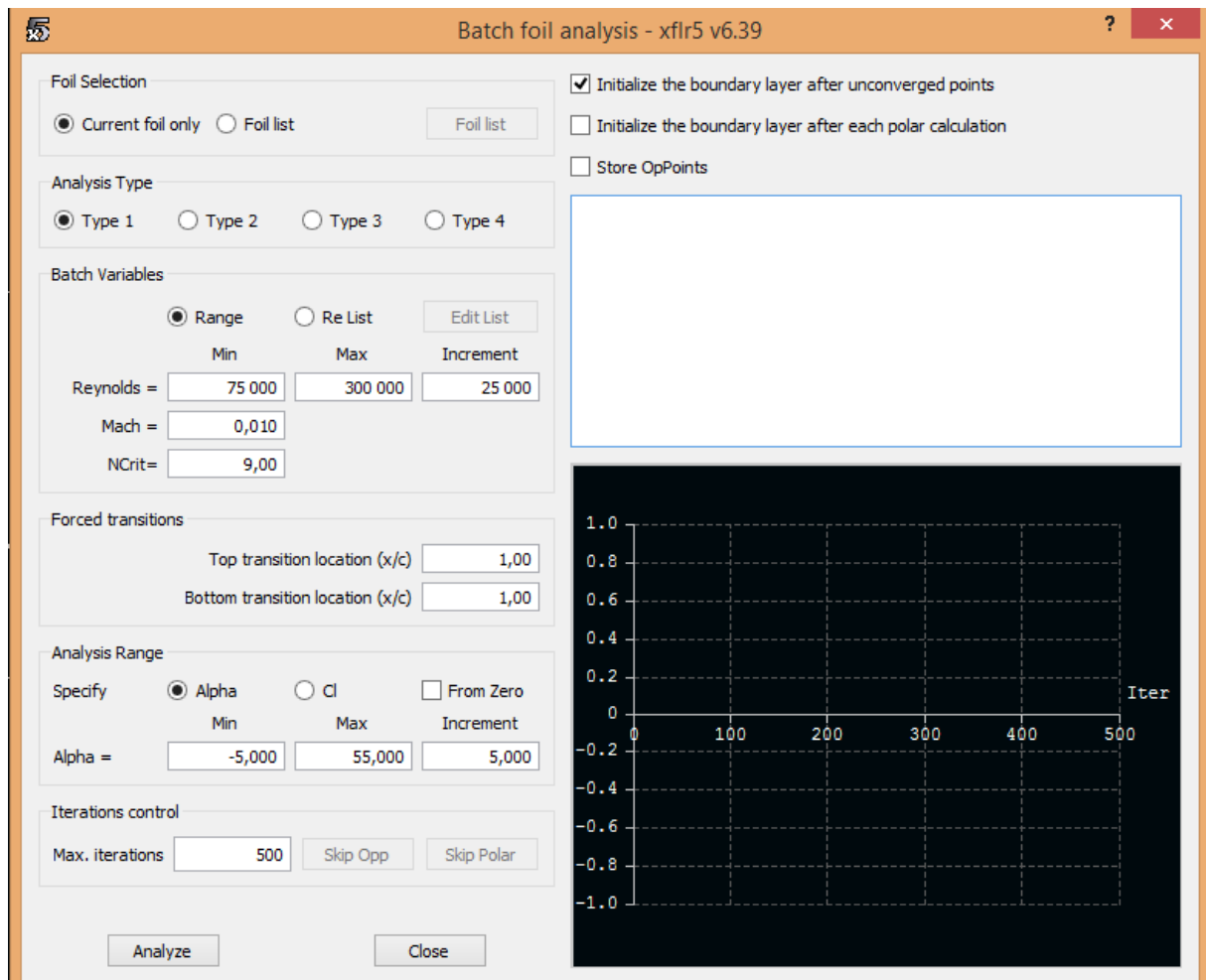
7.3 Výpočet aerodynamických charakteristik jednotlivých profilů

Dalším krokem bylo spočítat aerodynamické charakteristiky každého profilu pro různá Re a úhly náběhu. Jednotlivé profily jsou pojmenovány (20, 50, 100, 150, ..., 500) podle své vzdálenosti od podélné osy. Určení rozsahů Re a úhlů náběhu ukazuje (tabulka 1).

Tabulka 1 Intervaly Re a úhlů náběhu pro jednotlivé profily

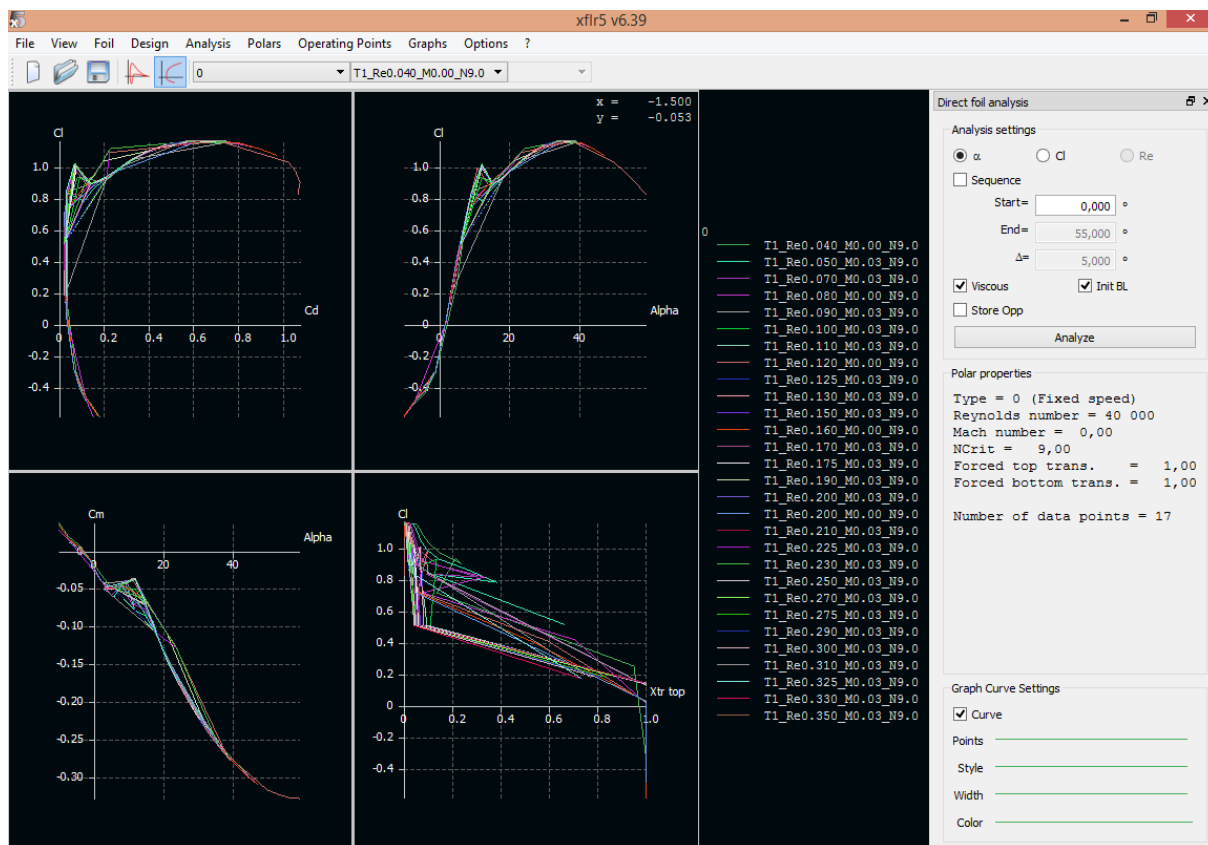
profil	α (°)	c (mm)	Re (-) pro 4m/s	Re (-) pro 8m/s
0	-5 - 55	450	120000	240000
20	0 - 55	429	114000	229000
50	0 - 55	400	107000	213000
100	5 - 60	354	94000	189000
150	5 - 60	310	83000	165000
200	5 - 60	270	72000	144000
250	5 - 65	230	61000	123000
300	5 - 65	193	51000	103000
350	10 - 65	157	42000	84000
400	10 - 65	122	33000	65000
450	10 - 65	88	23000	47000
500	10 - 70	54	14000	29000

Nejprve je třeba zvolit typ zadávání parametrů pro výpočtovou metodu. V mém případě to bylo pomocí intervalu Re , zvoleného Machova čísla a intervalu úhlu náběhu (obr. 28).



Obr. 26 Zadávání vstupních údajů pro výpočet

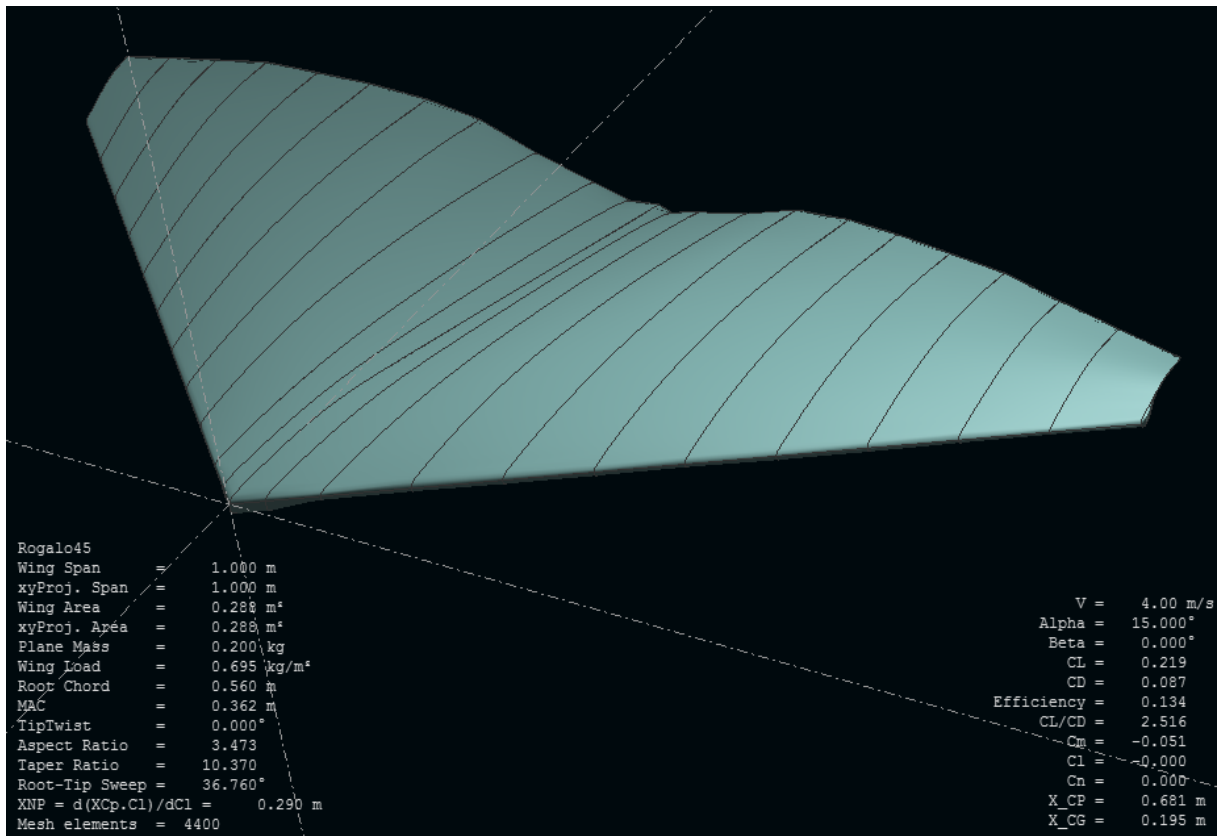
Samotný výpočet aerodynamických charakteristik jednotlivých profilů proběhl v programu XFLR5 pomocí modulu XFoil Direct Analysis. Příklad výpočtu pro profil v nulové vzdálenosti od podélné osy popisuje (obr. 29). Stejným způsobem byly spočítány všechny profily podle vstupních parametrů uvedených v tabulce 1. Kinematická viskozita uvažovaná pro všechny výpočty $\nu = 1,5e-05 \text{ m}^2/\text{s}$, hustota vzduchu $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$.



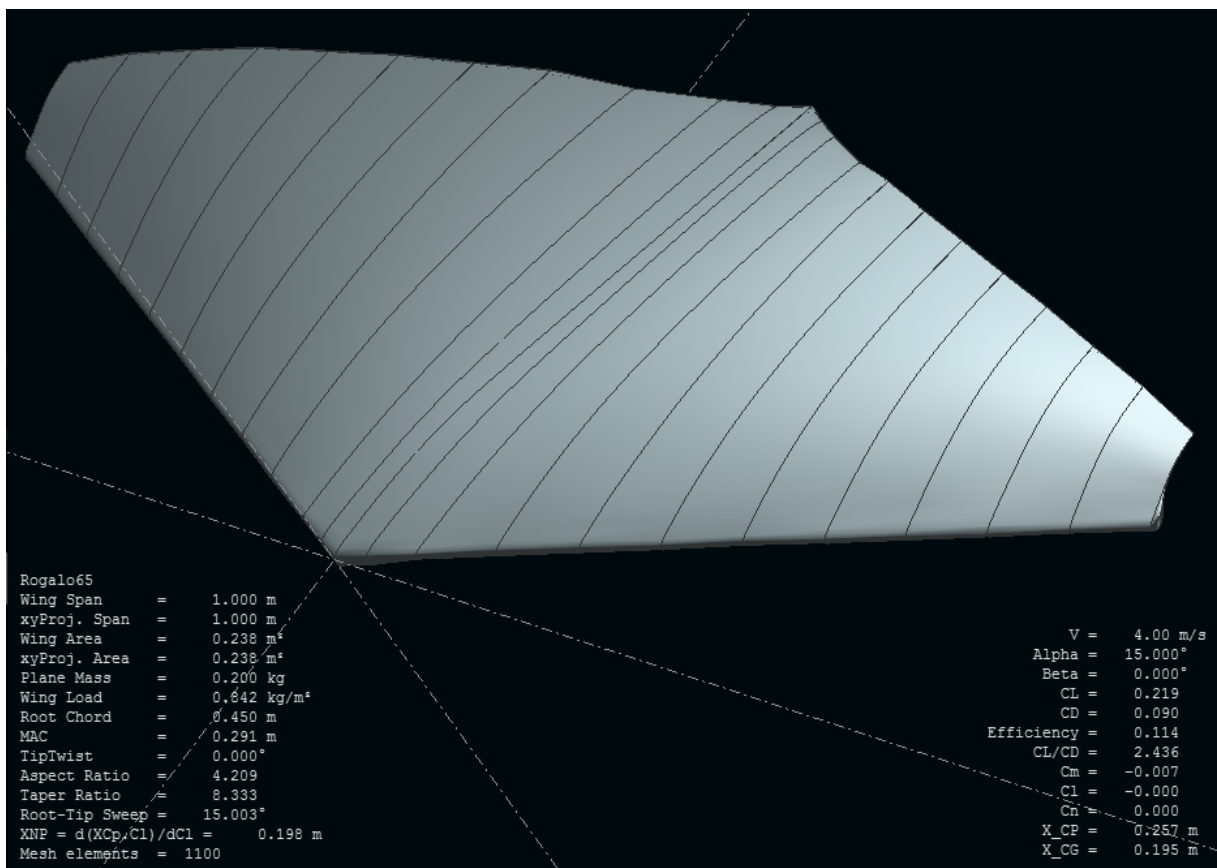
Obr. 27 Výsledky výpočtu profilu procházejícím podélnou osou

7.4 Tvorba křídla

Z výše zmíněných profilů byly sestaveny výpočtové modely křídel s vrcholovým úhlem nosníků od 130° do 90° po 5° (obr. 30), (obr. 31). Model s vrcholovým úhlem 130° je téměř identický s původním CAD modelem. Ostatní modely křídel byly z důvodu zjednodušení, ale zejména porovnatelnosti tvořeny pomocí stejných profilů jako „ 130° “ křídlo. V původním CAD modelu se těživa potahu směrem od podélné osy ke konci křídla zkracuje až do nulové hodnoty, na rozdíl ve výpočtovém modelu jsou všechna křídla zakončena nenulovou hodnotou těživy. To je dáno skutečností, že se snižující se hodnotou těživy se snižuje také hodnota Re, která má zásadní vliv jak na výkonové charakteristiky, tak i na samotný průběh výpočtu. Obtékání profilu při nízkém Re nepřináší podstatný přírůstek vztlaku ani odporu, ale naopak komplikuje průběh výpočtu a přináší nepřesné výsledky.



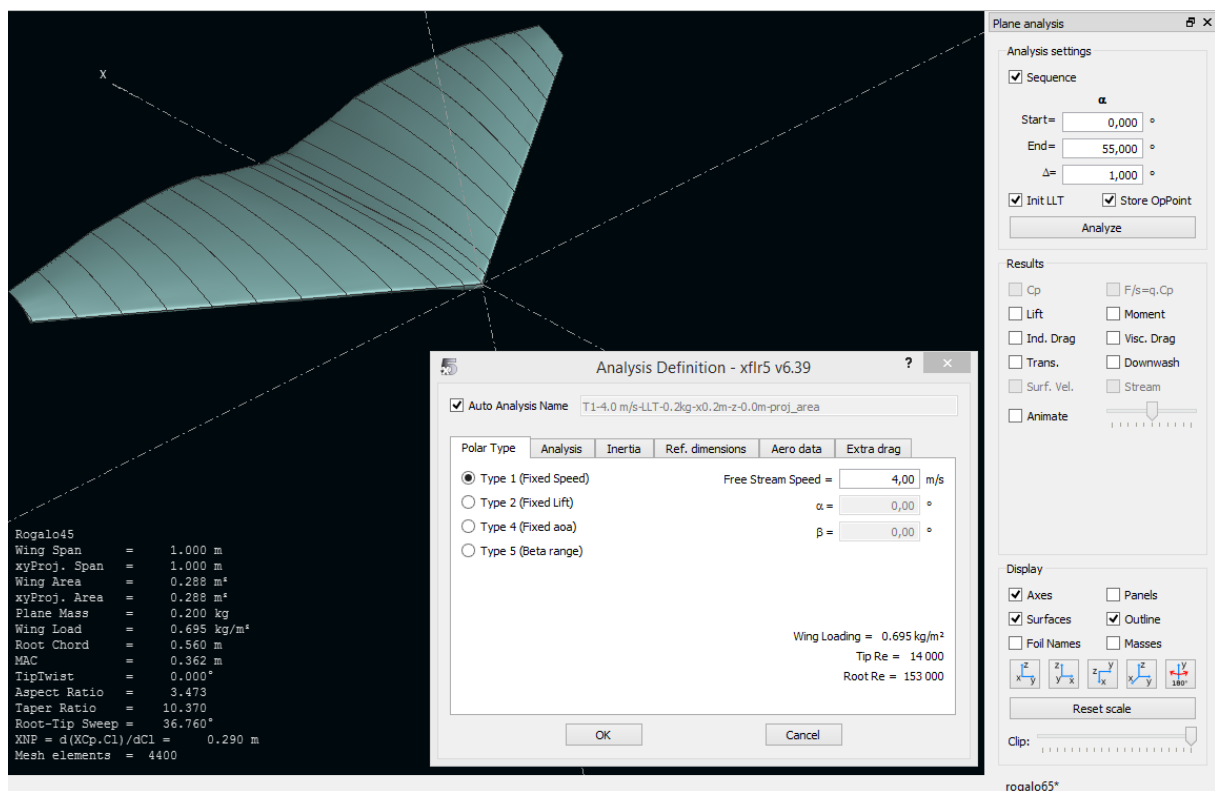
Obr. 28 Výpočtový model rogalu s vrcholovým úhlem nosníků 90°



Obr. 29 Výpočtový model rogalu s vrcholovým úhlem nosníků 130°

7.5 Zadávání vstupních údajů pro výpočet

Před spuštěním simulace je nutné zvolit metodu výpočtu a zadat vstupní parametry. Pro všechny případy byla zvolena možnost konstantní rychlosti letu. Nejdříve byly porovnány křídla při rychlosti proudění 4 m/s a posléze při rychlosti 8 m/s. Během konstantní rychlosti proudění se bude měnit úhel α od 0° do 55° s krokem 1° . Každému modelu křídla byly přiřazeny hmotové vlastnosti, které představovaly hmotnost, jenž činila 0,2 kg a poloha těžiště, která byla umístěna o 10% délky střední aerodynamické tětiny (dále jen MAC) před aerodynamický střed nosné plochy. Kinematická viskozita byla zadána $\nu = 1,5e-05 \text{ m}^2/\text{s}$ a hustota vzduchu $\rho = 1,225 \text{ kg}/\text{m}^3$.

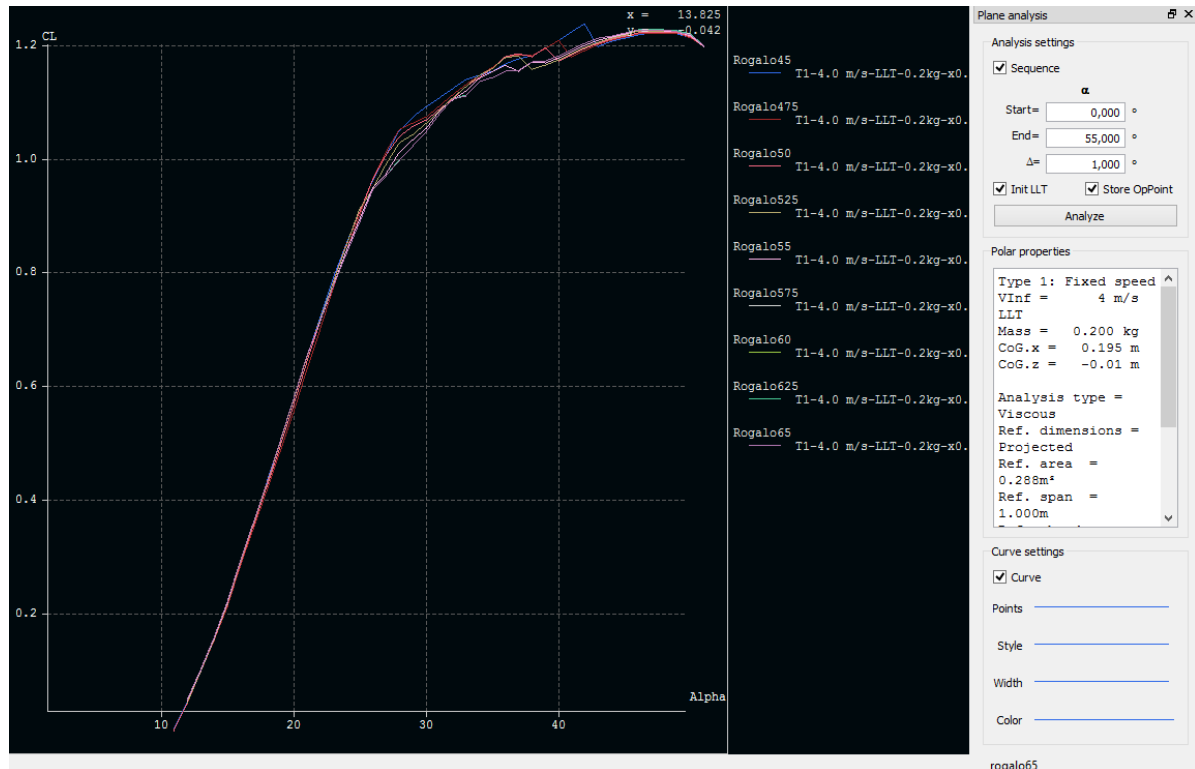


Obr. 30 Příklad zadávání údajů pro simulaci

8 Výsledky simulací a jejich zhodnocení

8.1 Výsledky pro rychlost proudění 4 m/s

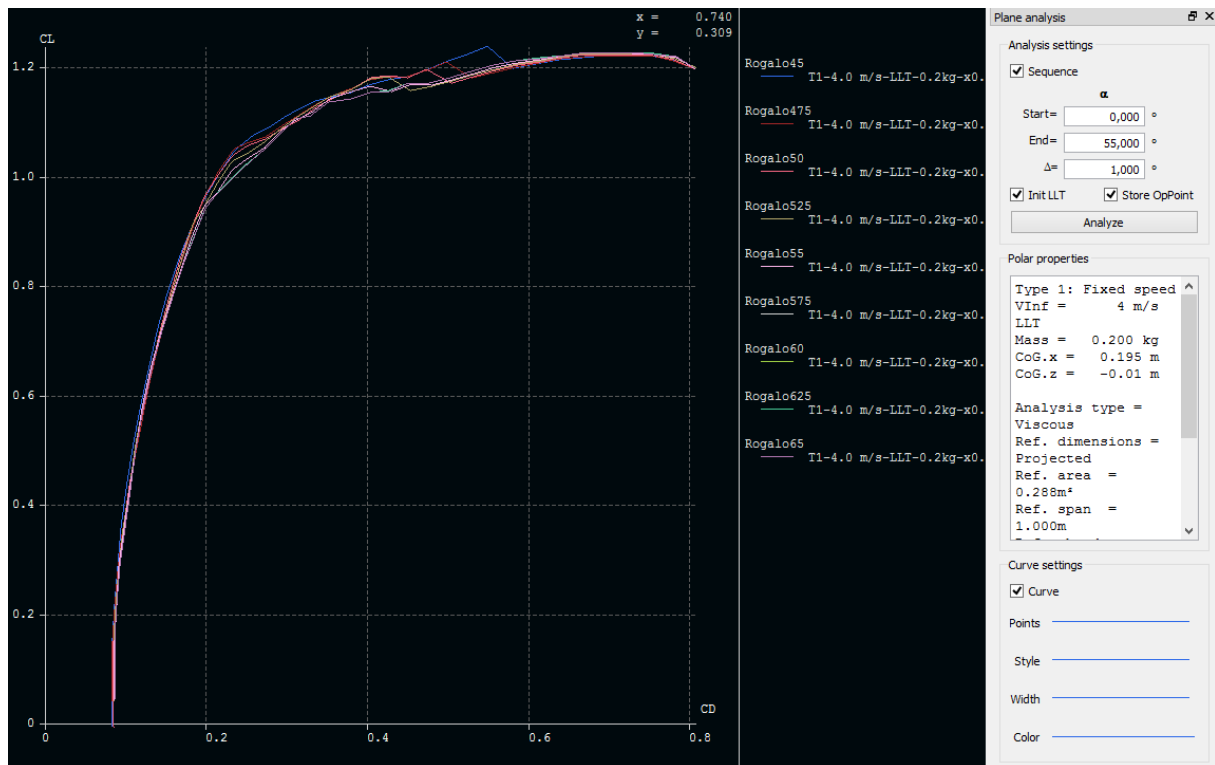
8.1.1 Vztlková čára



Obr. 31 Vztlková čára (rychlost 4m/s)

Z výsledků simulace je patrné, že vztlková čára v rozsahu úhlů α od 12° do 26° je pro různé geometrie křídla téměř identická a vykazuje lineární průběh. Od hodnoty úhlů α 26° přestává platit lineární závislost CL na α a průběhy hodnot CL se začínají mírně lišit pro různé geometrie křídla. Maximální hodnoty součinitele vztlaku dosahují všechny geometrie křídla přibližně 1,22. Úhel náběhu generující nulový vztlak vychází u všech geometrií křídla shodně cca 12°. Naopak úhly náběhu nižší než 12° program XFLR5 nebyl schopen spočítat pro žádnou z porovnávaných geometrií a výsledky tudíž z této oblasti nejsou k dispozici.

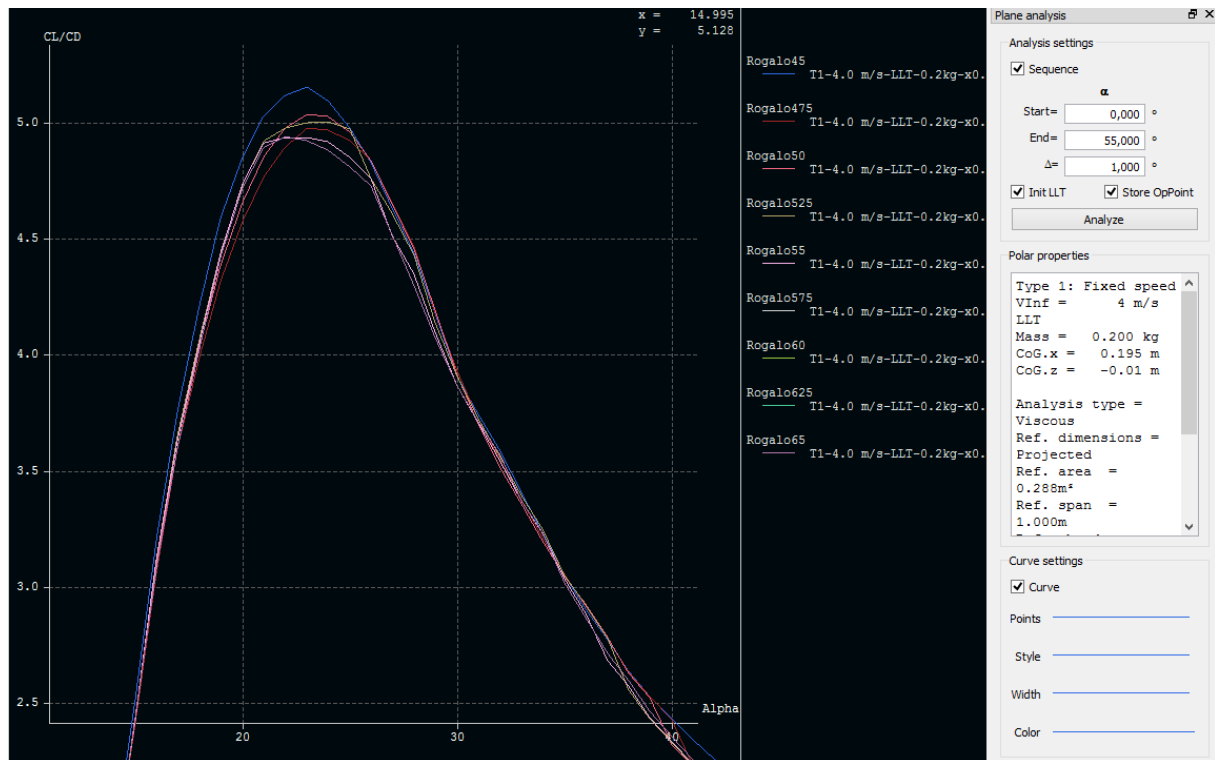
8.1.2 Polára



Obr. 32 Polára (rychlost 4m/s)

Poláry všech geometrií vlivem průběhů C_L vypadají přibližně stejně, avšak lze očekávat rozdíly v hodnotách maximálního poměru C_L/C_D . Také si lze povšimnout, že minimální hodnoty součinitele odporu vychází přibližně 0,09 což je v poměru k hodnotám C_L docela hodně a nelze tak očekávat vysoké hodnoty C_L/C_D jako u letadel klasické koncepce.

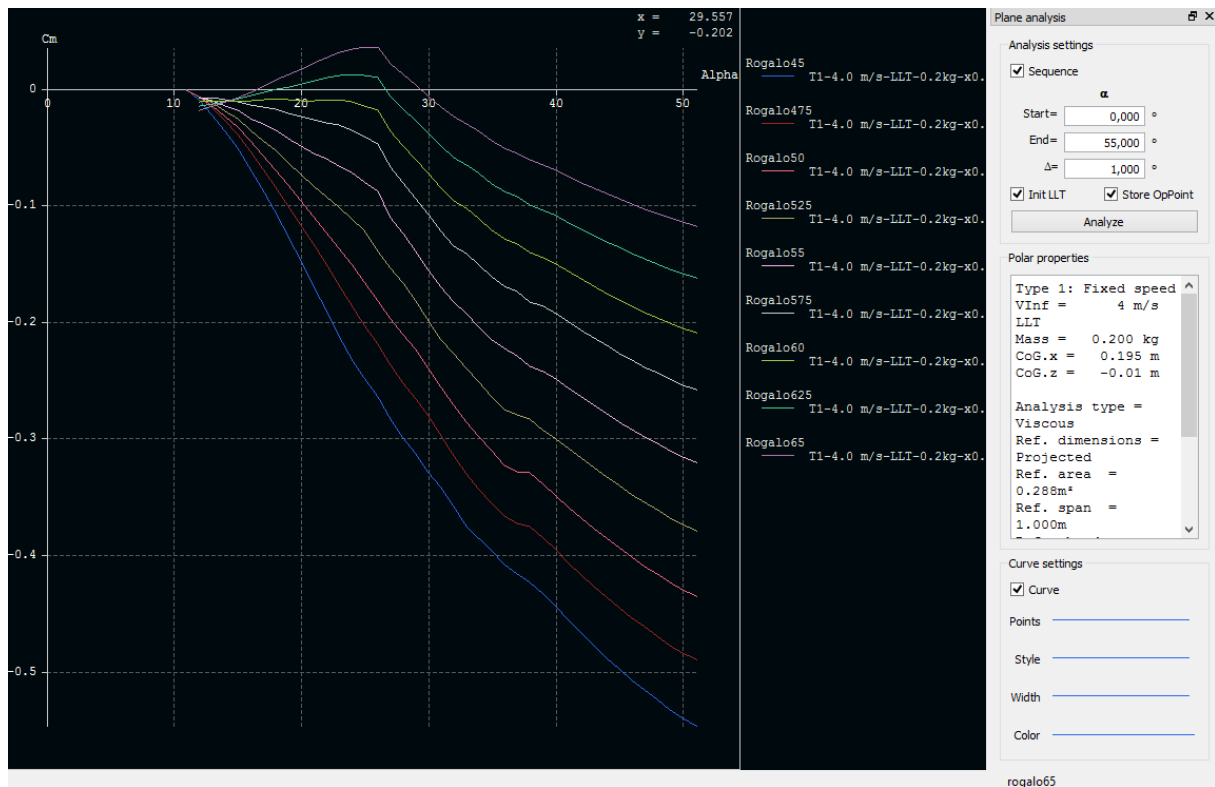
8.1.3 Klouzavost



Obr. 33 Průběh klouzavosti (rychlost 4m/s)

Při pohledu na průběhy klouzavosti u jednotlivých křídel si lze povšimnout, že maximální hodnoty nastávají přibližně okolo $23^\circ \alpha$. Opět i zde je vidět, že hodnoty maximálního Cl/Cd jsou si dost podobné, avšak křídlo s vrcholovým úhlem 90° (v popisku Rogalo45) mírně převyšuje všechny ostatní, kdy dosahuje hodnoty 5,2.

8.1.4 Klopivý moment

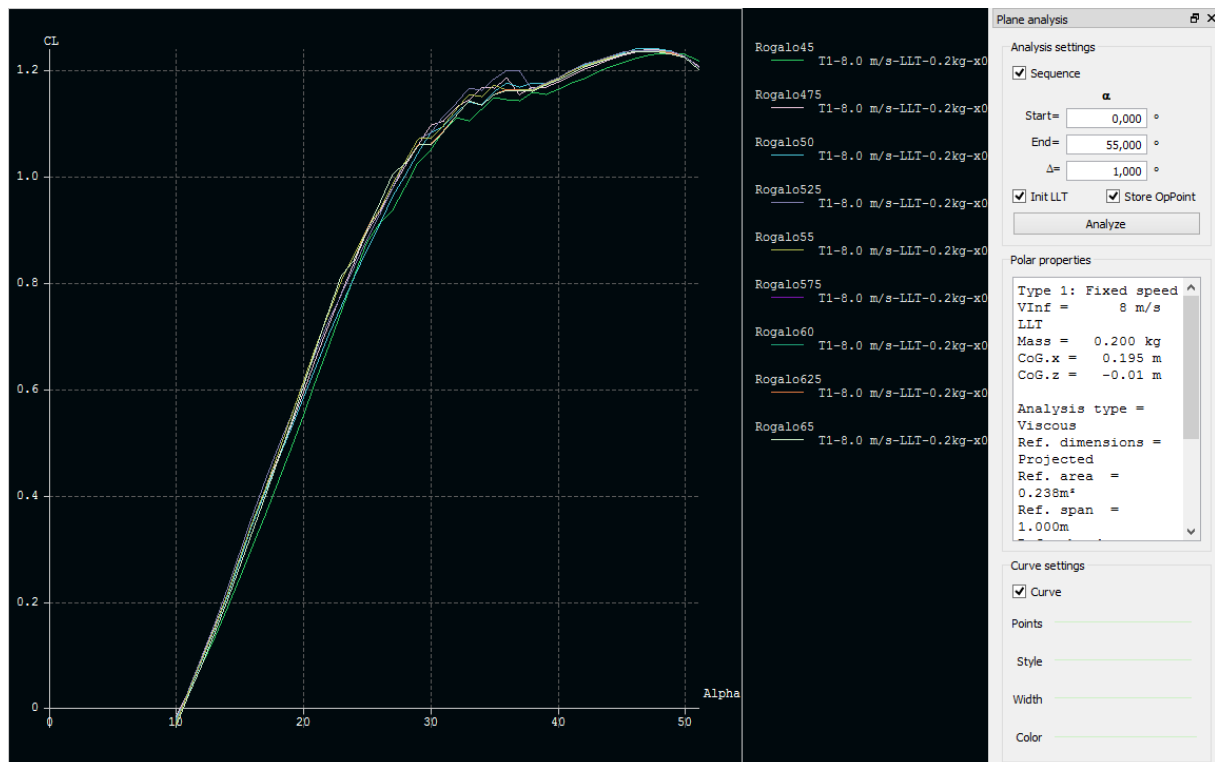


Obr. 34 Průběh klopivého momentu (rychlost 4m/s)

Zde jsou již na první pohled značné rozdíly v průběhu klopivých momentů. Křídlo s nejvyšším úhlem šípu vykazuje nejstrmější průběh křivky a se snižujícím se úhlem šípu se strmost těchto křivek snižuje. Platí pro téměř všechny geometrie křidel, že křivka klopivého momentu je v celém svém intervalu klesající. Pouze dvě křídla nejnižším úhlem šípu (rogalo65 a rogalo625) jsou v první části svého intervalu rostoucí a dokonce nabývají mírně kladných hodnot C_m . To je způsobeno skutečností, že s měnící se geometrií křídla se rovněž posouvá i poloha aerodynamického středu (AC) a tím pádem se také mění vzdálenost AC od těžiště rogala. Průběh klopivých momentů vykazuje stabilizující účinek v celém svém měřeném rozsahu u všech geometrií křidel s výjimkou dvou výše zmíněných.

8.2 Rychlost letu 8 m/s

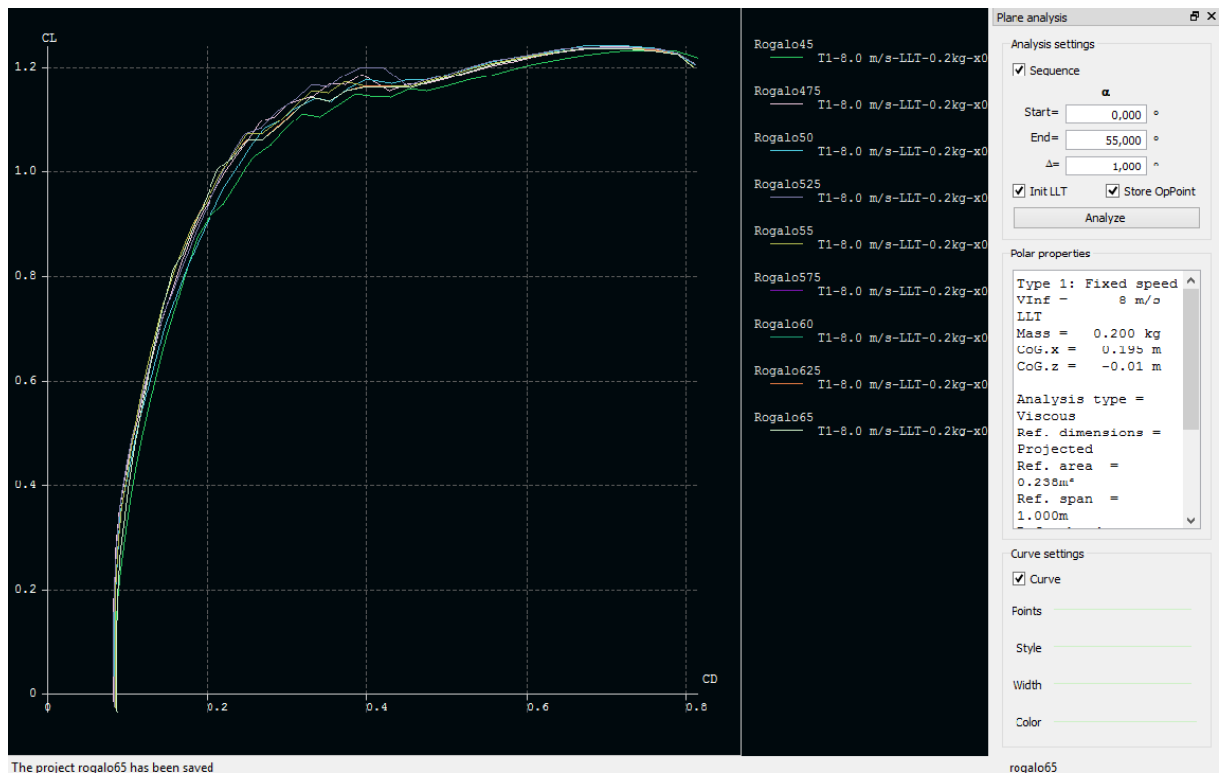
8.2.1 Vztlková čára



Obr. 35 Vztlková čára (rychlost 8m/s)

Pro rychlost proudění 8 m/s platí, že za lineární průběh vztlkové čáry by se dal považovat interval úhlů náběhu 10° až 27° pro všechny geometrie křídla. Od hodnoty úhlů $\alpha = 27^\circ$ přestává platit lineární závislost C_L na α a průběhy hodnot C_L jednotlivých geometrií se začínají mírně lišit. Maximální hodnoty součinitele vzlaku dosahují všechny geometrie křídla podobně jako při rychlosti 4 m/s přibližně 1,23. Úhel náběhu generující nulový vztlak vychází u všech geometrií křídla shodně cca 11° což je nepatrně méně než při rychlosti 4 m/s. Stejně jako při nižší rychlosti letu program XFLR5 nebyl schopen spočítat výsledky pro úhly náběhu nižší než 10° u žádné z porovnávaných geometrií a výsledky tudíž z této oblasti nejsou k dispozici.

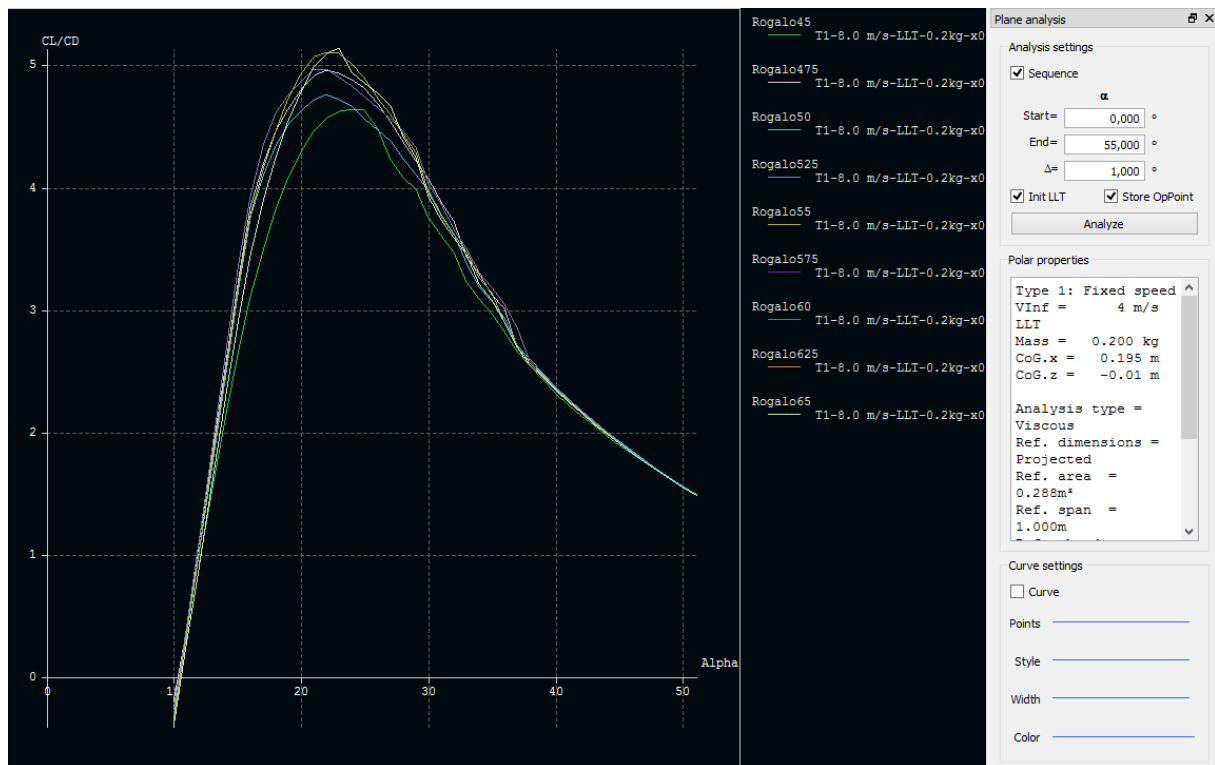
8.2.2 Polára



Obr. 36 Polára (rychlost 8m/s)

Stejně jako v případě vztahové čáry i zde vycházejí hodnoty v podstatě stejné jako při rychlosti proudění 4 m/s. Hodnoty minimálního součinitele odporu se pohybují okolo 0,09 a součinitel maximálního vztlaku dosahuje cca přibližně 1,22.

8.2.3 Klouzavost



Obr. 37 Průběh klouzavosti (rychlost 8m/s)

Při rychlosti proudění 4 m/s dosahovalo křídlo s nejvyšším úhlem šípu nejvyšší hodnoty klouzavosti. Naopak při rychlosti proudění 8 m/s dosahuje toto křídlo nejhorších hodnot. Zde se již začíná projevovat předpokládaný trend, kdy křídla s nejmenším úhlem šípu a tudíž největším štíhlostním poměrem budou dosahovat lepších aerodynamických výkonů než křídla s větším šípem.

8.2.4 Klopivý moment



Obr. 38 Průběh klopivého momentu (rychlost 8m/s)

Průběhy klopivého momentu v závislosti na úhlu šípů projevují stejný trend jako při nižší rychlosti proudění. Rovněž zde platí, že křídla s vyšším úhlem šípů mají při vyšších úhlech náběhu silnější stabilizující účinek.

9 Závěr

Nejdříve byl pomocí softwaru CatiaV5 sestaven výchozí CAD model rogalu, z něhož byly odvozeny všechny výpočtové modely, které byly použity pro simulaci letových podmínek. Výpočtové modely rogalu se lišily svou geometrií respektive úhlem šípu. Všechny 9 takto vytvořených výpočtových modelů bylo následně analyzováno panelovou metodou v programu XFLR5 při různých režimech proudění.

Výsledky analýzy ukazují, že maximální hodnoty součinitele vztlaku se všech geometrií rogalu při obou rychlostech proudění pohybují jen lehce nad hodnotou 1,2. Program XFLR5 však nezohledňuje elastické vlastnosti potahu křídla. Zejména pak křídla s vyšším úhlem šípu by zcela jistě dosahovala vyšších hodnot maximálního součinitele vztlaku.

Hodnoty maximální klouzavosti jsou ještě při rychlosti 4 m/s ve prospěch křídla s vyšším úhlem šípu, avšak při rychlosti 8 m/s se už lepšími ukazují křídla s nižším úhlem šípu. Zde jsou rovněž tyto hodnoty mírně zkreslené z důvodu zanedbání elastických vlastností potahu. Dá se očekávat, že při zvyšující se rychlosti letu se bude potvrzovat trend a křídla s nižším úhlem šípu, budou dosahovat vyšších hodnot maximální klouzavosti, neboť čím nižší je úhel šípu, tím vyšší je také štíhlostní poměr křídla, který má za následek nižší indukovaný odpor. Na druhou stranu křídla s vyšší štíhlostí při stejné nosné ploše budou mít vyšší moment setrvačnosti kolem podélné osy, což bude mít za následek horší manévrovatelnost.

Při návrhu rogalu tedy nelze jednoznačně odpovědět, zdali je lepší křídlo s velkým úhlem šípu nebo s malým, záleží na vlastnostech, které od rogalu očekáváme. Pokud nám bude záležet na maximálním poměru Cl/Cd a pomineme horší manévrovatelnost, zvolíme křídlo s menším úhlem šípu a větším rozpětím křídla, na druhou stranu pokud budeme preferovat snadno ovladatelné křídlo, které dokáže letět pomaleji, volba padne na křídlo s vyšším úhlem šípu.

10 Citovaná literatura

1. Laburthe, C. Experimental study of the flight envelope and research of safety requirements for hang-gliders. NASA. [Online] 1979. [Citace: 4. 1 2018.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790018912.pdf>.
2. Erickson, Larry L. Panel Methods - An Introduction. NASA Technical PAPER 2995. [Online] 1990. [Citace: 26. 7 2018.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19910009745.pdf>.
3. Ivan, Jeřábek. Základy letadlové techniky. Ústav letadlové techniky FS ČVUT. [Online] [Citace: 26. 7 2018.] http://webdav.agents.fel.cvut.cz/data/teaching/bep/BEP2_2014.pdf.
4. Maughmer, M.D. A Comparison of the Aerodynamic Characteristics of Eight Sailing Airfoil Sections. NASA. [Online] 1979. [Citace: 4. Leden 2018.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790015726.pdf>.
5. forgottenislamichistory.com. *Forgotten Islamic History*. [Online] 3. Listopad 2013. [Citace: 6. Leden 2018.] Dostupne z. <http://www.forgottenislamichistory.com/2013/11/abbas-ibn-firnas-worlds-first-pilot.html>.
6. BALEJ, Jan, Pavel SVITÁK a Petr PLOCEK. *Historie letectví: průkopníci světové aviatiky od antiky do r. 1914*. Brno : CPress, 2012.
7. SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha : České vysoké učení technické v Praze, 1997. 80-01-01671-4.
8. KROO, Ilan M. Aerodynamics, Aeroelasticity and Stability of Hang Gliders - Experimental Results. NASA. [Online] 1981. [Citace: 4. Leden 2018.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19810015490.pdf>.
9. WOLF, S.J. Improvement of hang glider performance by use of ultralight elastic wing. NASA. [Online] 1979. [Citace: 4. 1 2018.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790018911.pdf>.
10. NASA. NASA Paresev. *Wikipedia*. [Online] 1. 1 1964. [Citace: 4. 1 2018.] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Paresev_1-B_in_Tow_Flight_-_GPN-2000-000212.jpg.

11. Martin, NOVÁK. Letadlová technika, kluzáky - materiály. *Akademický aeroklub ČVUT*. [Online] 4. 2 2013. [Citace: 8. 1 2018.] <http://aa.fd.cvut.cz/wp-content/uploads/2013/06/letadlova-technika-kluzaky-v2.pdf>.
12. ROGALLO Francis, ROGALLO Gertrude. NASA history. *NASA*. [Online] 30. 4 1962. [Citace: 8. 1 2018.] <https://history.nasa.gov/SP-4308/ch11.htm>.
13. Tech, Ron - Toy. Hang gliders in the Sky. *Toysperiod*. [Online] 25. 4 2011. [Citace: 6. 1 2018.] <https://www.toysperiod.com/blog/extreme-sports/hang-gliders-in-the-sky/>.
14. O lietaní na rogale. *Delta Club Bratislava*. [Online] [Citace: 4. 1 2018.] <http://www.deltacubba.sk/O-lietani-na-rogale.html>.
15. Vlastimil, VYKOUK. *Aerodynamika a mechanika letu pro pilota závěšných kluzáků*. Praha : Ústřední výbor Svazu pro spolupráci s armádou, 1981.
16. Jaroslav, LNĚNIČKA. Akademie letectví Vztlak odpor a tíha. *Akademie letectví*. [Online] 25. 8 2013. [Citace: 13. 1 2018.] http://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2013/08/vztlak-odpor-a-tiha/.
17. Jim, ROONEY. How to land a hang glider. *Hanggliding*. [Online] 3. 10 2013. [Citace: 12. 1 2018.] http://www.hanggliding.org/wiki/How_to_land_a_hang_glider.
18. Dušan, Slavětínský. Vlastnosti a použití šípových křídel. *O letadlech*. [Online] 25. 4 2010. [Citace: 11. 3 2018.] <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/SipoveKridlo-vlastnosti.aspx>.
19. Marcela, FIALKOVA. Průvodce letáckým výcvikem. *Klub LAA Žatec*. [Online] 6. 7 2004. [Citace: 10. 1 2018.] <http://www.laazatec.cz/clanek448.html>.
20. Wilbur Wright Working in the Bicycle Shop. *World Digital Library*. [Online] [Citace: 23. 7 2018.] <https://www.wdl.org/en/item/11373/>.
21. 1906 Wright US Patent #821,393. *To Fly is Everything*. [Online] [Citace: 23. 7 2018.] <http://invention.psychology.msstate.edu/i/Wrights/WrightUSPatent/WrightPatent.html>.

11 Seznam obrázků

Obr. 1 Základní dělení letadel [5]	13
Obr. 2 Řez křídlem křídla [6].....	14
Obr. 3 Profil křídla [6].....	14
Obr. 4 Rozložení vztlaku na profilu křídla [6]	15
Obr. 5 Aerodynamické síly na profilu křídla [7].....	16
Obr. 6 Polára profilu.....	17
Obr. 7 Vztlková čára pro různé profily	17
Obr. 8 Geometrické charakteristiky křídla [8].....	18
Obr. 9 NASA Paresev (Paraglider Research vehicle) (8)	19
Obr. 10 Popis rogala [10].....	20
Obr. 11 Schéma rovnovážného letu (6).....	21
Obr. 12 Podélný řez křídlem rogala (6)	23
Obr. 13 Obtékání profilu rogala při nízkém úhlu náběhu [6].....	23
Obr. 14 Obtékání profilu rogala při vysokém úhlu náběhu [6]	23
Obr. 15 Závislost L/D koeficientu na štíhlostním poměru [15]	25
Obr. 16 Úhly klonění uvažované při výpočtu (14).....	26
Obr. 17 Závislost časů klonění na rozpětí křídla pro různé typy kluzáků [15].....	27
Obr. 18 Srovnání osmi profilů křídla kluzáku [16].....	28
Obr. 19 Poláry profilů s větším poloměrem náběžné hrany [16].....	29
Obr. 20 Poláry profilů s menším poloměrem náběžné hrany [16]	29
Obr. 21 Efekt předepnutí odtokové hrany u křídla s profilem Sailwing 2 [16]	30
Obr. 22 CAD model rogala.....	31
Obr. 23 Vyrobený model s vrcholovým úhlem nosníků 130°	32
Obr. 24 Sestavení jednotlivých profilů	34
Obr. 25 Profil "100" vytvořený interpolací řídicích bodů.....	34
Obr. 26 Zadávání vstupních údajů pro výpočet	36
Obr. 27 Výsledky výpočtu profilu procházejícím podélnou osou	37
Obr. 28 Výpočtový model rogala s vrcholovým úhlem nosníků 90°	38
Obr. 29 Výpočtový model rogala s vrcholovým úhlem nosníků 130°	38
Obr. 30 Příklad zadávání údajů pro simulaci	39

Obr. 31 Vztlaková čára (rychlost 4m/s)	40
Obr. 32 Polára (rychlost 4m/s)	41
Obr. 33 Průběh klouzavosti (rychlost 4m/s).....	42
Obr. 34 Průběh klopivého momentu (rychlost 4m/s)	43
Obr. 35 Vztlaková čára (rychlost 8m/s)	44
Obr. 36 Polára (rychlost 8m/s)	45
Obr. 37 Průběh klouzavosti (rychlost 8m/s).....	46
Obr. 38 Průběh klopivého momentu (rychlost 8m/s)	47

12 Seznam příloh

Výkres sestavy – Rogalo (18-01-00)

Výrobní výkres – Čumák (18-01-01)

Výrobní výkres – Kloub (18-01-02)

Výrobní výkres – Řídící hrazda (18-01-03)

Kusovník - Rogalo