

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**FAKULTA STROJNÍ**

**ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY**

**KONCEPČNÍ NÁVRH KLUZÁKU PRO  
SOUTĚŽNÍ TŘÍDU FAI 13,5M**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

Autor: Bc. Hynek Pokorný

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Tomáš Kostroun

Praha 2017

## **Zadání diplomové práce**

Název tématu: Konceptní návrh kluzáku pro soutěžní třídu FAI 13,5 m.

### Pokyny pro vypracování

- Rozbor požadavků pro soutěžní třídu FAI 13,5 m
- Statistika kluzáků podobné kategorie
- Výběr a aerodynamické charakteristiky profiláže křídla
- Aerodynamický návrh kluzáku
- Základní výkonové charakteristiky
- 3D CAD obrys kluzáku

## **Poděkování**

Rád bych touto cestou vyjádřil poděkování panu Ing. Kostrounovi za jeho cenné rady a trpělivost při vedení mé diplomové práce, jakož i své rodině za podporu během celého studia na FS ČVUT v Praze.

## **Čestné prohlášení**

Čestně prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci sepsal samostatně pod vedením Ing. Tomáše Kostrouna, a to za použití výhradně těch zdrojů, které jsou uvedeny v seznamu použité literatury. Její výsledky mohou být dále použity podle uvážení vedoucího diplomové práce jako jejího spoluautora. Souhlasím také s případnou publikací výsledků diplomové práce nebo její podstatné části, budu-li uveden jako spoluautor.

V Praze, dne 7.8.2017

Hynek Pokorný

## **Anotace**

Tato diplomová práce se zabývá koncepčním návrhem kluzáku nově vzniklé soutěžní třídy FAI 13,5 m. Jsou v ní nastíněny požadavky, které kluzáky musí splňovat, a je v ní uvedena rešerše kluzáků, které v dané třídě soutěží. Dále je proveden aerodynamický návrh kluzáku, včetně výpočtů jeho očekávaných výkonů. Kluzák byl taktéž vymodelován ve formě obrysových ploch prostředí CATIA.

Klíčová slova

kluzák, aerodynamický návrh, klapkový profil DU97, polára, výkony kluzáku

## **Anotation**

This diploma thesis deals with conceptual design of glider for the newly established competition Class FAI 13,5 m. There are mentioned requirements, which are obligatory for the gliders and the research for existing designs is also done. Moreover, draft of the aerodynamic quality, including the expected performance, was also done. The surface shape of the glider was modelled in the program CATIA.

Keywords

glider, aerodynamic design, flap airfoil DU97, polar plot, glider performance

## **Bibliografická citace**

POKORNÝ, Hynek. Koncepční návrh kluzáku pro soutěžní třídu FAI 13,5m. Praha: České vysoké učení technické v Praze. Fakulta strojní, 2017. 56 s.

Vedoucí diplomové práce: Ing Tomáš Kostroun

# Obsah

1	Úvod.....	1
1.1	Definice třídy.....	1
2	Rešerše kluzáků.....	2
2.1	GP Glider.....	2
2.2	Albostar AS 13,5 m FES.....	3
2.3	PZL PW-5 Smyk.....	4
2.4	Alisport Silent 2 Electro.....	5
3	Profiláž moderních kluzáků.....	6
3.1	ASW 22 - DU84.....	6
3.2	Antares - DU 97.....	7
3.3	Diana 2 - KL 002.....	10
4	Geometrie křídla.....	12
4.1	Varianta 1a – Lichoběžník.....	14
4.2	Varianta 1b – Dvoulichoběžník.....	16
4.3	Varianta 1c – Elipsa.....	17
4.4	Volba půdorysu.....	19
5	Aerodynamický návrh kluzáku.....	20
5.1	Volba profilu.....	20
5.2	Vztlaková čára křídla.....	20
5.3	Klopivý moment kombinace křídlo-trup.....	22
5.4	Vztlak celého letadla.....	24
5.5	Vyvažovací síla na vodorovné ocasní ploše.....	25
5.6	Poloha neutrálního bodu letadla.....	25
5.7	Odpor letadla.....	26
5.7.1	Indukovaný odpor na křídle.....	28
5.7.2	Indukovaný odpor na trupu.....	28
5.7.3	Indukovaný odpor na vodorovné ocasní ploše.....	28
5.7.4	Profilový odpor na křídle.....	29
5.7.5	Tvarový odpor trupu.....	29
5.7.6	Profilový odpor vodorovné ocasní plochy.....	30
5.7.7	Profilový odpor svislé ocasní plochy.....	30
5.7.8	Interferenční odpor na přechodu křídlo - trup.....	31
5.7.9	Interferenční odpor na ocasních plochách.....	31
5.7.10	Povrchové nerovnosti.....	32
5.7.11	Celkový odpor kluzáku.....	32
5.8	Polára a rychlostní polára letadla.....	33
6	Základní výkonové charakteristiky.....	40
6.1	Vlastnosti při kroužení.....	40
6.1.1	Mezní zatáčky.....	40
6.1.2	Zatáčkové diagramy.....	41
6.1.3	Výkony v kroužení.....	42

6.2	Průměrná traťová rychlost.....	46
6.3	Optimální přeskoková rychlost.....	47
6.4	Porovnání s ostatními kluzáky třídy.....	49
7	Trojrozměrný model kluzáku.....	51
8	Závěr.....	52
9	Seznam použité literatury.....	53
10	Seznam obrázků.....	55
11	Seznam tabulek.....	57
12	Seznam příloh.....	58

# Seznam použitého značení

## Proměnné psané latinkou

b.....šířka, hloubka profilu  
c.....aerodynamický součinitel  
h.....výška  
l.....délka, popř. rozpětí  
m.....hmotnost  
n.....násobek  
q.....dynamický tlak  
r.....poloměr  
v.....rychlost  
z.....průběžná souřadnice ve směru rozpětí

D.....průměr (rozměr)

L.....délka ramene

H.....výška letu

S.....půdorysná plocha křídla  
.....popř. plocha třírozměrného tělesa

## Proměnné psané řecky

$\alpha$ .....úhel náběhu

$\delta$ .....opravný Glaertův faktor

$\varepsilon$ .....srázový úhel

$\lambda$ .....štíhlost

$\varphi$ .....úhel příčného sklonu

$\eta$ .....zúžení křídla

$\rho$ .....hustota

$\Delta$ .....přírůstek

$\Phi$ .....úhel klouzání

$\Lambda$ .....úhel šípu

## Indexy

0,1,2.....identifikace řezu křídla ve směru rozpětí  
eko.....ekonomický režim  
i.....indukovaný  
kl.....klapkový režim  
kr.....křídlo  
kt.....kombinace křídlo - trup  
m.....klopivý moment  
opt.....optimální režim  
t.....trup, popř. trať  
pr.....profil  
x.....ve směru osy  $x$   
y.....ve směru osy  $y$

AS.....aerodynamický střed

F.....třecí odpor

N.....neutrální bod

NE.....nepřekročitelná rychlost

NH.....náběžná hrana

OH.....odtoková hrana

R.....výsledná aerodynamická síla

RA.....turbulentní vzduch

S.....pádová rychlost

T.....těžiště

TOW.....vzletová hmotnost

SAT.....střední aerodynamická tětíva

X.....odporová síla

Y.....vztlaková síla



# 1 Úvod

Na valné hromadě FAI byla v roce 2010 vyhlášena nová třída kluzáků, třída FAI 13,5 m. Ta vznikla nahrazením původní Světové třídy FAI. Za jejím vznikem se skrývala podobná myšlenka podpořit vznik a soutěžení s moderními, avšak cenově dostupnými kluzáky. Na rozdíl od původní Světové třídy bylo však upuštěno nutnosti soutěžit s jednotným typem kluzáku PZL PW-5 a třída se otevřela i jiným konstrukcím. V průběhu několika let vznikla celá řada různých typů, které budou dále rámcově představeny. Vzhledem k omezení na maximální velikost rozpětí 13,5 metru je možné kluzáky certifikovat i v ultralehké kategorii, díky čemuž je možno dosáhnout výrazné úspore prostředků na certifikační proces, a tím i významně zlevnit produkci.

V roce 2015 proběhlo první mistrovství světa v této kategorii, pořádáno bylo na letišti v Pociunai v Lotyšsku. Jeho vítězem se stal Stefano Ghiorzo na stroji Diana 2 Versus, druhým byl Vladas Motūza s miniLAKem, třetím Francois Pin pilotující Silent 2 Electro.<sup>1</sup>

## 1.1 Definice třídy

Definice třídy 13,5 m je zakotvena v Sportovním řádu FAI, Dílu 3-D Kluzáky. Podle tohoto předpisu odstavce 6.5.6 jsou omezeny délkou rozpětí na 13,5 m. Za letu vypustitelná přítěž je povolena, maximální plošné zatížení je dále upraveno dle Annexu A 4.2.1 f na maximální hodnotu 35 kg/m<sup>2</sup>, avšak pouze pro mezinárodní mistrovství.

Vzhledem k menším rozměrům by bylo výhodné kluzák certifikovat v rámci kategorie ultralehkých kluzáků (dále ULK) pod správou Letecké amatérské asociace ČR (dále LAA). V současnosti je tato kategorie definována následovně: „*Sportovní létající zařízení. Jedno nebo dvoumístný kluzák řízený aerodynamickými prostředky, jehož pádová rychlost nepřevyšuje 65 km/h při maximální vzletové hmotnosti 220 kg, jde-li o jednomístný kluzák, nebo 370 kg, jde-li o kluzák dvoumístný.*“<sup>2</sup> V souladu s novým nařízením Evropského parlamentu 216 Annex II r. 2008 se připravuje takové vymezení, které dodává nové omezující podmínky. Jedná se o minimální přípustnou hmotnost 80 kg, resp. 100 kg pro dvoumístnou verzi a minimální výpočtovou rychlost 55 km/h při maximální letové hmotnosti, přičemž ohraničení prázdné hmotnosti se považuje za splněné, pokud hmotnost se všemi přístroji, výstrojí, zástavbami a záchranným zařízením nepřekročí 120 kg pro jednomístný a 170 kg pro dvoumístný kluzák.

---

1 World Gliding Championship, [24].

2 Letecká amatérská asociace, [20].

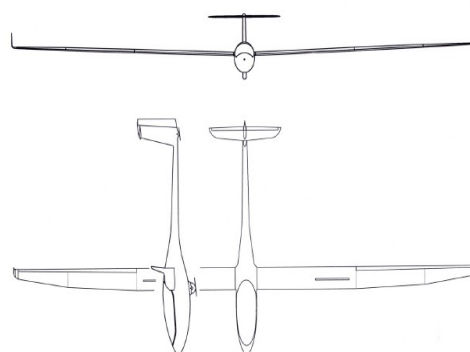
## 2 Rešerše kluzáků

Jelikož už existuje několik kluzáků, které splňují požadavky dané kategorií, bude pro návrh vhodné se seznámit s jejich výkony a základními rozměry.

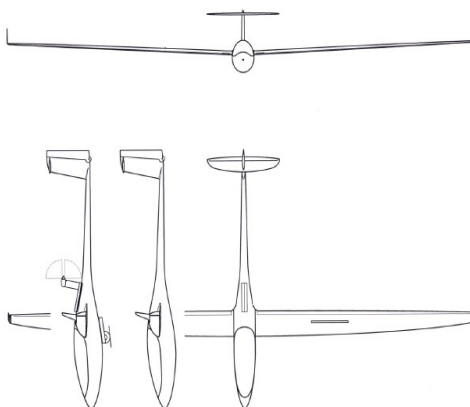
### 2.1 GP Glider<sup>3</sup>

Typová řada kluzáků GP zahrnuje tři základní typy a jejich různé modifikace. Jedná se ve všech případech o celokompozitový kluzák hornoplošné koncepce s ocasními plochami uspořádanými do T. Typ GP 11 Pulse je navržen jako základní model pro piloty, kteří začínají s plachtěním. Přesto má poměrně zajímavé parametry, není však vybavitelný motorem ani kyslíkovým přístrojem ani dalšími doplňky. GP 12 Flex je z něj odvozen, má půdorysně velmi podobné křídlo, které je však opatřeno klapkou, resp. flaperony a zatahovacím podvozkem. Díky tomu podává o něco málo vyšší výkony. Vyrábí se ve dvou verzích, buď jako čistý větroň anebo jako motorizovaný kluzák s elektropohonem. Vrcholem produkce tohoto výrobce je GP 14 Velo, který má křídlo eliptického půdorysu. Vyrábí se ve čtyřech modifikacích, je možno volit mezi dvěma trupy a opět je možno volit

GP Glider	GP 11 PULSE	GP 12 FLEX	GP 14 VELO
Rozpětí [m]	13,45	13,45	13,45
délka [m]	6,34	6,34	6,45
Výška [m]	1,22	1,22	1,224
b <sub>SAT</sub> [m]	0,54	0,54	0,584
rameno SOP [m]	3,84	3,84	4
rameno VOP [m]	3,70	3,70	4,08
poloha VOP [m]	1,01	1,01	0,96
ploch křídla [m <sup>2</sup> ]	7,20	7,20	7
plocha VOP [m <sup>2</sup> ]	0,64	0,64	0,665
plocha SOP [m <sup>2</sup> ]	0,68	0,68	0,672
moh. VOP	0,61	0,61	0,66
moh. SOP	0,03	0,03	0,03
eta	0,42	0,42	0,375
lambda	25	25	26
vzepjetí	2 st.	2 st.	3 st.
sip	2 st.	2st.	2 st.
profil	---	---	---
v <sub>s</sub> [km/h]	65	65	65
v <sub>ne</sub> [km/h]	200	221	270
v <sub>ra</sub> [km/h]	160	200	196
v <sub>t</sub> [km/h]			
v <sub>eko</sub> [km/h]	75	80	75
v <sub>opt</sub> [km/h]	85	90	
v <sub>x-v<sub>y2</sub></sub> [km/h]	170	180	180
klouz. pomer	37/85 kmh	41/90 kmh	43/100 kmh
opadani [m/s]	0,53	0,53/80kmh	0,51
m <sub>konstr</sub> [kg]	120	130	135
m <sub>max</sub> [kg]	230	324	385
pl. zat. [kg/m <sup>2</sup> ]	24,,33	28...45	27...55 kg



Obrázek 2.1: GP 11 Pulse. [21]



Obrázek 2.2: GP 14 Velo. [21]

Tabulka 2.1: Kluzáky GP Glider [21]

3 GP Gliders, [21].

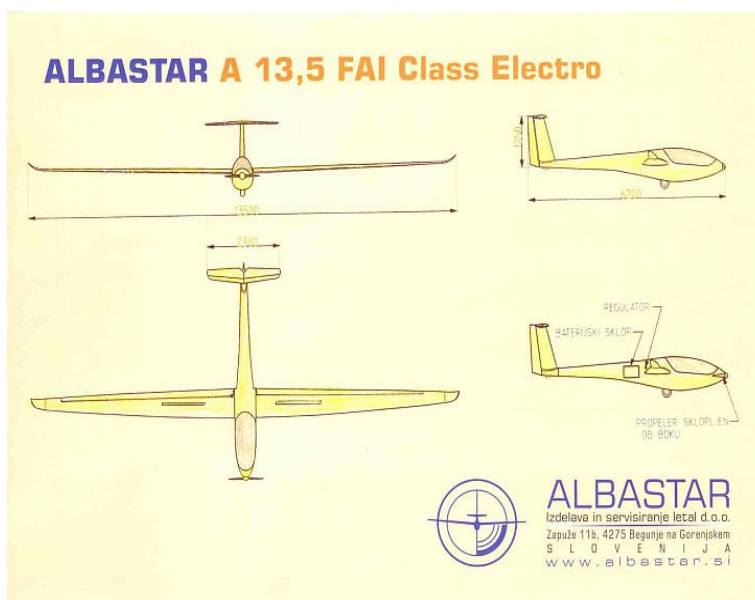
elektropohon. Typy GP 11 a 12 jsou certifikovány pod LAA jako ultralehké kluzáky (ULK), GP 14 je ve fázi vývoje.

## 2.2 Albastar AS 13,5 m FES<sup>4</sup>

Středoplošník kompletně kompozitové konstrukce s ocasními plochami uspořádanými do T je vyráběn v závodě ve Slovinsku. Jedná se o výkonný kluzák s křídlem vybarveným klapkou, nádržemi na vodní přítěž a zatahovacím podvozkem. Letoun je vyráběn pouze v jedné modifikaci, a to s elektromotorem se sklopnou vrtulí v přídi. Tato pohonná jednotka s bateriemi o kapacitě 4,2 kWh a bezkartáčovým synchronním oběžným třífázovým motorem dokáže kluzáku umožnit dosáhnout výšky až 1800 m nebo umožnit až jednu hodinu vodorovného letu. Rychlost stoupání je 2,6 m/s při rychlosti 80 km/h a při vzletu potřebuje kluzák 260 metrů na překonání 15 m vysoké překážky v ose dráhy.

Albatar	AS 13,5 m
Rozpětí [m]	13,5
délka [m]	6,5
Výška [m]	1,48
b <sub>SAT</sub> [m]	0,74
rameno SOP [m]	3,9
rameno VOP [m]	3,7
poloha VOP [m]	1,48
plocha křídla [m <sup>2</sup> ]	9,5
plocha VOP [m <sup>2</sup> ]	0,9
plocha SOP [m <sup>2</sup> ]	1,1
moh. VOP	0,47
moh. SOP	0,03
eta	0,44
lambda	19,18
vzepjeti	2 st
sip	2 st
profil	IMD 14%
v <sub>s</sub> [km/h]	64
v <sub>ne</sub> [km/h]	225
v <sub>ra</sub> [km/h]	
v <sub>t</sub> [km/h]	
v <sub>eko</sub> [km/h]	80
v <sub>opt</sub> [km/h]	105
v <sub>x-v<sub>y</sub>2</sub> [km/h]	175
klouz. pomer	42/105 kmh
opadani [m/s]	0,62/80 kmh
m <sub>konstr</sub> [kg]	200
m <sub>max</sub> [kg]	312
pl. zat. [kg/m <sup>2</sup> ]	21...32,8
nasobek	—

Tabulka 2.2: Kluzák Albastar AS-13,5 [18]



Obrázek 2.3: Albastar AS 13,5. [18]

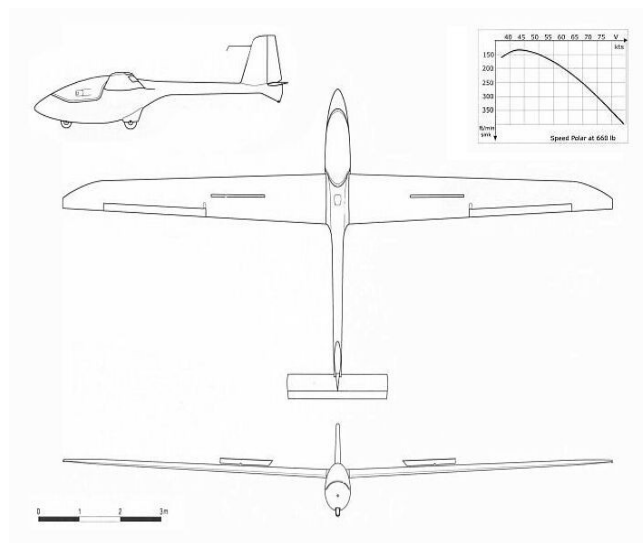
4 Gliders Albastar, [18].

## 2.3 PZL PW-5 Smyk<sup>5</sup>

Tento kluzák vznikl původně pro jednotnou Světovou třídu. Jedná se o celokompozitový kluzák středplošné koncepce s klasickým uspořádáním ocasních ploch. Křídlo je opatřeno aerodynamickými brzdami, klapka nebyla dle požadavků třídy přípustná. Podvozek sestává z hlavního kola, které je umístěno za těžištěm, a dvěma pomocnými koly, jedním předovým a druhým ostruhovým. Již od počátku byl tento kluzák podroben kritice za nedostatečné výkony, jelikož řadu starších standardních větroňů, které jsou lepší, je možno koupit za podstatně nižší cenu. Vyrobeno jich bylo za 23 let zhruba 200 kusů, z nichž více než třetina létá ve Spojených státech, zatímco v Evropě se většího rozšíření nedočkal.

PZL	PW-5
Rozpětí [m]	13,44
délka [m]	6,22
Výška [m]	1,86
b SAT [m]	0,80
rameno SOP [m]	3,40
rameno VOP [m]	3,86
poloha VOP [m]	0,00
ploch křídla [m <sup>2</sup> ]	10,16
plocha VOP [m <sup>2</sup> ]	1,20
plocha SOP [m <sup>2</sup> ]	0,87
moh. VOP	0,57
moh. SOP	0,02
eta	0,58
lambda	17,78
vzepjetí	3 st.
sip	0 st.
profil	NN 18-17, 16%
v <sub>s</sub> [km/h]	65
v <sub>ne</sub> [km/h]	213
v <sub>ra</sub> [km/h]	150
v <sub>t</sub> [km/h]	150
v <sub>eko</sub> [km/h]	73
v <sub>opt</sub> [km/h]	85
v <sub>x-v<sub>y</sub>2</sub> [km/h]	144
klouz. pomer	33/80 kmh
opadani [m/s]	0,64/73 kmh
m <sub>konstr</sub> [kg]	190
m <sub>max</sub> [kg]	300
pl. zat. [kg/m <sup>2</sup> ]	18...29,5
nasobek	+5,3...-2,65

Tabulka 2.3: Kluzák PZL PW-5 Smyk.  
[25]



Obrázek 2.4: PZL PW-5 Smyk. [25]

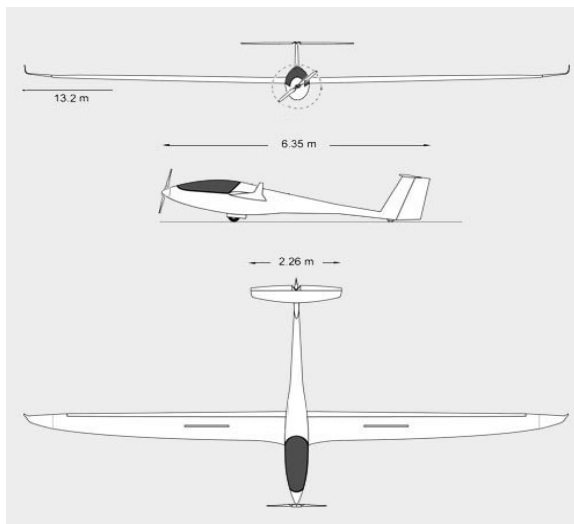
5 Zaczek, [25].

## 2.4 Alisport Silent 2 Electro<sup>6</sup>

Elektricky poháněný středplošník s ocasními plochami do T. Konstrukce draku je celokompozitová, křídlo eliptického tvaru s winglety na koncích je vybaveno klapkou, resp. flaperony v délce 11 metrů po rozpětí. Pro korekci klopivého momentu od klapek se používá samočinně přestavovaný stabilizátor, který je ovládán nejen páčkou vyvážení z kabiny, ale i polohou flaperonu. Elektromotor má výkon 22 kW při otáčkách 4500/min, baterie hmotnosti 31 kg má kapacitu 4,3 kWh. Letoun dokáže z trávy odstartovat na 160 metrech a při letu stoupá průměrnou rychlostí 2 m/s.

AliSport	Silent 2 Electro
Rozpětí [m]	13,20
délka [m]	6,35
Výška [m]	1,25
b_SAT [m]	0,62
rameno SOP [m]	3,45
rameno VOP [m]	3,59
poloha VOP [m]	1,04
ploch křídla [m <sup>2</sup> ]	8,90
plocha VOP [m <sup>2</sup> ]	0,75
plocha SOP [m <sup>2</sup> ]	0,90
moh. VOP	0,49
moh. SOP	0,03
eta	0,40
lambda	20
vzepjetí	1 st
sip	1 st
profil	IMD 050 16%
v_s [km/h]	65
v_ne [km/h]	220
v_ra [km/h]	150
v_t [km/h]	
v_eko [km/h]	85
v_opt [km/h]	90
v_x-v_y2 [km/h]	150
klouz. pomer	40/90 kmh
opadani [m/s]	0,6/85 kmh
m_konstr [kg]	205
m_max [kg]	315
pl. zat. [kg/m <sup>2</sup> ]	29.....35
nasobek	+5,3...-2,65

Tabulka 2.4: Kluzák Alisport Silent 2 [19]



Obrázek 2.5: Alisport Silent 2 Electro. [19]

Všeobecně je možno konstatovat, že kluzáky Albastar, Silent 2 a GP 14, deklarují zhruba podobné výkony a mají velmi podobnou konstrukci - eliptické křídlo opatřené winglety. Zbylé kluzáky podávají výkony nižší.

<sup>6</sup> Alisport, [19].

### 3 Profiláž moderních kluzáků

Pro základní orientaci v zadané problematice byla nejdříve napočítána Reynoldsova čísla, v kterých se kluzák může pohybovat. Navrženy byly čtyři rychlosti: 80 km/h pro kroužení, 100 km/h pro let optimální rychlostí, 130 km/h a 160 km/h pro přeskok zvýšenou rychlostí a finální dokluz na letišti. Byla uvažována mezinárodní standardní atmosféra<sup>7</sup> a tři výšky použitelné pro běžné termické létání: 1000, 2000 a 3000 m, délka střední aerodynamické tělivity  $b_{SAT}=0,7\text{ m}$ , která je pro kluzáky běžná. Není-li uvedeno jinak, tak všechny výpočty profilových charakteristik probíhaly v programu Xfoil při daném Reynoldsově čísle a při standardním nastavení mezní vrstvy parametrem „N“ na N = 9.

Reynoldsova čísla [-]		Výška H [km]			
		0	1 000	2 000	3 000
Rychlost [km/h]	65	831 506	765 993	706 083	651 489
	80	1 023 392	942 761	869 025	801 833
	100	1 279 240	1 178 451	1 086 282	1 002 291
	130	1 663 012	1 531 987	1 412 166	1 302 978
	160	2 046 784	1 885 522	1 738 051	1 603 666

Tabulka 3.1: Výčet provozních Reynoldsových čísel

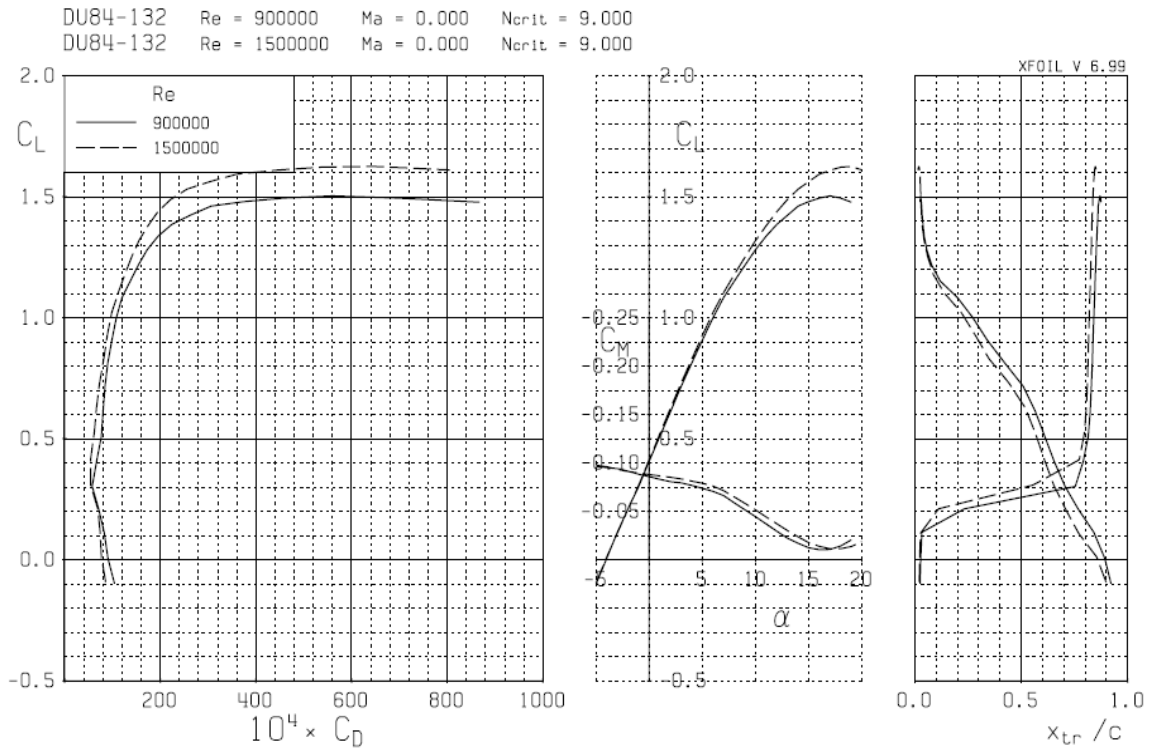
#### 3.1 ASW 22 - DU84

Výběr profilu probíhal na základě rešerší z veřejně dostupných zdrojů. První zkoumaný profil je DU84-132, koncový profil kluzáku volné třídy ASW 22. Jedná se o kluzák s rozpětím 22 metrů, vyráběný v druhé polovině 80. let. Profilová data byla volně dostupná.<sup>8</sup> V rozsahu úhlů náběhu  $\alpha=(-5;20)^\circ$  byla vypočítána polára pro Reynoldsova čísla odpovídající některým významným letovým režimům. Let na minimální rychlosti na hladině moře ( $Re = 0.8 \times 10^6$ ), kroužení rychlostí 80 km/h ve výšce 1000 m ( $Re = 0.9 \times 10^6$ ) a přeskok na optimální rychlosti 100 km/h ve výšce 3000 m ( $Re = 1 \times 10^6$ ) budou nahrazeny pro prvotní návrh průměrným Reynoldsovým číslem  $Re = 0.9 \times 10^6$  a dokluz na letišti bude počítán pro rychlost 130 km/h a výšku 1000 m, tedy  $Re = 1,5 \times 10^6$ .

Pro výpočty v rozmezí úhlů náběhu  $\alpha=(-5, 7)$  postačí lineární aproximace přímkou. Její směrnice, směrnice vztakové čáry bude  $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}=5,76\text{ rad}^{-1}$  a úhel nulového vztlaku  $\alpha_0=-4^\circ$  a maximální součinitel vztlaku pro  $Re = 0.9 \times 10^6$  je  $c_{Y,max}=1,5$ , minimální součinitel odporu pro  $Re = 1,5 \times 10^6$  je  $c_{X,min}=0,0055$ .

<sup>7</sup> Dvořák, [3], str. 28.

<sup>8</sup> UIUC, [23]



Obrázek 3.1: Polára profilu DU84-132

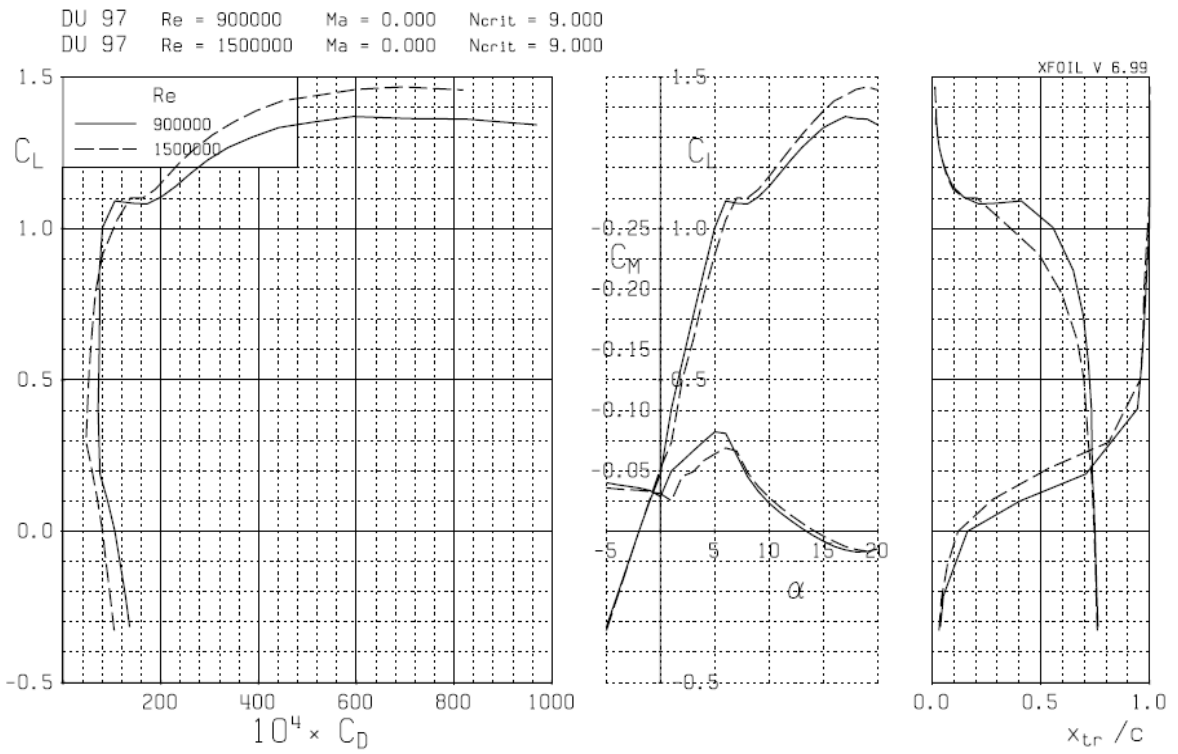
### 3.2 Antares - DU 97

Dalším zkoumaným profilem byl DU97-127 z letounu Antares, který je poměrně moderní, počátek jeho výroby se datuje do roku 2003. Profilová data nejsou volně k dispozici, a souřadnice tak byly získány odměřením z obrázku profilu.<sup>9</sup> Jelikož je takovýto způsob získávání souřadnic nepřesný, byly souřadnice několikrát modifikovány aproximováním křivkou „dostatečně“ vysokého řádu metodou nejmenších čtverců, tak aby byly odstraněny největší nespojitosti, a dále pak v programu XFOIL bylo pomocí funkce „*mdes*“ modifikováno tlakové rozložení tak, aby se co nejvíce blížilo publikovaným hodnotám.<sup>10</sup> Reynoldsova čísla pro výpočet byla volena stejně jako v předchozím případě a napočítaná polára je uvedena na obrázku 3.2. Jelikož se stejně jako v předchozím případě jedná o klapkový profil, je vhodné uvést vlastnosti profilu s klapkou. Na obrázku 3.4 jsou k dispozici naměřená profilová data z tunelu, ty mohou být využity pro výpočet a pro korelaci s výpočty. Analýzou poláry můžeme konstatovat, že směrnice vztakové čáry má hodnotu  $\frac{\partial c_Y}{\partial \alpha} = 6,4 \text{ rad}^{-1}$ , úhel nulového vztaku  $\alpha_0 = -2^\circ$  a maximální součinitel vztaku pro  $Re = 0,9 \times 10^6$  je  $c_{Y,max} = 1,37$ , minimální součinitel odporu pro  $Re = 1,5 \times 10^6$  je  $c_{X,min} = 0,0047$ , maximální

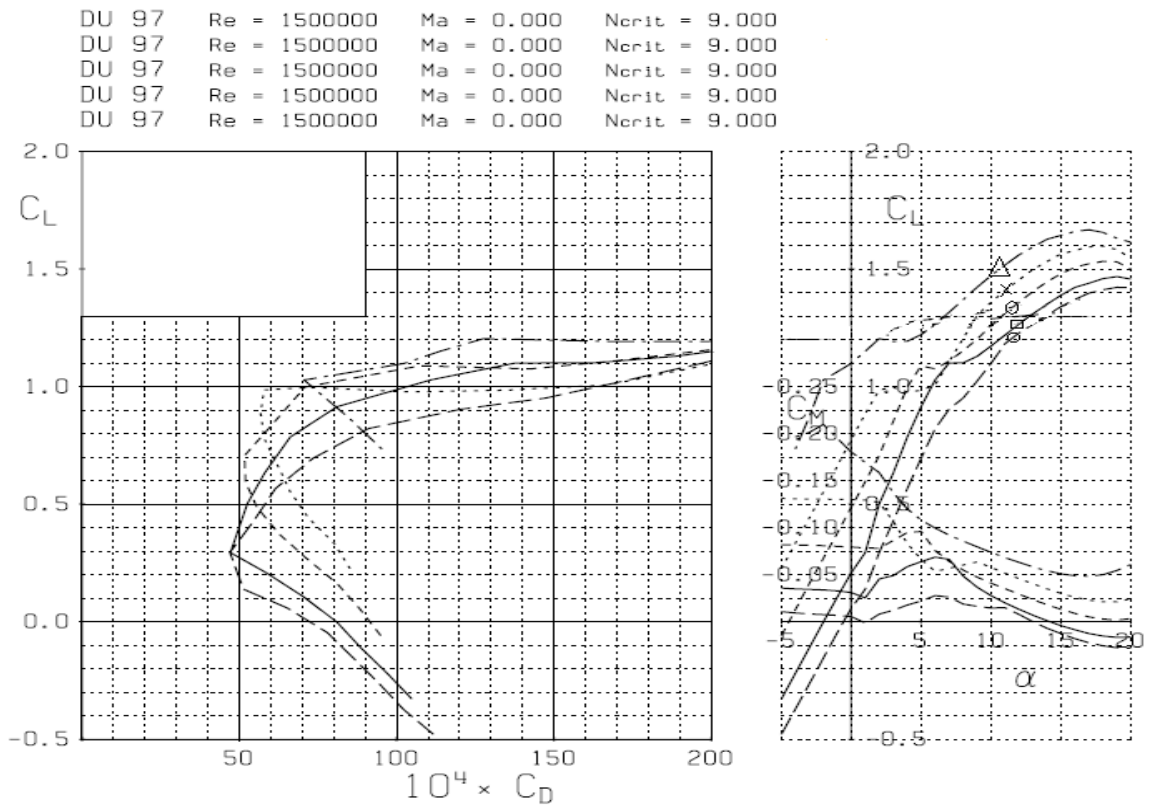
poměr  $\frac{c_Y}{c_X} = 124$  při  $c_Y = 1$ .

<sup>9</sup> Boermans, [13], str. 5.

<sup>10</sup> tamtéž

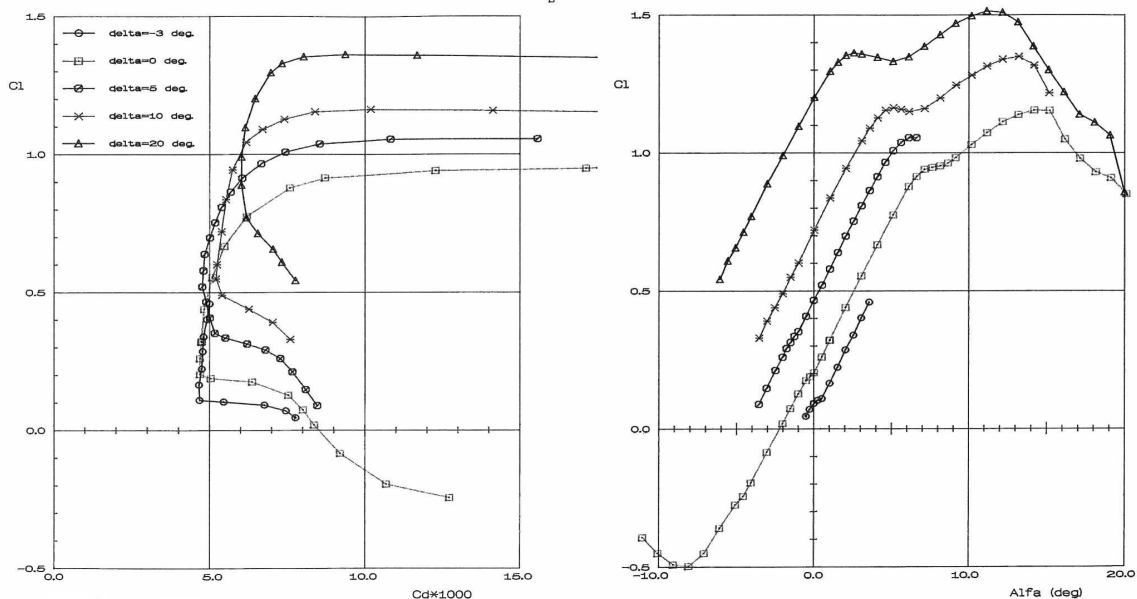


Obrázek 3.2 : Polára profilu DU97-127. Vliv Reynoldsova čísla.



Obrázek 3.3: Výpočítaná polára profilu DU 97. Re = 1 500 000.

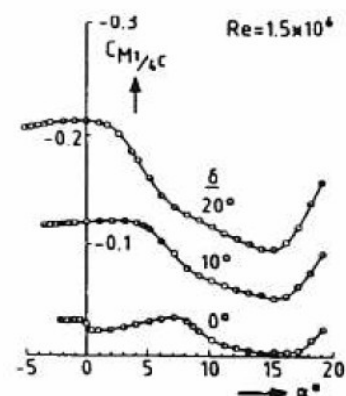




Obrázek 3.4: Naměřená polára profilu DU97-127 při  $Re = 1\,500\,000$ . [13]

Bylo zachováno značení pomocí geometrických obrazců jako na výstupu z měření v Delftu. Srovnáním obou polár a vztakových čar je možné konstatovat, že výpočet velmi dobře odpovídá měření, co se charakteru a tendence křivek týče. Změna stoupání vztakové čáry, která je na výstupu z měření velmi patrná, není na naměřených hodnotách tak výrazná, ale dá se povšimnout, stejně tak jako ostrý zub na poláře. Odporové charakteristiky také poměrně dobře odpovídají měření. Co se však liší, je nadhodnocování součinitele  $c_Y$  o zhruba 10-15% v horní části vztakové čáry a posun bodu odtržení až ke dvaceti stupňům úhlu náběhu oproti patnácti stupňům u profilu bez klapky. Momentová čára, vztažená k čtvrtinovému bodu naměřená na tomto profilu, k dispozici pro účely porovnání není. Přesto ji však můžeme alespoň charakterově porovnat s momentovou čarou, také vztaženou k čtvrtinovému bodu profilu DU89-134/14.<sup>11</sup> Jedná se o příbuzný profil a vyznačuje se velmi podobným chováním, tedy náhlými změnami směrnice momentové čáry.

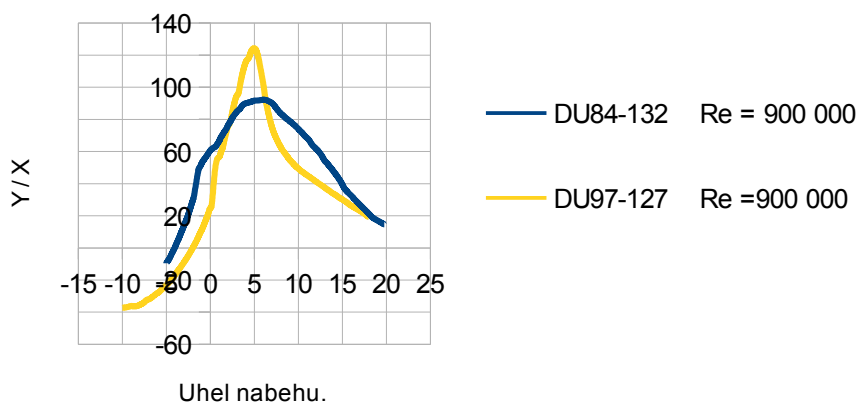
Pro lepší přehlednost můžeme profily řady DU vzájemně porovnat na následujícím grafu pro Reynoldsovo číslo  $Re = 900\,000$ , které je pro běžné lety kluzáků nejrepresentativnější. Ze srovnání je velmi dobře vidět, že starší profil DU84 je z hlediska klouzavého poměru vhodný pro větší množství režimů, kdežto profil DU97 je z tohoto hlediska výrazně lepší v úzkém pásmu úhlů náběhu ( $2;6$ ) deg, čemuž odpovídá  $c_Y = (0,56; 1,1)$  a v ostatních režimech bez použití klapky



Obrázek 3.5. Momentová čára DU-89. [12]

<sup>11</sup> Boermans, [12], str 16.

výrazně zaostává. To, že se jedná o profil vhodný pro moderní vysoce výkonné kluzáky, je dobře vidět i na výkonech osmnáctimetrového kluzáku Antares, kde je použit, neboť jeho maximální klouzavý poměr je 53 při 120 km/h.<sup>12</sup>



Obrázek 3.6: Porovnání profilů řady DU.  $Re = 900\,000$ .

### 3.3 Diana 2 - KL 002

Jako další moderní profil můžeme uvést KL002-128-17 použitý na kluzáku Diana 2. Ta také patří mezi nejlepší současné kluzáky, čemuž odpovídá i dosahovaná klouzavost 54 při 100 km/h.<sup>13</sup> Z uvedené poláry můžeme odhadnout, že směrnice vztlakové čáry má hodnotu  $\frac{\partial c_Y}{\partial \alpha} = 6,5 \text{ rad}^{-1}$ , úhel nulového vztlaku  $\alpha_0 = -2^\circ$  a maximální součinitel vztlaku pro  $Re = 1 \times 10^6$  je  $c_{Y,max} = 1,45$ ,

minimální součinitel odporu pro  $Re = 10^6$  je  $c_{X,min} = 0,0035$ , maximální poměr  $\frac{c_Y}{c_X} = 123$  při

$c_Y = 0,8$ . V porovnání s profilem DU97-127 je tedy zhruba stejný, má však o třetinu menší součinitel minimálního odporu. Maximální klouzavosti však dosahuje na nižším součiniteli vztlaku, takže se navíc dá očekávat ještě o něco nižší indukovaný odpor při aplikaci na křídle, jelikož ten roste

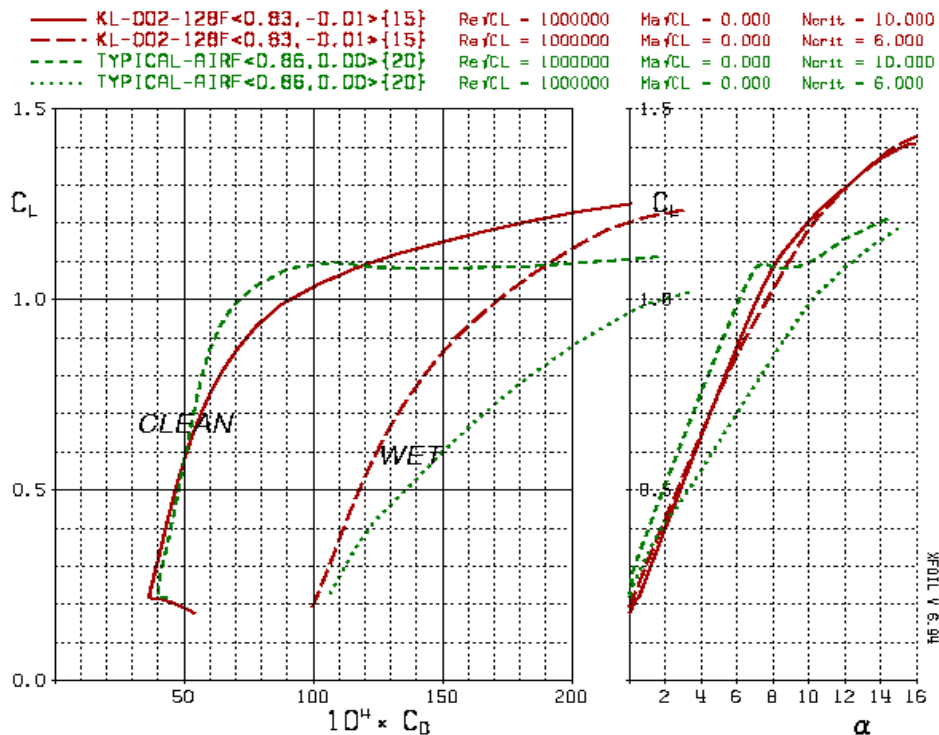
se čtvercem součinitele vztlaku dle vztahu  $c_{x,i} \simeq \frac{c_Y^2}{\lambda}$ .<sup>14</sup> Tyto charakteristiky z něj dělají jeden

z nejvýkonnějších profilů moderních kluzáků. Pravděpodobně i z tohoto důvodu nejsou profilová data, spolu s rozložením tlaku na profilu volně dostupná.

<sup>12</sup> Lange Aviation, [22].

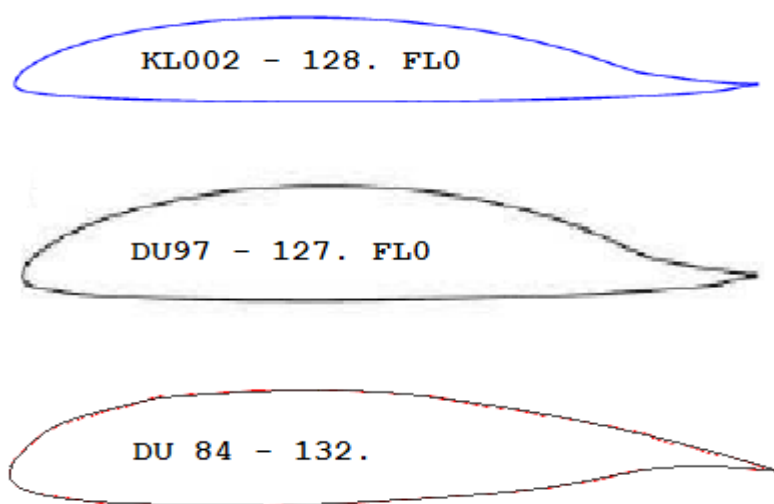
<sup>13</sup> Kubrinski, [16], str. 82.

<sup>14</sup> Brož, [1], str. 160.



Obrázek 3.7: Polára KL002. [14], str. 85

Všechny tři zmiňované profily můžeme porovnat na souhrnném obrázku 3.8. Zde je velmi dobře vidět podobnost v tvarování profilu KL002 a DU97, které oba nabývají své největší tloušťky zhruba až v polovině tětivy a tloušťka má pozvolný nástup. Také za povšimnutí stojí zakřivení odtokové hrany, která je tvarovaná pro použití klapky. Oproti tomu starší profil DU 84 pro použití klapky navržen nebyl, je více prohnutý, aby dosahoval vyššího součinitele vztlaku i bez vztlakové mechanizace.



Obrázek 3.8: Porovnání profilů.

## 4 Geometrie křídla

S danými profilovými daty je možné provést první návrh rozměrů křídla. Pro návrh budou uvažovány aktuální požadavky pro ultralehké kluzáky, tedy maximální vzletová hmotnost

$m_{TOW}=220\text{ kg}$  a minimální rychlost  $v_s=65\frac{\text{km}}{\text{h}}$ . Zároveň však bude uvažována i varianta

motorizace kluzáku pomocným motorem, což znamená zvýšení maximální povolené vzletové hmotnosti na  $m_{TOW}=300\text{ kg}$ .

Požadavek na minimální rychlost, a tedy na minimální velikost vztlakové plochy, se dá vyjádřit formou vzorce

$$S_{min}=\sqrt{\frac{2m_{TOW}g}{\rho_0 v_{min} c_{Y,kr,max}}},$$

kde  $\rho_0=1,225\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$  představuje hustotu vzduchu na hladině moře a  $c_{Y,kr,max}$  je maximální možný dosažitelný součinitel vztlaku. Ten byl odhadnut na základě empirického vztahu

$$c_{Y,kr,max}=0,95\cdot c_{Y,pr,max}+0,5\cdot\frac{l_{kl}}{l},$$

kde poměr části rozpětí s klapkou a bez klapky  $\frac{l_{kl}}{l}$  bude pro počáteční návrh přibližně 0,5.

Chování profilu se vztlakovou klapkou bylo odhadnuto dle měření na Delftské universitě. Jako maximální použitelnou profilovou hodnotu součinitele vztlaku použijeme  $c_{Y,pr,max}=1,4$ , která je vhodnou kompromisní hodnotou mezi profily DU97 a KL002 a reprezentuje tedy moderní profily.

Jelikož omezení maximální hmotností nedovoluje používání vodní přítěže, není optimalizaci vhodného plošného zatížení možné provádět ad hoc dle počasí, ale je nutno nalézt vhodný kompromis již při konstrukci kluzáku. Velikost vztlakové plochy je také nutno volit s ohledem na to, aby let při

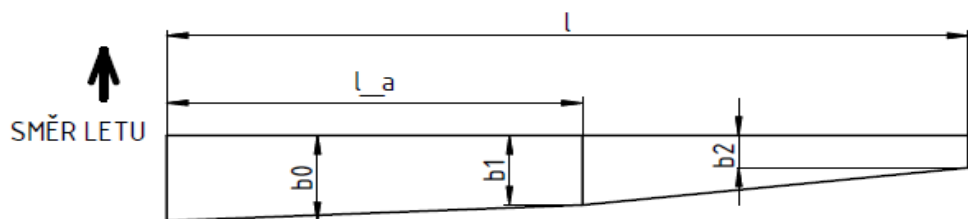
optimální rychlosti  $v_{opt}$  probíhal na takovém součiniteli vztlaku, aby poměr  $\frac{c_Y}{c_X}$  byl maximální.

To je pro profil DU97  $c_Y=1$  a pro KL002  $c_Y=0,8$ . Zároveň je nutno zajistit dobré vlastnosti při

kroužení, a tedy malé opadání na rychlosti  $v_{ek}$ , což se docílí maximalizací poměru  $\frac{c_Y^{3/2}}{c_X}$ .

V případě profilu DU 97 je nevýhodné, že maximální klouzavost i minimální opadání jsou na stejném součiniteli vztlaku, tzn. i na stejné rychlosti.

Pro návrh bylo zvoleno křídlo obecného dvoulichoběžníkového tvaru dle náčrtu 4.1.



Obrázek 4.1: Náčrt k výpočtu rozložení vztlaku

Byly zvoleny čtyři různé varianty a vypočítány geometrické parametry a příslušné požadované a dosahované aerodynamické součinitele profilu při dvourozměrném obtékání. Výsledky jsou uvedeny

v tabulce. Sloupec „poměr“ vyjadřuje podíl  $\frac{c_y}{c_x}$  pro optimální rychlosti letu a  $\frac{c_y^{3/2}}{c_x}$  pro ekonomickou rychlost letu.

M = 220kg v_min = 65 km/h v_ek = 80 km/h v_opt = 100 km/h v_opt = 100 km/h	Kluzák, křídlo 1					
	H	c <sub>y</sub>	c <sub>x</sub>	poměr	S =	7,23 M <sup>2</sup>
	0 m	1,4	0,070	20	Lambda =	25 --
	1000 m	1,08	0,010	112,24	G/S =	30,4 kg/m <sup>2</sup>
	2000 m	0,76	0,008	100,8	v_min =	64,3 km/h
	3000 m	0,85	0,007	113,94	b_sat =	0,53 m
M = 220kg v_min = 65 km/h v_ek = 80 km/h v_opt = 100 km/h v_opt = 100 km/h	Kluzák, křídlo 2					
	H	c <sub>y</sub>	c <sub>x</sub>	poměr	S =	8,2 M <sup>2</sup>
	0 m	1,4	0,070	20	Lambda =	22 --
	1000 m	0,96	0,008	120,59	G/S =	27 kg/m <sup>2</sup>
	2000 m	0,67	0,007	89,93	v_min =	60 km/h
	3000 m	0,75	0,008	99,08	b_sat =	0,6 m
M = 220kg v_min = 65 km/h v_ek = 80 km/h v_opt = 100 km/h v_opt = 100 km/h	Kluzák, křídlo 3					
	H	c <sub>y</sub>	c <sub>x</sub>	poměr	S =	8,7 M <sup>2</sup>
	0 m	1,4	0,070	20	Lambda =	20 --
	1000 m	0,9	0,008	111,61	G/S =	25 kg/m <sup>2</sup>
	2000 m	0,63	0,007	84,22	v_min =	58,5 km/h
	3000 m	0,7	0,007	93,46	b_sat =	0,64 m
M = 300kg v_min = 65 km/h v_ek = 80 km/h v_opt = 100 km/h v_opt = 100 km/h	Motorizovaný kluzák, křídlo 4					
	H	c <sub>y</sub>	c <sub>x</sub>	poměr	S =	9,8 M <sup>2</sup>
	0 m	1,4	0,070	20	Lambda =	18,5 --
	1000 m	1,09	0,011	107,16	G/S =	30,5 kg/m <sup>2</sup>
	2000 m	0,77	0,008	102,12	v_min =	64,4 km/h
	3000 m	0,85	0,007	113,94	b_sat =	0,72 m

Tabulka 4.1: Porovnání půdorysných tvarů

Z vypočítaných hodnot můžeme dovodit následující: Pro čistý kluzák má smysl dále rozvíjet

pouze variantu křídla 1, které bude pro svoje vyšší plošné, resp. nejvyšší možné zatížení a vyšší dosahované poměry klouzavosti obecně nejvýkonnější. Křídlo 2 by bylo vhodné spíše pro slabší podmínky. Byť takové kluzáky létají a jsou mezi piloty oblíbené, viz např. VT-16, popř. VT-116, nebývá v současné době zvykem takové kluzáky prvoplánově navrhovat. Křídlo 3 má už příliš nízkou štihlou a i dosahované poměry klouzavosti a opadání jsou nízké. Křídlo 4 je jako jediné z hlediska požadavku na minimální rychlost použitelné pro motorizovanou verzi. Je to nejmenší možné křídlo při dodržení požadavku na minimální rychlost letu, přesto má již tak nízkou štihlou, že nemá velký význam takovéto křídlo dále rozvíjet, neboť by nebylo mezi ostatními kluzáky konkurenceschopné.

Dále se tedy budeme věnovat variantě křídla 1, která bude rozpracovaná do několika geometrických tvarů. Pro každou variantu bude pomocí Glauertovy metody vypočítáno rozložení vztlaku, maximální součinitel vztlaku, stoupání vztlakové čáry a součinitel indukovaného odporu. Pro porovnání bude použit stejný profil DU97-127 pro všechny varianty a po celém křídle, to tedy nebude pro účely volby půdorysného tvaru aerodynamicky krouceno, pouze pro účely úpravy nevhodného vztlakového rozložení bude použito geometrické kroucení.

#### 4.1 Varianta 1a – Lichoběžník

Nejjednodušší půdorysný tvar křídla, který je možný použít pro kluzák, je lichoběžník. Platí,

že minimálního indukovaného odporu lichoběžníkové křídlo nabývá při poměru zúžení  $\eta = \frac{b_1}{b_0}$

okolo  $\eta = 0,3$ .<sup>15</sup> Do této oblasti bude tedy křídlo navrhováno, zároveň je nutno splnit požadavek na plochu křídla rovnou zhruba  $S = 7,2 \text{ m}^2$ . Těmto geometrickým podmínkám vyhovuje následující křídlo:

Rozložení vztlaku, resp. součinitele vztlaku bylo řešeno Glauertovou metodou řešení Prandtlovy rovnice a výsledky výpočtů jsou uvedeny v následujících výstupech. V tabulce jsou ve stručnosti uvedeny základní aerodynamické charakteristiky daného křídla: úhel nulového vztlaku, stoupání vztlakové čáry, součinitel indukovaného odporu pro čtyři různé rychlosti a potřebné kroucení. Na grafu 4.2 je vykresleno rozložení součinitele vztlaku pro součinitel vztlaku křídla  $c_{y,kr} = 1$ . Zároveň je na něm vykreslen průběh maximálního dosažitelného součinitele vztlaku po rozpětí v závislosti na lokálním Reynoldsově čísle. Posune-li se čára součinitele vztlaku tak, aby došlo k dotyku s mezní čarou, je vidět, že dochází k nevhodnému

Křídlo 1a, Lichoběžník		
b0	0,75	m
b1	0,25	m
eta	0,33	---
b_SAT	0,54	m
S	7,28	m <sup>2</sup>
lambda	24,83	---

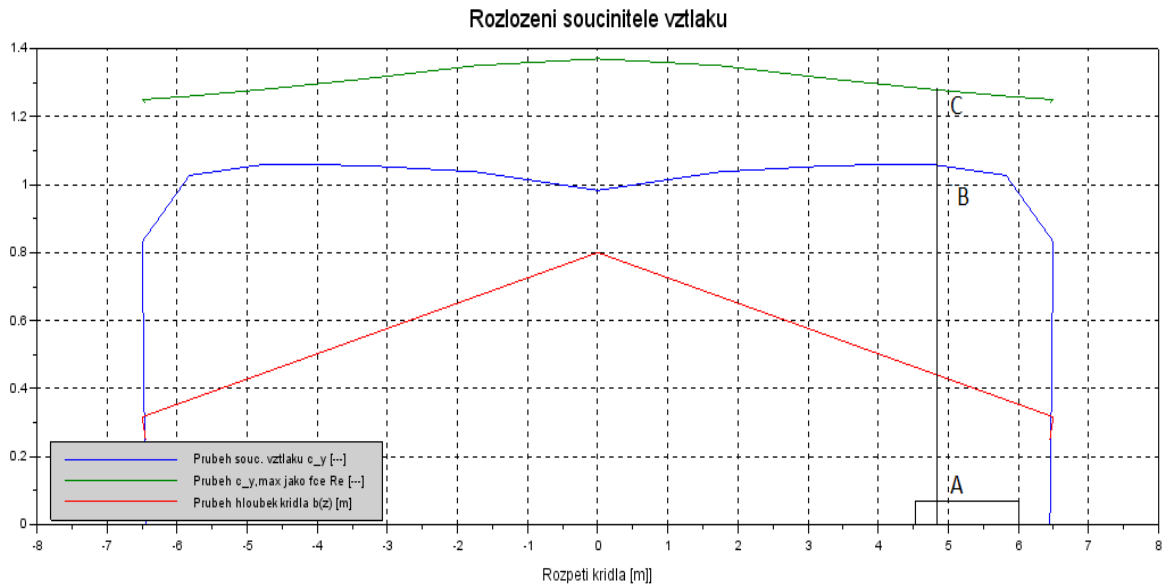
Tabulka 4.2: Půdorys 1a. Rozměry

alfa_0	-1,30	deg
dc_y / d alfa	5,98	rad-1
c_y, max	1,29	---
kroucení	2	deg
c_xi (80 km/h)	0,12834	---
c_xi (100km/h)	0,00518	---
c_xi (130km/h)	0,00189	---
c_xi (160km/h)	0,00088	---

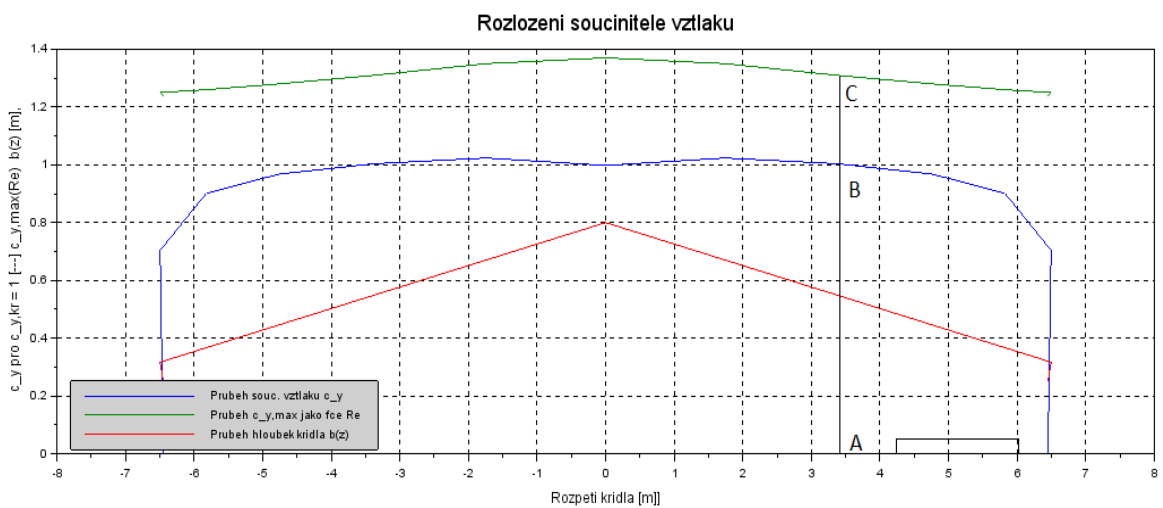
Tabulka 4.3: Půdorys 1a. Aerodynamické charakteristiky

<sup>15</sup> Thomas, [7], str. 96.

odtrhávání proudnic v oblasti křidélek. Proto je vhodné křídlo geometricky kroutit, jako výhodné se jeví kroucení o 2 stupně, průběh součinitele vztlaku je pak znázorněn na dalším grafu 4.3.



Obrázek 4.2 Rozložení součinitele vztlaku lichoběžníkového nekrouceného křídla



Obrázek 4.3 Rozložení součinitele vztlaku lichoběžníkového krouceného křídla

## 4.2 Varianta 1b – Dvoulichoběžník

Pro křídla o půdorysném tvaru dvoulichoběžníka platí pravidlo, že nejmenšího indukovaného odporu dosahují při poměru zúžení 1:0.8:0.4, zároveň by měl bod přechodu z jednoho lichoběžníka do druhého být zhruba v 0.6 polozpěti.<sup>16</sup> Má-li být zároveň dodržena navržená plocha křídla, pak je možné křídlo navrhnout s následujícími geometrickými parametry.

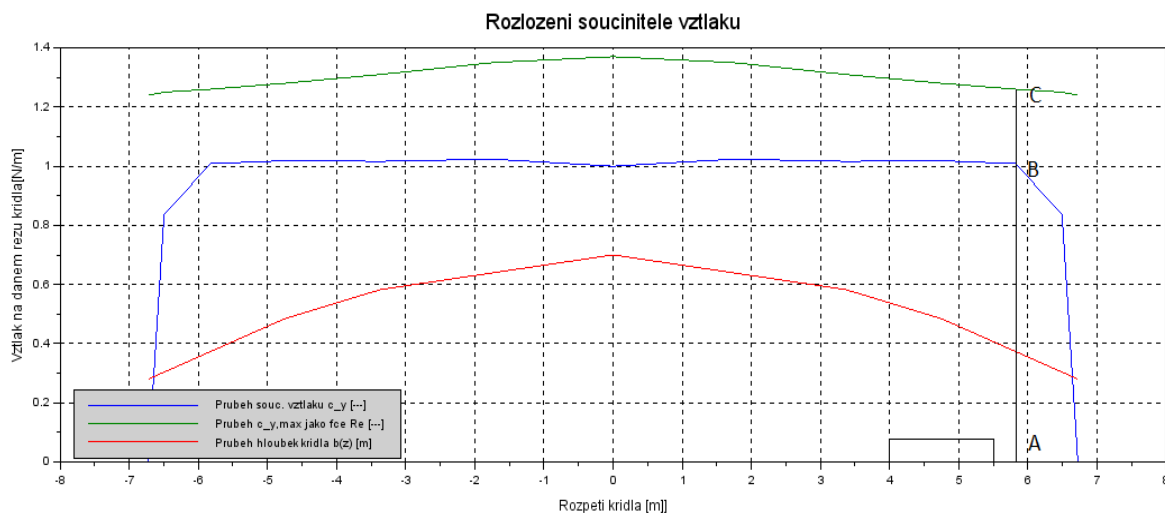
Na následujících grafech je vykreslen průběh součinitele vztlaku  $c_y = f(z)$  pro součinitel vztlaku křídla  $c_{z,kr} = 1$ . Je dobře vidět, že nekroucené křídlo na grafu 4.4 má obdélníkový průběh součinitele vztlaku po rozpětí, což znamená, že má i nevhodné vlastnosti při přetažení a odtržení. Z tohoto důvodu je nutné křídlo zkroutit, jako ideální opět jeví zkroucení o dva stupně, viz graf 4.5. Možná by bylo možné kroutit i méně, vzhledem ke zvolenému dělení křídla to však není možné stanovit. V tabulce jsou pro porovnání uvedeny některé aerodynamické charakteristiky křídla.

Křídlo 1a, Dvoulichoběžník		
b0	0,7	m
b1	0,56	m
b2	0,28	m
eta	0,8; 0,5	---
b_SAT	0,54	m
S	7,24	m <sup>2</sup>
lambda	24,99	---

Tabulka 4.4: Půdorys 1b. Rozměry

Křídlo 1a, Dvoulichoběžník		
alfa_0	-1,28	deg
dc_y / d alfa	5,97	rad-1
c_y,max	1,31	---
kroucení	2	deg
c_xi (80 km/h)	0,01258	---
c_xi (100km/h)	0,00519	---
c_xi (130km/h)	0,00184	---
c_xi (160km/h)	0,00085	---

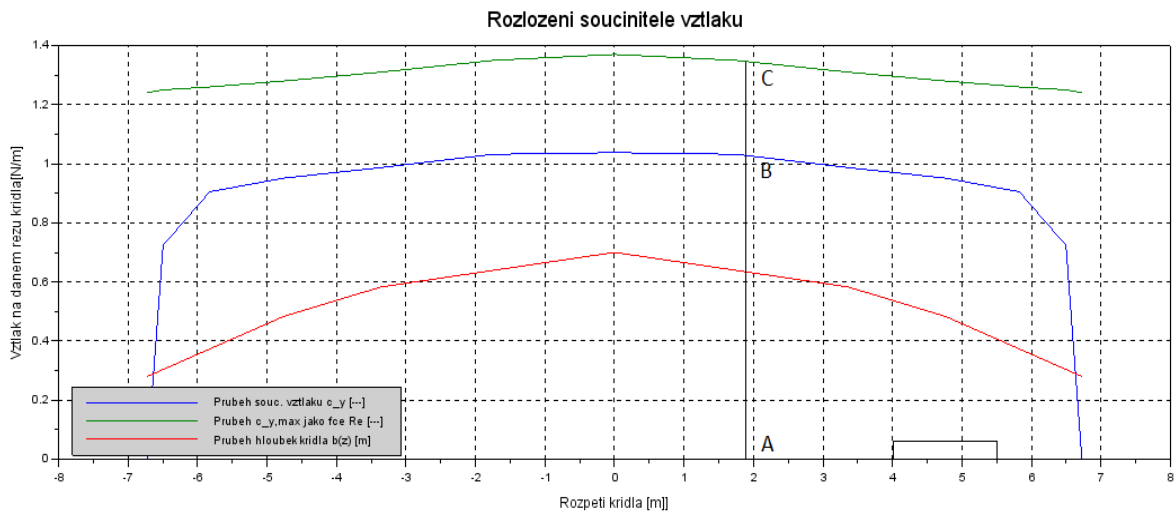
Tabulka 4.5: Půdorys 1b. Aerodynamické charakteristiky



Obrázek 4.4 Rozložení součinitele vztlaku dvoulichoběžníkového nekrouceného křídla

<sup>16</sup> Thomas, [7], str. 99.





Obrázek 4.5 Rozložení součinitele vztlaku dvoulichoběžníkového krouceného křídla

### 4.3 Varianta 1c – Elipsa

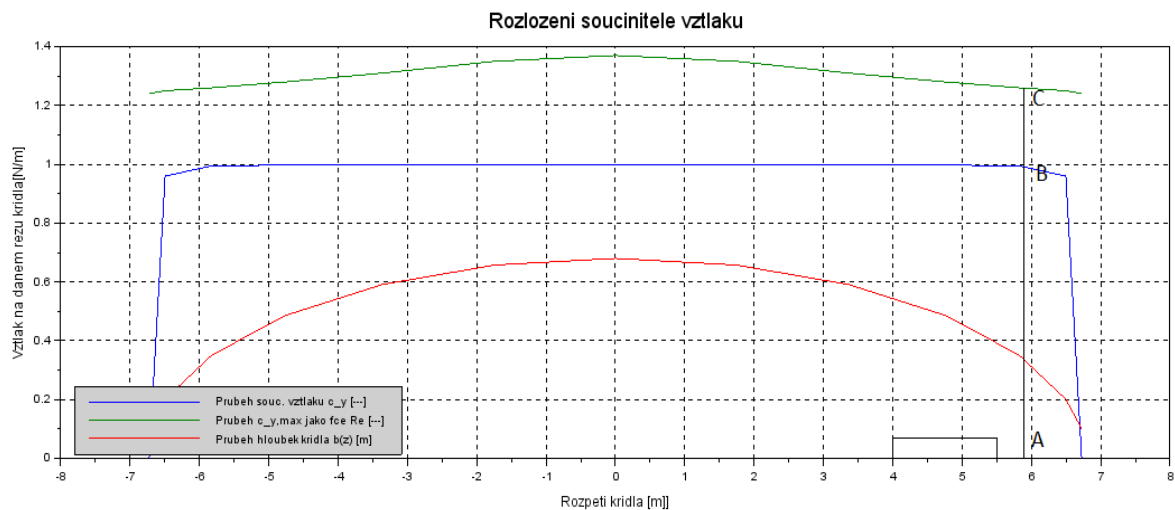
Při hledání optimálního tvaru křídla je vhodné pro porovnání uvést i teoreticky ideální tvar křídla, tedy eliptický. Aby byla dodržena požadovaná plocha křídla, byl zvolen takový tvar, kde je čára náběžné hrany tvořena elipsou o délce hlavní poloosy  $a_{NH} = 6,8 \text{ m}$  a vedlejší poloosy  $b_{NH} = 0,23 \text{ m}$ . Odtoková hrana je

Křídlo 1c, Elipsa		
b0	0,68	m
b1	0,2	m
eta	0,29	---
b_SAT	0,53	m
S	7,19	m <sup>2</sup>
lambda	25,17	---

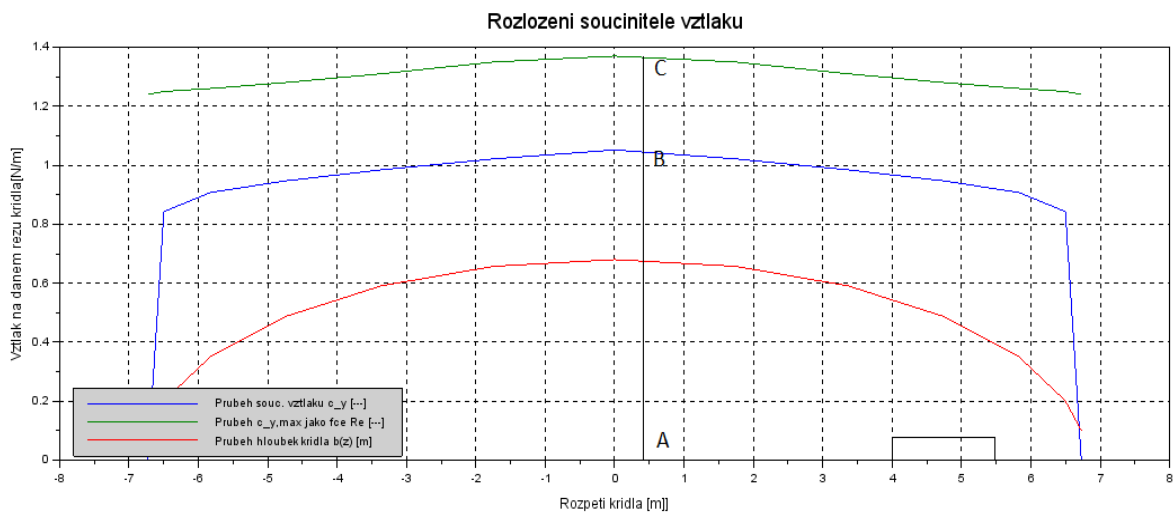
Tabulka 4.6: Půdorys 1c. Rozměry

tvořena křivkou popsanou stejnou hlavní poloosou a vedlejší poloosou  $b_{NH} = 0,45 \text{ m}$ . Bylo zvoleno křídlo následujících geometrických charakteristik.

Byl aplikován stejný výpočet jako pro předchozí varianty křídla, na grafech je znázorněn průběh součinitele vztlaku nekrouceného křídla a také křídla, které bylo geometricky krouceno. Stejně jako u předchozích případů vychází nejvýhodněji kroucení o dva stupně. Při kroucení o jeden a půl stupně stále ještě dochází k odtrhávání proudnic nejdříve v oblasti křidélek, při kroucení o dva stupně se počátek odtrhávání dostává k oblasti trupu. V závěrečné tabulce 4.7 je pak opět uveden souhrn všech podstatných aerodynamických charakteristik.



Obrázek 4.6 Rozložení součinitele vztlaku eliptického nekrouceného křídla



Obrázek 4.7 Rozložení součinitele vztlaku eliptického krouceného křídla

Křídlo 1c, Elipsa		
alfa_0	-1,29	deg
dc_y / d alfa	5,93	rad-1
c_y, max	1,3	---
kroucení	2	deg
c_xi (80 km/h)	0,01279	---
c_xi (100km/h)	0,00511	---
c_xi (130km/h)	0,00183	---
c_xi (160km/h)	0,00085	---

Tabulka 4.7: Půdorys 1c. Aerodynamické charakteristiky.

## 4.4 Volba půdorysu

V souhrnné tabulce jsou všechny vypočítané hodnoty porovnány spolu s přidanou variantou 1d, která představuje obdélníkové křídlo o hloubce  $b=0,53\text{ m}$ . Ta má teoreticky největší součinitel indukovaného odporu. Z výsledků je vidět, že nejmenšího indukovaného odporu nabývá dvoulichoběžníkové křídlo spolu s křídlem o eliptickém půdorysu, obě křídla mají zhruba stejné výkony. Křídlo lichoběžníkové není však o moc horší, obdélníková varianta je na tom podstatně hůře.

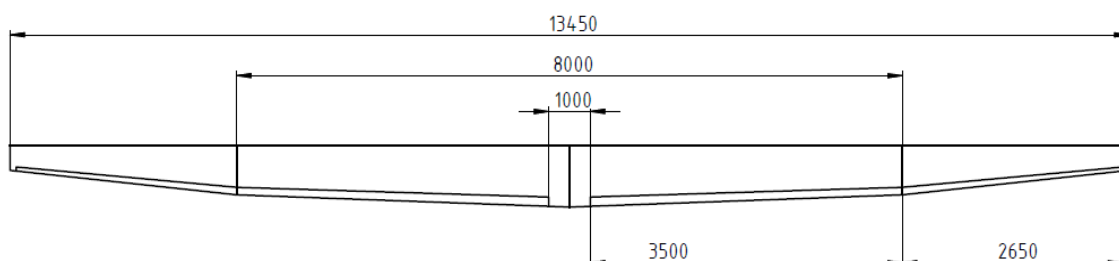
Z technologických důvodů má však konstrukce lichoběžníkového křídla podstatné výhody. Jelikož se hloubka křídla po profilu mění po částech lineárně, je toto uspořádání výhodnější např. pro konstrukci nosníku, který též bude s průběhem po rozpětí měnit lineárně svoji stavební výšku. Je to též výhodnější pro konstrukci křidélek a klapek, jelikož tak bude moci být náběžná hrana kormidla tvořena přímkou a zároveň přitom bude zachována konstantní hloubka kormidla po celé jeho délce, jehož absolutní hloubka se tedy bude s průběhem po rozpětí zmenšovat.

Srovnání různých půdorysných tvarů					
	1a	1b	1c	1d	
alfa_0	-1,30	-1,28	-1,29	-2,00	deg
dc_y / d alfa	5,98	5,97	5,93	5,73	rad-1
c_y, max	1,29	1,31	1,3	1,24	---
kroucení	2	2	2	0	deg
c_xi (80 km/h)	0,12834	0,01258	0,01279	0,01476	---
c_xi (100km/h)	0,00518	0,00519	0,00511	0,00617	---
c_xi (130km/h)	0,00189	0,00184	0,00183	0,00206	---
c_xi (160km/h)	0,00088	0,00085	0,00085	0,00090	---

Tabulka 4.8: Porovnání půdorysných tvarů křídla

## 5 Aerodynamický návrh kluzáku

Jako půdorysný tvar byl zvolen dvojitý lichoběžník z varianty 1b. Je zapotřebí provést nový, detailnější výpočet na kontrolu minimální plochy vzhledem k požadavku na minimální rychlost. Navržený tvar křídla, spolu se základními rozměry i rozměry kormidel je znázorněn na obrázku 5.1.



Obrázek 5.1 Náčrt zvoleného křídla

### 5.1 Volba profilu

Jako vhodný profil byl zvolen DU 97. Již z předchozí stati vyplývá, že se jedná o profil, který je používán na moderních kluzácích současnosti, a i ve srovnání se staršími profily je vidět, že v návrhovém režimu úhlů náběhu podává velmi slušné výkony. Zároveň je pro jiné režimy letu možné měnit klapkou zakřivení profilu, a tak jeho výkony zlepšit. Z podkladů je však zřejmé, že má poměrně nestandardní chování, co se průběhu vztlakové a momentové čáry týče. Tomu bude nutno přizpůsobit další výpočty.

### 5.2 Vztlaková čára křídla

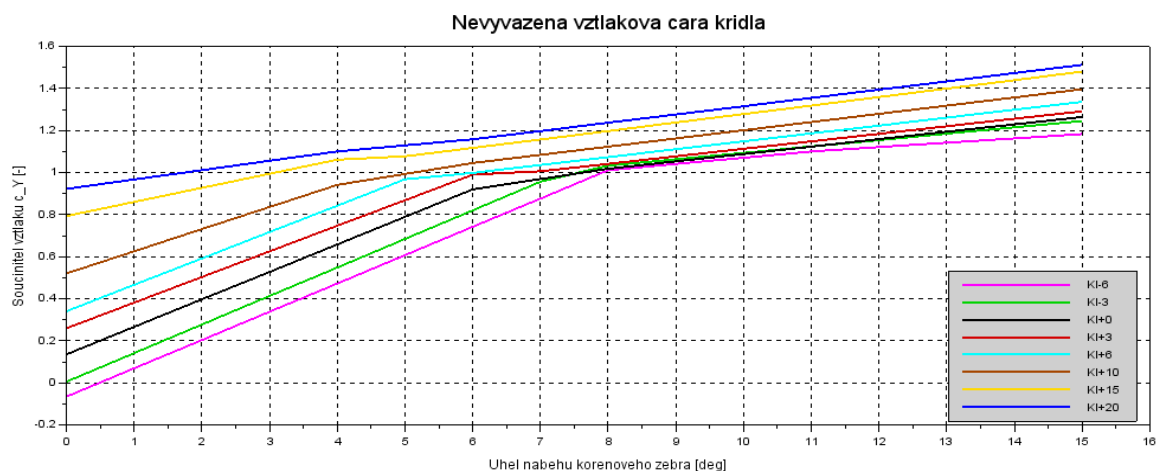
Vztlaková čára křídla bude zkonstruována pro referenční výšku 0m dle MSA a pro Reynoldsovo číslo přibližně odpovídající rychlosti 100 km/h,  $Re = 900\,000$ . Vliv Reynoldsova čísla na profil DU97 je znázorněn na obrázku 3.2, na jeho základě můžeme konstatovat, že vliv Reynoldsova čísla se sice projevuje, ale v první lineární části nepříliš výrazně. Liší se až v oblasti maximálního úhlu náběhu, ale ani tam odchylka nepřesahuje 10%. Vzhledem k tomu, že budou při výpočtu uvažovány klapky v několika různých nastaveních, by při současném variování s Reynoldsovým číslem neúměrně narůstal počet možných kombinací.

Pro výpočet budou voleny tyto výchylky klapky:  $-6^\circ$ ,  $-4^\circ$ ,  $-2^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $+3^\circ$ ,  $+6^\circ$ ,  $+10^\circ$ ,  $+20^\circ$  a  $+30^\circ$ . Výpočet probíhal na základě dat získaných výpočty v programu Xfoil, ty byla následně použity pro výpočty metodikou dle Torenbeeka.

Jako první byla zkonstruovány nevyvážené vztlakové čáry pro všechna nastavení klapek. Přepočítání z profilové hodnoty dvourozměrného proudění na trojrozměrné proudění na křídle bylo provedeno Glauertovou metodou. Jelikož vztlaková čára zvoleného profilu má dvě části, byl i výpočet proveden na obou dvou částech samostatně. Pro vstupní hodnoty do výpočtu programem Glauert, tedy úhel nulového vztlaku a stoupání vztlakové čáry, byly hodnoty získány lineární aproximací v programu Open Office Calc. V tabulce 5.1 jsou tyto hodnoty uvedeny spolu s oblastmi, na kterých jsou tyto aproximace platné. Při výpočtu pomocí Glauertovy metody byly vždy spočítány součinitel vztlaku pro krajní body daných intervalů. Mezi nimi byla provedena lineární interpolace a spočítány hodnoty součinitele vztlaku pro dané úhly náběhu. Výsledek, tedy nevyvážené vztlakové čáry křídla s klapkami, je vyobrazen na grafu 5.2.

Klapky -6		Klapky -3		Klapky 0		Klapky +3		
Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		
oblast	0 až 8 deg	oblast	0 až 7 deg	oblast	0 až 6 deg	oblast	0 až 6 deg	
c_Yalpha	0,150	c_Yalpha	0,152	c_Yalpha	0,15	c_Yalpha	0,135	[1/ deg]
usek b	0,035	usek b	0,116	usek b	0,26	usek b	0,383	[--]
c_Yalpha	8,62	c_Yalpha	8,7	c_Yalpha	8,34	c_Yalpha	7,73	[1/ read]
alpha0	-0,23	alpha0	-0,76	alpha0	-1,76	alpha0	-2,84	[deg]
Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		
oblast	11 až 17 deg	oblast	8 až 16 deg	oblast	8 až 16 deg	oblast	7 až 17 deg	
c_Yalpha	0,04	c_Yalpha	0,03	c_Yalpha	0,04	c_Yalpha	0,04	[1/ deg]
usek b	0,6	usek b	0,84	usek b	0,79	usek b	0,81	[--]
c_Yalpha	2,44	c_Yalpha	1,79	c_Yalpha	2,08	c_Yalpha	2,11	[1/ read]
alpha0	-14,01	alpha0	-26,67	alpha0	-21,63	alpha0	-21,89	[deg]
Klapky +6		Klapky +10		Klapky +15		Klapky +20		
Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		Vztlak - oblast I		
oblast	-1 až 5 deg	oblast	0 až 4 deg	oblast	-2 až 4 deg	oblast	0 až 4 deg	
c_Yalpha	0,14	c_Yalpha	0,115	c_Yalpha	0,071	c_Yalpha	0,051	[1/ deg]
usek b	0,478	usek b	0,650	usek b	0,890	usek b	1,125	[--]
c_Yalpha	7,98	c_Yalpha	6,57	c_Yalpha	4,06	c_Yalpha	2,93	[1/ read]
alpha0	-3,43	alpha0	-5,67	alpha0	-12,56	alpha0	-22,02	[deg]
Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		Vztlak - oblast II		
oblast	6 až 16 deg	oblast	6 až 16 deg	oblast	5 až 16	oblast	6 až 16 deg	
c_Yalpha	0,04	c_Yalpha	0,04	c_Yalpha	0,04	c_Yalpha	0,04	[1/ deg]
usek b	0,83	usek b	0,87	usek b	0,94	usek b	0,98	[--]
c_Yalpha	2,22	c_Yalpha	2,31	c_Yalpha	2,39	c_Yalpha	2,33	[1/ read]
alpha0	-21,34	alpha0	-21,54	alpha0	-22,44	alpha0	-24,18	[deg]

Tabulka 5.1: Profilová data pro nastavení klapek



Obrázek 5.2: Nevyvážená vztlaková čára křídla

### 5.3 Klopivý moment kombinace křídlo-trup

Pro výpočet klopivého momentu byl použit Torenbeekův vztah

$$c_{m,kt} = c_{m,AS,kt} + c_{Y,kt} \frac{x_T - x_{AS,kt}}{b_{SAT}},$$

kde souřadnice těžiště a aerodynamického středu jsou absolutní a počítané od náběžné hrany střední aerodynamické tětiny.<sup>17</sup> Ačkoliv má zvolený profil aerodynamický střed v 29% tětiny, nebude vzhledem ke komplikovaným momentovým charakteristikám toto uvažováno a dále bude počítáno se čtvrtinovým bodem a proměnným klopivým momentem k tomuto bodu.

Posuv aerodynamického středu dopředu vlivem trupu se vypočítá pomocí následujících vztahů

$$\left( \frac{x_{AS}}{b_{SAT}} \right)_{kt} = \left( \frac{x_{AS}}{b_{SAT}} \right)_k + \frac{\Delta_{t1} x_{AS}}{b_{SAT}} + \frac{\Delta_{t2} x_{AS}}{b_{SAT}},$$

kde druhý člen  $\Delta_{t1} x_{AS}$  představuje posuv aerodynamického středu směrem dopředu vlivem klopivého momentu trupu.<sup>18</sup> Pro výpočet tohoto příspěvku je možno využít vztahu

$$\frac{\Delta_{t1} x_{AS}}{b_{SAT}} = - \frac{1,8}{c_{Y,kt}^\alpha} \frac{b_t h_t l_{tm}}{S b_{SAT}},$$

kde  $b_t$  a  $h_t$  představují šířku a výšku trupu na reprezentativním průřezu. Zde byl zvolen maximální průřez trupové gondoly a  $l_{tm}$  představuje délku přední části trupu, měřenou od náběžné hrany kořenového žebra. Stoupání vztlakové čáry kombinace trupu a křídlo bylo prozatím uvažováno pro zjednodušení stejné, jako stoupání vztlakové čáry samotného křídla. Třetí člen uvedeného vztahu

$\Delta_{t2} x_{AS}$  je pro křídla s nulovým úhlem šípů nulový, nebude tedy dále uvažován. Vzhledem k proměnnému charakteru směrnice vztlakové čáry je i poloha aerodynamického středu proměnná, její hodnoty jsou uvedeny v tabulce 5.2.

<sup>17</sup> Torenbeek, [8], str. 479.

<sup>18</sup> Torenbeek, [8], str. 480.

alpha_t	KI -6	KI -4	KI -2	KI 0	KI +3	KI +6	KI +10	KI +20	KI +30
-2	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,183	0,017	0,017
-1	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,183	0,017	0,017
0	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,183	0,017	0,017
1	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,183	0,017	0,017
2	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,183	0,017	0,034
3	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,194	0,115	0,102	0,034
4	0,191	0,199	0,169	0,196	0,192	0,018	0,115	0,102	0,045
5	0,191	0,199	0,169	0,106	0,215	0,062	0,070	0,055	0,045
6	0,191	0,070	0,169	0,106	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
7	0,144	0,070	0,184	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
8	0,144	0,070	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
9	0,144	0,070	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
10	0,088	0,045	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
11	0,088	0,045	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
12	0,088	0,045	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045
13	0,088	0,045	0,146	0,050	0,053	0,062	0,070	0,055	0,045

Tabulka 5.2: Poloha aerodynamického středu kombinace křídlo-trup

Klopivý moment k aerodynamickému středu se vypočítá pomocí vztahu

$$c_{m, AS, kt} = c_{m, AS, k} + \Delta_t c_{m, AS} ,$$

kde první člen  $c_{m, AS, k}$  reprezentuje klopivý moment křídla a druhý člen  $\Delta_t c_{m, AS}$  je korekce o vliv trupu.<sup>19</sup> Pro součinitel klopivého momentu křídla byly bez jakýchkoli korekcí použity profilové hodnoty. Pro přepočítání na geometricky kroucené křídlo byly brány hodnoty odpovídající natočení střední aerodynamické tětiny obou lichoběžníkových sekcí křídla, které byly následně pomocí váženého aritmetického průměru přepočítány na jednu hodnotu, reprezentující klopivý moment celého křídla. Jako váhy byly použity plochy sekcí. Druhý člen se vypočítá pomocí vztahu

$$\Delta_f c_{m, AS} = -1,8 \left( 1 - \frac{2,5 b_t}{l_t} \right) \frac{\pi b_t h_t l_t}{4 S b_{SAT}} \frac{c_{y0}}{c_{Y, kt}^\alpha} ,$$

kde  $c_{y0}$  představuje hodnotu, kterou vztlaková čára vytíná na vztlakové ose.<sup>20</sup> Vzhledem k tomu, že vztlaková čára má pouze po částech lineární charakter, byla tato hodnota počítána pro každý bod zvlášť pomocí vztahu

$$c_{y0}(\alpha) = c_Y(\alpha) - \alpha \cdot c_{Y, kt}^\alpha .$$

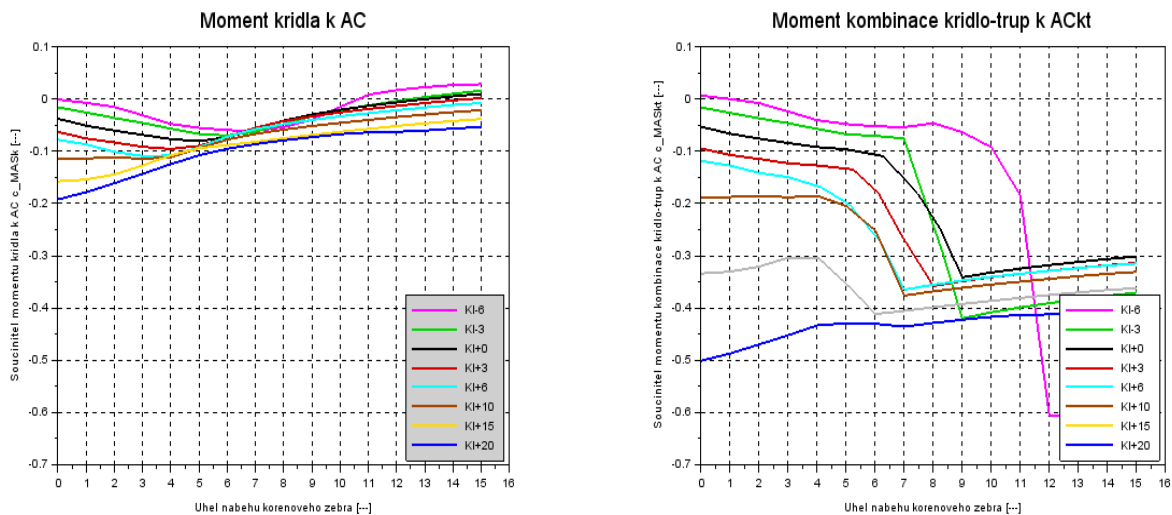
Na grafu 5.3 jsou uvedeny výsledky výpočtů. Geometrické hodnoty použité do výpočtů jsou uvedeny v tabulce 5.3.

b_t	0,643	m
h_t	0,733	m
l_t	6,744	m
l_tn	1,906	m
S	7,344	M <sup>2</sup>
b_SAT	0,546	m

Tabulka 5.3: Geometrické hodnoty trupu

<sup>19</sup> Torenbeek, [8], str. 480.

<sup>20</sup> tamtéž



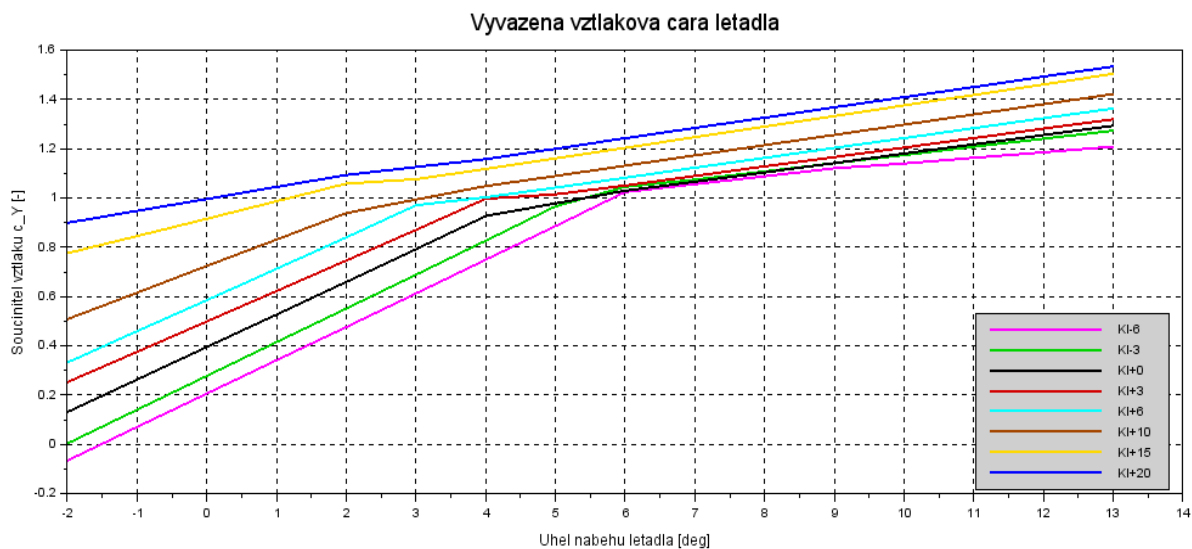
Obrázek 5.3: Momentové charakteristiky křídla a kombinace křídlo-trup

## 5.4 Vztlak celého letadla

Se znalostí klopivých momentů již můžeme stanovit vztlak celého letadla, jelikož tyto budou vyvažovány vztlakovou silou  $Y_{VOP}$  na vodorovné ocasní ploše. Pro jeho výpočet bude užito vztahu

$$c_Y = c_{Y, kt} \left( 1 + \frac{x_T - x_{AS, kt}}{L_{VOP}} \right) + \frac{b_{SAT}}{L_{VOP}} c_{m, AS, kt} \quad ,$$

kde  $L_{VOP}$  představuje rameno VOP.<sup>21</sup> Vztlak celého letadla, tentokrát již vztažený k ose trupu, nikoliv ke kořenovému žebru křídla, je vyneseno na grafu 5.4. Úhel nastavení křídla je +2°.



Obrázek 5.4: Vztlak celého letadla

<sup>21</sup> Torenbeek, [8], str. 481.



## 5.5 Vyvažovací síla na vodorovné ocasní ploše

Pro vyvážení momentu vypočítaného v kapitole 5.3 je nutné použít vodorovnou ocasní plochu. Ta byla navržena v rozměrech uvedených v tabulce 5.4.

Mohutnost VOP je větší, než jaká by odpovídala průměrným hodnotám převzatým ze statistiky. Je to tak učiněno z estetického důvodu, aby kořenová hodnota VOP lépe navazovala na horní žebro svislého stabilizátoru. Vztlak na VOP byl vypočítán užitím vztahu<sup>22</sup>

$$c_{Y,VOP} = \frac{c_{m,AS,kt} + c_Y \frac{(x_T - x_{AS,kt})}{b_{SAT}}}{\frac{S_{VOP} L_{VOP}}{S b_{SAT}}}$$

b0_VOP	0,5	m
b1_VOP	0,2	m
I_VOP	2,3	m
b_SAT,VOP	0,37	m
I_VOP	4,25	m
S_VOP	0,85	m <sup>2</sup>
H_VOP	0,91	---
lambda_VOP	6,19	---

Tabulka 5.4: Geometrické hodnoty VOP

## 5.6 Poloha neutrálního bodu letadla

Poloha neutrálního bodu letadla se vypočítá z už výše uvedených poloh aerodynamického středu kombinace křídlo-trup započítáním stabilizačního vlivu vodorovné ocasní plochy pomocí vztahu<sup>23</sup>

$$\frac{x_N}{b_{SAT}} = \frac{x_{AS,kt}}{b_{SAT}} + \frac{c_{Y,VOP}^\alpha}{c_{Y,kt}^\alpha} \left( 1 - \frac{d \epsilon_{VOP}}{d \alpha} \right) \frac{S_{VOP} L_{VOP}}{S b_{SAT}} \frac{q_{VOP}}{q}$$

poměr dynamických tlaků  $\frac{q_{VOP}}{q}$  je pro ocasní plochy ve tvaru T dle Torenbeeka roven

$\frac{q_{VOP}}{q} = 1$ . Je však nutno vypočítat derivaci srázového úhlu  $\frac{d \epsilon_{VOP}}{d \alpha}$ . Torenbeek uvádí vzorec

$$\frac{d \epsilon_{VOP}}{d \alpha} = 1,75 \frac{c_{Y,k}^\alpha}{\pi \lambda (\eta r)^{0,25} (1 + |m|)}$$

do kterého vstupují geometrické hodnoty štíhlosti  $\lambda$  a zúžení  $\eta$  křídla a také doposud neuváděné geometrické hodnoty  $m$  a  $r$ .<sup>24</sup> Tyto nabývají následujících hodnot.<sup>25</sup>

m	0,134
r	0,647

Tabulka 5.5: Geom. charakteristiky trupu

<sup>22</sup> Torenbeek, [8], str. 496.

<sup>23</sup> Torenbeek, [8], str.482.

<sup>24</sup> tamtéž

<sup>25</sup> Torenbeek, [8], str. 480.

Dosazením je možné vypočítat polohu neutrálního bodu pro všechna nastavení klapěk. Relativní polohy vztažené k náběžné hraně  $b_{SAT}$  a redukované její délkou jsou uvedeny v tabulce 5.6:

alpha_t	FI -6	FI -3	FI 0	FI +3	FI +6	FI +10	FI +15	FI +20
-2	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	0,74	2,56
-1	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	0,74	2,56
0	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	0,74	2,56
1	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	0,74	2,56
2	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	0,74	2,56
3	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	0,64	1,36	2,69
4	0,63	0,61	0,62	0,62	0,66	2,24	1,36	2,69
5	0,63	0,61	1,44	1,44	4,35	1,84	1,77	1,95
6	0,63	0,97	1,44	1,44	1,92	1,84	1,77	1,95
7	1,73	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
8	1,73	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
9	1,73	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
10	3,2	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
11	3,2	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
12	3,2	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95
13	3,2	2,23	1,95	1,95	1,92	1,84	1,77	1,95

Tabulka 5.6: Poloha neutrálního bodu letadla.

## 5.7 Odpor letadla

Odpor celého letadla bude počítán opět metodikou dle Torenbeeka s několika výjimkami. Výpočet indukovaného odporu na křídle bude proveden podle Glauertovy metody řešení Prandtlovy rovnice, ačkoliv Torenbeek uvádí metodu jinou. Pro stanovení odporu křídla taktéž nebude využito jeho empirických vzorců, ale profilových hodnot vypočítaných v programu Xfoil. Vzhledem k tomu, že jeho metoda spočívá ve sčítání jednotlivých příspěvků, nebude touto odchylkou metodika nikterak narušena.

Metoda spočívá ve sčítání příspěvků ve formě  $c_{X,i} S_i$ , kde  $S_i$  je charakteristická plocha daného elementu. Celkový odpor se pak vypočítá jako  $c_X = \frac{\sum c_{X,i} S_i}{S}$ , kde S je plocha křídla. V

každé z následujících podkapitol bude představen způsob výpočtu a výsledné hodnoty redukované plochou křídla pak budou uvedeny na závěr.

### 5.7.1 Indukovaný odpor na křídle

Indukovaný odpor na křídle bude vypočítán dle prof. Brože vztahem

$$c_{X,k,i} = \frac{c_Y^2}{\pi \lambda} (1 + \delta)$$

kde  $\delta$  je Glauertův opravný faktor, který je funkcí štíhlosti a zúžení křídla.<sup>26</sup> Vypočítá se využitím vzorce

$$\delta = \sum n \left( \frac{A_N}{A_1} \right),$$

kde  $A_1$  je první koeficient Glauertovy řady a řada  $A_N$  představuje všechny ostatní koeficienty

Pro navržené křídlo je opravný faktor roven hodnotě  $\delta = 1,211 \cdot 10^{-2}$

### 5.7.2 Indukovaný odpor na trupu

Indukovaný odpor na trupu bude vypočten dle Torenbeeka vztahem

$$c_{X,t,i} S_t = 0,15 \alpha_t^2 V_f^{2/3},$$

kde  $\alpha_t$  představuje úhel náběhu trupu a  $V_t$  je objem trupu.<sup>27</sup> Objem trupu činí  $V_t = 0,888 \text{ m}^3$ .

### 5.7.3 Indukovaný odpor na vodorovné ocasní ploše

Tento příspěvek je vypočítán z potřebného vztlaku na VOP a z její aerodynamické jemnosti vzorcem

$$c_{X,VOP,i} = 1,02 \frac{c_{Y,VOP}^2 S_{VOP}}{\pi \lambda_{VOP}}.$$

Hodnoty určené k dosazení do tohoto vztahu jsou uvedeny výše v kapitole 5.5 pojednávající o vztlaku na VOP.

---

<sup>26</sup> Brož, [1], str. 160.

<sup>27</sup> Torenbeek, [8], str. 496.

## 5.7.4 Profilový odpor na křídle

Torenbeek uvádí pro odpor křídla následující vztah

$$c_{X,k,p} S = 2 \int_{\frac{b_t}{2}}^{\frac{l}{2}} c_{X,p} l dz \quad ,$$

kde faktor  $c_{X,p}$  představuje profilovou hodnotu odporu křídla.<sup>28</sup> Pro zjednodušení výpočtu byl tento integrál nahrazen sumací

$$c_{X,k,p} S = 2 \sum_{i=1}^2 c_{X,p,i} b_{SAT,i} l_i \quad ,$$

kde  $c_{X,p,i}$  je profilovou hodnotou na  $b_{SAT}$  na každé lichoběžníkové sekci křídla, přičemž bylo uvažováno její nakroucení. Součinitel  $b_{SAT,i}$  je její velikost střední aerodynamické tětiny dané sekce křídla a  $l_i$  je její délka.

## 5.7.5 Tvarový odpor trupu

Tvarový odpor trupu byl vypočítán následujícím vzorcem

$$c_{X,t,t} S = (c_{X,t} S)_{zakl} + \Delta_{\alpha\beta} (c_{X,t} S) \quad ,$$

kde první sčítanec je základní odpor ideálně obtékaného trojrozměrného tělesa s „dostatečně dlouhou“ přední a zadní částí.<sup>29</sup> Vypočítá se vztahem

$$(c_{X,t} S)_{zakl} = c_F S_{F,o} (1 + \phi) \quad ,$$

kde faktor  $c_F$  je součinitel frikčního odporu rovné desky.<sup>30</sup> Při přechodu do turbulence v 1/3 délky trupu, tedy zhruba za křídlem a pro Reynoldsovo číslo  $Re = 12,3 \cdot 10^6$  je jeho hodnota rovna

$c_F = 0,0025$ .<sup>31</sup> Omočená plocha trupu je rovna  $S_{F,o} = 3,46 m^2$ . Tvarový faktor  $\phi$  je závislý na efektivní štíhlosti trupu

$$\lambda_{eff} = \frac{l_t}{D_{t,eff}} \quad , \text{ kde } D_{t,eff} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_{t,max}} \quad \text{ a } S_{t,max} = \pi \frac{b_t}{2} \frac{h_t}{2} \quad , \text{ vztahem}^{32}$$

<sup>28</sup> Torenbeek, [8], str. 500.

<sup>29</sup> Torenbeek, [8], str. 502.

<sup>30</sup> tamtéž

<sup>31</sup> Torenbeek, [8], str. 498.

<sup>32</sup> Torenbeek, [8], str. 502.

$$\phi = \frac{2,2}{\lambda_{eff}^{1,5}} + \frac{3,8}{\lambda_{eff}^3} .$$

### 5.7.6 Profilový odpor vodorovné ocasní plochy

Přestože se nabízelo spočítat příspěvek od VOP podobným způsobem jako křídlo, bylo zde využito ověřených poloempirických vztahů, které berou v úvahu i odpor od výchylky kormidla, která je potřebná k vyvažování

$$c_{X, VOP, p} S = (c_{X, VOP} S)_{zakl} + \Delta (c_X S)_{VOP} ,$$

kde se základní odpor odvozený z odporu rovné desky vypočítá pomocí

$$(c_{X, VOP} S)_{zakl} = 2 c_{F, VOP} \left( 1 + 2,75 \left( \frac{t}{b} \right)_{VOP} \cos \Lambda_{1/2, VOP} \right) .^{33}$$

Faktor  $c_{F, VOP}$  je podobně jako u trupu odpor rovné desky při  $Re = 0,68 \cdot 10^6$  a při přechodu do turbulence na náběžné hraně tělesa. Při těchto daných podmínkách je  $c_{F, VOP} = 0,0048$  .<sup>34</sup> Úhel šípu

na polovině hloubky profilů je pro VOP  $\Lambda_{1/2, VOP} = 6,3^\circ$  a tloušťka  $\left( \frac{t}{b} \right)_{VOP}$  použitého profilu

DU86 je  $\left( \frac{t}{b} \right)_{VOP} = 0,13$  .

Druhý sčítanec výše uvedeného vztahu je empirický výraz pro odpor, který odpovídá potřebné výchylce kormidla. Pro něj existuje vztah

$$\Delta (c_X S)_{VOP} = \frac{0,33 c_{Y, VOP}^2}{\cos^2 \Lambda_{VOP} \pi \lambda_{VOP}} S_{VOP} .$$

### 5.7.7 Profilový odpor svislé ocasní plochy

Odpor svislé ocasní plochy se vypočítá podobným způsobem jako VOP. Bude však uvažován pouze odpor rovné desky, odpor vlivem výchylky kormidla se neuvažuje vzhledem k tomu, že letové výkony se stanovují pro rovný a symetrický let.

$$c_{X, SOP, p} S = (c_{X, SOP} S)_{zakl} ,$$

<sup>33</sup> Torenbeek, [8], str. 508.

<sup>34</sup> Torenbeek, [8], str. 498.

$$\text{kde } (c_{X,SOP}S)_{zaki} = 2c_{F,SOP} \left( 1 + 2,75 \left( \frac{t}{b} \right)_{SOP} \cos \Lambda_{1/2,SOP} \right) .$$

Součinitel odporu rovné desky  $c_{F,SOP}$  pro  $Re = 1,2 \cdot 10^6$  a při přechodu do turbulence na náběžné hraně tělesa je roven  $c_{F,SOP} = 0,004$ . Zvolený profil NACA 63013 má tloušťku  $\left( \frac{t}{b} \right)_{SOP} = 0,13$  a úhel šípu měřený na polovině hloubky je  $\Lambda_{1/2,SOP} = 10,2^\circ$ .

### 5.7.8 Interferenční odpor na přechodu křídlo - trup

Interferenční odpor na přechodu trupu a křídla není možné bez tunelového měření určit, jelikož velmi zásadně závisí na geometrii. Pro tento základní návrh bude využito vztahů pro „dobrý“ přechod, ty jej mohou alespoň trochu přiblížit.<sup>35</sup> Pro odpor způsobený indukovanými víry na přechodu platí vzorec

$$\Delta c_{X,i} = \frac{0,55 n_t}{1 + \eta} (2 - \pi \cdot n_t) \frac{c_{L0}^2}{\pi \lambda} ,$$

kde  $n_t$  představuje poměr průměru trupu a rozpětí. Zde byl použit ekvivalentní průměr  $d_{t,ekv} = \sqrt{b_t \cdot h_t}$  v místě kořene křídla. Tento člen se od ostatních liší tím, že je k výslednému odporu přičítán ve své absolutní velikosti, není normován plochou křídla, ani jiné vztažné části letounu.

Pro odpor způsobený vazkým třením bylo použito vzorce

$$(c_X S)_{P,i} = 1,5 \cdot c_F \cdot t_0 \cdot c_o \cdot \cos^2 \Lambda_{1/2} ,$$

kde  $c_F$  je součinitel vazkého tření rovné desky a byl uvažován ve stejné velikosti jako při výpočtu odporu samotného trupu, tedy  $c_F = 0,0025$ , faktor  $t_0$  je tloušťka kořenového profilu a  $c_o$  je obvodová délka kořenového žebra. Pro středoplošníky se dosazuje přibližně 4,5 násobek délky tětiny, aby byly započítány obě strany letadla. Pro zjednodušení byla uvažována délka  $b_0$ , nikoliv skutečná délka žebra na přechodu křídlo-trup.

### 5.7.9 Interferenční odpor na ocasních plochách

Interferenční odpor způsobený indukovanými víry na přechodu SOP a VOP je určen podle následující rovnice

---

<sup>35</sup> Torenbeek, [8], str. 510.

$$(c_X S)_{VOP,i} = c_{Y,VOP} c_Y \left( \frac{d \epsilon}{dc_Y} - \frac{2}{\pi \lambda} \right) S_{VOP} \quad .^{36}$$

Interferenční odpor způsobený zvýšeným třením zvětšenou mezní vrstvou není dále počítán, jako kompenzace se uvažuje fakt, že tření bylo počítáno na celé ploše VOP, nikoliv jen na její omočené ploše.

### 5.7.10 Povrchové nerovnosti

Vliv povrchových nerovností a výrobních nedokonalostí navrhuje Torenbeek započítat přenásobením výsledného vypočítaného odporu faktorem  $c_{X,PU} = 1,06$  na křídle a  $c_{X,PU} = 1,07$  na trupu. Vzhledem k tomu, že kluzáky mají velmi dobrou povrchovou úpravu a na rozdíl od běžných kovových letounů GA nemají nikde na svém povrchu vystupující nýty, jakékoliv instalace apod., tak bylo uvažováno pouze zvýšení celkového odporu o 1%.

..

### 5.7.11 Celkový odpor kluzáku

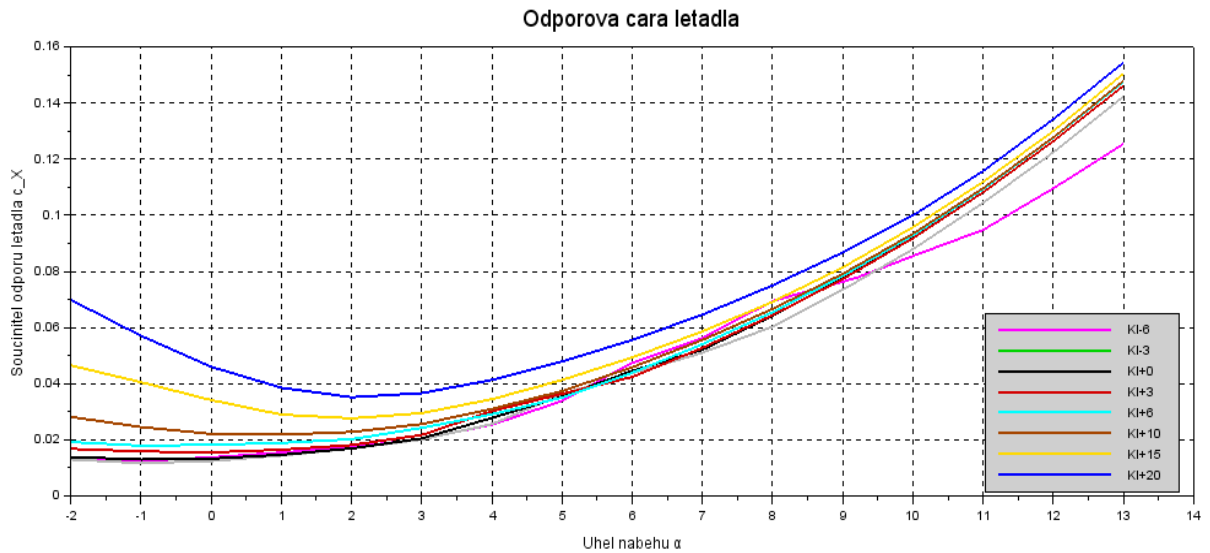
Po sumaci všech příspěvků  $c_{X,i} S_i$  a jejich následné redukcí plochou křídla dle

$$c_X = c_{X,PU} \frac{\sum c_{X,i} S_i}{S} + \Delta c_{X,i} \quad \text{dostaneme následující tabulku.}$$

alpha_t	FI -6	FI -3	FI 0	FI +3	FI +6	FI +10	FI +15	FI +20
-2	0,01333	0,01315	0,01405	0,01695	0,01938	0,02842	0,04694	0,07052
-1	0,01263	0,01181	0,01311	0,01601	0,01810	0,02477	0,04090	0,05758
0	0,01387	0,01257	0,01340	0,01567	0,01839	0,02231	0,03447	0,04643
1	0,01560	0,01454	0,01482	0,01662	0,01907	0,02202	0,02925	0,03892
2	0,01751	0,01709	0,01708	0,01832	0,02039	0,02302	0,02791	0,03549
3	0,02051	0,02033	0,02069	0,02193	0,02451	0,02585	0,02979	0,03698
4	0,02562	0,02584	0,02807	0,03051	0,02939	0,03133	0,03480	0,04174
5	0,03420	0,03660	0,03576	0,03677	0,03541	0,03773	0,04172	0,04834
6	0,04791	0,04677	0,04505	0,04282	0,04435	0,04632	0,04985	0,05613
7	0,05684	0,04917	0,05262	0,05330	0,05461	0,05615	0,05920	0,06523
8	0,07015	0,06093	0,06484	0,06509	0,06614	0,06732	0,06989	0,07578
9	0,08321	0,07421	0,07834	0,07806	0,07921	0,07997	0,08226	0,08762
10	0,08185	0,08886	0,09358	0,09278	0,09376	0,09441	0,09674	0,10099
11	0,09579	0,10553	0,11038	0,10932	0,11037	0,11080	0,11307	0,11695
12	0,11073	0,12372	0,12901	0,12770	0,12896	0,12909	0,13137	0,13563
13	0,12673	0,14382	0,14940	0,14770	0,14906	0,14948	0,15200	0,15602

Tabulka 5.7: Odpor kluzáku na jednotlivých úhlech náběhu pro polohy klapek

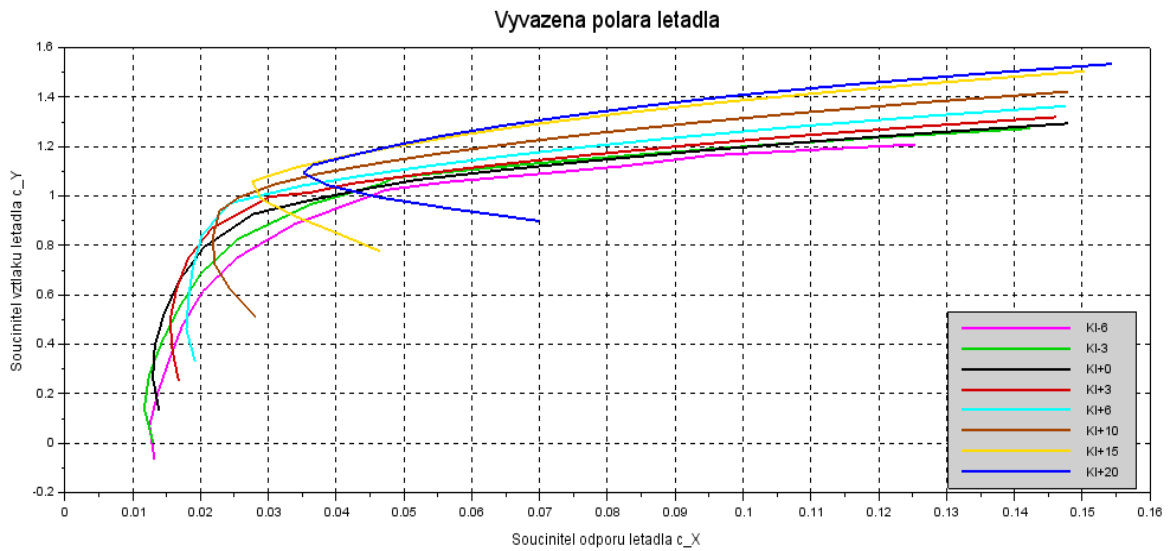
<sup>36</sup> Torenbeek, [8], str. 510.



Obrázek 5.5: Odporová čára letadla

## 5.8 Polára a rychlostní polára letadla

Vynesením odpovídajících si součinitelů odporu a vztlaku do grafu získáme celkovou vyváženou poláru letadla pro různá nastavení klappek



Obrázek 5.6: Vyvážená polára letadla

Rychlostní polára, diagram, kde je na svislé ose vynášena rychlost klesání  $v_y$  a na vodorovné pak vodorovná složka rychlosti  $v_x$ , která je přibližně rovna aktuální rychlosti letu  $v$



byla sestrojena pro porovnání výkonů kluzáku při použití jednotlivých nastavení klappek.<sup>37</sup>

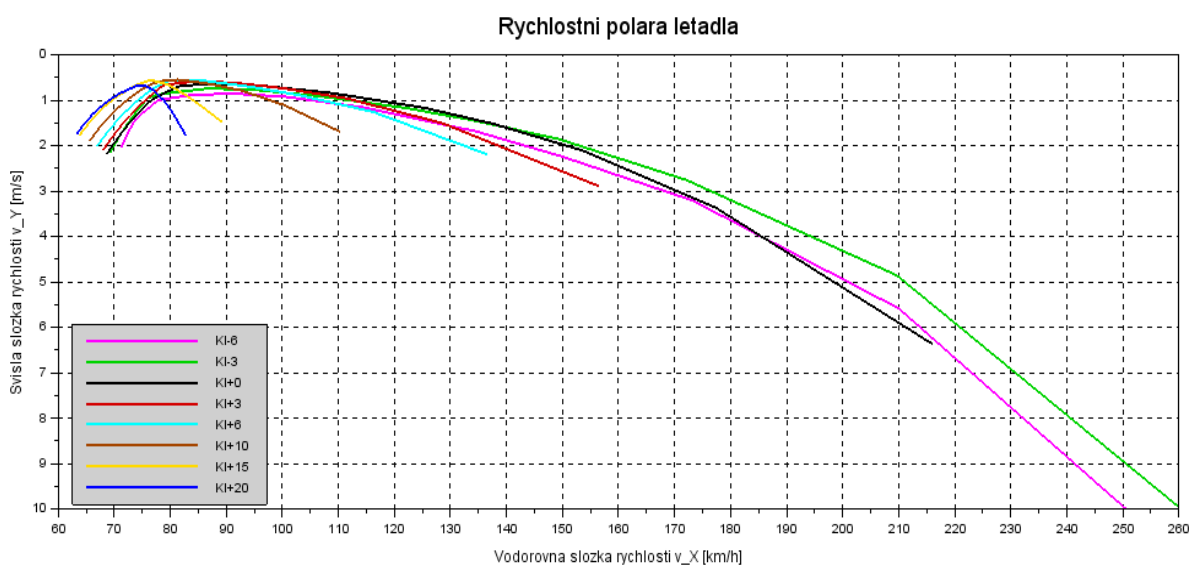
Vodorovná složka rychlosti letu se vypočte pomocí vztahu  $v_X = v \cdot \cos \Phi$ , svislá analogicky jako

$$v_Y = v \cdot \sin \Phi. \text{ Skutečná rychlost letu } v \text{ se vypočítá pomocí vztahu } v = \sqrt{\frac{2gm}{\rho S c_R}}, \text{ kde } c_R$$

je tzv. výsledný aerodynamický součinitel, který vznikne kvadratickým součtem součinitele vztlaku a odporu  $c_R = \sqrt{c_X^2 + c_Y^2}$ . Úhel klesání kluzáku  $\Phi$ , který je převrácenou hodnotou klouzavosti,

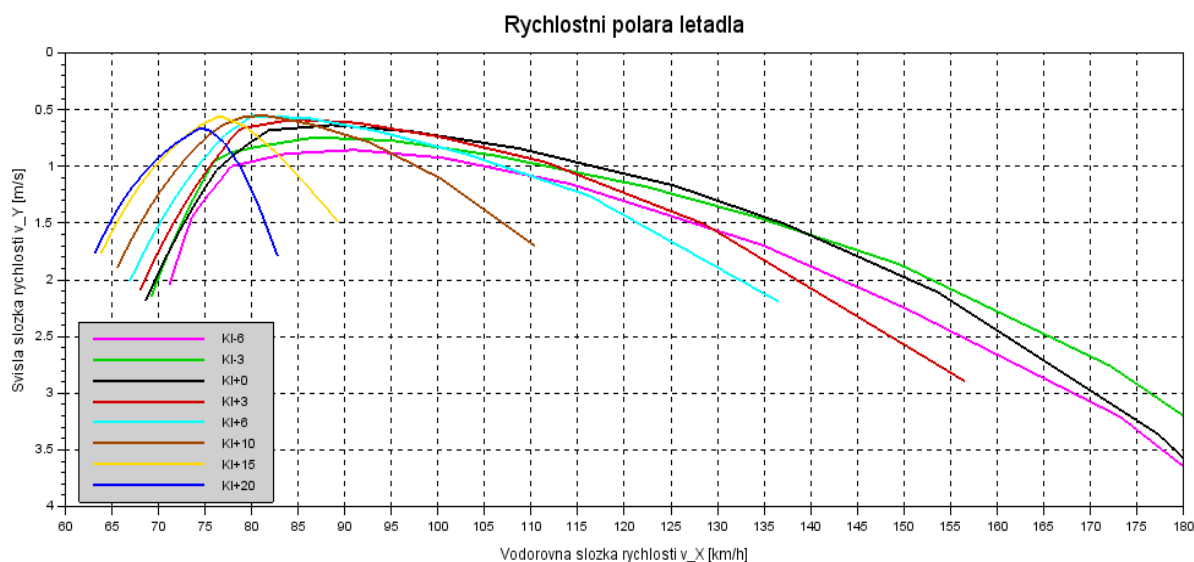
$$\text{se vypočte pomocí vztahu } \Phi = \arctg \frac{c_X}{c_Y}.$$

Po provedení těchto výpočtů je možné obě složky rychlosti vynést do grafu 5.7, kde je na vodorovné ose rychlost vynesena do předpokládané maximální návrhové rychlosti letu. V rozsahu 60 až 180 km/h byl diagram zvětšen a je též dále uveden jako graf 5.8. Jelikož na charakter čar výška vliv nemá a ty se pouze ekvidistantně posouvají, bude pro vyhodnocení vycházeno pouze ze základního grafu pro nulovou výšku.



Obrázek 5.7: Rychlostní polára letadla pro výšku 0 m dle MSA

<sup>37</sup> Daněk, [2], str. 65.



Obrázek 5.8: Výřez z rychlostní poláry pro výšku 0 m dle MSA

Na základě vykreslených grafů je možné konstatovat, že ne všechna navržená nastavení klapek má smysl použít. Základní profil sám o sobě má poměrně slušné výkony v širokém rozpětí. Pro lety na vysokých rychlostech, které převyšují 140 km/h, je pak výhodné použít negativního nastavení klapky na  $-3^\circ$ . Nastavení klapky na  $-6^\circ$  je i na vysokých rychlostech letu až do návrhové maximální rychlosti letu 250 km/h nevýhodné, proto jej nemá smysl dále uvažovat.

Ze vztakových klapek je též pro neúčinnost možno vyřadit nastavení  $+20^\circ$ , jelikož požadované minimální výpočtové rychlosti letu se dá dosáhnout i s menším úhlem vychýlení klapky, a to za výhodnějších odporových charakteristik. Poloha  $+15^\circ$  bude zachována, jelikož umožňuje let na předpisové minimální rychlosti a zároveň je její použití oprávněno dobrými výkony v širším rozpětí rychlostí od 60 km/h do 80 km/h, tedy v praxi pro přistání a pro kroužení ve velmi slabých podmínkách. Nastavení  $+10^\circ$  bude vyřazeno, jelikož se dá s výhodou použít pouze v úzkém rozpětí rychlostí 5 km/h. Naopak pro běžná stoupání bude navržena klapka  $+6^\circ$ , se kterou bude kluzák podávat optimální výkony při menších než přeskokových rychlostech. Zvolené nastavení klapky a režimy použitelnosti na nulové výšce jsou uvedeny v sumarizační tabulce 5.8.

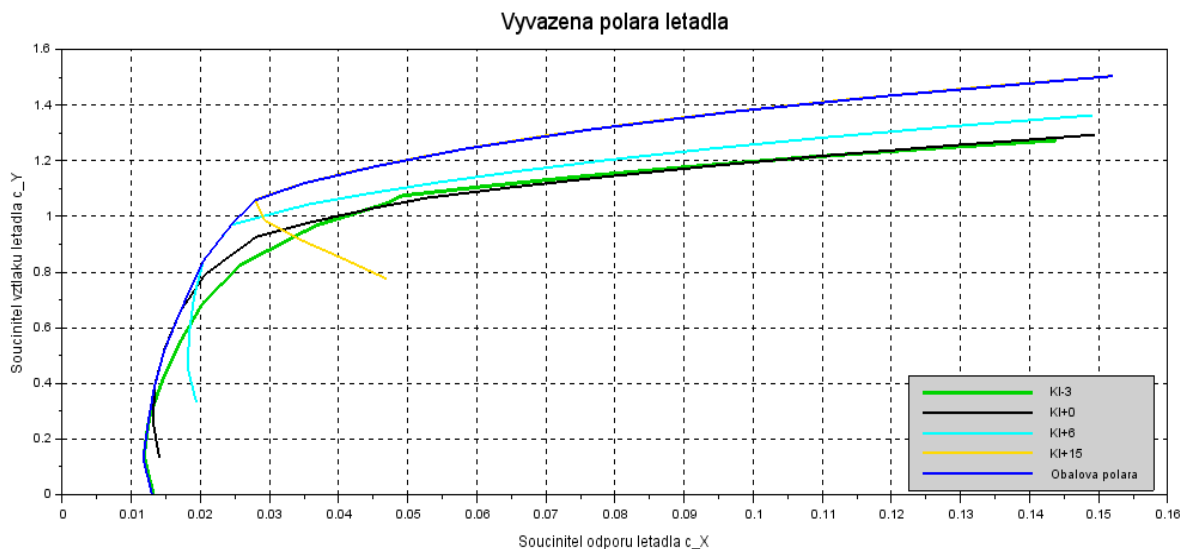
Pro zvolené nastavení klapky je polára vykreslena znovu na obr. 5.9, tentokrát i s obalovou křivkou, která bude pro další výpočty pro zjednodušení považována za poláru letadla na všech režimech. Z grafu je dobře patrné, že obalová křivka je vhodnou náhradou samostatných polár pro jednotlivá klapková nastavení a může tedy být považována za poláru letadla v celém rozpětí rychlostí a úhlů náběhu. Pro další výpočty bude tedy už uvažována pouze tato obalová křivka. Tato polára je pak ještě jednou ve větším měřítku uvedena jako příloha, spolu se souřadnicemi jednotlivých bodů na křivce.

Poloha	Výchylka	Použití
-I	$-3^\circ$	Přeskok
0	$0^\circ$	Běžný let
I	$+6^\circ$	Kroužení
II	$+15^\circ$	Vzlet a přistání

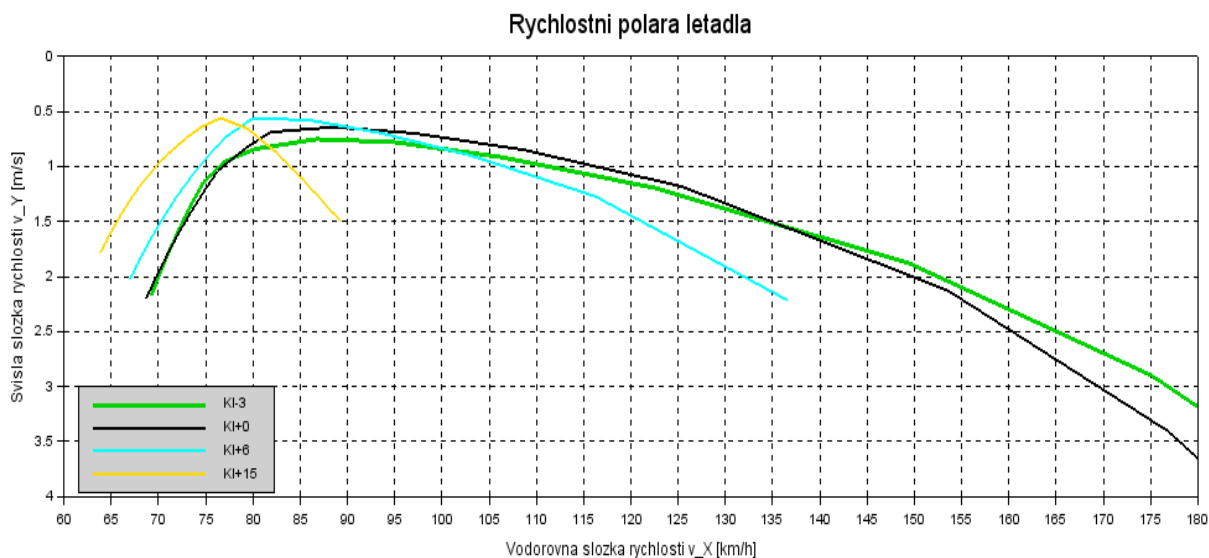
Tabulka 5.8: Polohy klapky

Analogicky k předchozím výpočtům byla pro jednotlivé polohy klapek sestrojena rychlostní polára pro let v nulové výšce, viz obr. 5.10, a pro obalovou poláru z grafu 5.9 sestrojena rychlostní polára se zahrnutým vlivem výšky letu. Ta je pak prezentována jako obr. 5.11.

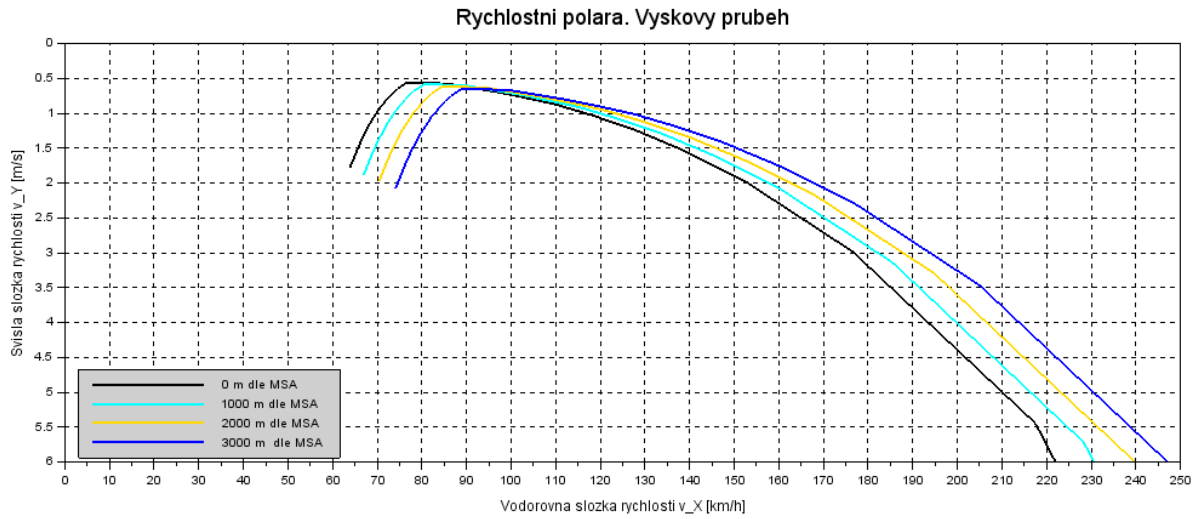
Pro doplnění byl také sestrojen graf funkcí klouzavosti  $\frac{c_Y}{c_X}$  a funkci vytrvalosti  $\frac{c_Y^{3/2}}{c_X}$ , a to v celém spektru rychlostí letu na různých výškách. Na nich je dobře vidět, kde dané funkce nabývají svého maxima a též průběh spolu s rychlostí.



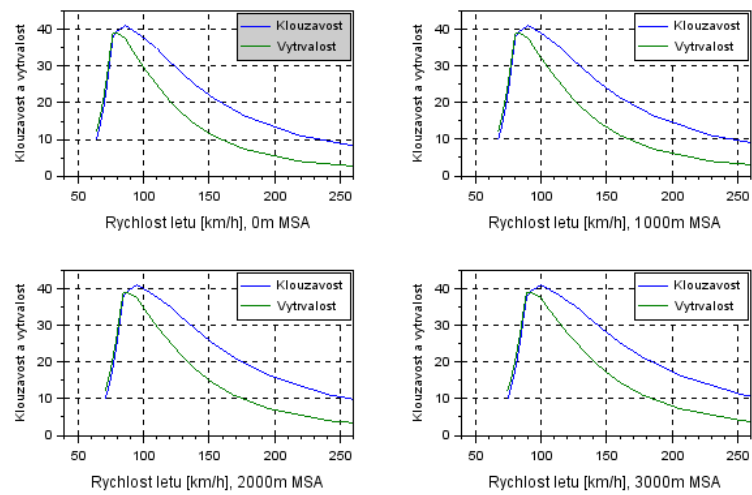
Obrázek 5.9: Vyvážená polára letadla, obalová křivka



Obrázek 5.10: Rychlostní polára pro různá nastavení klapek



Obrázek 5.11: Rychlostní polara. Vliv výšky.



Obrázek 5.12: Funkce klouzavost a vytrvalosti klouzáku

## 6 Základní výkonové charakteristiky

Na základě podkladů vypočítaných v předchozí kapitole budou nyní stanoveny základní letové vlastnosti a výkony kluzáku.

### 6.1 Vlastnosti při kroužení

Kroužením tráví kluzák velkou část dálkového přeletu. Z tohoto důvodu je nutné určit vlastnosti v zatáčkách, jednak absolutní omezení, která pilot nesmí nebo nemůže překročit, a pak také na základě aerodynamických výpočtů stanovit optimální režim pro kroužení ve stoupavých prouděch.

#### 6.1.1 Mezní zatáčky

Sestrojením zatáčkových diagramů, kdy jsou omezujícími faktory maximální přípustný násobek a maximální přípustný součinitel vztlaku, dostaneme zatáčkové diagramy, ze kterých je možno odečíst minimální přípustný poloměr zatáčení, maximální možný náklon a též čas potřebný pro provedení jednoho kruhu ve vzestupném proudu vzduchu.<sup>38</sup>

Omezení maximálním dovoleným násobkem

Maximální dovolený letový násobek v zatáčce byl volen v souladu s předpisem UL-2. Jelikož tento předpis dovoluje pouze zatáčky o maximálním příčném náklonu  $\phi_{max} = 60^\circ$ , byl z tohoto důvodu volen pouze ve velikosti  $n_{max} = +2$ .

Maximální úhel příčného sklonu určíme podle vztahu

$$\phi_{max}^n = \arccos\left(\frac{1}{n_{max}}\right).$$

Minimální poloměr zatáčky dle vztahu

$$r_{min}^n = \frac{v^2}{g \sqrt{n_{max}^2 - 1}}.$$

---

<sup>38</sup> Daněk, [2], str. 91.

Minimální doba potřebná k provedení jednoho kruhu

$$t_{min}^{360^\circ} = \frac{2\pi v}{g \sqrt{n_{max}^2 - 1}} .$$

- Omezení maximálním dosažitelným součinitelem vztlaku

Toto omezení se dá rovněž psát pomocí násobku, a to po dosazení

$$n_{c_y, max} = \left( \frac{v}{v_s} \right)^2 ,$$

kde  $v_s$  představuje pádovou rychlost. Ta je závislá na výšce letu, proto i dále uvedené vztahy budou její funkcí.

Maximální úhel příčného sklonu určíme podle vztahu

$$\phi_{max}^n = \arccos \left( \frac{v_s}{v} \right)^2 .$$

Minimální poloměr zatáčky dle vztahu

$$r_{min}^n = \frac{v^2}{g \sqrt{\left( \frac{v}{v_s} \right)^4 - 1}} .$$

Minimální doba potřebná k provedení jednoho kruhu

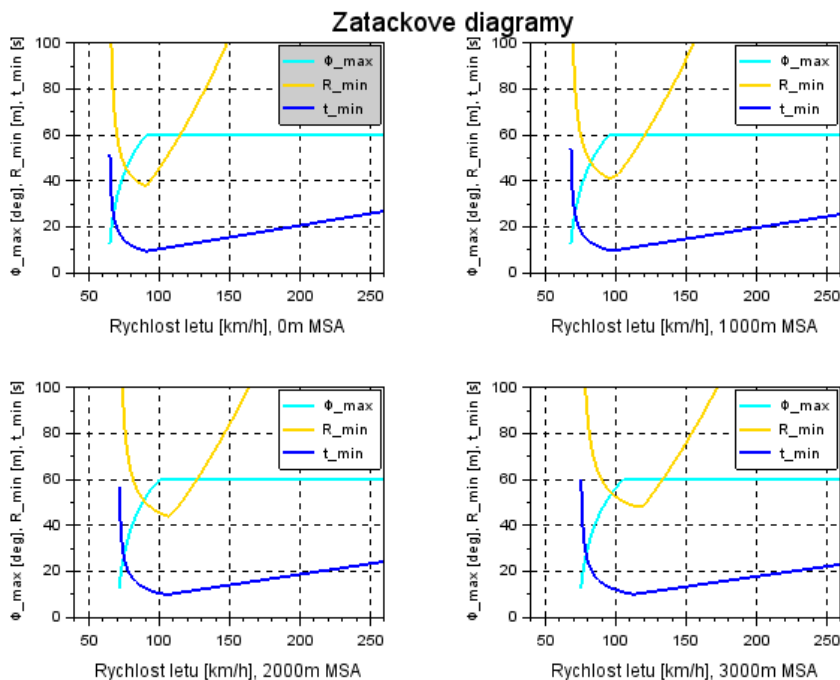
$$t_{min}^{360^\circ} = \frac{2\pi v}{g \sqrt{\left( \frac{v}{v_s} \right)^4 - 1}} .$$

## 6.1.2 Zatáčkové diagramy

Z hodnot získaných výpočty podle výše uvedených vztahů budou nyní sestaveny zatáčkové diagramy, tzn. grafy, kde je na vodorovné ose vynesena rychlost letu a na svislé ose se vynášejí hodnoty limitujících faktorů – pro maximální úhel sklonu bude zvolena vždy ta menší z vypočítaných hodnot pro danou rychlost a pro poloměr zatáčení a minimální dobu potřebnou pro provedení zatáčky pak ta vyšší z hodnot. Tímto postupem byl zkonstruován graf 6.1.

Analýzou grafu můžeme stanovit, že v blízkosti země bude největší obratnost kluzáku zhruba při rychlosti 90-100 km/h, což dobře odpovídá zvyklostem pilotů, např. při přistání do terénu. Při této rychlosti je kluzák schopen provádět zatáčky o poloměru zhruba 40 metrů. Právě při této rychlosti je také požadována maximální obratnost kluzáku, neboť to je nejen rychlost, při které bývá zvykem provádět přistávací manévry, ale i kroužit ve stoupavých proudech a i tam je zapotřebí občas užívat

ostřejších manévrů. Na vyšších rychlostech již taková obratnost vyžadována není, jelikož vyšší rychlosti se užívají převážně pro přímočarý let na přeskoku.



Obrázek 6.1: Zatačkové diagramy mezních zataček

### 6.1.3 Výkony v kroužení

Letoun při provádění zatačky má obecně větší opadání než při přímočarém letu stejnou rychlostí, což je dáno tím, že se musí pohybovat na větším úhlu náběhu, tak aby se kompenzoval úbytek svislé složky vztlakové síly. Pro stanovení optimálního režimu při kroužení budou nyní sestrojeny diagramy pro různé výšky letu, kde bude na vodorovné ose vnesen poloměr zatačení a na svislé ose bude vneseno opadání. Rychlost letu v zatačce byla volena v rozmezí 70 až 130 km/h a příčný sklon letounu byl volen ve velikostech 15°, 30°, 45°, a 60°.

Potřebný součinitel vztlaku  $c_{Y,zat}$  byl vypočítán dle vztahu

$$c_{Y,zat} = \frac{2mg}{\rho v^2 S \cos \phi}$$

Dále byly součinitelům vztlaku přiřazeni součinitelé odporu podle poláry na grafu 5.9. Na tomto základě bylo již možno vypočítat rádius zatačení jako funkce rychlosti a úhlu příčného sklonu dle vztahu<sup>39</sup>

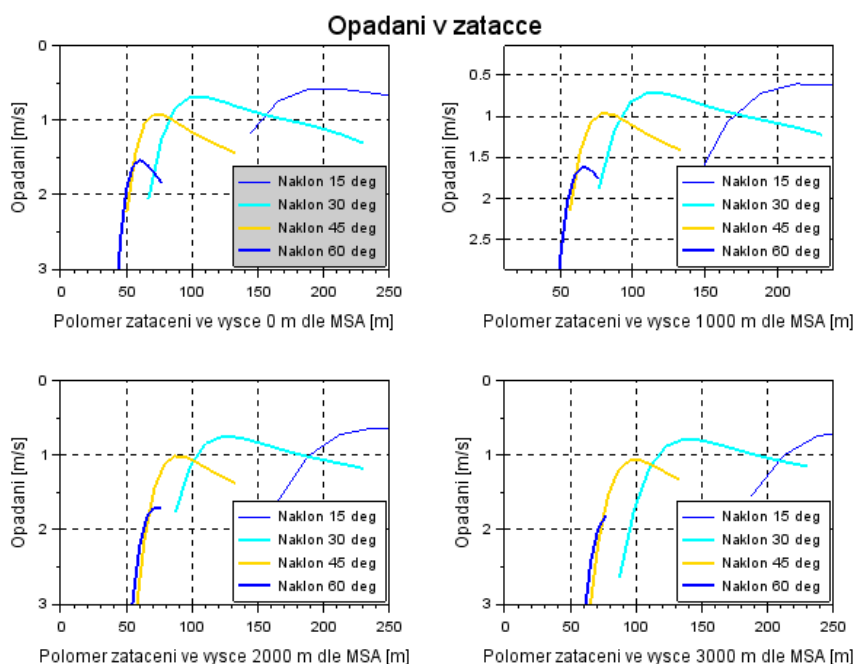
$$r = \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \phi}$$

<sup>39</sup> Thomas, [7] str. 64.

a také svislou složku rychlosti, tedy opadání kluzáku dle rovnice<sup>40</sup>

$$v_Y = \frac{c_X}{c_Y^{3/2} \cos^{3/2} \phi} \sqrt{\frac{2m}{\rho S}}$$

Vypočítané hodnoty byly vyneseny do grafu 6.2, jsou tu však vyneseny pouze takové režimy, kterých je možno dosáhnout, proto je například zatáčka o náklonu 60° při výšce 3000 m dle MSA v praxi nepoužitelná. V tomto grafu jsou zatáčky určeny náklonem, který je pevně dán a k němu je pak volena rychlost na intervalu od 80 do 140 km/h.

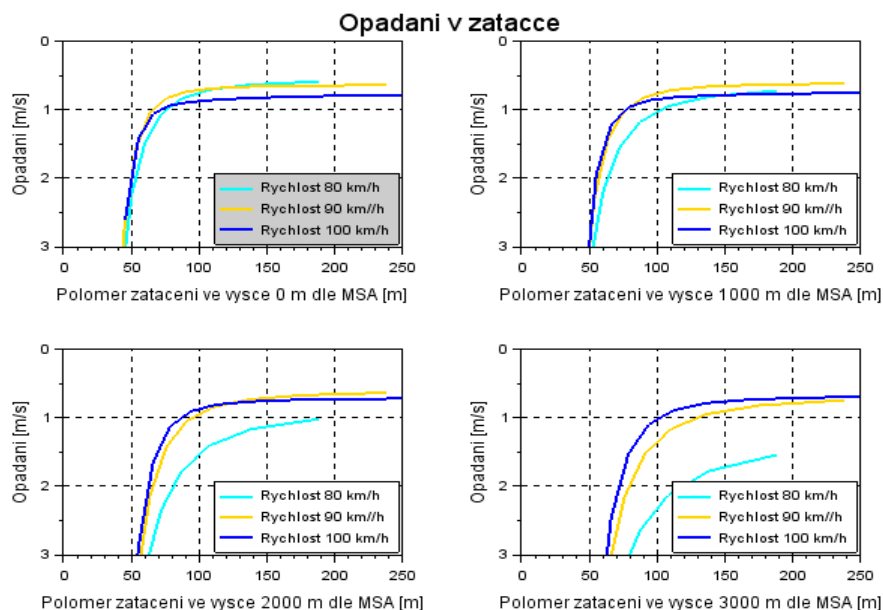


Obrázek 6.2: Opadání v zatáčce dané náklonem

Naproti tomu v grafu 6.3 jsou zatáčky určeny rychlostí a úhel příčného sklonu je dopočítán. Takovýto údaj je pro pilota vhodnější, neboť rychlost může snadno ovlivnit a i kontrolovat, na rozdíl od úhlu sklonu v zatáčce. Z grafů vyplývá, že v nižších výškách je nejvýhodnější kroužit na rychlosti 90 km/h. Pro úplnost je nutno dodat, že ve vyšších výškách je výhodnější rychlost zvýšit na 100 km/h, avšak tam, kde se výrazně projeví pozitivní účinek zvýšené rychlosti, již většinou stoupavé proudy ztrácejí na intenzitě. Proto bude pro další výpočty optimálního kroužení volena rychlost 90 km/h.

<sup>40</sup> Thomas, [7] str. 64.



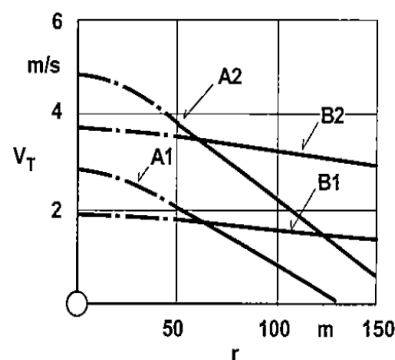


Obrázek 6.3: Opadání v zatáčkách dané rychlosti

Pro výpočty stoupacích rychlostí bude využito Horstmannova modelu stoupavých proudů dle obrázku 6.4. Horstmannův model definuje čtyři typy stoupavých proudů, které jsou typické pro středoevropské klima. Typ A1 představuje slabý a úzký stoupavý proud, typ A2 má silné jádro, jeho síla však v radiálním směru rychle klesá. Oproti tomu vzestupné proudy typu B jsou široké, nemají přesně vymezené jádro. Typ B1 je relativně slabý, typ B2 je silný proud. Quast dále uvádí rozdělení stoupavých proudů po trase přeletu. Dle Quasta je 84% vzestupných proudů tvořeno proudy širokými a 18% tvoří proudy úzké. Ty se také dělí rovným dílem na proudy silné a slabé<sup>41</sup>. Dle tohoto modelu budou vypočítány stoupací rychlosti v jednotlivých typech vzestupných proudů a průměrná přeletová rychlost. Na grafech 6.6 a 6.5 je pro výšky 1000 a 2000 m, kde bude kluzák s největší pravděpodobností kroužit, vynesena rychlost stoupání proudu vzduchu, opadání kluzáku a jejich rozdíl, tedy rychlost stoupání kluzáku. Budeme-li uvažovat, že pilot volí vždy optimální úhel příčného sklonu, a tedy i optimální rychlost stoupání, pak můžeme určit rychlost stoupání v každém z daných stoupavých proudů. Toto je uvedeno v tabulce 6.1, spolu s váhami, kterými budou odečtená stoupání přenásobena dle vzorce

$$v_Y = \frac{\sum v_{y,i} \cdot w_i}{\sum w_i}$$

41 Thomas, [7], str. 71.

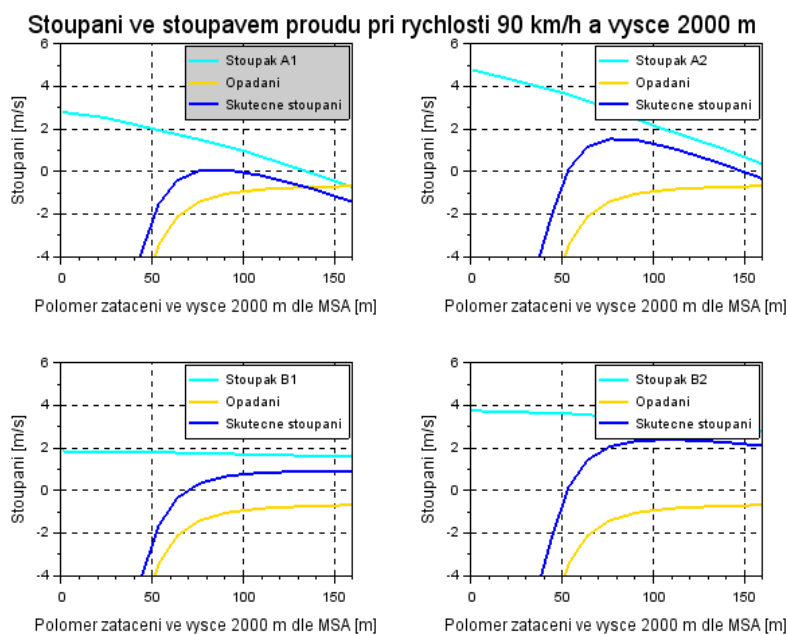
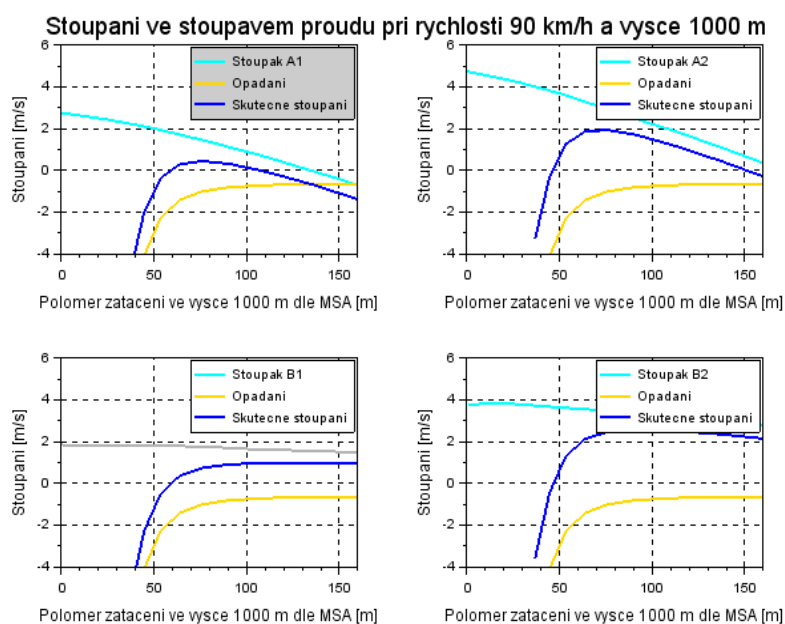


Obrázek 6.4: Horstmannův model stoupavých proudů

Výška: 1000 m		Výška: 2000 m		váhy $w_i$
Typ	$v_y$	typ	$v_y$	
A1	0,44	A1	0,07	0,08
A2	1,93	A2	1,52	0,42
B1	0,96	B1	0,9	0,08
B2	2,56	B2	2,38	0,42

Tabulka 6.1: Stoupací rychlosti

Provedením tohoto výpočtu váženého průměru je možné stanovit, že průměrná rychlost stoupání kluzáku ve stoupavém proudu bude  $1,86 \text{ m/s}$ .



## 6.2 Průměrná traťová rychlost

Nejjednodušší odvozená teorie dálkového přeletu, uveřejněná Thomasem, vychází z toho, že dálkový přelet kluzáku sestává ze série stoupání ve stoupavých prouděch a následných přeskoků mezi nimi.<sup>42</sup> Zanedbáme-li čas strávený jejich ustředováním, navigací, fakt, že se kluzák nemůže pohybovat přímo po trati, a v neposlední řadě vliv protivětru, což jsou všechno náhodné proměnné, můžeme psát výraz pro průměrnou přeletovou rychlost ve tvaru

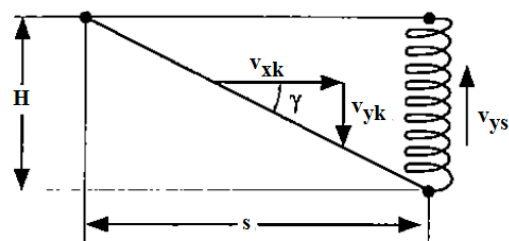
$$v_t = \frac{s}{t_t} = \frac{s}{t_{ys} + t_{xk}},$$

kde  $v_t$  představuje průměrnou traťovou rychlost,  $s$  vzdálenost mezi dvěma stoupavými proudy,  $t_{ys}$  je čas strávený stoupáním,  $t_{xk}$  je čas strávený klesáním na přeskoce a  $t_t$  je celkový čas strávený na trati. Dále pak můžeme vyjádřit čas

strávený stoupáním jako  $t_{ys} = \frac{H}{v_{ys}}$  a čas strávený

letem na přeskoce, tedy klesáním, jako

$$t_{yk} = \frac{H}{v_{yk}} = t_{xk}. \text{ Úvaha, že čas strávený na přeskoce}$$



Obrázek 6.7: Přelet

se rovná času strávenému klesáním, se dá vyjádřit rovnicí  $\frac{s}{v_{xk}} = \frac{H}{v_{yk}}$ . Aritmetickými úpravami pak

dostaneme rovnici vyjadřující poměr traťové rychlosti a rychlosti na přeskoce  $\frac{v_t}{v_{xk}} = \frac{v_{ys}}{v_{yk} + v_{ys}}$ .

Dosadíme-li do této rovnice vztah vyjadřující opadání v aerodynamických součinitelích

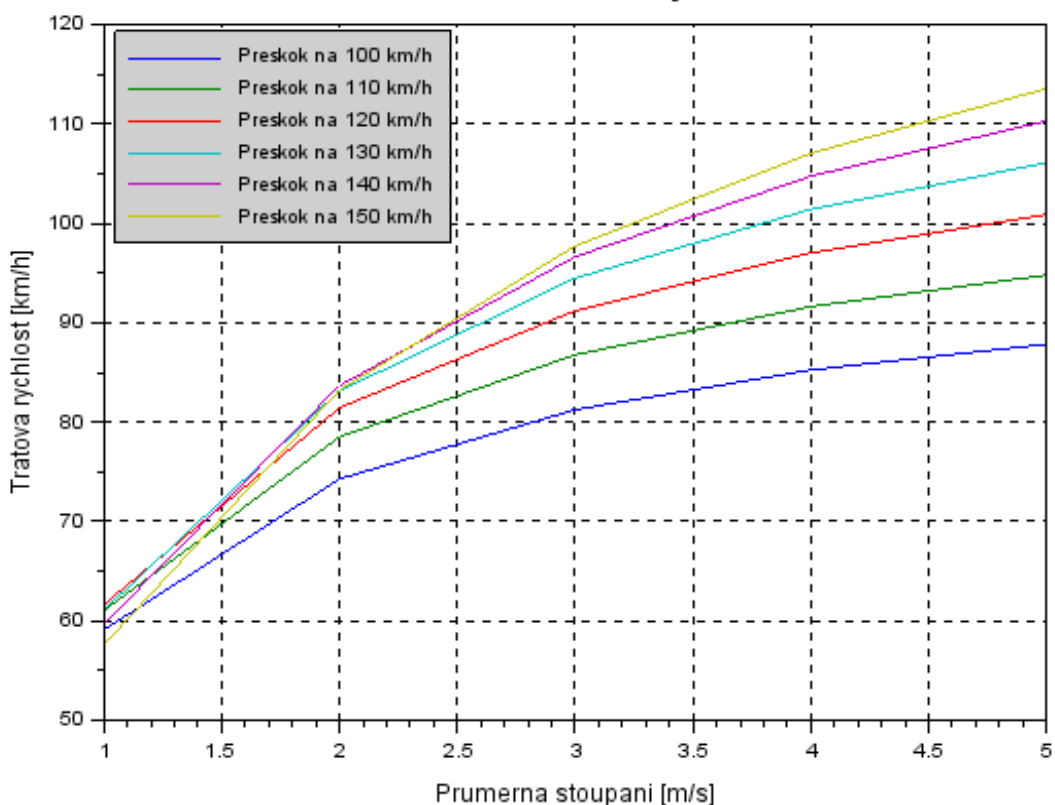
$$v_{yk} = \frac{c_X}{c_Y^{3/2}} \sqrt{\frac{2m}{\rho S}},$$

pak můžeme po aritmetických úpravách psát rovnici pro průměrnou přeletovou rychlost.

$$v_t = \frac{v_{xk} \cdot v_{ys}}{v_{ys} + \frac{c_X}{c_Y^{3/2}} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}}}.$$

<sup>42</sup> Thomas, [7], str. 62.

## Průměrná traťová rychlost



Obrázek 6.8: Vliv přeskové rychlosti na traťovou rychlost.

Nutno však podotknout, že kritický pohled na vypočítané hodnoty traťových rychlostí dává tušit, že se jedná o výsledky optimistické. Jak již bylo na začátku této podkapitoly zmíněno, je to teorie velmi zjednodušená a nezahrnuje vliv velkého množství různých náhodných faktorů, které přelet mohou zpomalit.

### 6.3 Optimální přesková rychlost

Plachtění bylo zpočátku sportem, který se provozoval výhradně na svazích, kde kluzáky využívaly mechanického vzestupného proudění. Tím byly piloti omezeni na létání pouze na jednom kopci, popř na úzce vymezeném svahu, ze kterého se nesměli vzdálit. Teprve až po objevení termických vzestupných proudů v třicátých letech mohli piloti létat delší vzdálenosti po daných tratích. Záhy bylo zapotřebí řešit otázku, jakým způsobem volit taktiku přeletu, aby byla výsledná traťová rychlost co nejvyšší.

MacCready v roce 1954 uveřejnil studii, ve které konstatuje, že optimální rychlost volená pro přeskok, je úměrná síle následujícího stoupavého proudu. Budeme-li uvažovat kluzáky, které vylétí ve stejný okamžik stejným směrem k dalšímu stoupavému proudu, avšak různou rychlostí, můžeme

kvalitativně sledovat jejich výslednou traťovou rychlost. Kluzák A, letící optimální rychlostí, který zastaví a dobírá výšku v každém slabém stoupavém proudu, bude vždy pomalejší, než kluzák B, letící také optimální rychlostí přímo vstříc silnému proudu, neboť ztrácí čas neustálým ustředováním a nestoupá tak efektivně, jako kluzák B. Jeho let je sice jistější a nehrozí nebezpečí přistání do terénu, v silných podmínkách je tato taktika ale zbytečná. Oproti tomu kluzák C, který také poletí přímo vstříc nejsilnějšímu stoupavému proudu, avšak poletí rychlostí větší než optimální, sice ztratí více výšky, než kluzák B, bude však ve stoupavém proudu dříve, než on a díky tomu lépe využije jeho síly. Nehledě k tomu, že pilot si další stoupavý proud, ve kterém bude chtít dobrot výšku, volí dopředu před přechodem do klouzání a čím dříve do něj doletí, tím větší pravděpodobnost, že ho maximálně vytěží. Přiletí-li příliš pozdě, může se stát, že stoupání v daném místě už nebude. Z tohoto důvodu je na přeskoce nutné létat na rychlosti vyšší než optimální. Avšak je nutno podotknout, že letí-li pilot příliš rychle, může se stát, že do dalšího proudu už nedoletí, popř. doletí v tak malé výšce, že na stoupání už nenaváže a bude nucen přistát do terénu.

Je tedy zapotřebí nalézt ideální rychlost přeskoce. Tuto úlohu je možné řešit způsobem, který ukázal MacCready, tedy graficky na rychlostní poláře, anebo je možné ji vyjádřit analyticky a úlohu řešit výpočetně. Vzhledem k dosavadnímu průběhu práce bude výhodnější analytické řešení. Jako první, je zapotřebí analytické vyjádření rychlostní poláry. Finke ukázal, že pro moderní kluzáky od konce 80. let je výhodnější užívat pro náhradu polynomy vyšších řádů.<sup>43</sup> Je to vhodné proto, že jsou jejich rychlostní poláry natolik složité křivky, že parabolická náhrada již nestačí, a Johansson ve své práci používá dokonce polynomy desátého řádu, pro účely tohoto návrhu postačí pouze parabola dle MacCreadyho klasické teorie.<sup>44</sup> Tato parabola bude definována na intervalu rychlostí omezeném režimem minimálního opadání  $v_{eko}$  a dále pak rychlostí  $v = 176$  km/h, která představuje jeden z bodů, kde je křivka, daná pouze v diskrétních bodech, definovaná. Její interpolace funkcí spojitou ve tvaru  $v_{yk} = a \cdot v_{xk}^2 + b \cdot v_{xk} + c$  bude provedena metodou nejmenších čtverců.

Pro analytické vyjádření rychlostní poláry tak je možné psát

$$v_y = 0,00022 v_x^2 + 0,03158 v_x + 1,67633 \quad ,$$

proložení funkcí v tomto tvaru vzniká chyba v řádu maximálně jednotek procent, při dalším zaokrouhlování a redukci desetinných míst chyba skokem roste na desítky procent.

Pro výpočet ideální přeskokové rychlosti v prostředí bez výskytu vertikálních vzdušných proudů uvádí Danewid následující rovnici

$$v_{MC} = \sqrt{\frac{c - v_{ys}}{a}} \quad ,$$

43 Finke, [15], str. 79

44 Danewid, [14], str. 85.

kde faktory  $a$  a  $c$  jsou koeficienty výše uvedeného vztahu pro rychlostní poláru a  $v_{ys}$  představuje rychlost stoupání v následujícím stoupavém proudu. Grafické vyjádření této rovnice je publikováno jako graf 6.9



Obrázek 6.9: Ideální přeskoková rychlost

Pro hodnotu průměrného stoupání 1,86, která byla na základě statistických modelů Horstmanna a Quasta již dříve určena, je možné odečíst ideální přeskokovou rychlost zhruba ve velikosti 132 km/h.

Souhrn těchto dvou podkapitol, tedy volbu optimálních rychlostí a následnou vypočítanou traťovou rychlost je uveden v tabulce 6.2.

Stoupání	Přeskoková rychl.	Traťová rychlost
1 m/s	115 km	60 km
2 m/s	135 km	83 km
3 m/s	153 km	97 km
4 m/s	168 km	108 km
5 m/s	183 km	117 km

Tabulka 6.2: Optimální přeskokové rychlosti

## 6.4 Porovnání s ostatními kluzáky třídy

Johannson ve své práci ukázal, že přeskoková rychlost  $v_{xk}$  při které se kluzák pohybuje na rychlosti opadání  $v_{yk} = 2 \text{ m/s}$ , je blízká MacCreedyho rychlosti  $v_{MC}$  pro rychlost stoupání  $v_{ys} = 3 \text{ m/s}$ . To je užitečný poznatek, který umožňuje rychlý výpočet přibližné křivky ideálních přeskokových rychlostí pouze se znalostí této rychlosti, kterou nazveme  $v_{MC,2}$ , a rychlosti, na které

kluzák dosahuje minimálního opadání.

Danewid na základě těchto dvou rychlostí a jednoduché geometrie odvodil následující vztah

$$v_{MC} = \sqrt{\frac{1}{k}(4 + 2v_{ys})} ,$$

kde  $k$  je konstanta pro daný kluzák a pro moderní typy se vypočítá pomocí vztahu

$$k = \frac{5,5}{v_{MC,2}(v_{MC,2} - v_{eko})} .^{45}$$

Jedná se o aproximaci MacCreadyho řešení, která je však poměrně dobrá. Autor sám uvádí chybu méně než 10 km/h, což je, vzhledem k přesnosti, s jakou pilot rychlost odečítá na rychloměru, a vzhledem k přesnosti, s jakou může danou rychlost v turbulentním prostředí termického přeletu dodržovat, akceptovatelné. V tabulce 6.3 budou uvedeny obě výše zmíněné rychlosti potřebné pro výpočet a následně budou na grafu 48 vykresleny MacCreadyho křivky pro ostatní konkurenční kluzáky třídy a pro kluzák Cirrus Std., který je vnímán jako etalon.

Typ	v_eko	v_MC2
FSK13	80	153
GP11	75	170
GP12	80	180
GP14	75	180
Albatar	80	175
PW5	73	144
Silent 2	85	150
Cirrus	70	133

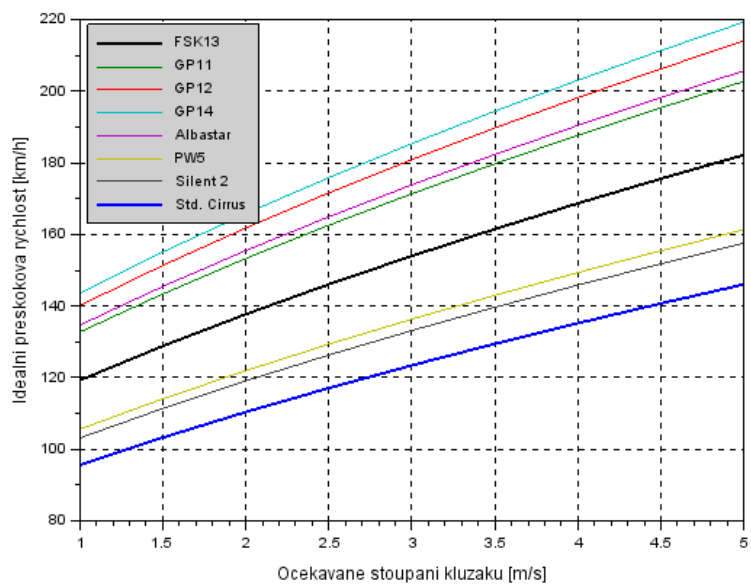
Tabulka 6.3: Danewidovy rychlosti kluzáků

Z grafu jasně vyplývá, že navržený kluzák, který je pro účely tohoto porovnání označen jako FSK13, za ostatními kluzáky dané třídy rychlostně zaostává. To může být zásadně způsobeno několika faktory. V první řadě je nutno podotknout, že kluzák má sám od začátku hmotnostní hendikep. Jelikož byl navrhován za účelem jednodušší a levnější certifikace pod Leteckou amatérskou asociací, je omezen maximální možnou hmotností. Ztrácí tak možnost optimalizovat plošné zatížení pomocí vodní přítěže a v silných podmínkách tak výrazně zvýšit přeskokové rychlosti při zachování klouzavého poměru. Jako další bod můžeme uvést nejednoznačnost dat uvedených v tabulce 6.3. Bývá zvykem všechny tyto rychlosti uvádět pro prázdnou hmotnost kluzáku + 90 kg zatížení a pro nulovou výšku, jelikož však tyto údaje pochází z propagačních údajů výrobců, nedá se jasně stanovit, zdali tyto rychlosti byly dodrženy. Změna výše uvedených podmínek by totiž kluzák oproti konkurenci zvýhodnila. Nehledě k tomu, že data výrobci uváděná se opírají o přesnější výpočty, než které byly uvedeny v rámci této práce.

Kluzák FSK13 navržený v rámci této práce podává lepší výkony než konkurenční Silent 2, typ dřívější jednotné světové třídy PW5 Smyk a všeobecně uznávaný etalon kluzáků, Std. Cirrus.

<sup>45</sup> Danewid, [14], str. 87.

### Postavení kluzáku mezi konkurencí

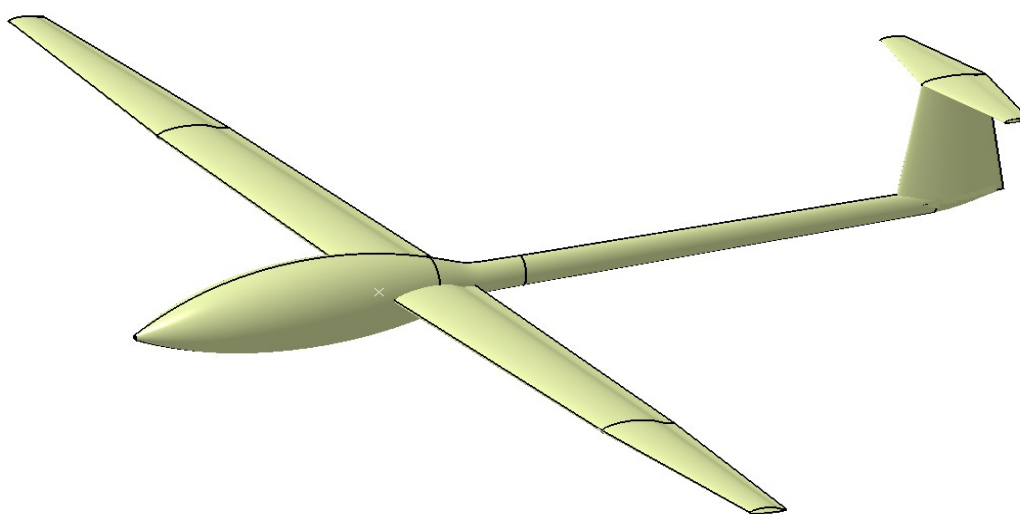


Obrázek 6.10: Postavení kluzáku mezi konkurencí

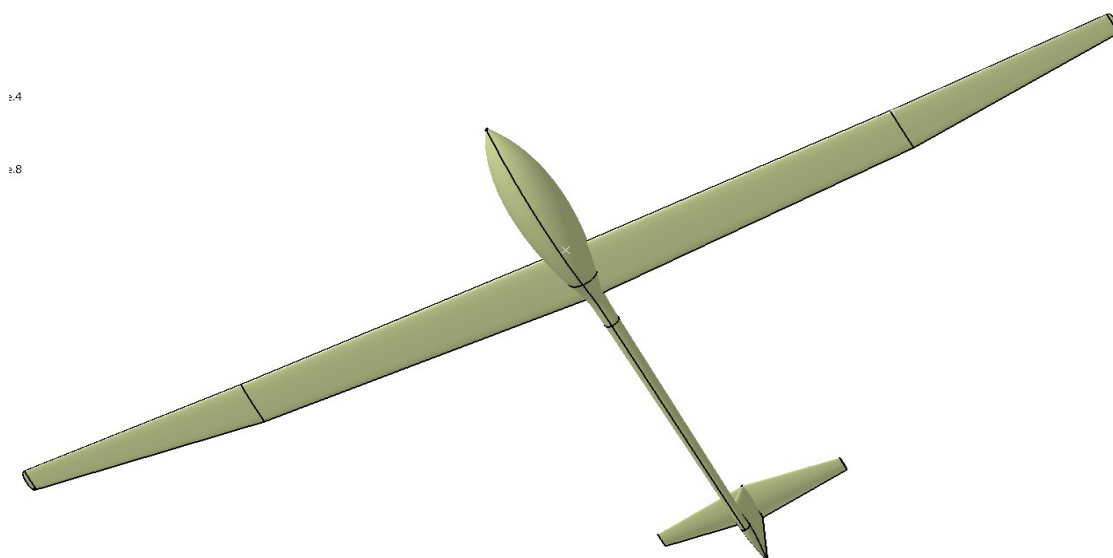


## 7 Trojrozměrný model kluzáku

Kluzák byl vymodelován ve formě obrysových ploch v prostředí CATIA. Výkres je přiložen jako jedna z příloh, avšak trojrozměrný pohled na vymodelovaný kluzák se nabízí na obrázku 7.1. Jak je vidět, kluzák byl navržen jako středoplošník s malou trupovou gondolou, která posléze přechází do ocasní trubky. Jelikož nebyly prováděny pevnostní výpočty, tak jsou rozměry voleny pouze dle proporcí. Ocasní plochy ve tvaru T jsou výhodné hlavně z důvodu možného přistání v terénu a taky mají mj. i lepší obtékání vzduchem, neboť nejsou tolik ovlivněny prouděním kolem křídla. U takovéto konfigurace je pouze dát pozor na režim hlubokého přetažení, kdy se vodorovná ocasní plocha zamkne do úplavu tak, že pilot nemůže tento režim nikterak ovlivnit.



Obrázek 7.1: Pohled na kluzák



Obrázek 7.2: Pohled na kluzák

## 8 Závěr

Cílem této práce bylo provést základní návrh a aerodynamické výpočty kluzáku pro nově vzniklou kategorii FAI 13,5 m. Za tímto účelem byla nejprve provedena rešerše kluzáků, které se v dané třídě již zúčastnily mistrovství světa, ty byly porovnány a zhodnoceny z hlediska geometrických parametrů. Jelikož údaje k aktuálně používané profiláži křídel nejsou volně dostupné, byla provedena i rešerše používaných profilů na kluzácích vyšších tříd, jejíž výsledky se především opírají o dlouholetý výzkum v oblasti nízkorychlostní aerodynamiky na technických univerzitách v Delftu a v Braunschweigu.

Dále byly formulovány požadavky, které musí navrhovaný kluzák splňovat. Tyto požadavky jsou v zásadě dva. S ohledem na pravidla sportovní třídy je nutné respektovat maximální povolené rozpětí v dané třídě a s ohledem na plánovanou certifikaci v kategorii ultralehkých kluzáků je nutné i vyhovět požadavku na maximální povolenou hmotnost a minimální dosažitelnou rychlost. Tento požadavek diktuje i maximální možné plošné zatížení, což ve výsledku snižuje konkurenceschopnost navrženého kluzáku.

Ukázalo se, že vhodným kompromisem mezi aerodynamickou kvalitou a technologickou jednoduchostí výroby je použití dvoulichoběžníkového půdorysu křídla. Pro tuto variantu pak byly vypočítány aerodynamické součinitele dosahované při letu, sestavena polára, rychlostní polára a spočítány některé z ukazatelů, které hodnotí soutěžní kvalitu daného kluzáku. Jelikož pro účely koncepčního návrhu není účelné využívat možností tunelových měření popř. výpočetně náročných operací v CFD systémech, byl kladen důraz na jednoduchost výpočtů, které byly prováděny staršími metodami. Pro určení aerodynamických charakteristik profilů bylo užíváno panelových výpočtů v programu Xfoil a dále bylo užíváno empiricky ověřených vztahů dle metodiky prof. Torenbeeka.

Za účelem porovnání s ostatními kluzáky dané třídy byly stanoveny některé ukazatele výkonosti. Výpočty ukázaly, že navrhovaný kluzák je s ostatními kluzáky srovnatelný, přesto trpí již zmiňovaným hendikepem v podobě nízké maximální hmotnosti a tudíž i malého plošného zatížení, které snižuje jeho kvality na vyšších rychlostech.

V modelářském prostředí CATIA byl také zkonstruován trojrozměrný obrys kluzáku ve formě ploch, který spolu s třípohledovým výkresem ilustruje tuto práci.

## 9 Seznam použité literatury

- [1] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. 3. Praha: ČVUT v Praze, 1990. ISBN 80 01-00198-9.
- [2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. 1. Brno: VUT v Brně, 1994.
- [3] DVOŘÁK, Petr. *Termika: Vyšší škola plachtění*. 1. Příbram: Svět křídel, 2012. ISBN 978-80 87567-06-7.
- [4] FAI. *Sporting code: Section 3 - Gliding*. Lausanne, 2015.
- [5] FRATI, Stelio. *The Glider*. 1. Milano: Dal Centro ed Esperienzeper il Volo a Vela del Politecnico di Milano, 1946.
- [6] LAA ČR. *UL2 - I. Část: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. Praha, 2002.
- [7] THOMAS, Fred a Judah MILGRAM. *Fundamentals of Sailplane Design: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*. 3, il. vydání. Maryland: College Park Press, 1999.
- [8] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.
- [9] ZOGG, Jean-Marie. *Arbeiten mit SciLab und SciCos*. Chur: HTW Chur, 2007.
- [10] BOERMANS, L. L. M. *Aerodynamic and Structural Design of the Standard Class Sailplane ASW-24*. ICAS Paper 88-2.7.2. 1988, 969-978.
- [11] BOERMANS, L. L. M. a SELEN H. J. W. *Design and Tests for Sailplanes with an Application to the ASW-19B*. ICAS Paper 82-5.5.2. 1982, 911-921.
- [12] BOERMANS, L. L. M. a GARREL, A. *Design and Windtunnel Test Results of a Flapped Laminar Flow Airfoil for High-Performance Sailplane Applications*. Prezentováno na OSTIV Kongresu v Omaramě 1995. Technical Soaring Vol. 21, No. 1, 1995, str. 11-17
- [13] BOERMANS, L. L. M. *Research on Sailplane aerodynamics at Delft University of Technology. Recent and Present developments*. Prezentováno na NvvL 2006. 2006.
- [14] DANEWID, Robert. *A simple Approximation od the Best-Speed-To-Fly Theory*. Prezentováno na OSTIV Kongresu v Benalle 1987. Technical Soaring Vol. 12, No. 3, 1987, str. 83-87.
- [15] FINKE, Kevin. *Comparision of Classical Speed-To-Fly Theory using second, third, fourth and fifth degree polynomial speed Polars*. Prezentováno na OSTIV Kongresu v Uvaldě 1991. Technical Soaring Vol. 16, No. 3, 1992, str. 78-86.

- [16] KUBRINSKI, Krzysztof. *Aerodynamic Design and Cross-country Flight Performance Analysis of Diana-2 Sailplane*. Prezentováno na OSTIV Kongresu v Eskiltuně 2006, Technical Soaring, Vol. 30, No. 3, July, 2006, str. 79-88.
- [17] KUBRYNSKI, Krzysztof. *Design of a Flapped Laminar Airfoil for High Performance Sailplane*. DOI: 10.2514/6.2012-2662. ISBN 10.2514/6.2012-2662. Dostupné také z: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2012-2662>>
- [18] ALBASTAR. *AS 13,5m FES*. [online] Dostupné z: <<http://www.gliders-albatar.com/projects/glider-as-13-5-m/>>
- [19] ALISPORT. *Silent 2 Electro*. [online] Dostupné z: <<http://www.alisport.com/?product=silent-2-electro-2>>
- [20] LAA. *Ultralehké kluzáky. Vymezení kategorie ULK*. [online] Dostupné z: <<http://www.laacr.cz/stranky/odbornosti/ultralehke-kluzaky/vymezeni-kategorie.aspx>>
- [21] GP GLIDERS. *Kluzáky řady Pulse a Velo*. [online] Dostupné z: <<http://www.gpgliders.com/offer>>
- [22] LANGE AVIATION, *Antares 18T*. [online] Dostupné z: <<http://www.lange-aviation.com/produkte/antares-18t/>>
- [23] UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP. *Airfoil DU86*. [online] Dostupné z: <<http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord/du861372.dat>>
- [24] WGC 2015. *Tracking*. [online] Dostupné z: <<http://www.wgc2015.lt/tracking/>>
- [25] ZACZEK, Jaroslaw. *Kluzák PZL PW-5*. [online] Dostupné z: <<http://jarek24.w.interiowo.pl/pw/b1pw5e.htm>>

## 10 Seznam obrázků<sup>46</sup>

Obrázek 2.1: GP 11 Pulse. [19].....	2
Obrázek 2.2: GP 14 Velo. [19].....	2
Obrázek 2.3: Albastar A 13,5. [16].....	3
Obrázek 2.4: PZL PW-5 Smyk. [23].....	4
Obrázek 2.5: Alisport Silent 2 Electro. [17].....	5
Obrázek 3.1: Polára profilu DU84-132.....	7
Obrázek 3.2 : Polára profilu DU97-127. Vliv Reynoldsova čísla.....	8
Obrázek 3.3: Vypočítaná polára profilu DU 97. $Re = 1\,500\,000$ .....	8
Obrázek 3.4: Naměřená polára profilu DU97-127 při $Re = 1\,500\,000$ . [13].....	9
Obrázek 3.5. Momentová čára DU-89.....	9
Obrázek 3.6: Porovnání profilů řady DU. $Re = 900\,000$ .....	10
Obrázek 3.7: Polára KL002. [14], str. 85.....	11
Obrázek 3.8: Porovnání profilů.....	11
Obrázek 4.1: Náčrt k výpočtu rozložení vztlaku.....	13
Obrázek 4.2 Rozložení součinitele vztlaku lichoběžníkového nekrouceného křídla.....	15
Obrázek 4.3 Rozložení součinitele vztlaku lichoběžníkového krouceného křídla.....	15
Obrázek 4.4 Rozložení součinitele vztlaku dvoulichoběžníkového nekrouceného křídla.....	16
Obrázek 4.5 Rozložení součinitele vztlaku dvoulichoběžníkového krouceného křídla.....	17
Obrázek 4.6 Rozložení součinitele vztlaku eliptického nekrouceného křídla.....	18
Obrázek 4.7 Rozložení součinitele vztlaku eliptického krouceného křídla.....	18
Obrázek 5.1 Náčrt zvoleného křídla.....	20
Obrázek 5.2: Nevyvážená vztlková čára křídla.....	21
Obrázek 5.3: Momentové charakteristiky křídla a kombinace křídlo-trup.....	24
Obrázek 5.4: Vztlak celého letadla.....	24
Obrázek 5.5: Odporová čára letadla.....	32
Obrázek 5.6: Vyvážená polára letadla.....	32
Obrázek 5.7: Rychlostní polára letadla pro výšku 0 m dle MSA.....	33
Obrázek 5.8: Výřez z rychlostní poláry pro výšku 0 m dle MSA.....	34
Obrázek 5.9: Vyvážená polára letadla, obalová křivka.....	35
Obrázek 5.10: Rychlostní polára pro různá nastavení klapek.....	35
Obrázek 5.11: Rychlostní polára. Vliv výšky. ....	36
Obrázek 5.12: Funkce klouzavost a vytrvalosti kluzáku.....	36
Obrázek 6.1: Zatačkové diagramy mezních zataček.....	39
Obrázek 6.2: Opadání v zatačce dané náklonem.....	40

46 Obrázky a grafy bez uvedeného zdroje vznikly vlastní tvorbou

Obrázek 6.3: Opadání v zatáčce dané rychlostí.....	41
Obrázek 6.4: Horstmannův model stoupavých proudů.....	41
Obrázek 6.5: Stoupání při rychlosti 90 km/h a výšce 1000 m.....	42
Obrázek 6.6: Stoupání při rychlosti 90 km/h a výšce 2000 m.....	42
Obrázek 6.7: Přelet.....	43
Obrázek 6.8: Vliv přeskokové rychlosti na traťovou rychlost. ....	43
Obrázek 6.9: Ideální přeskoková rychlost.....	45
Obrázek 6.10: Postavení kluzáku mezi konkurencí.....	47
Obrázek 7.1: Pohled na kluzák.....	48
Obrázek 7.2: Pohled na kluzák.....	48

## 11 Seznam tabulek

Tabulka 2.1: Kluzáky GP Glider [19].....	2
Tabulka 2.2: Kluzák Albastar AS 13,5 m [16].....	3
Tabulka 2.3: Kluzák PZL PW-5 Smyk. [23].....	4
Tabulka 2.4: Kluzák Alisport Silent 2.....	5
Tabulka 3.1: Výčet provozních Reynoldsových čísel.....	6
Tabulka 4.1: Porovnání půdorysných tvarů.....	13
Tabulka 4.2: Půdorys 1a. Rozměry.....	14
Tabulka 4.3: Půdorys 1a. Aerodynamické charakteristiky.....	14
Tabulka 4.4: Půdorys 1b. Rozměry.....	16
Tabulka 4.5: Půdorys 1b. Aerodynamické charakteristiky.....	16
Tabulka 4.6: Půdorys 1c. Rozměry.....	17
Tabulka 4.7: Půdorys 1c. Aerodynamické charakteristiky.....	18
Tabulka 4.8: Porovnání půdorysných tvarů křídla.....	19
Tabulka 5.1: Profilová data pro nastavení klapek.....	21
Tabulka 5.2: Poloha aerodynamického středu kombinace křídlo-trup.....	23
Tabulka 5.3: Geometrické hodnoty trupu.....	23
Tabulka 5.4: Geometrické hodnoty VOP.....	25
Tabulka 5.5: Geom. charakteristiky trupu.....	25
Tabulka 5.6: Poloha neutrálního bodu letadla. ....	26
Tabulka 5.7: Odpor kluzáku na jednotlivých úhlech náběhu pro polohy klapek.....	31
Tabulka 5.8: Polohy klapek.....	34
Tabulka 6.1: Stoupací rychlosti.....	42
Tabulka 6.2: Danewidovy rychlosti kluzáků.....	46

## 12 Seznam příloh

Příloha I: Kluzák pro třídu FAI 13,5. Třípohledový výkres..

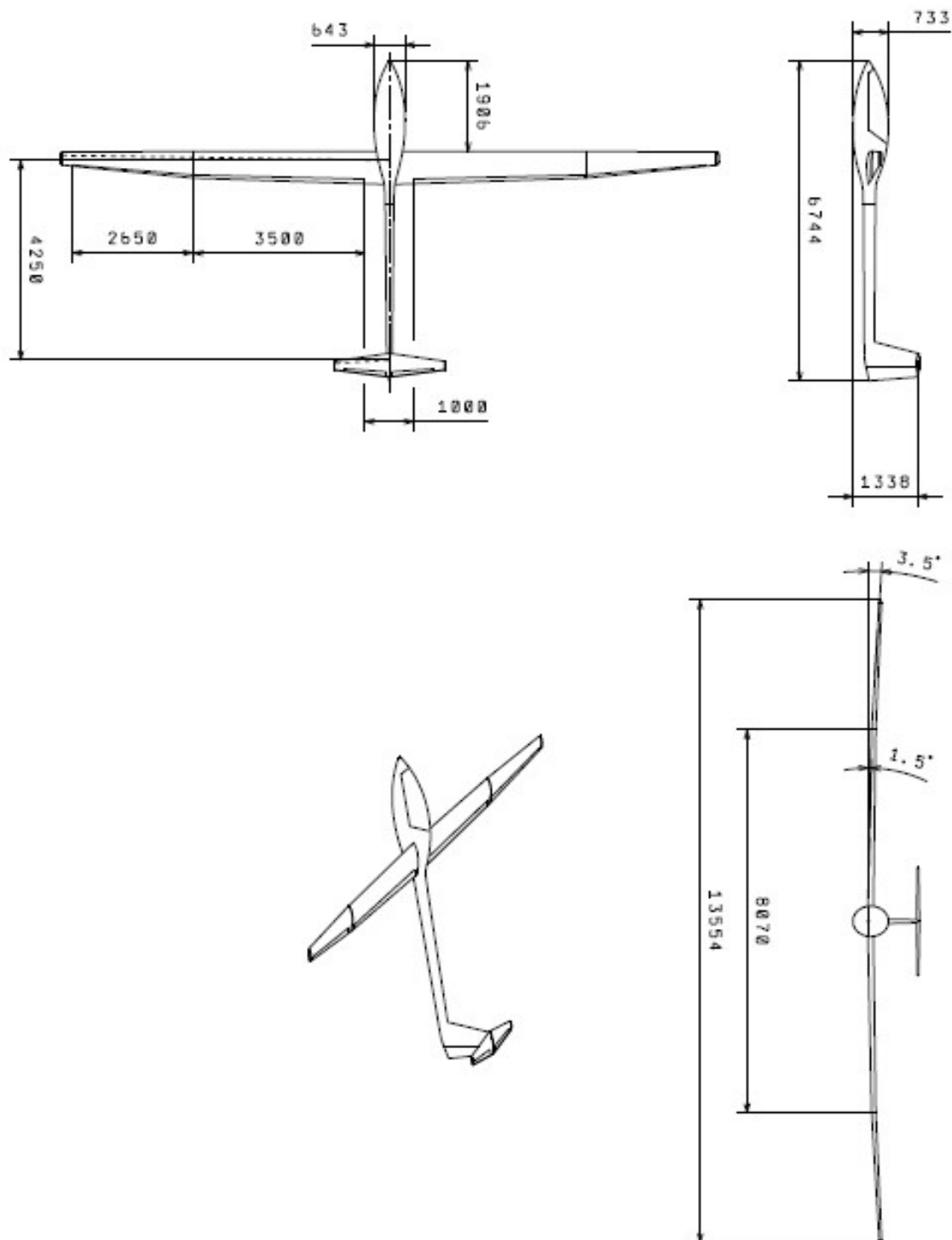
Příloha II: Polára kluzáku.

Příloha III: Rychlostní polára pro výšku 0 m dle MSA.

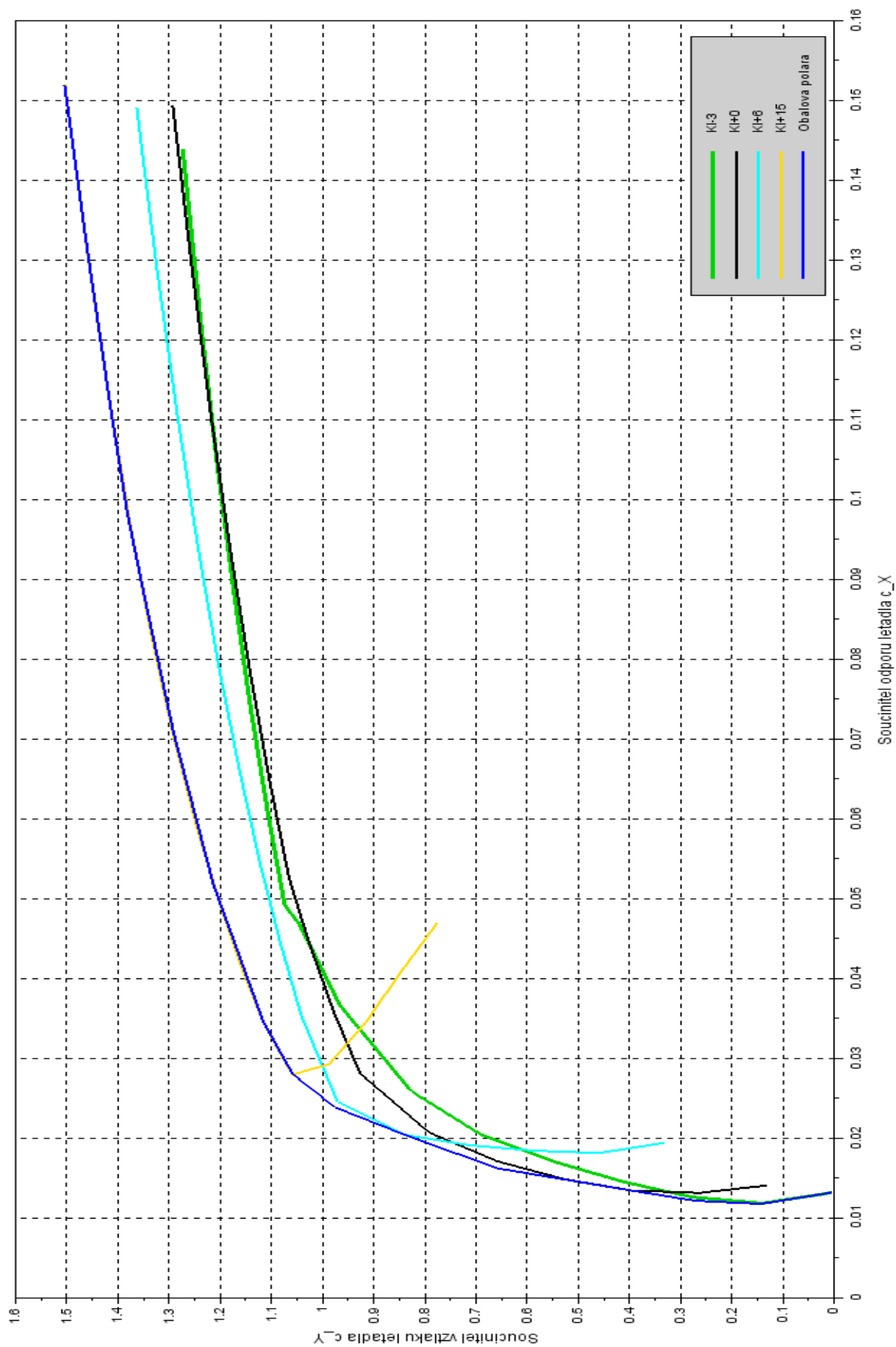
Příloha IV: Souřadnice použitého profilu DU97.



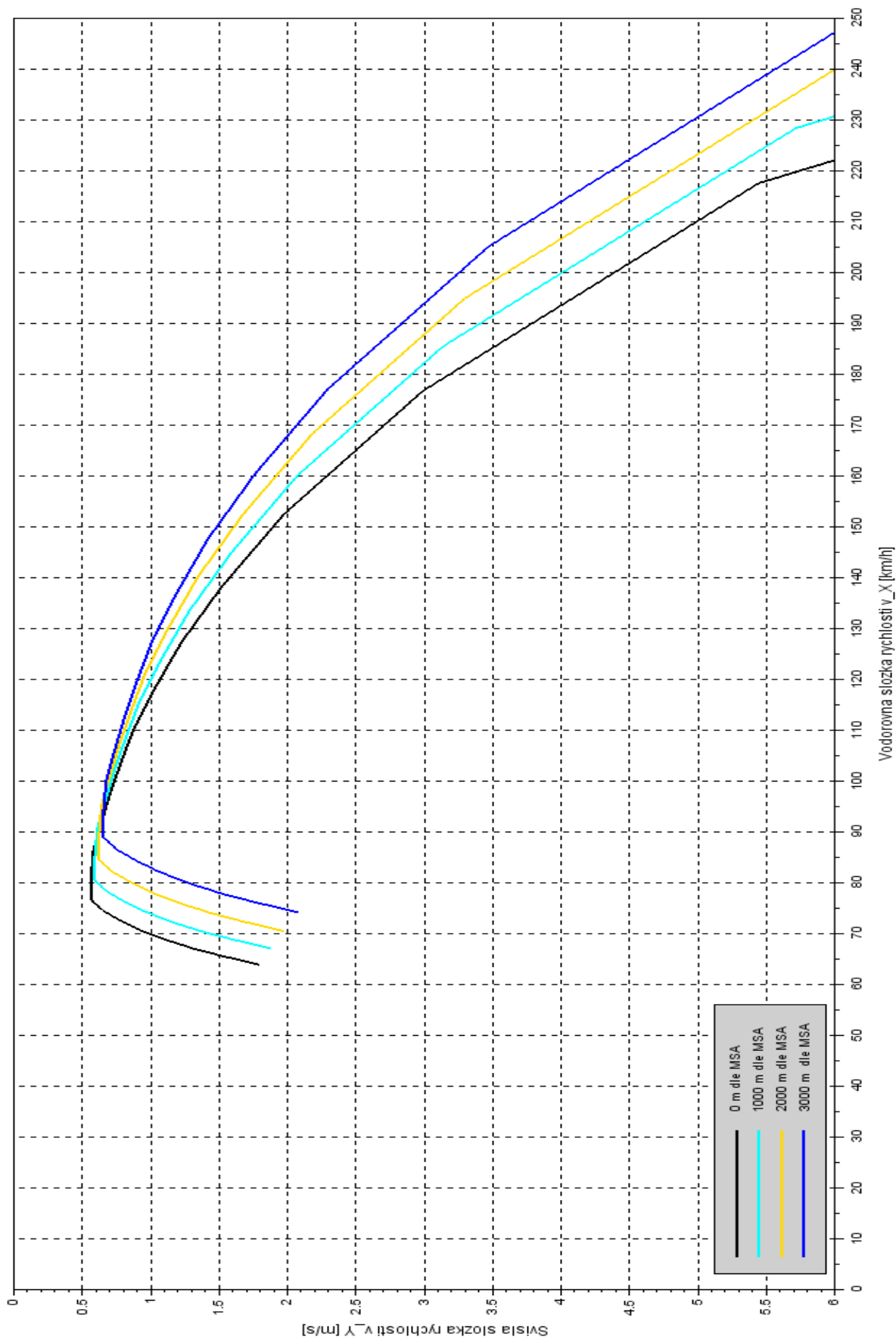
# Příloha I. Kluzák pro třídu FAI 13,5 m. Třípohledový výkres



## Příloha II. Polára kluzáku.



### Příloha III: Rychlostní polára pro výšku 0 m dle MSA.



#### **Příloha IV: Souřadnice použitého profilu DU97.**

1.000000 -0.002755  
0.992467 -0.004202  
0.980936 -0.006995  
0.968921 -0.009956  
0.956305 -0.012615  
0.942955 -0.014992  
0.928705 -0.017111  
0.913414 -0.019059  
0.897017 -0.020901  
0.879512 -0.022636  
0.860907 -0.024257  
0.841207 -0.025762  
0.820465 -0.027184  
0.798838 -0.028557  
0.776539 -0.029845  
0.753607 -0.031039  
0.730199 -0.032304  
0.706343 -0.033714  
0.682098 -0.035172  
0.657671 -0.036605  
0.633162 -0.037982  
0.608602 -0.039296  
0.584005 -0.040544  
0.559389 -0.041733  
0.534779 -0.042858  
0.510205 -0.043922  
0.485693 -0.044916  
0.461271 -0.045840  
0.436965 -0.046684  
0.412805 -0.047447  
0.388829 -0.048118  
0.365083 -0.048694  
0.341627 -0.049164  
0.318536 -0.049525  
0.295911 -0.049766  
0.273869 -0.049882  
0.252551 -0.049866  
0.232104 -0.049713  
0.212670 -0.049420

0.194374 -0.048995  
0.177312 -0.048447  
0.161545 -0.047800  
0.147091 -0.047076  
0.133920 -0.046299  
0.121967 -0.045489  
0.111138 -0.044658  
0.101323 -0.043816  
0.092411 -0.042967  
0.084295 -0.042111  
0.076876 -0.041244  
0.070068 -0.040363  
0.063794 -0.039464  
0.057989 -0.038541  
0.052597 -0.037593  
0.047572 -0.036620  
0.042874 -0.035617  
0.038470 -0.034581  
0.034332 -0.033509  
0.030435 -0.032397  
0.026760 -0.031240  
0.023291 -0.030034  
0.020015 -0.028770  
0.016925 -0.027437  
0.014019 -0.026015  
0.011307 -0.024473  
0.008812 -0.022775  
0.006564 -0.020891  
0.004599 -0.018808  
0.002961 -0.016525  
0.001679 -0.014068  
0.000755 -0.011482  
0.000163 -0.008814  
-0.000131 -0.006101  
-0.000201 -0.003370  
-0.000134 -0.000623  
0.000029 0.002144  
0.000349 0.004922  
0.000964 0.007677  
0.001977 0.010355  
0.003364 0.012927

0.005047	0.015405
0.006976	0.017809
0.009128	0.020152
0.011484	0.022451
0.014033	0.024726
0.016769	0.026991
0.019698	0.029251
0.022830	0.031512
0.026175	0.033779
0.029748	0.036055
0.033567	0.038344
0.037652	0.040648
0.042025	0.042975
0.046711	0.045331
0.051739	0.047724
0.057144	0.050159
0.062962	0.052647
0.069233	0.055194
0.076004	0.057803
0.083324	0.060474
0.091245	0.063212
0.099822	0.066009
0.109108	0.068859
0.119155	0.071750
0.130008	0.074668
0.141707	0.077592
0.154272	0.080504
0.167710	0.083376
0.182007	0.086184
0.197123	0.088898
0.213007	0.091487
0.229588	0.093925
0.246791	0.096186
0.264533	0.098253
0.282728	0.100107
0.301287	0.101741
0.320117	0.103140
0.339137	0.104294
0.358278	0.105188
0.377506	0.105811
0.396797	0.106157

0.416142	0.106225
0.435520	0.106023
0.454900	0.105554
0.474236	0.104826
0.493478	0.103837
0.512589	0.102586
0.531528	0.101072
0.550268	0.099296
0.568767	0.097267
0.586984	0.094988
0.604864	0.092475
0.622348	0.089732
0.639394	0.086761
0.655973	0.083554
0.672092	0.080098
0.687756	0.076402
0.702971	0.072449
0.717767	0.068218
0.732195	0.063664
0.746349	0.058738
0.760325	0.053431
0.774181	0.047752
0.787948	0.041825
0.801484	0.036032
0.814685	0.030676
0.827587	0.025844
0.840295	0.021580
0.853005	0.017910
0.865948	0.014786
0.879314	0.012094
0.893201	0.009723
0.907640	0.007603
0.922527	0.005622
0.937544	0.003745
0.952347	0.002008
0.966555	0.000384
0.979890	-0.001058
0.992237	-0.002261
1.000000	-0.002755