



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AIRSPACE ENGINEERING

NÁVRH LETOUNU V KONCEPCI AMFIBIE VYCHÁZEJÍCÍ Z VUT 001 MARABU

DESIGN OF AMPHIBIAN AIRCRAFT BASED ON VUT 001 MARABU

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

BC. VÍT PROKOP

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

PROF. ING. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSC.

BRNO 2012

**ZDE vložte zadání
diplomové práce**

Abstrakt:

Tato diplomová práce se zabývá konverzí letounu VUT 001 Marabu na amfibii. Její součástí je návrh geometrie plováku, a výpočet hydrodynamických a aerodynamických vlastností letounu VUT 031 Hydro. Jako poslední body je potom zpracován výpočet zatížení plováku, podvozku a ideový návrh mechaniky zatahování podvozku.

Abstract:

My master's thesis deals with the design of amphibian hull for VUT 001 Marabu aircraft. Part of this work is aerodynamic and hydrodynamics design of hull including flight mechanics with, take of and landing on the water. The last point of work is load calculation of float and landing gear and design of landing gear retraction mechanics.

Klíčová slova

Letoun, Marabu, amfibie, létající člun, návrh plováku,

Key Words:

Aircraft, Marabu, amphibian, flying-boat, float design,

Bibliografická citace: PROKOP, V. *Návrh letounu v koncepci amfibie vycházející z VUT 001 Marabu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 88 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc..

Čestné prohlášení:

Čestně prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a pod vedením vedoucího diplomového projektu.

Poděkování:

Děkuji všem pracovníkům z Leteckého ústavu za poskytnutí cenných rad, znalostí a zkušeností, které jsem uplatnil při tvorbě mé práce. Konkrétně profesoru Ing. Antonínu Píšíkovi CSc. za vedení práce.

Obsah

Obsah	4
1 Úvod	6
2 Seznámení s letounem VUT 001 Marabu	7
2.1. Stručná charakteristika letounu.	7
2.2. Muška letounu	9
2.3. Základní geometrické a aerodynamické charakteristiky letounu	9
3 Výpočet tahové charakteristiky vrtule.....	13
3.1. Postup určení tahu motoru	13
3.2. Výsledné tahy motoru.....	15
4 Návrh plováku	17
4.1. Definice typů hydroplánů	17
4.2. Volba geometrie plováku	19
4.3. Návrh plovákového trupu	20
4.4. Hmotnostní odhady spojené s návrhem	23
4.5. Čáry ponoru amfibie	24
4.6. Hydrodynamický návrh plováku.....	27
4.7. Výběr plováku.....	30
5 Výpočet vzletu a přistání	31
5.1. Výpočet aerodynamických charakteristik pro Amfibii.....	31
5.2. Kompletní vzlet z vodní plochy	34
5.3. Přistání na vodní plochu	36
6. Letové výkony	38
6.1. Stoupací rychlosti	38
6.2. Maximální rychlosti letu	41
6.3. Dolet a vytrvalost.....	42
8. Letové vlastnosti	44
8.1. Vstupní hodnoty pro výpočet.....	44
8.2. Stanovená pádové rychlosti.	44
8.3. Vliv VOP na aerodynamický střed letounu	45
8.4. Zásoba stability letounu.....	45
8.5. Vliv VOP na aerodynamický střed letounu s volným řízením.	46
8.6. Klopivý moment letounu	47

9. Návrh podvozku	49
9.1. Návrh uspořádání přístávacího zařízení	49
9.2. Volba systému zatahování podvozku.....	52
9.3. Návrh kinematiky podvozku	53
9.4. Výpočet zatížení podvozku	55
10 Zatížení plováku	58
10.1. Rozbor zatěžovacích případů plováku dle předpisu ELSA a CS-23	58
10.2. Zatížení pomocného plováku dle předpisu CS-23 a LSA X 5.8	61
10.3. Předběžný návrh uchycení plováku na trup	63
11 Vizualizace	65
11.1. Muška letounu.....	65
11.2. Vizualizace	66
12 Závěr	69
13. Seznam použité literatury.....	70
14 Použité symboly	72
15 Seznam obrazových příloh	74
16 Seznam grafů	76
17 Přílohy	77

1 Úvod

Hlavním cílem této práce je provést konverzi letounu VUT 001 Marabu na amfibii. Je to jeden z možných směrů, kterým by se rodina letounů vycházejících z Marabu mohla vyvíjet. Výhodou je, že vrtule v tlačném uspořádání zajišťuje dostatečnou vzdálenost vrtulového disku od vodní hladiny. Zároveň středoplošné uspořádání křídla zajišťuje poměrně malou vzdálenost křídla od vodní hladiny. Tím by mělo dojít k zjednodušení instalace plováků.

Z pohledu návrhu amfibie lze práci rozdělit na tři hlavní části. První a hlavní z velkých částí se zabývá návrhem geometrie plováku letounu. Dobře zvolená geometrie plováku má zajistit kvalitní hydrodynamické vlastnosti letounu. Současně s volbou geometrie plováku budou řešeny základní otázky týkající se odhadu hmotností jednotlivých součástí letounu. Za druhou část můžeme označit výpočet letových výkonů a stabilit letounu. Třetí a poslední část práce se bude věnovat základnímu návrhu kinematiky podvozku letounu a výpočtu zatížení plováku.

2 Seznámení s letounem VUT 001 Marabu

2.1. Stručná charakteristika letounu.

Letoun VUT 001 byl navržen jako lehký jednomotorový jednoplošník smíšené konstrukce (kompozitní materiály + kov) s pohonem pístovým motorem Rotax 912 v tlačném uspořádání. Hlavní charakteristikou letounu jsou velmi dobré letové vlastnosti a vysoká stabilita pro celý rozsah rychlostí. Je koncipován jako experimentální s možností snadné zástavby klasických civilních přístrojů pro civilní bezpilotní prostředky. Letoun tak umožňuje plnit široké spektrum úkolů týkajících se zejména monitorování, výzkumu a vývoje.



Obrázek 1 - Letoun VUT 001 Marabu

Nedílnou a důležitou součástí života letounu VUT 001 Marabu jsou zkoušky nových pohonných jednotek, kdy slouží jako létající laboratoř. Proto je u prototypu nad pravou polovinou křídla instalován malý proudový motor vyvíjený firmou První brněnská strojírna, a.s., Velká Bíteš.

Základní návrh letounu je dvoumístný s využitím druhého místa v první fázi letových měření pro instalaci měřicího a zkušebního vybavení. V rámci dalšího vývoje se předpokládá instalace přístrojů a součástí autonomního řídicího systému pro bezpilotní verzi. Jeho zálet byl proveden 29.4.2010

Konstrukce letounu: Letoun VUT 001 Marabu je smíšené konstrukce. Křídlo a vodorovná ocasní plochy jsou vyrobeny firmou Jihlavan Airplanes. Jedná se o klasické duralové nýtované konstrukce. Trup vyrobila firma Plastservis jako kompozitovou skořepinu. Konstrukce trupu je sendvičová. Vnější vrstvu tvoří sklolaminát s výztužnými uhlíkovými prvky, jádro je vyrobeno z polyvinylchloridové pěny Herex. Pohon obstarává motor Rotax 912 o výkonu 80Hp v tlačném uspořádání pohánějící vrtuli Woodcomp SR 3000.

Základní technická data letounu:

Základní rozměry

Rozpětí: 9,9 m

Délka: 8,1 m

Výška: 2,4 m

Hmotnosti:

Maximální vzletová hmotnost: 600 kg

Prázdná hmotnost: 380 kg

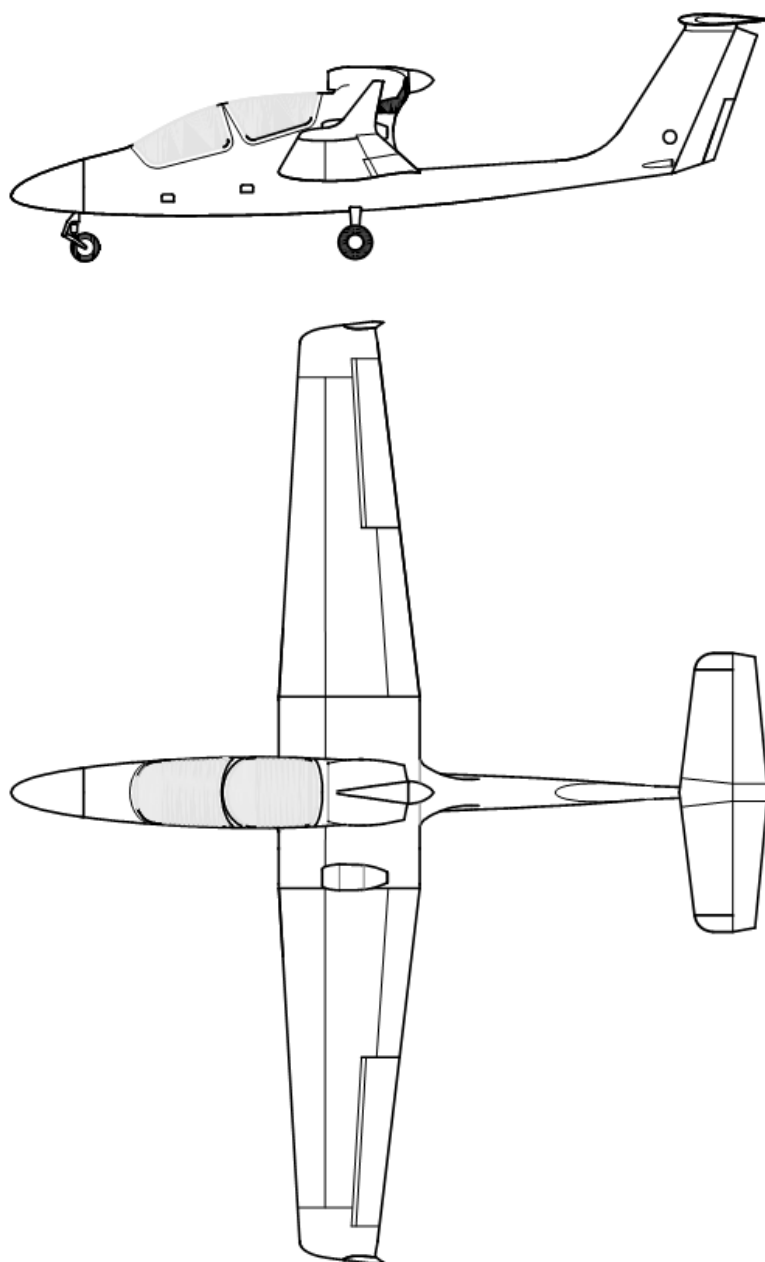
Max. paliva: 141 kg (188 l)

Návrhové výkony

Maximální rychlost horizont. letu: 260 km/h

Výdrž: 7 hodin

2.2. Muška letounu



Obrázek 2 – Muška letounu VUT 001 Marabu

2.3. Základní geometrické a aerodynamické charakteristiky letounu

Základní charakteristiky letounu VUT 001 Marabu byly získány z podkladů dostupných na leteckém ústavu [5][6][7]. Tyto podklady byly vypracovány pro vývoj původního letounu VUT 001 Marabu. Zprávy mi byly poskytnuty se svolením ředitele ústavu.

Křídlo – geometrické charakteristiky

S	=	11.85	[m ²]	-plocha křídla
c_{sat}	=	1.2763	[m]	-střední aerodynamická těživa křídla
B	=	9.9	[m]	-rozpětí křídla

VOP – geometrické a aerodynamické charakteristiky

S_{VOP}	=	2.277	[m ²]	- plocha VOP
L_{VOP}	=	4.3002	[m]	-rameno VOP k AS KT
k_{VOP}	=	1.2	[-]	-mohutnost VOP pro vzlet
$c_{L\alpha VOP}$	=	3.71	[-]	-sklon vztlakové čáry VOP
$d\varepsilon/d\alpha$	=	0.3025	[-]	-derivace úhlu zešikmení vmístě VOP
$\varepsilon_{=0}$	=	1.05	[-]	-úhel zešikmení na VOP pro $\alpha=0^\circ$ a klapky $\eta_{kl}=0^\circ$
$\varepsilon_{=10}$	=	2.13	[-]	-úhel zešikmení na VOP pro $\alpha=0^\circ$ a klapky $\eta_{kl}=10^\circ$
$\varepsilon_{=35}$	=	4.4	[-]	-úhel zešikmení na VOP pro $\alpha=0^\circ$ a klapky $\eta_{kl}=35^\circ$

Centráže

	m[kg]	X[mm]	Y[mm]
Prázdná hmotnost	398.8	3621	758.7849
Pilot 1 (90kg)	488.8	3284.6	3284.6
Pilot 1 (90kg) + palivo 82.5kg	571.3	3265.2	3265.2
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	599.8	3237.2	649.8
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	599.8	3304.9	707.1
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 51kg	599.8	3271.1	650.8
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 36kg	599.8	3266.6	708
Pilot 1 (75kg) + palivo 82.5kg	556.3	3304.9	657.7

Aerodynamické charakteristiky

	$\delta=0^\circ$	$\delta=10^\circ$	$\delta=35^\circ$	
$C_{L\alpha=0}$	0.303	0.539	1.041	-součinitel vztlaku při nulovém uhlu náběhu
a_{LET}	5.717	6.004	6.076	-sklon vztlakové čáry
C_{Lmax}	1.58	1.82	2.24	-maximální vztlak v dané konfiguraci

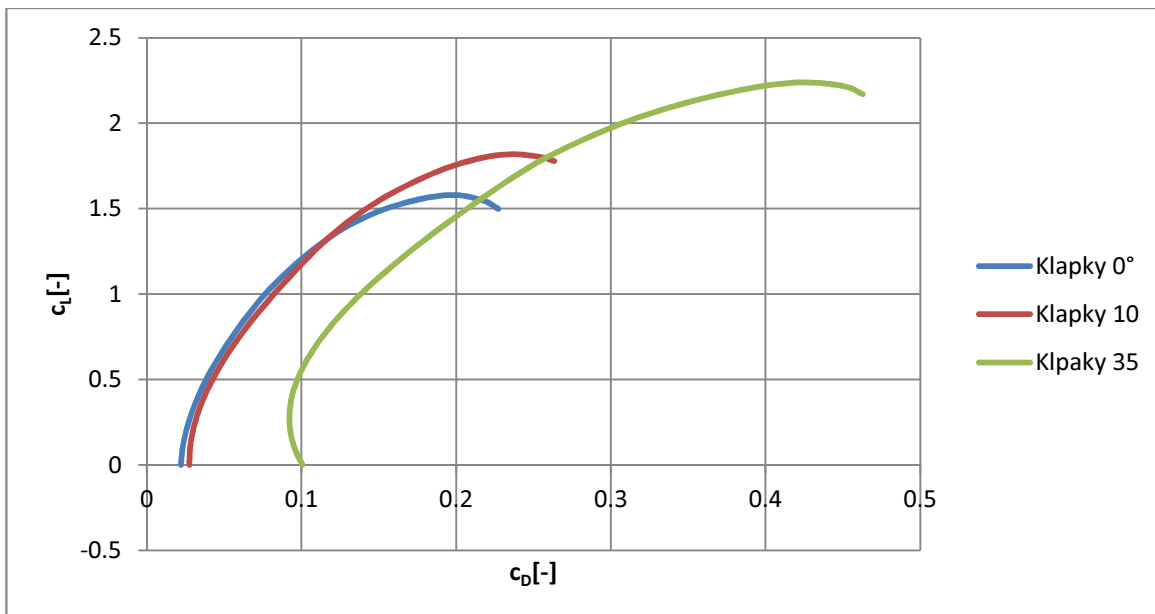
Součinitel klopivého momentu křídlo trup pro jednotlivé pozice vztlakových klappek.

$$C_{m0\ KT\ 0} = -0,095$$

$$C_{m0\ KT\ 10} = -0,203$$

$$C_{m0\ KT\ 35} = -0,320$$

Aerodynamická polára letounu



Graf 1 - Poláry letounu VUT 001 Marabu

3 Výpočet tahové charakteristiky vrtule

Na letounu je osazená vrtule Woodcomp SR 3000. Poháněná motorem Rotax 912 o výkonu 80hp. Po nesplnění předpisu byl CS VLA a jeho požadavku na délku rozjezdu byl tento motor vyměněn za výkonnější verzi o maximálním výkonu 100hp. Vrtule pracuje v režimu Constant speed. V tomto režimu je vrtule automaticky nastavována tak aby pracovala s maximální účinností.

3.1. Postup určení tahu motoru

Při výpočtu účinnosti vrtule je jako první potřeba určit koeficient zastínění trupem. Tento koeficient určuje faktor snížení tahu vrtule vlivem plochy trupu za vrtulí. Vzorce pro výpočet tohoto koeficientu byly převzaty z [21]. Hlavním vstupním údajem pro výpočet je poměr průměru vrtule a průměru trupu.

$$Z = \frac{d_{mot}}{d_{vrtule}}$$

$$SDEF_p = 1.05263 - 0.04185 * Z - 0.01481 * Z^2 - 0.62001 * Z^3 = 0.9056$$

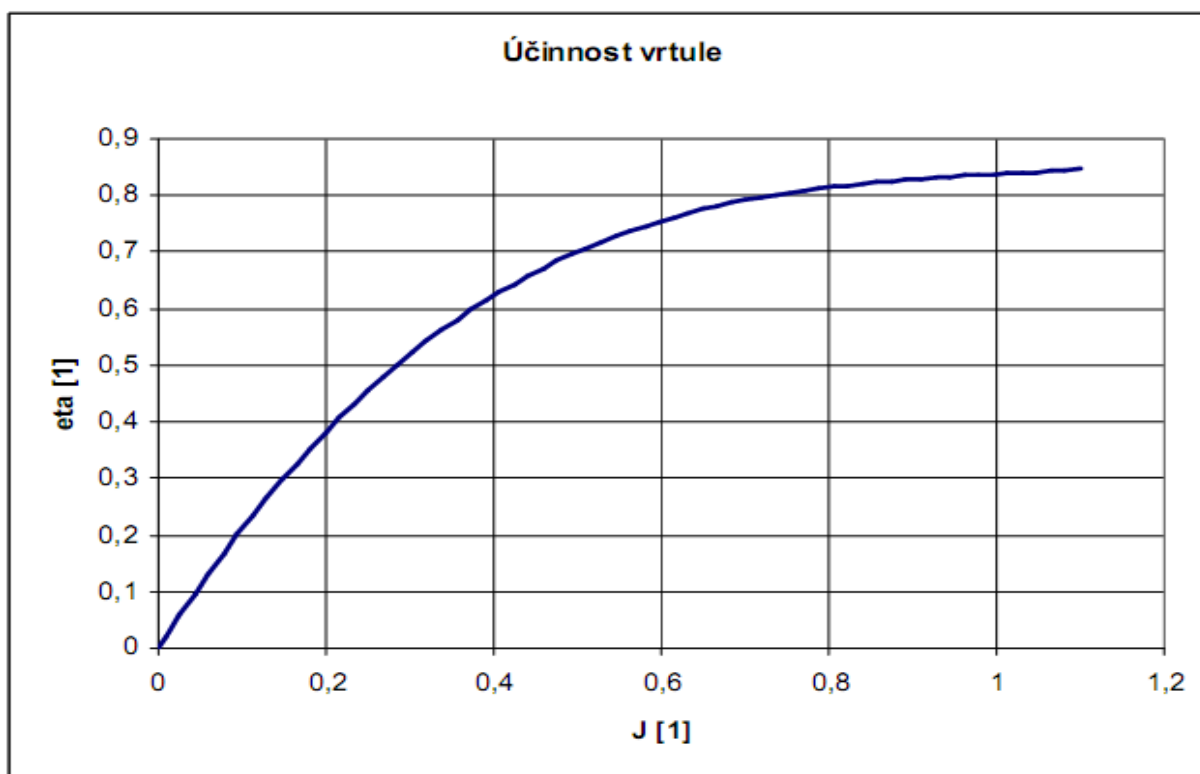
Následovalo stanovení prostupového poměru vrtule pro jednotlivé rychlosti

$$J = \frac{d_{vrtule}}{v * n_{vrtule}}$$

A určení výkonového součinitele.

$$c_n = \frac{P_{motor}}{\rho * n_{vrtule}^3 * d_{vrtule}^5}$$

V závislosti na těchto dvou hodnotách byla z grafu odečtena účinnost vrtule



Graf 2 - Účinnost vrtule

A následně dopočítán tah motoru:

$$N = \frac{\eta * c_n * n_{vrtule}^2 * d_{vrtule}^4}{J * SDEF_p}$$

Tento postup byl identický pro oba motory. Tabulka s hodnotami je kompletní uvedena v příloze.

Rychlost	v	km/h		36	54	72	90	108
Návrhová výška	h	m MSA	0					
Hustota	ρ	kg/m ³	1.225					
Průměr vrtule	d _{vrtule}	m	1.6					
Návrhová rychlost	v	m/s	0	10	15	20	25	30
Návrhový výkon	P	W	59600					
Otáčky motoru	n _{mot}	ot/s	96.66667					
Otáčky vrtule	n _{vrtule}	ot/s	42.52823					
Postupový poměr vrtule	J		0	0.147	0.220	0.294	0.367	0.441
Součinitel výkonu	c _n	-	0.060322					
Koeficient zastínění	SDEF _p	-	0.9058					
D trupu/D vrtule	Z	-	0.370174					
Návrhová účinnost	eta	-	0.2	0.3	0.42	0.525	0.61	0.69
Tah	N	N	1848	1619.6	1511.6	1417.1	1317.3	1241.7

Dalším bodem byl výpočet tahu v závislosti na výšce letu. Výpočet byl proveden pouze pro 100hp verzi motoru. Zde bylo při výpočtu nutné určit dvě věci. První z nich byla hustota v závislosti na výšce. Hustota byla určena podle vzorců pro MSA.

Výpočet probíhal pro jednotlivé výšky letu od 0m MSA do 6000m MSA větší výška nebyla uvažována vzhledem k výkonovému limitu letounu. Rychlosti potom byly uvažovány v rozsahu 72 km/h až 234 km/h respektive 20 m/s až 65 m/s s krokem po 5m/s.

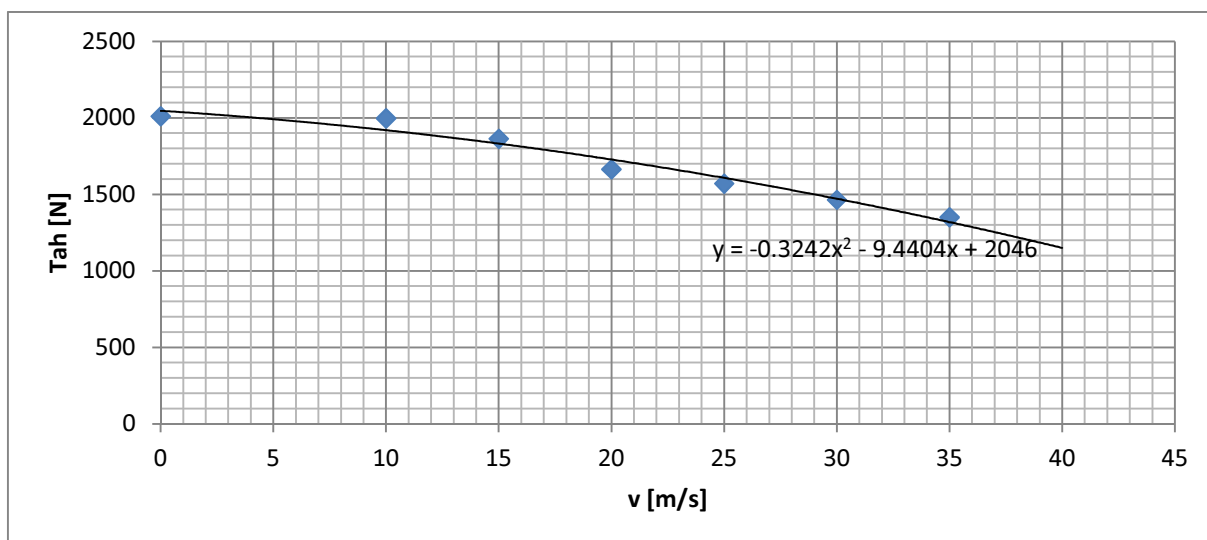
$$\rho = \rho_0 * \left(1 - \frac{h}{44308}\right)^{4.2553}$$

Druhou veličinou, která byla určena je pokles výkonu v závislosti na výšce. Pokles byl podle dostupné literatury odhadnut na 3% na každých 1000 ft výšky. Při konstantních otáčkách motoru, v závislosti na poklesu výkonu potom byl potom dopočítán tah a účinnost motoru.

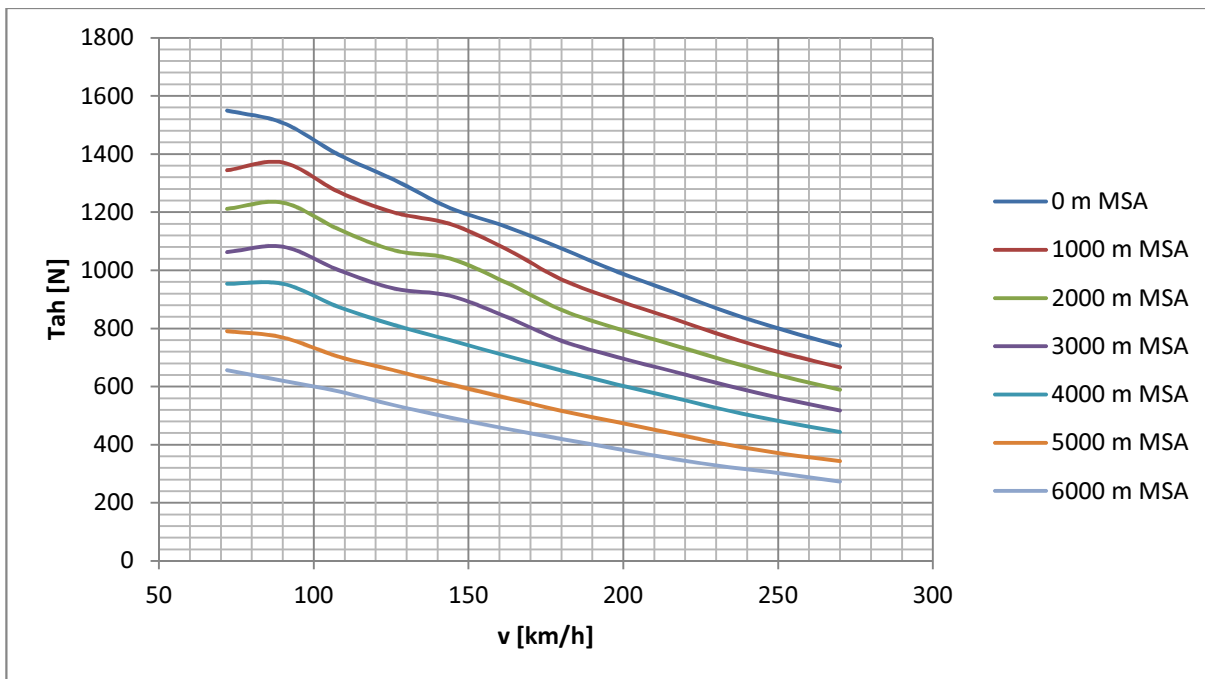
$$p = p_0 * h * 0.00001014$$

3.2. Výsledné tahy motoru

Výsledné grafy tahů motoru. V prvním grafu je porovnán tah motoru při rozjezdu letounu po vodní hladině včetně náhradního polynomu použitého pro výpočet tahu při rozjezdu. V druhém je potom vykreslen graf tahu motoru pro jednotlivé výšky a rychlosti letu. Graf tahů motoru pro 80hp verzi je v příloze.



Graf 3 - Tah motoru při rozjezdu letounu



Graf 4 - Tah motoru v závislosti na rychlosti a výšce letu

4 Návrh plováku

4.1. Definice typů hydroplánů

Létající člun - Je to typ hydroplánu, který je navrhován pro starty a přistání na vodní hladině. Na rozdíl od plovákových letadel je navrhován tak, že trup sám o sobě už rovnou tvoří plovák. Pro stabilizaci se využívá většinou pomocných plováček uchycených na křídle.



Obrázek 3 - Létající člun Boeing 314 Clipper

(Berjev Be-103), která jim zajistí dostatečnou stabilitu na vodní hladině.

V současné době jsou létající čluny využívány pouze v některých přímořských státech zejména pro hlídkování a případně hašení požárů. Jejich vývoj již prakticky neprobíhá. Důvodem je problematické skladování, kdy letouny musí kotvit v přístavu jako lodě a jejich servisování na pevné zemi je vzhledem k velikosti poměrně problematické.

Plovákový letoun – Jde o typ hydroplánu, který vznikl většinou přestavbou klasického



Obrázek 4 - Plovákový letoun Cessna

pozemního letounu na hydroplán. Hlavním charakteristickým rysem je dvojice plováků uchycených na prutové soustavě. Ta zajišťuje dostatečnou vzdálenost vrtule od vodní hladiny. Jeho velkou výhodou je, že nepotřebuje žádné pomocné plováky na udržení stability. Jedná se o poměrně jednoduchou přestavbu. Nevýhodou je potom nižší aerodynamická čistota letounu.

Amfibie – svojí koncepcí se může jednat jak o létající člun, tak o plovákové letadlo. Jedná se o klasický hydroplán vybavený zatahovacím podvozkem, může proto přistávat jak na vodní hladině tak na pozemních letištích. Velkou nevýhodou tohoto řešení je jeho nízká ekonomičnost, kdy je letoun oproti čistě vodní verzi výrazně těžší

a složitější na stavbu a návrh. Naopak převažuje výhoda univerzállosti dané koncepcí. Některé amfibie mají vyztužené dno trupu, tudíž jsou schopny přistát nejen na vodě ale při vhodných podmínkách i na sněhu. Tato schopnost je využívána zejména při dopravě zásob do nepřístupných míst v severských státech.

Hlavní využití amfibií v současnosti je zejména v roli hlídkových a požárních člunů. Minoritní využití je potom doprava materiálu do špatně dostupných oblastí divočiny,



Obrázek 5 - Amfibie ICON A5

kde neexistují prakticky pevná letiště a vhodné přistávací plochy, které by mohly zajistit spojení s okolním světem.

Při volbě koncepce letounu VUT 001 Marabu se rozhodovalo mezi uspořádáním plovákového letounu a létajícího člunu.

Výhodou koncepce létajícího člunu bylo zejména uspořádání pohonné jednotky, která zajišťovala dostatečnou výšku vrtule od vodní hladiny. Nevýhodou tohoto řešení byla nutnost znovu navrhnout prakticky celou konstrukci trupu.

Výhoda plovákové verze potom byla možnost zachovat stávající trup a na ten osadit plováky. Tato varianta by byla hlavně výrazně jednodušší a levnější na realizaci, nevýhodou by byl nárůst zejména aerodynamického odporu. Po konzultaci s vedoucím diplomové práce jsem zvolil variantu létajícího člunu.

4.2. Volba geometrie plováku

Volba geometrie plováku je důležitá kapitola návrhu amfibie. Jako databanka hydrodynamických vlastností plováků byla použita měření provedená v laboratořích v NACA v meziválečném období, kdy docházelo k největšímu rozvoji hydroplánů.

První část výběru plováku byla zaměřena na nalezení plováku s co nejpříznivějšími geometrickými charakteristikami. Hlavním zjištěním bylo, že většina plováků používaných na hydroplánech má malou štíhlost. Letoun VUT 001 Marabu má naopak vzhledem ke svému uspořádání, kdy piloti sedí za sebou, velmi vysokou štíhlost. Všechny dostupné typy plováků byly porovnávány s teoretickým plovákem.

Teoretický plovák vzniknul jako ideální plovák, který přesně kopíroval obrys stávajícího trupu letounu.

NACA Report	Model	l [in]	b [in]	lf [in]	l/b [-]	l/lf [-]
NACA 543	Model 40	100	13.47	42	7.424	2.381
NACA 488	Model 22	76	17	48	4.471	1.583
NACA 491	Model 11	96	17		5.647	
	Model 12	102	17		6.000	
	Model 13	90	17		5.294	
	Model 14	96	19		5.053	
	Model 15	96	17		5.647	
NACA 504	Model 22a	78.75	17	50.75	4.632	1.552
	Model 35	50	13	52	3.846	0.962
NACA 522	Model 19	108	19.2	48	5.625	2.250
NACA 531	Model 11G	96	17	48	5.647	2.000
NACA 545	Model 11B	96	17	48	5.647	2.000
NACA 551	Model 35	80	13	52	6.154	1.538
	Model35A	80	13	52	6.154	1.538
	Model 35B	80	13	52	6.154	1.538
NACA 563	Model 41A	76.21	12	42.68	6.351	1.786
	Model 41B	79.46	12	45.93	6.622	1.730
NACA 566	Model 44	75.1	17	45.9	4.418	1.636
NACA 576	Model 52	103.82	17	46.92	6.107	2.213
NACA 590	Model 47	102.95	17	38.75	6.056	2.657
NACA 635	Model 46	74.48	14.24	37.03	5.230	2.011
NACA 638	Model 36	100	14	50	7.143	2.000
NACA 638	Model 83	116.65	17.72	54.53	6.583	2.139
NACA 858	Model 58	109.85	21.6	54.78	5.086	2.005
NACA 1057	Model 175	110	12.5	42.65	8.800	2.579
NACA 2503						46.140
	Model 84	114	15		7.600	
	Model 57A	84	12	42	7.000	2.000

	Model 57B	84	12	42	7.000	2.000
	Model57C	84	12	42	7.000	2.000
	Model 57B-5	94	12	52	7.833	1.808
	Model	l [mm]	b [mm]	lf [mm]		
MARABU		7000	745	3700	9.396	1.892
		7000	850	3700	8.235	1.892

Z přehledu plováků lze vyčíst, že požadavky splnilo pouze několik typů plováků, konkrétně jsou to modely 41B, 57-B-5. Do přehledu byl původně ještě zařazen model 201A ten byl nakonec vyřazen ze dvou důvodů. Prvním bylo, že se jedná o plovák určený pro velké hydroplány s vysokým a objemným trupem (tomu odpovídalo i tvarování plováku, které bylo naprosto nevhodné pro Marabu) druhým potom nedostatek podkladů.

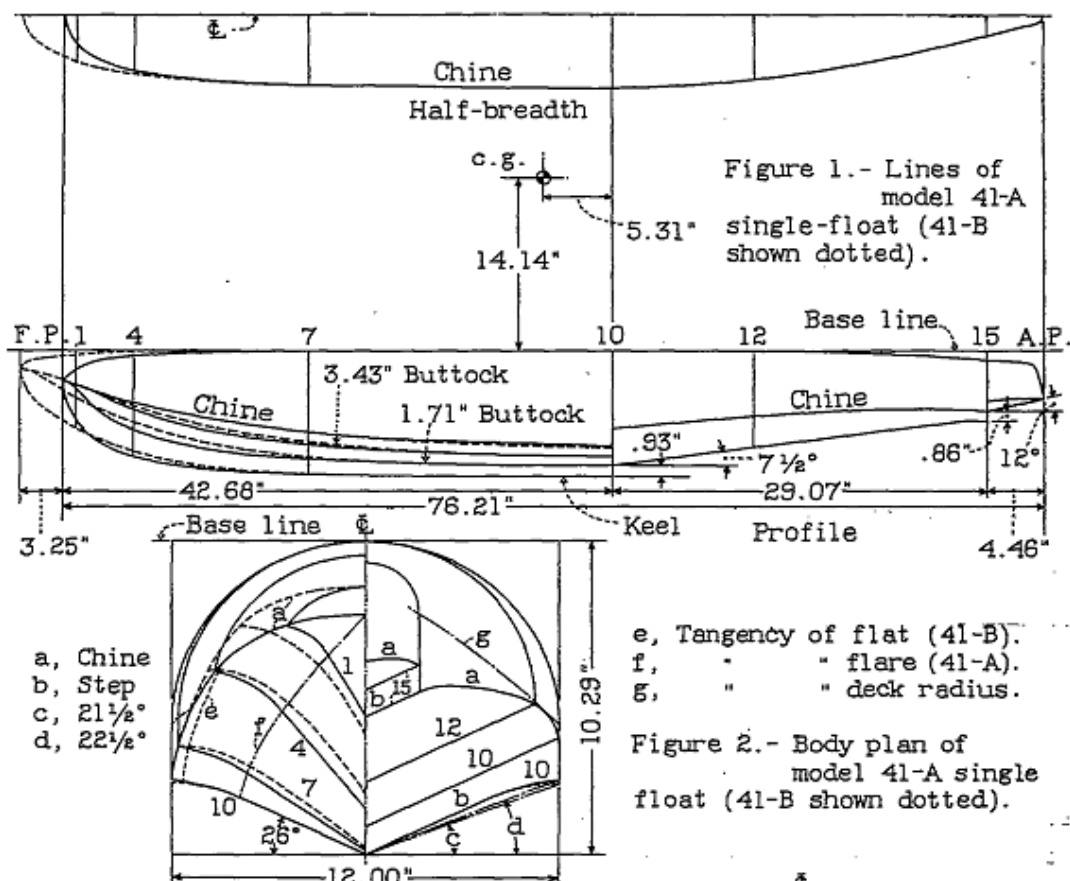
4.3. Návrh plovákového trupu

Další bod návrhu letounu bylo umístění trupu na jednotlivé plováky. Zde bylo nutno dosáhnout takové pozice, aby při maximálním sklonu plováku bylo dosaženo potřebného úhlu náběhu křídla pro start letounu. Základní geometrický návrh uspořádání plovák-trup byl proveden v programu Catia. Čím větší úhel bude při návrhu svírat osa plováku s osou letounu tím vyšší bude křídlo generovat vztlak při klouzání letounu po vodní hladině.

Původní myšlenka byla zachovat tubus ocasu trupu, aby nemuselo při realizaci projektu dojít k jeho obtížnému znovunavrhování, ale ta musela být opuštěna z důvodu špatných hydrostatických a hydrodynamických vlastností plováku. Ty se projevovaly hlavně pozicí stupně plováku výrazně vzadu. To by mělo za následek velký klopivý moment letounu ve smyslu těžký na nos a tím i obtížnou rotaci letounu při startu. Mohlo by to vést až k nemožnosti rotace letounu a tím by nedošlo k jeho odlepení z hladiny.

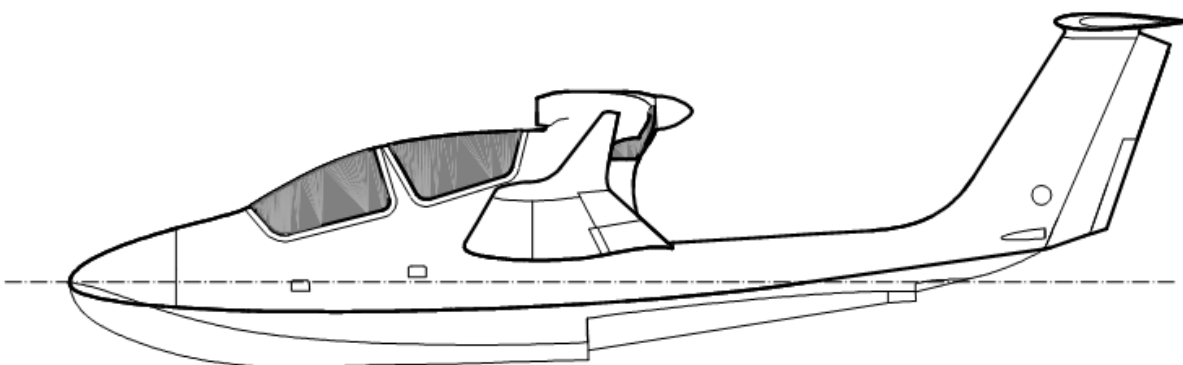
Model 41B

Tento plovák je primárně určen pro konverzi klasických letadel na plováková nebo létající čluny.



Obrázek 6 - Náčrtek plováku 41B

Při usazování trupu na plovák byl zvolen úhel nastavení plováku vůči trupu letounu 2° . Tento úhel má pomoci letadlu při startu dosáhnout jednodušeji vyššího úhlu náběhu a tím i vyššího vztlaku a jednoduššího odlepení od vodní hladiny. V případě vzletu je rovněž i limitující úhel náběhu křídla kdy je potřeba zajistit aby letoun při rychlosti v_{LOF} dosáhl optimálního úhlu náběhu křídla a tím měl dostatečný vztlak pro vzlet.

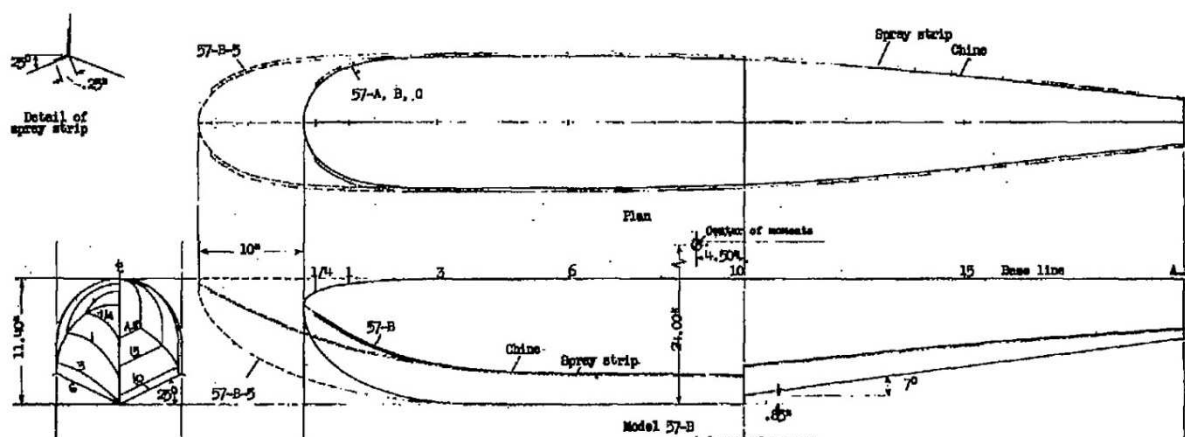


Obrázek 7 – Studie trupu amfibie Marabu s plovákem model 41 B

Model 57 – B-5

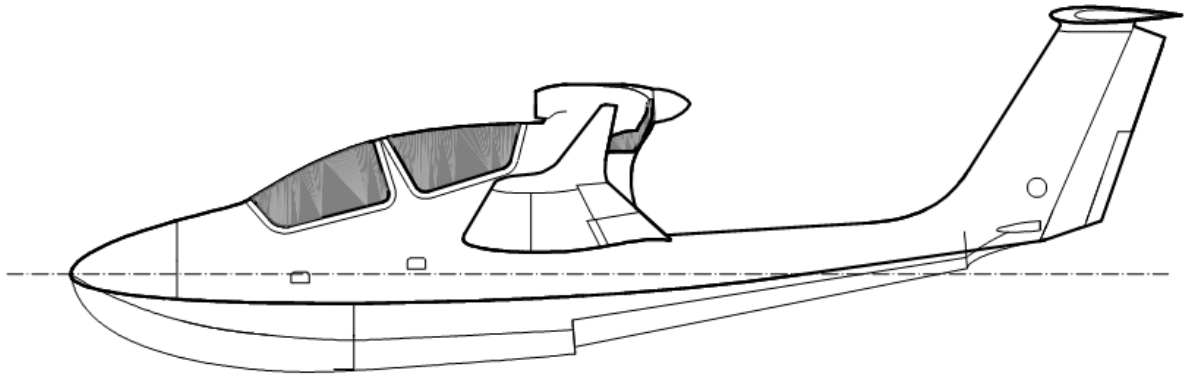
Plovák model 57-B-5 vznikl při testování plováků určených převážně pro plovákové letouny nikoliv pro amfibie. Na modelu 57 bylo provedeno několik rozdílných testů, které měly za úkol určit, jak se bude vyvíjet odpor plováku v závislosti na úhlu dna plováku 57 – B-5.

Při adaptaci tohoto plováku na plovák pro amfibii nedošlo k žádné větší změně. Geometrie plováku vyhovuje jak svými geometrickými rozměry, tak i tvarem protože jeho trup byl svrchu zaoblený.



Obrázek 8 - Náčrt plováku model 57-B-5

byl při prvotním návrhu taky zvolen úhel 2° ten byl později zvětšen na $4,5^\circ$ a to za účelem snížení hodnoty aerodynamického odporu, snížením plochy trupu, a zeštíhlením celého letounu. Omezením tohoto úhlu se nakonec ukázala studie čar ponoru, kdy muselo dojít k jeho snížení na $3,5^\circ$.



Obrázek 9 - Studie trupu amfíbie Marabu s plovákem model 57 - B-5

4.4. Hmotnostní odhady spojené s návrhem

Hmotnostní odhad obou plováků pro potřeby dalšího výpočtu byl řešen za pomoci plošné hmotnosti konstrukce trupu. Postup byl následující: plocha poloviny současného trupu byla programem zjištěna v programu Catia. Touto plochou byla následně podělena hmotnost trupu známá s hmotového rozboru letounu. Výsledek byl násoben plochou plováku.

$S_{TRUP} = 7,703 \text{ m}^2$ - plocha původního trupu

$m_{TRUP} = 77,5 \text{ kg}$ - hmotnost původního trupu

$S_{PLOV} = 5,635 \text{ m}^2$ - plocha plováku

$$m_{PLOV} = \frac{m_{TRUP}}{S_{TRUP}} * S_{PLOV} = \frac{77,5}{7,703} * 5,653 = 56,874 \text{ kg}$$

Druhým krokem bylo určení hmotnosti prázdného letounu s plovákem. U té jsem vycházel z hmotnosti uvedené v[]. Od toho byla následně odečtena hmotnost JET motoru a přičtena hmotnost plováku.

$$m_p = m_{PP} - m_{JET} + m_{PLOV} = 398,8 - 25 + 56,874 = 430,674 \text{ kg}$$

$m_p = 398,8 \text{ kg}$ – původní prázdná hmotnost letounu bez plováku

$m_{JET} = 25 \text{ kg}$ – prázdná hmotnost proudového motoru na křídle

$m_{PLOV} = 58,874 \text{ kg}$ – hmotnost plováku vypočtená v minulém kroku

Druhým hmotnostním odhadem, který bylo potřeba provést, byl odhad hmotnosti podvozku. Pro zatahovací podvozek byl odhad proveden podle literatury []. Odsud můžeme provést jak odhad hmotnosti pevného podvozku tak jeho zatahovacího mechanismu. Pro odhad hmotnosti zatahovacího podvozku použijeme hmotnost z hmotnostního rozboru stávajícího. Hmotnost zatahovacího zařízení bude umístěná v těžišti letounu. Její detailní rozložení a přesně těžiště bude zjištěno v průběhu

detailního návrhu podvozku. Pro odhad hmotnosti zatahovacího zařízení použijeme následující vzorec.

$$m_{RET} = 0,014 * m_{wto} = 0,014 * 631,67 = 8,843$$

$$m_{pl} = m_p + m_{RET} = 430,647 + 8,843 = 439,49 \text{ kg}$$

Hmotnost plného letounu byla zaokrouhlena na 650 kg, které jsou jako maximum povoleny předpisem ELSA pro hydroplány. Toto zaokrouhlení bylo provedeno za předpokladu, že při detailním návrhu konstrukce dojde k mírnému navýšení hmotnosti letounu jako celku vzhledem k nepřesnosti odhadů hmotnosti. Přidaná hmotnost bude umístěna do těžiště konstrukce, aby nám zatím neovlivňovala centráž.

4.5. Čáry ponoru amfibie

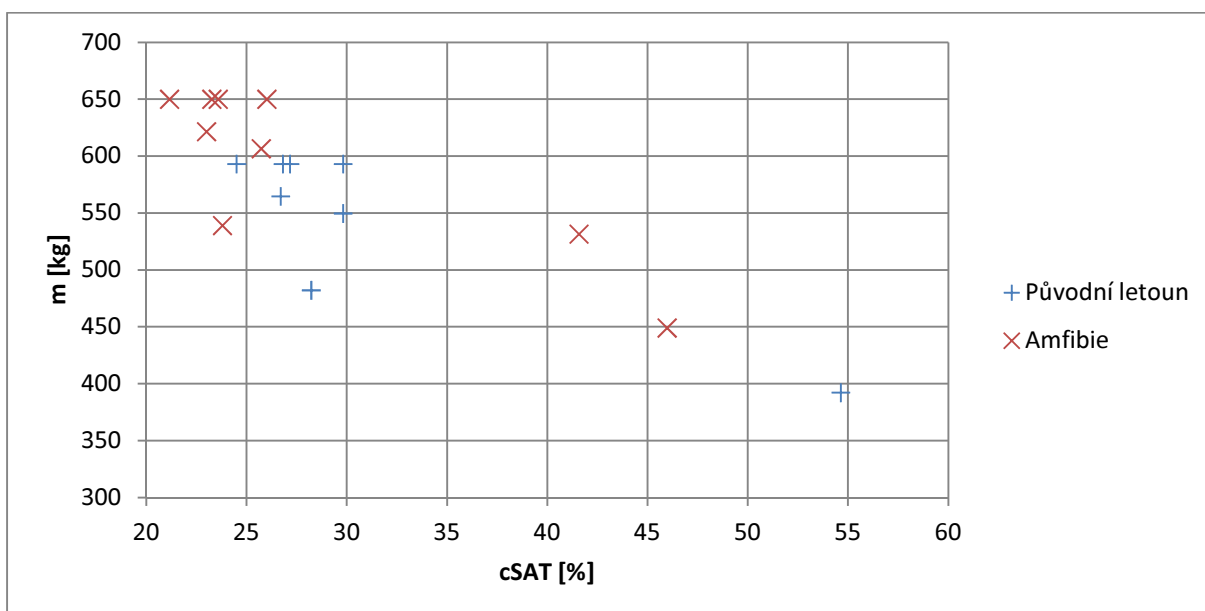
V této kapitole byla stanovena čára ponoru pro jednotlivé případy naložení letounu. Rozbor měl zajistit dvě věci. Mělo dojít k eliminaci možnosti přetížení plováku při maximálním zatížení letounu a tím i jeho potopení. Následně potom bylo potřeba vyloučit, že pro jakýkoliv případ pozice těžiště, včetně prázdného letounu, dojde k jeho převrácení a potopení.

Pro výpočet těchto případů bylo nutné jako první krok vypočítat posun centráže letounu pro jednotlivé případy zatížení.

	m[kg]	X[mm]	Y[mm]
Plovák	58.847	2750	-101
Prázdná hmotnost	439.49	3505.984	645.250
Pilot 1 (90kg)	520.67	3226.209	2914.809
Pilot 1 (90kg) + palivo 82.5kg	603.17	3216.624	2947.817
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	650	3193.337	582.204
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	650	3254.942	634.345
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 51kg	650	3224.185	583.114
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 36kg	650	3220.09	635.164
Pilot 1 (75kg) + palivo 82.5kg	588.17	3251.247	584.341
Palivo v křídle (2*62l = 82.5kg)	513.17	3448.754	609.037

Následoval přepočítání centráží na % hloubky C_{SAT} . Tento přepočítání je důležitý pro další fáze výpočtu letových vlastností letounu, kde byla provedena kontrola stability letounu.

Hmotnostní konfigurace	centráž [% cSAT]
Prázdná hmotnost	45.617
Pilot 1 (90kg)	23.650
Pilot 1 (90kg) + palivo 82.5kg	22.897
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	21.069
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	25.906
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 51kg	23.491
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 36kg	23.169
Pilot 1 (75kg) + palivo 82.5kg	25.616
Palivo v křídle (2*62l = 82.5kg)	41.124

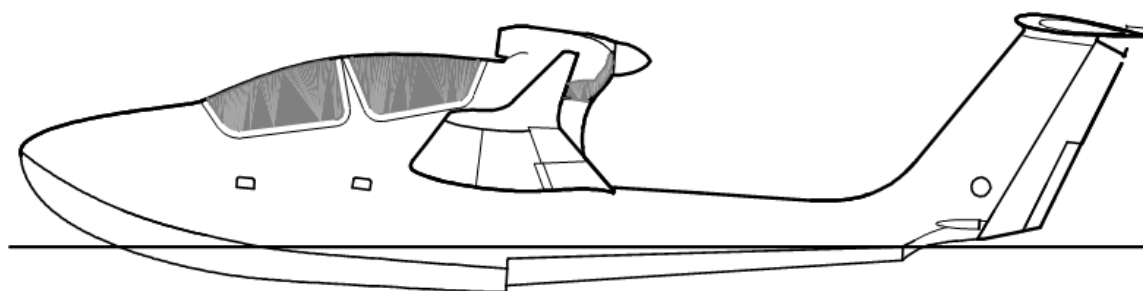


Graf 5 - Srovnání centrálů původního letounu Marabu a Amfibie

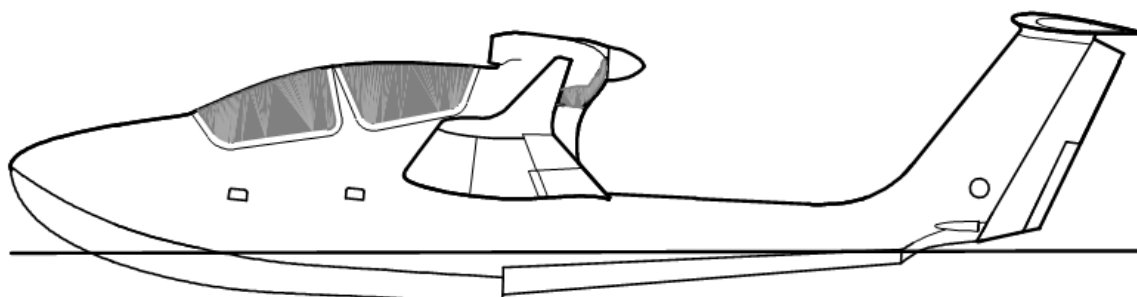
Potřebný ponořený objem určíme z Archimédova zákona, který nám říká že těleso ponořené pod hladinu je nadlehčováno silou rovnou objemu kapaliny tělesem vytlačené. Sklon plováku potom určíme tak, že těleso při plavání musí mít na jedné svislici výslednici hydrostatických a gravitačních sil. Řešení bylo provedeno iteračně v programu Catia. U ponořené části byl vždycky určen objem, těžiště a následně došlo k její úpravě tak, aby těžiště ponořené části plováku skončilo na požadované pozici. Jako zkoumané případy byly zvoleny 4 následující.

	m[kg]	X[mm]	Y[mm]
Prázdná hmotnost	430.67	3505.984	645.250
Palivo v.k. (2*62l = 82.5kg)	513.17	3448.754	609.037
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	650	3193.337	582.204
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	650	3254.942	634.345

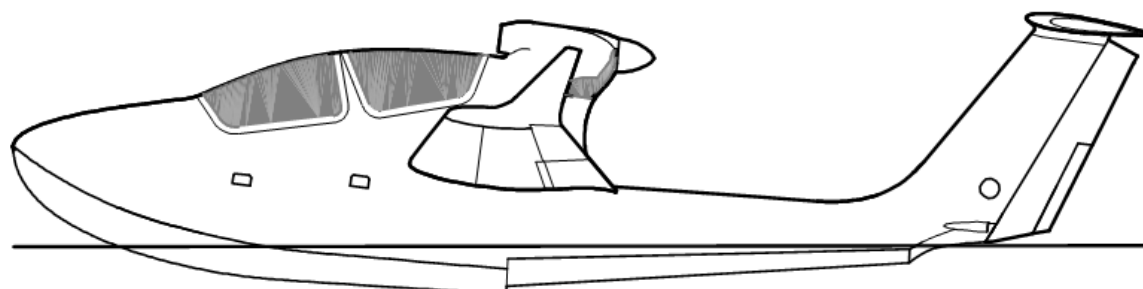
Případy kdy uvažujeme prázdný letoun a letoun pouze s palivem byl vybrán proto, že se jednalo o centráže kdy byla pozice těžiště nejvíc vzadu. Zde byla potřebná kontrola, jestli letoun nebude nabírat vodu přes průchody táhel směrového kormidla. Tyto případy mohou nastat při stání letounu na hladině v doku po přistání (případ prázdné hmotnosti) a před startem kdy je letoun již natankován, ale dosud nenastoupila posádka. Druhé dva případy byly voleny jako nejnepříznivější zatížení letounu. Třetí případ je pro maximální přední centráž při $m_{TOW} = m_{MAX}$. Čtvrtý je pro maximální zadní centráž při stejné podmínce.



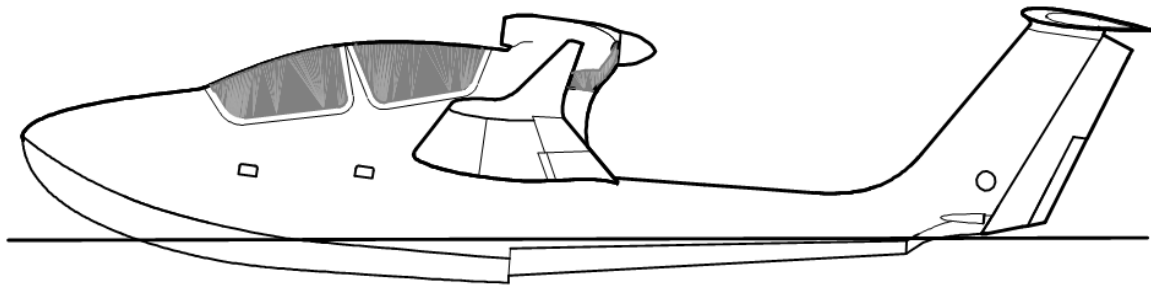
Obrázek 10 – Čára ponoru letounu Marabu při následujícím případě centráže Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg



Obrázek 11 - Čára ponoru letounu Marabu při následujícím případě zatížení Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg



Obrázek 12 - Čára ponoru letounu Marabu při zatížení palivem v křídle ($2 \cdot 62l = 82.5kg$)



Obrázek 13 - Čára ponoru letounu Marabu pro případ prázdného letounu.

Výsledek analýzy hydrostatiky trupu amfibie byl poměrně překvapivý. Limitní pro návrh plováku se neukázaly případy zatížení, kdy je letoun naložen na maximální vzletovou hmotnost. Naopak limitní byly případy prázdného letounu, ten si vyžádal zvýšení zádě plováku oproti prvotnímu návrhu, aby nedocházelo k zatékání do trupu letounu otvorem pro lana řízení směrového kormidla.

4.6. Hydrodynamický návrh plováku

Základní hydrodynamický návrh byl pojat jako výpočet délky rozjezdu jednotlivých typů plováků. Vzhledem k požadavkům předpisu CS VLA a ELSA na maximální délku rozjezdu letounu a nevelký výkon motoru je potřeba najít plovák s minimálním odporem po celou dobu rozjezdu. Postup výpočtu vychází ze základních rovnic momentové a silové rovnováhy působící na letadlo. Vstupní data ohledně aerodynamického odporu letounu byla převzata ze zpráv vydaných leteckým ústavem[5] [7]. Data ohledně hydrodynamického odporu plováku potom byla převzata z příslušných NACA reportů[8] [9]. Tah motoru byl vypočten v kapitole 3.

Postup výpočtu vzletu pro jednotlivé plováky byl následující:

-potom byl na základě dostupných podkladů rozdělen vzlet na jednotlivé části tak aby odečet vlastností plováku podle rychlostních součinitelů byl co nejjednodušší.

-zvolené rychlostní součinitele byly převedeny na rychlost v m/s a pro dané rychlosti byl následně určený tah motoru v N. Ten byl určen podle aproximující poláry odvozené v kapitole 3.

$$v[m/s] = 3.2808 * v[ft/s]$$

$$v[ft/s] = C_v * \sqrt{g * b}$$

Pro zadanou rychlost byl potom dopočten klopivý moment motoru.

$$M_{MOT} = F * r$$

Tím byla dokončena fáze přípravy výpočtu. Další fáze výpočtu se sestávala z opakujících se kroků.

-pro každý rychlostní součinitel byl dopočten vztlak v závislosti na úhlu náběhu letounu na předchozí rychlosti.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S * c_L$$

$$c_L = c_{L\alpha=0} + a * (\delta_{PL} + \alpha_{TRIM})$$

- ze vztlaku byl vypočítán hmotnostní koeficient.

$$C_\Delta = \frac{\Delta}{wb^3}$$

kde:

$$\Delta = \frac{(G - L)}{g}$$

-byl dopočten aerodynamický klopivý moment letounu

$$M_{AERO} = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S * c_M$$

-aerodynamický klopivý moment letounu jako celku se sestává ze dvou hodnot první z nich je aerodynamický moment soustavy křídlo trup doplněný momentem ocasních ploch druhou částí je potom klopivý moment generovaný výchylkou ocasních ploch. Momenty soustavy křídlo trup byly převzaty z podkladů [1]. Moment generovaný ocasními plochami byl dopočítán v kapitole 8.5.

Prvním krokem bylo rozdělení vzletu na jednotlivé úseky. Tyto úseky byly zvoleny tak aby odečet z podkladů byl maximálně jednoduchý a přesný. Vzlet bude probíhat od rychlosti 0m/s do rychlosti $v_{LOF}=24,168$ m/s. Tato rychlost je určena z pádové rychlosti v závislosti na předpise CS VLA. Její výpočet je uveden v kapitole 8.2.

Tyto rychlosti byly převedeny na bezrozměrné rychlostní součinitele a tím byla skončena příprava výpočtu. Mohlo se přistoupit k následnému výpočtu rozjezdu pro každý plovák.

Jako první krok byl pro každou rychlost určen klopivý aerodynamický moment:

vzorec

A moment generovaný tahem motoru:

vzorec

-společně s momentem generovaným tahem motoru byl převeden na bezrozměrný moment.

$$C_M = \frac{(M_{AERO} + M_{MOT}) * 0.2248}{w * b^4}$$

-pro daný hmotnostní a momentový součinitel byl z grafu odečten odpor a úhel nastavení plováku. Následně byl dopočten odpor letounu, zrychlení a přírůstek dráhy.

$$D = D_{AERO} + D_{HYDR} = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S * c_D + 4.4483 * \frac{C_R}{w * b^3}$$

$$a = \frac{T - D}{m}$$

$$\Delta s = \frac{v_i}{a_i} * \Delta V_i$$

-délku rozjezdu potom určíme numerickou integrací:

$$X = \int_0^{V_p} \frac{V}{a_{xa}} * dV \Rightarrow \sum \frac{V}{a_i} \Delta V_i$$

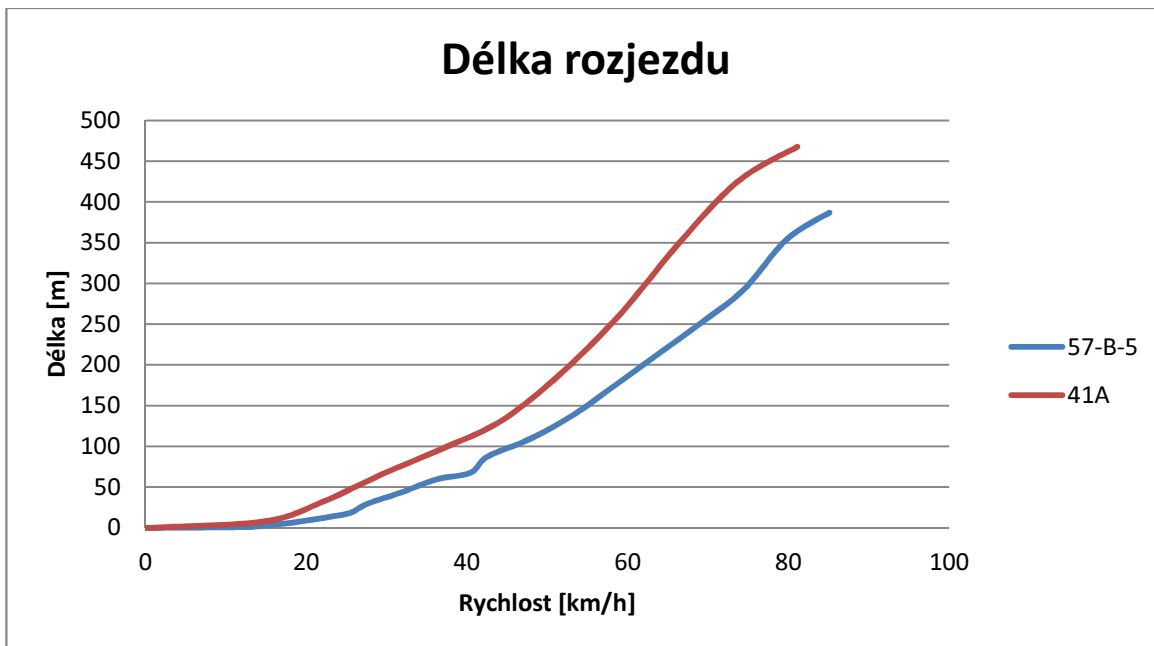
Délka rozjezdu byla stanovena pro každý plovák zvlášť. Hlavním srovnávacím kritériem byla délka rozjezdu. Je závislá zejména na odporu plováku a úhlu nastavení letounu na plováku. Tento úhel nastavení nám zvětšuje aerodynamický odpor celé soustavy plovák-letoun.

$$X_{41A} = 467,64m$$

$$X_{57-B-5} = 386,63m$$

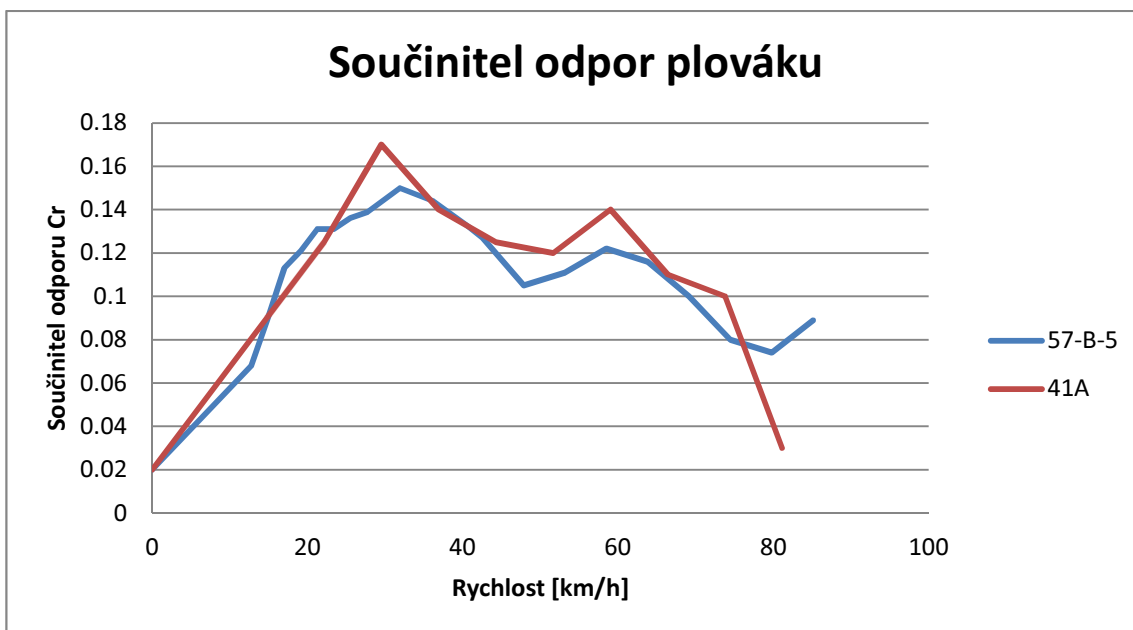
Při řešení rozjezdu letounu se předpokládá jeho rotace. K rotaci musí dojít nejpozději ve chvíli, kdy letoun dosáhne rychlosti 53 km/h (5 m/s). v případě že rotace letounu nebude umožněna nejpozději při rychlosti 74 km/h (7 m/s) nedojde k odlepení letounu a letoun nebude již dále zrychlovat.

V následujícím grafu jsou porovnány délky rozjezdu pro oba typy plováků.



Graf 6 - Srovnání délek rozjezdu pro jednotlivé typy plováku a 80hp motor.

V dalším grafu je potom srovnání odporových součinitelů jednotlivých plováků.



Graf 7 - Srovnání změny součinitele odporu plováku při jednotlivých rychlostech při rozjezdu letounu

Zde je vidět že odpory plováků jsou poměrně podobné, bohužel typ 41 A je trochu horší zejména v oblasti středních rychlostí, u tohoto plováku dochází později k přechodu z výtlačného režimu do klouzání.

4.7. Výběr plováku

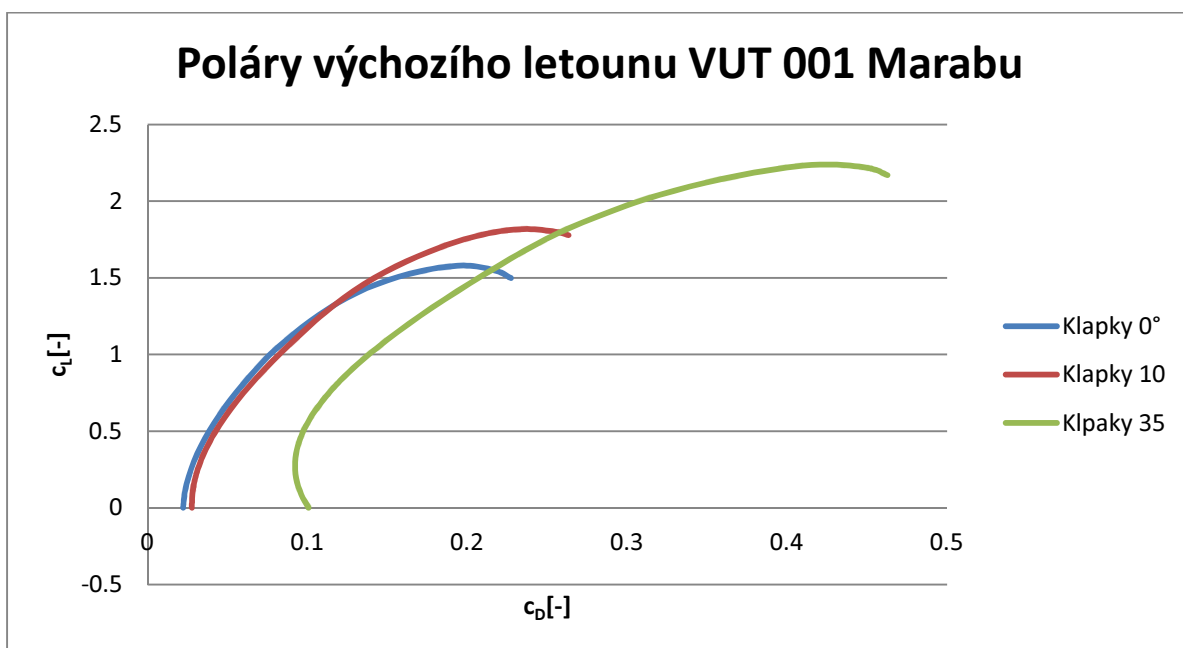
Pro další výpočet jsem se rozhodl použít plovák typu 57-B-5 a to zejména z důvodu kratší délky rozjezdu a tím i větší šance že dojde k splnění předpisu CS VLA a jeho požadavky na celkovou délku vzletu.

5 Výpočet vzletu a přistání

5.1. Výpočet aerodynamických charakteristik pro Amfibii

Aerodynamické charakteristiky letounu byly určeny na základě dostupných podkladů pro pozemní verzi letounu a aerodynamických podkladů pro plovák.

Z podkladů dostupných pro pozemní verzi byla získána odporová polára. Správně by mělo dojít k odečtení podvozku, protože při letu bude podvozek zatažen ale vzhledem k přidání pomocných plováčků a výřezů pro podvozkovou šachtu dojde k nárůstu odporu tak jsem se rozhodl podvozek zachovat jako přijatelné zjednodušení odhadu odporu.

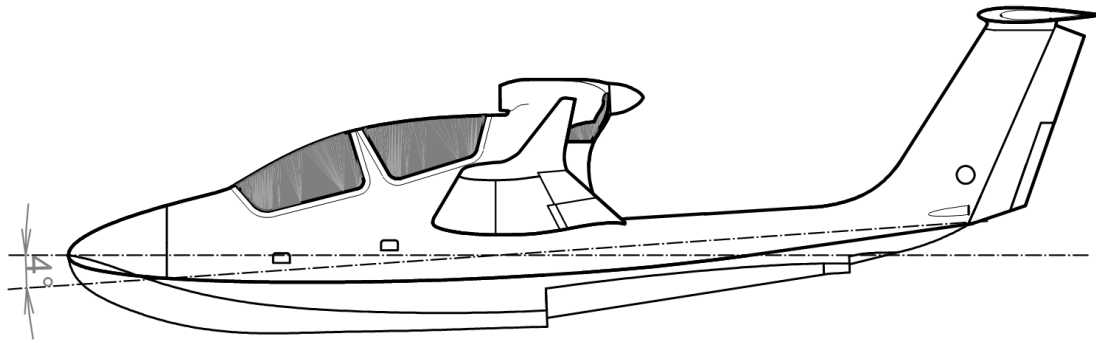


Graf 8 – Polára letounu VUT 001 Marabu

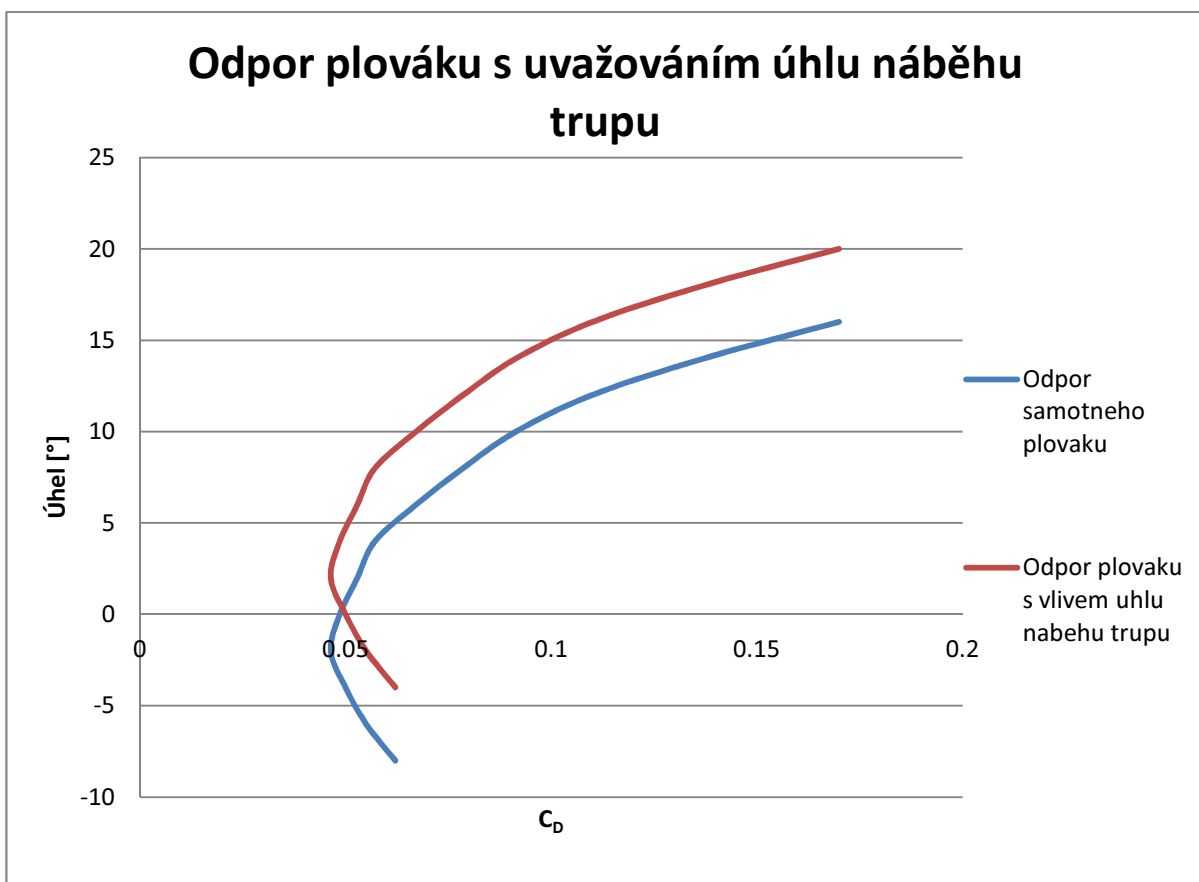
Následně byla z [8] odečtena křivka odporu pro použitý plovák. Ta je ale vztažena nikoliv na čelní plochu plováku ale na jeho objem. Podle následujícího vzorce byly součinitele odporu vztaženy na plochu křídla letounu.

$$C_{dp} = u_D * \frac{V_p^{\frac{2}{3}}}{S_k}$$

Následně byla odporová křivka plováku posunuta o úhel nastavení plováku vůči letounu. Tento posun byl nutný vzhledem k úhlu, který svírá osa plováku s osou letounu.

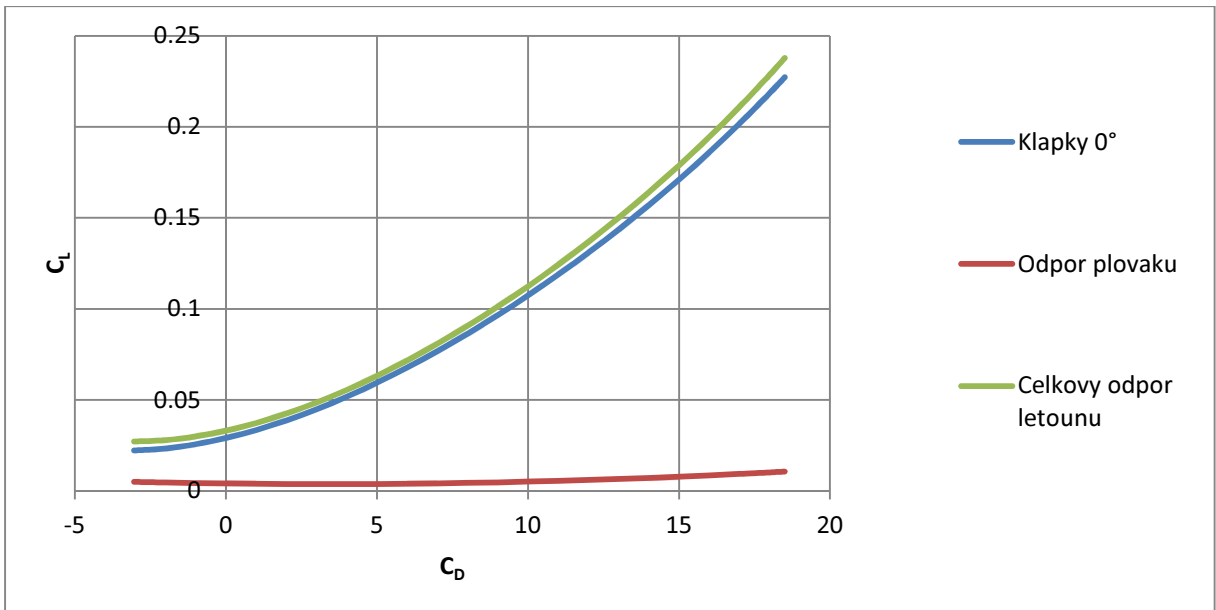


Obrázek 14 - Úhel svíraný osou trupu a plovákem

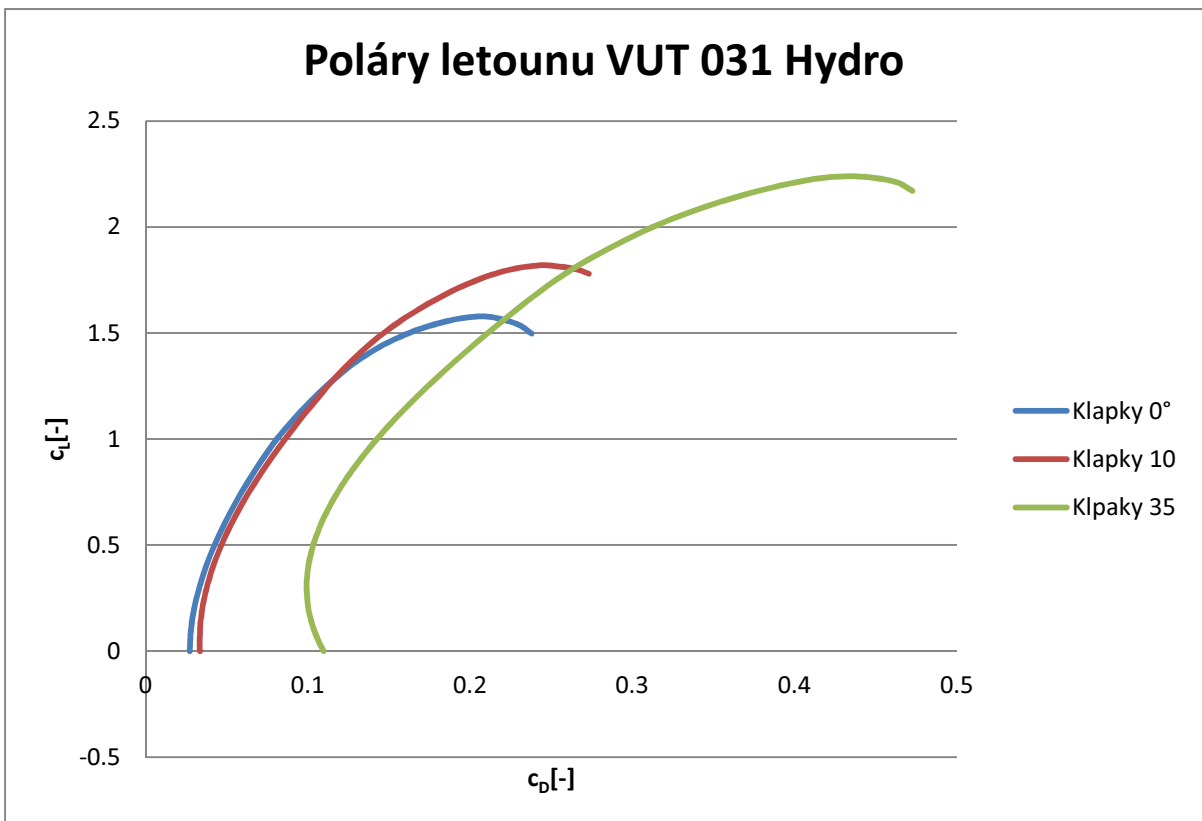


Graf 9 - Závislost odporu plováku na úhlu náběhu.

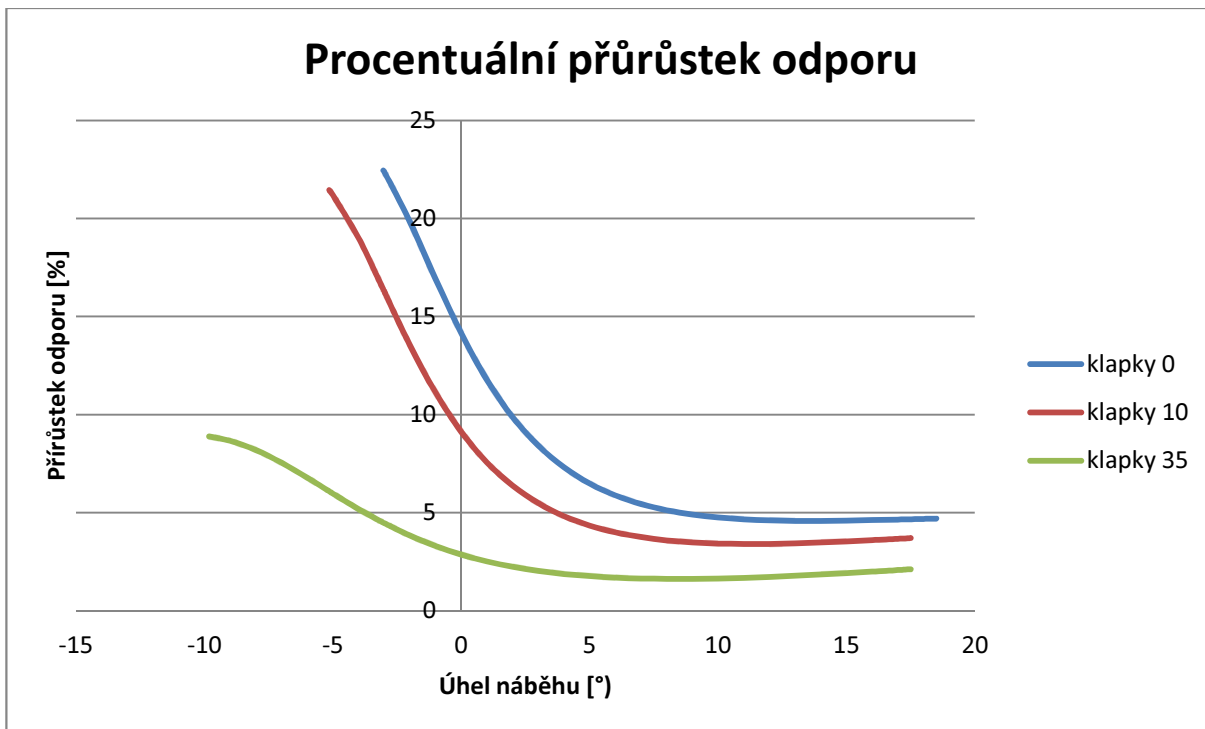
Po tomto kroku byla odporová křivka plováku nahrazena polynomem a přičtena k původnímu odporu letounu a vykreslena nová polára letounu jako celku. Následovalo vykreslení polár letounu pro jednotlivé konfigurace. A přírůstků odporu letounu v procentech pro jednotlivé konfigurace.



Graf 10 - Porovnání přírůstku odporu vlivem přidání plováku



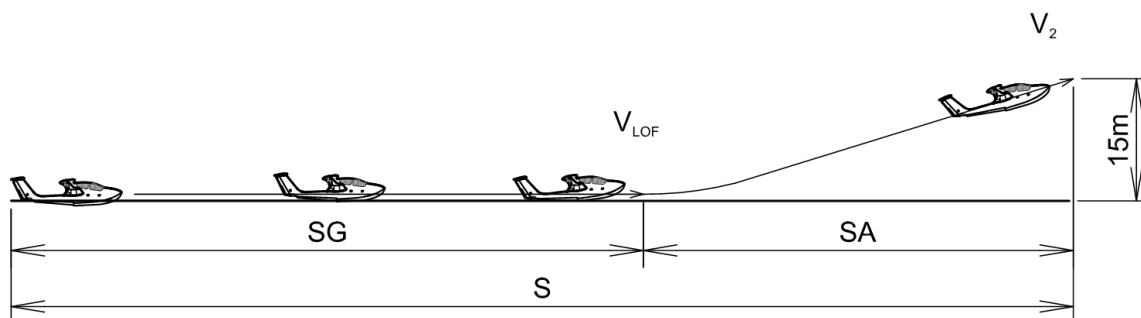
Graf 11 Poláry letounu pro jednotlivé konfigurace klapek



Graf 12 - Přírůstek odporu v procentech v závislosti na úhlu náběhu

5.2. Kompletní vzlet z vodní plochy

Řešení vzletu z vodní plochy navazuje na předchozí kapitolu, kde byl řešen rozjezd letounu. Z této kapitoly bude převzata délka pozemní části vzletu. Dopotčítána bude pouze vzdušná část vzletu letounu.



Obrázek 15 - Náčrt vzletu letounu

Pro výpočet je jako pádová rychlost brána rychlost vypočítaná kapitole 8.2.

$$S_G = 389.807 \text{ m}$$

$$S_A = \frac{G}{(F - D)_{str}} * \left[\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 * g} + h_p \right]$$

$$S_A = \frac{6376,5}{1208,3} * \left[\frac{25,6^2 - 24,22^2}{2 * 9,81} + 15 \right] = 171.502m$$

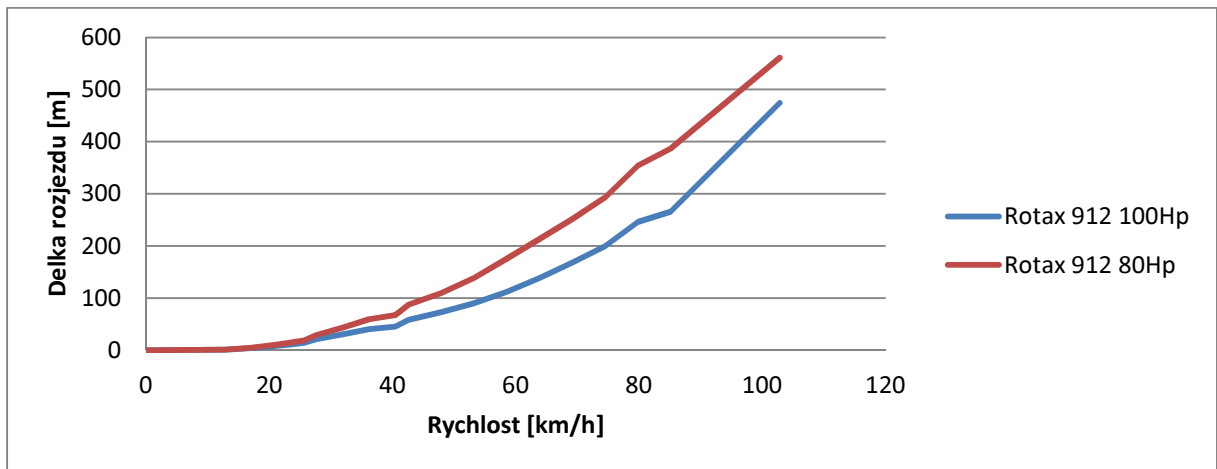
$$S = S_G + S_A = 389.807 + 171.502 = 561.309m$$

Výsledná délka vzletu bohužel nespňuje předpis CS VLA 51. Proto je potřeba navrhnout změnu pohonné jednotky. Jako nejjednodušší řešení vychází použití výkonnějšího verze motoru Rotax 912. Ta disponuje maximálním výkonem 100hp, který už je dostatečný pro splnění požadavků předpisu.

Délka vzletu s motorem Rotax 912 o výkonu 100hp je vypočítána shodným postupem s výpočtem použitým pro vzlet se slabším motorem. Výpočet byl proveden shodně s postupem pro 80hp verzi. Tabulky s výsledky a výpočty jsou uvedeny v příloze.

$$S = S_G + S_A = 268.748 + 140.679 = 409.727m$$

Tato délka rozjezdu již **splňuje požadavky předpisu CS VLA 51**.



Graf 13 - Porovnání délky rozjezdu letounu pro motor o výkonu 80hp a 100hp

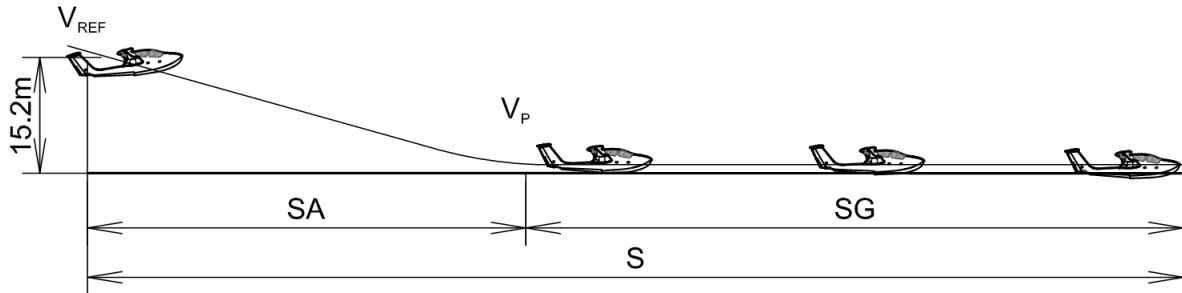
Dalším bodem, jehož splnění požaduje předpis CS VLA 65, je minimální stoupací rychlost ve vzletové konfiguraci větší než 2 m/s.

$$w = \frac{v_2 * (F - D)}{G} = \frac{28.562 * (1497.041 - 503.02)}{6376.5} = 5.452 \frac{m}{s} > 2 \frac{m}{s}$$

Předpis CS VLA 65 byl splněn.

5.3. Přistání na vodní plochu

Přistání letounu bylo řešeno podle teorie z literatury [2]. Letoun přistává v přistávací konfiguraci pro přistání na vodě a s motorem na volnoběh a klapkami vysunutými na úhel 35°. Tudíž neuvažujeme tah motoru ale pouze odpor letounu.



Obrázek 16 - Náčrt postupu přistání letounu

Přistání můžeme podobně jako start rozdělit na pozemní a vzdušnou část. Vzdušná část přistání byla řešena obdobným vztahem jako vzlet.

$$S_A = \frac{G}{D_{str}} * \left[\frac{v_{REF}^2 - v_p^2}{2 * g} + h_p \right] = \frac{6376,5}{720,6} * \left[\frac{25,16^2 - 22,26^2}{2 * 9,81} + 15,2 \right] = 194,8 \text{ m}$$

Kde:

$v_{REF} = 1,3 v_{S0}$ – referenční rychlost pro začátek přistávacího manévru

v_{S0} – pádová rychlost v přistávací konfiguraci

$v_p = 1,15 v_{S0}$ – rychlost dosednutí

Výpočet pozemní části proběhl podle stejného postupu jako výpočet startu, hlavním rozdílem je absence tahu motoru a s tím souvisejícího výraznějšího klopivého momentu. Nejdříve z rozdílu vztlaku a tíhové síly určíme hmotnost přenášenou plovákem.

$$m = \frac{L - D}{g}$$

Hmotnost následně převedeme na libry a určíme bezrozměrnou hmotnost.

$$C_{\Delta} = \frac{\Delta}{w b^3}$$

Následně z klopivého momentu letounu určíme momentový součinitel a pro něj odečteme z grafu úhel trimu a odpor. Z odporového součinitele byl dopočítán celkový odpor plováku. Výsledná síla v librách byla převedena na newtony.

$$R_p = 4,4483 * \frac{C_R}{w * b^3} [N]$$

Pro danou rychlost byl vypočten aerodynamický odpor letounu

$$D = \frac{1}{2} * v^2 * \rho * c_D * S$$

Součinitel odporu C_d určíme z polynomu aproximujícího poláru uvedenou v bodu 5.1. Potřebný součinitel vztlaku určíme z úhlu náběhu. Tento postup opakujeme pro všechny zvolené rychlostní součinitele až do zastavení.

Délku dojezdu potom určíme numerickou integrací podle vzorce:

$$X = \int_0^{V_p} \frac{V}{a_{xa}} * dV \Rightarrow \sum \frac{V}{a_i} \Delta V_i$$

Kde zrychlení určíme jako:

$$a = \frac{D}{m}$$

Výsledná délka pozemní části přistání:

$$S_G = 171.922m$$

Celková délka přistání:

$$S = S_G + S_A = 171.922 + 194.845 = 366.766m$$

6. Letové výkony

V této kapitole budou řešeny hlavní letové výkony letounu VUT 001 Marabu Amfibie. Mezi hlavní letové výkony patří ty u nichž mohlo dojít k největší změně vlivem odporu plováku a změny pohonné jednotky.

6.1. Stoupací rychlosti

Tyto letové výkony byly řešeny na základě znalostí nabytých v předmětu Mechanika Letu I a na základně doporučené literatury pro tento předmět [2].

První bod při řešení letových výkonů je určení potřebných a využitelných tahů motoru. Využitelné tahy motoru jsme určili v kapitole 3.

Tabulka tahů

Využitelné výkony byly získány násobením příslušného tahu a rychlosti letu.

Tabulka výkonů

Potřebné tahy a výkony dopočítáme podle základních rovnic aerodynamiky. Nejprve byl stanoven rozsah výšek a rychlostí pro výpočet. Se znalostí výšky byla dopočtena hustota atmosféry dle MSA.

$$\rho_h = 1.225 * \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4.2553}$$

Pro danou hustotu a rychlost byl vypočten součinitel vztlaku

$$c_L = \frac{2 * m * g}{\rho * v^2 * S}$$

Součinitel odporu byl určen dle náhradní analytické poláry. Se znalostí součinitele odporu byl dopočten celkový odpor letounu.

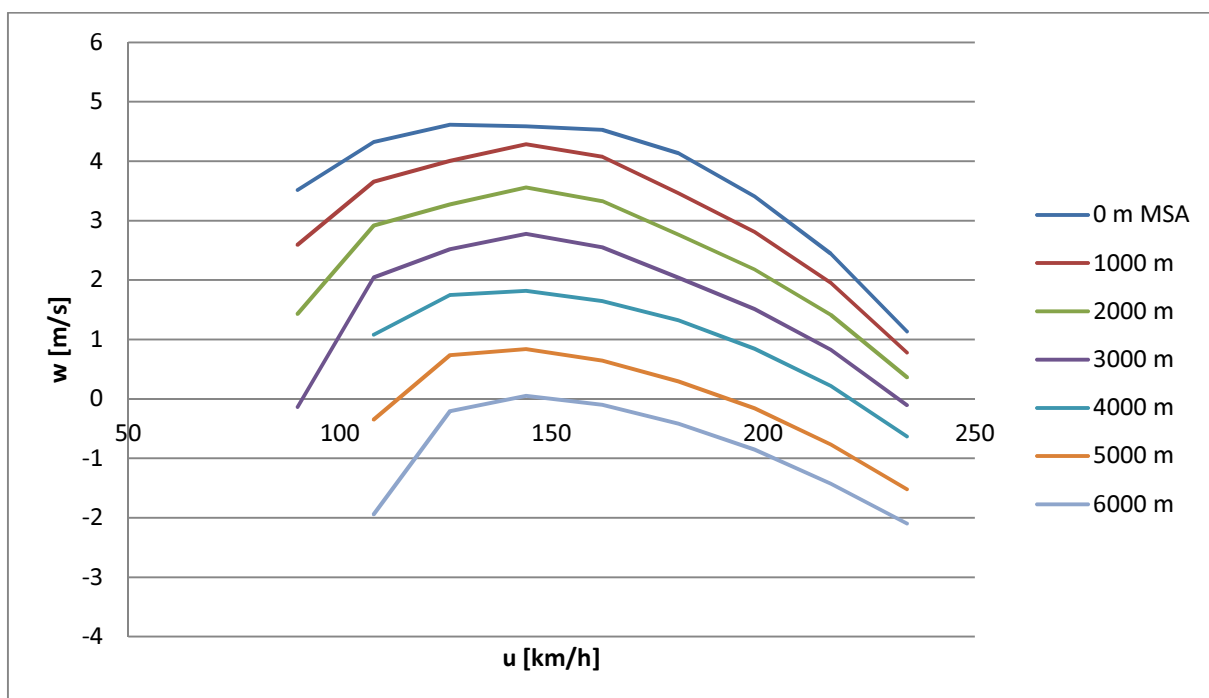
$$F_p = D = \frac{1}{2} * v^2 * \rho * c_D * S$$

Stoupací rychlosti pro jednotlivé rychlosti letu byly potom určeny na základě vzorce uvedeného v předmětu Mechanika letu I. Kde se nejdříve určí úhel stoupání γ následně z úhlu stoupání se určí stoupací rychlost.

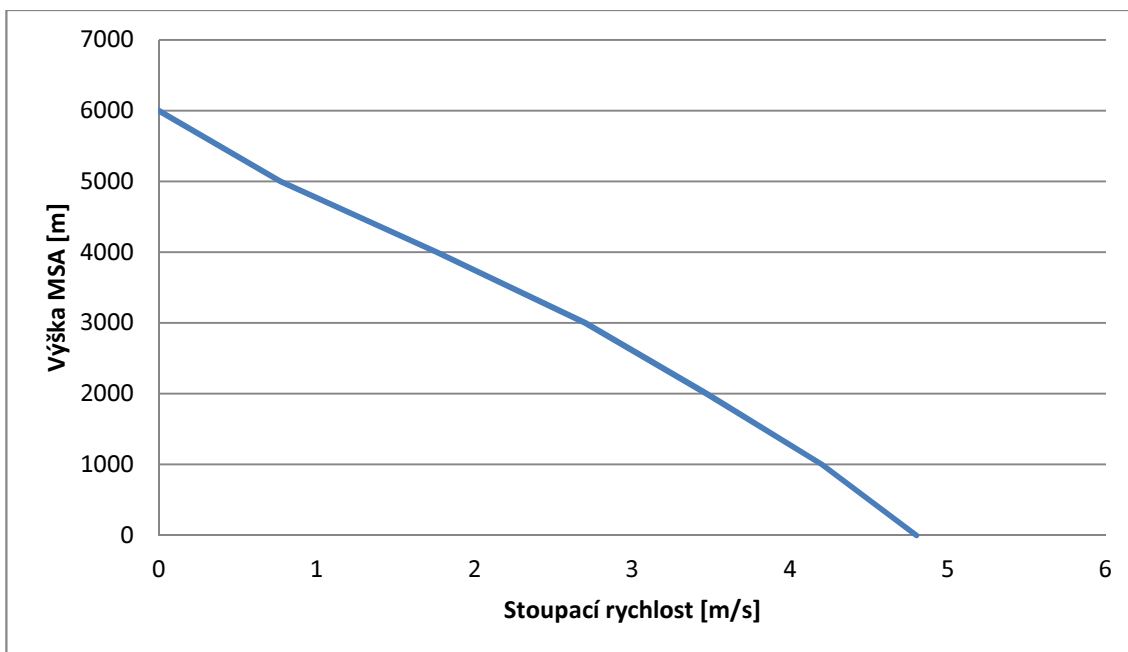
$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta F}{G}\right) * \frac{180}{\pi}$$

$$w = \sin(\gamma) * v$$

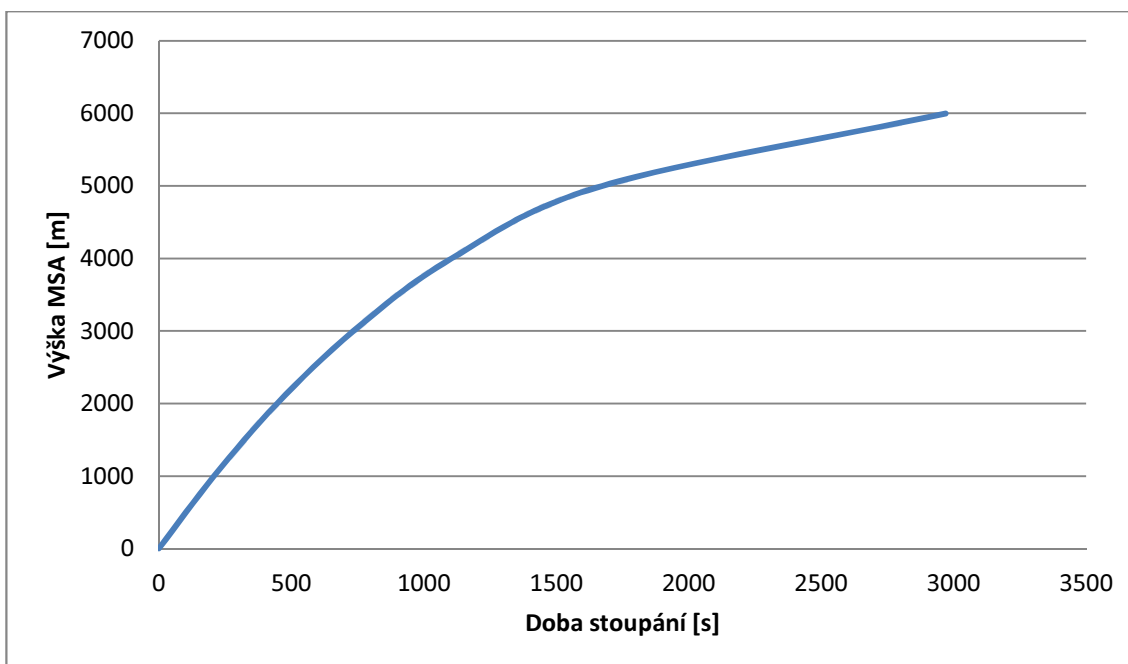
w [m/s]	Stoupací rychlost							
u [km/h]	90	126	144	162	180	198	216	234
0 m MSA	3.513253	4.614311	4.58441	4.526925	4.132272	3.407586	2.441618	1.131728
1000 m	2.592911	4.003159	4.283681	4.07572	3.459582	2.811342	1.953795	0.778551
2000 m	1.431661	3.272726	3.559689	3.32706	2.760342	2.178621	1.413561	0.36634
3000 m	-0.13706	2.51637	2.776204	2.55287	2.036751	1.511686	0.828307	-0.10258
4000 m	-2.17594	1.747724	1.820078	1.644886	1.322254	0.84426	0.21928	-0.63188
5000 m	-5.32059	0.733186	0.837635	0.644426	0.294238	-0.15578	-0.76594	-1.52351
6000 m	-9.69542	-0.20924	0.053825	-0.10032	-0.41806	-0.8547	-1.42731	-2.09496



Graf 14 - Stoupací rychlosti letounu pro 75% výkon motoru v závislosti na výšce a rychlosti.



Graf 15 - Maximální stoupací rychlosti v závislosti na výšce letu



Graf 16 - Barogram

Maximální teoretický dostup 5998,2 m

Praktický dostup 5417,1 m

6.2. Maximální rychlosti letu

Maximální rychlosti letu a rychlosti letu s minimální využitelným tahem a výkonem odečteme z grafů potřebných a využitelných tahů (výkonů). Pro let maximální rychlosti platí podmínka

$$F = D$$

kde:

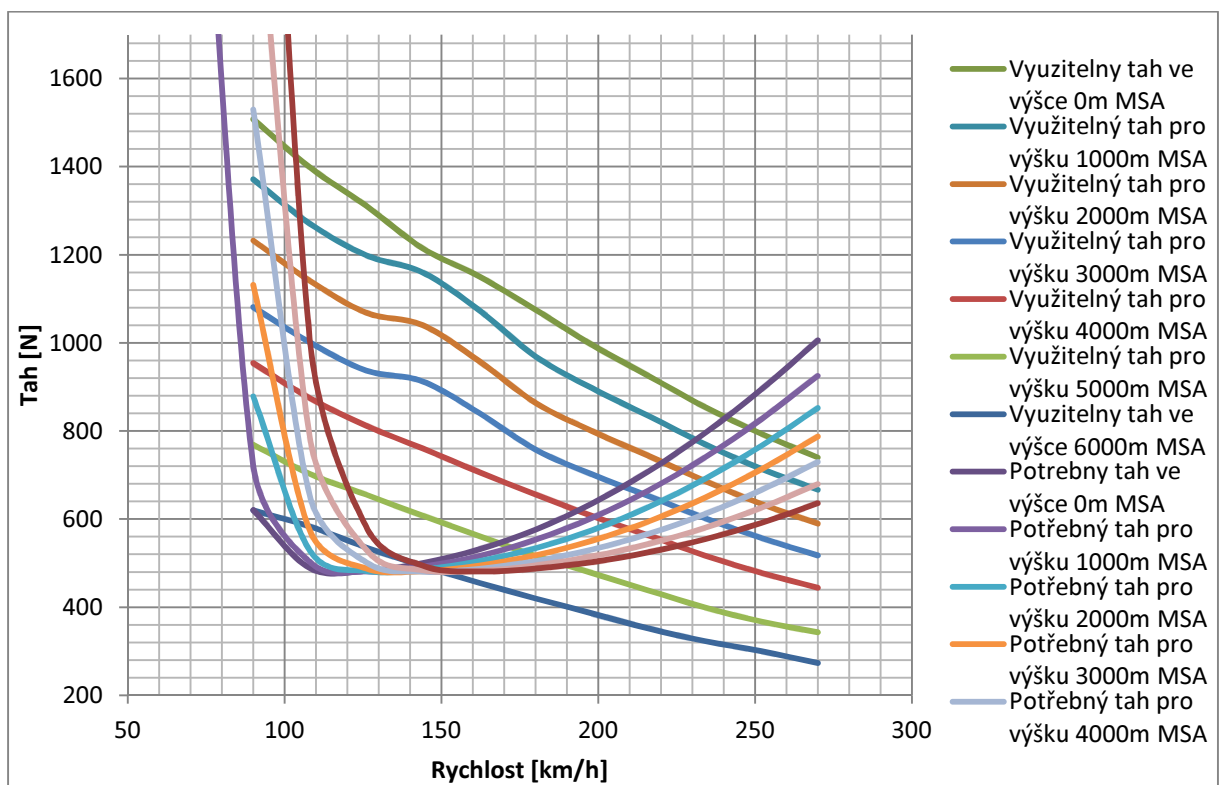
$$D = \frac{1}{2} * v^2 * \rho * c_D * S$$

A tah F pro danou rychlost byl odečten z grafu uvedeného v kapitole 3.

Rychlost letu s minimálním potřebným výkonem byla odečtena z příslušného grafu. Potřebný výkon byl určen dle následujícího grafu,

$$P_p = D * v$$

Rychlost pro let s minimálním potřebným tahem byla odečtena z grafu odporu letounu v závislosti na rychlosti letu.



Graf 17 - Potřebné a využitelné tahy pro motor Rotax 912 o výkonu 100hp a letoun VUT xx1 Hydro

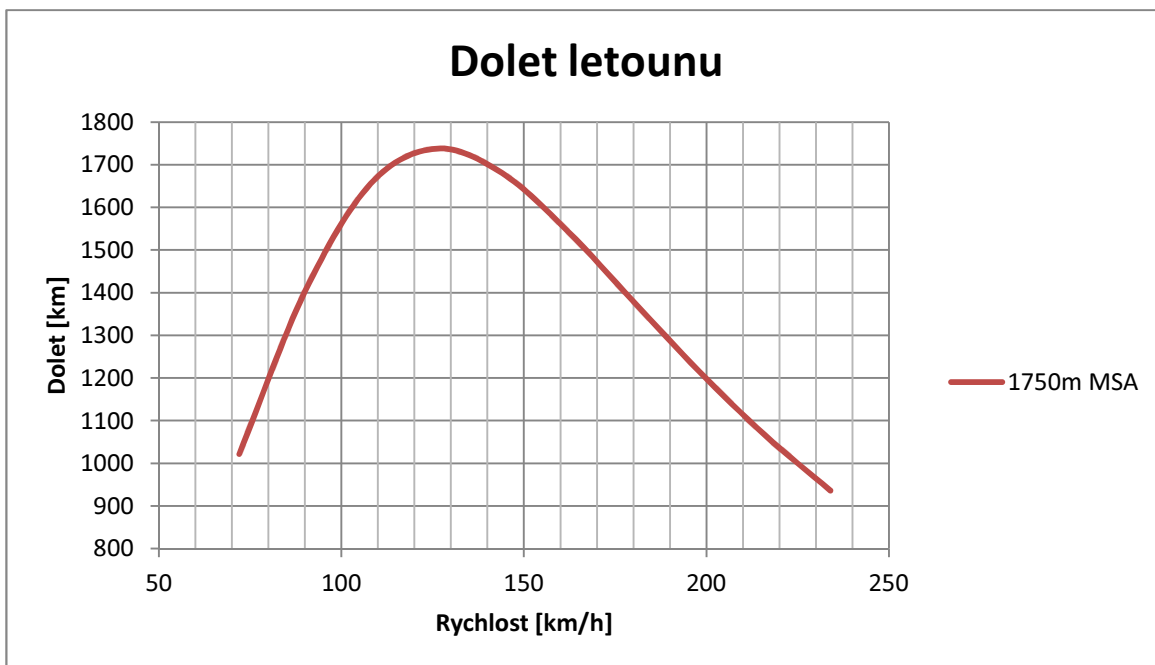
	V max	V Fmin	V P min
0 m MSA	240	115	115
1000	237	120	120
2000	233	132	130
3000	225	135	132
4000	217	145	135
5000	187	152	150
6000	140	160	155

6.3. Dolet a vytrvalost

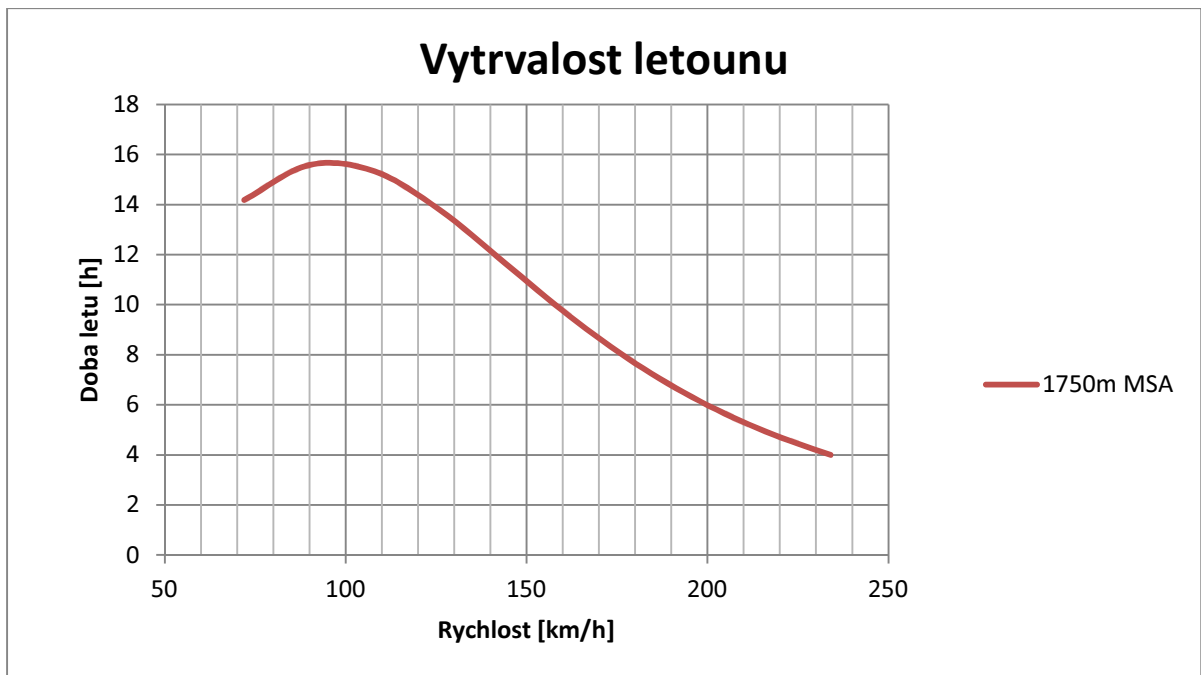
Dolety a vytrvalosti byly řešeny pro horizontální let s konstantní rychlostí a hustotou.

$$R = \frac{2 * K_{max} * \eta}{q * c_{ep}} * \operatorname{arctg} \frac{\frac{c_{L1}}{c_{LK}} * m_{pal}}{1 + \left(\frac{c_{L1}}{c_{L2}}\right)^2 * (1 - m_{pal})}$$

$$T = \frac{R}{v}$$



Graf 18 - Dolet letounu v závislosti na rychlosti a výšce letu



Graf 19 - Vytrvalost letounu v závislosti na rychlosti a výšce letu

Kompletní tabulky jsou potom uvedeny v příloze.

8. Letové vlastnosti

Zde bylo nutné zkontrolovat statickou zásobu letounu s pevným řízením a potom nárůst stability letounu s volným řízením. V obou případech by mělo dojít k zvětšení hodnoty vzhledem k tomu že došlo k mírnému (2-3%) posunu těžiště směrem dopředu.

8.1. Vstupní hodnoty pro výpočet

Při výpočtu stabilit byla vstupní údaje převzaté z dostupných podkladů.

- $C_{L\alpha 0}$ = 5.717 [-] - sklon vztlakové čáry letounu s pevným řízením pro klapky 0°
 $C_{L\alpha 10}$ = 6.044 [-] - sklon vztlakové čáry letounu s pevným řízením pro klapky 10°
 $C_{L\alpha 35}$ = 6.076 [-] - sklon vztlakové čáry letounu s pevným řízením pro klapky 35°
- aerodynamický střed křídlo-trup pro všechny hodnoty výchylky
 $X_{ASkř}$ = 0.2476 [-] vztlakové klapky
 ΔX_{Astr} = 0.0607 [-] - aerodynamický střed - vliv trupu

8.2. Stanovená pádové rychlosti.

Vzhledem ke změně konfigurace letounu a zvýšení jeho hmotnosti muselo dojít ke znovu stanovení pádové rychlosti letounu a navazujících rychlostí dle požadavků předpisu. Nejdříve byly stanoveny pádové rychlosti pro jednotlivé konfigurace letounu:

Letová konfigurace:

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 * G}{\rho * c_L * S}} = \sqrt{\frac{2 * 650}{1,225 * 1,58 * 11,85}} = 23,808 \text{ m/s}$$

Vzletová konfigurace:

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 * G}{\rho * c_L * S}} = \sqrt{\frac{2 * 650}{1,225 * 1,82 * 11,85}} = 21,971 \text{ m/s}$$

Přistávací konfigurace:

$$v_{S2} = \sqrt{\frac{2 * G}{\rho * c_L * S}} = \sqrt{\frac{2 * 650}{1,225 * 2,24 * 11,85}} = 19,357 \text{ m/s}$$

Rychlost vzletu definovaná předpisem:

$$v_{LOF} = 1,2 * v_{S1} = 1,2 * 21,971 = 24,168 \text{ m/s}$$

Rychlost ukončení vzletu přes 15m překážku:

$$v_2 = 1,3 * v_{S1} = 1,3 * 21,971 \text{ m/s}$$

Pro přistání jsou stanoveny v souladu s předpisem CS VLA následující rychlosti:

$$v_{REF} = 1,3 * v_{S2} = 1,3 * 21,971 \text{ m/s}$$

$$v_P = 1,15 * v_S = 1,3 * 21,971 \text{ m/s}$$

8.3. Vliv VOP na aerodynamický střed letounu

Nejdříve bylo nutné určit aerodynamický střed letounu. Tento výpočet jsem provedl podle vzorců a postupu obsaženému v [1].

Zde se nejdříve určí příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu letounu.

$$\Delta \bar{X}_{ASVOP} = \frac{C_{L\alpha VOP}}{C_{L\alpha}} * \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) * k_{VOP} * \bar{V}_{VOP}$$

Kde mohutnost VOP se určí ze vzorce:

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{\bar{l}_{VOP} * S_{VOP}}{S * c_{SAT}} = \frac{2,277 * 4,3002}{11,85 * 1,2736} = 0,649$$

Následně dostaneme hodnoty posunu aerodynamického středu vlivem VOP pro jednotlivé letové konfigurace. Poté už zbývá dopočítat pozici jednotlivých aerodynamických středů pro každou konfiguraci letounu.

$$\bar{X}_{AS} = \bar{X}_{ASkř} + \Delta \bar{X}_{Astr} + \Delta \bar{X}_{ASVOP}$$

0.481 [-] - Aerodynamický střed s pevným řízením a výchylkou klapek 0°

0.465 [-] - Aerodynamický střed s pevným řízením a výchylkou klapek 15°

0.463 [-] - Aerodynamický střed s pevným řízením a výchylkou klapek 35°

8.4. Zásoba stability letounu

Posledním krokem výpočtu je určení zásoby stability letounu. Tento výzkum bude proveden pro všechny uvažované hmotnostní konfigurace.

Vzorec byl převzat z [1].

$$\sigma_{AS} = \bar{X}_{AS} - \bar{X}_T$$

Hmotnostní konfigurace	centráž [% cSAT]	$\sigma_{AS\delta=0}$	$\sigma_{AS\delta=10}$	$\sigma_{AS\delta=35}$
Pilot 1 (90kg)	0.236502	0.24406	0.22817	0.22671
Pilot 1 (90kg) + palivo 82.5kg	0.228976	0.25158	0.2357	0.23423
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	0.210692	0.26987	0.25398	0.25252
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	0.259062	0.22150	0.20561	0.20415
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 51kg	0.234913	0.24565	0.22976	0.2283
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 36kg	0.231697	0.24886	0.23297	0.23151
Pilot 1 (75kg) + palivo 82.5kg	0.256161	0.22440	0.20851	0.20705

8.5. Vliv VOP na aerodynamický střed letounu s volným řízením.

V této kapitole byl zkoumán vliv uvolnění výškového kormidla na stabilitu letounu. Vstupní hodnoty pro tento výpočet byly převzaty z literatury [1]

$C_{l\delta} = 0.4505$ [-] – derivace součinitele vztlaku podle výchylky kormidla

$C_{h\delta} = -0.52$ [-] – derivace součinitele závěsového momentu podle výchylky kormidla

$C_{h\alpha} = -0.04325$ [-] – derivace součinitele závěsového momentu podle úhlu náběhu letounu

$C_{l\alpha}$ z předchozí kapitoly.

Provedeme určení koeficientu posunu aerodynamického středu letounu.

$$f = 1 - \frac{C_{L\delta} * C_{H\alpha}}{C_{L\alpha} * C_{H\alpha}}$$

A na jeho základě byl dopočten posunutý aerodynamický střed letounu a zásobu stability s volným řízením.

$$\bar{X}'_A = \bar{X}_A * \frac{(1-f)}{f} * \frac{l_{VOP}^*}{c_A}$$

$$\sigma'_{AS} = \bar{X}'_A - \bar{X}_T$$

Hmotnostní konfigurace	centráž [% cSAT]	$\sigma'_{AS \delta=0^\circ}$	$\sigma'_{AS \delta=10^\circ}$	$\sigma'_{AS \delta=35^\circ}$
Pilot 1 (90kg)	0.236502	0.266339	0.249238	0.247664
Pilot 1 (90kg) + palivo 82.5kg	0.228976	0.273865	0.256764	0.25519
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	0.210692	0.292149	0.275048	0.273474
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	0.259062	0.243779	0.226678	0.225104
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 51kg	0.234913	0.267928	0.250827	0.249253
Pilot 1 (75kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 36kg	0.231697	0.271144	0.254043	0.252469
Pilot 1 (75kg) + palivo 82.5kg	0.256161	0.24668	0.229579	0.228005

Přidáním plováku došlo k mírnému posunu těžiště dopředu. Letoun tak vychází ještě stabilnější než jeho předchůdce, pro kompletní analýzu by bylo potřeba provést ještě výpočet říditelnosti kolem příčné osy. Tento výpočet je mimo rozsah této práce.

8.6. Klopivý moment letounu

Poslední charakteristikou ze stabilit a říditelností, kterou bylo potřeba určit je klopivý moment letounu v závislosti na úhlu náběhu a vliv výchytky výškového kormidla na změnu klopivého momentu.

Prvním bodem výpočtu klopivého momentu bylo vyčtení vstupních údajů uvedených v kapitole 2. Při určování klopivého momentu celého letounu je potřeba určit nejdříve moment vzniklý při nulovém úhlu náběhu. Jako druhá hodnota se potom určí přírůstek klopivého momentu v závislosti na úhlu náběhu letounu. Klopivý moment konfigurace křídlo trup byl vyčten ze zdrojů uvedených v kapitole 2, proto další dopočítanou hodnotou bude vliv VOP na klopivý moment a celkový klopivý moment letounu. Zde byla nejdříve vypočtena mohutnost VOP.

$$v_{VOP} = \frac{S_{VOP} * l_{VOP}}{S * c_{SAT}}$$

Následně byl dopočten příspěvek VOP ke klopivému momentu pro nulový úhel náběhu letounu.

$$cm_{0 VOP} = a_{VOP} * k_{VOP} * v_{VOP} * (\phi_{VOP} - \varepsilon_0) = -0.378633$$

A celkový klopivý moment letounu pro nulový úhel náběhu.

$$cm_0^* = cm_{0 KT} + cm_{0 VOP} = 0.175633$$

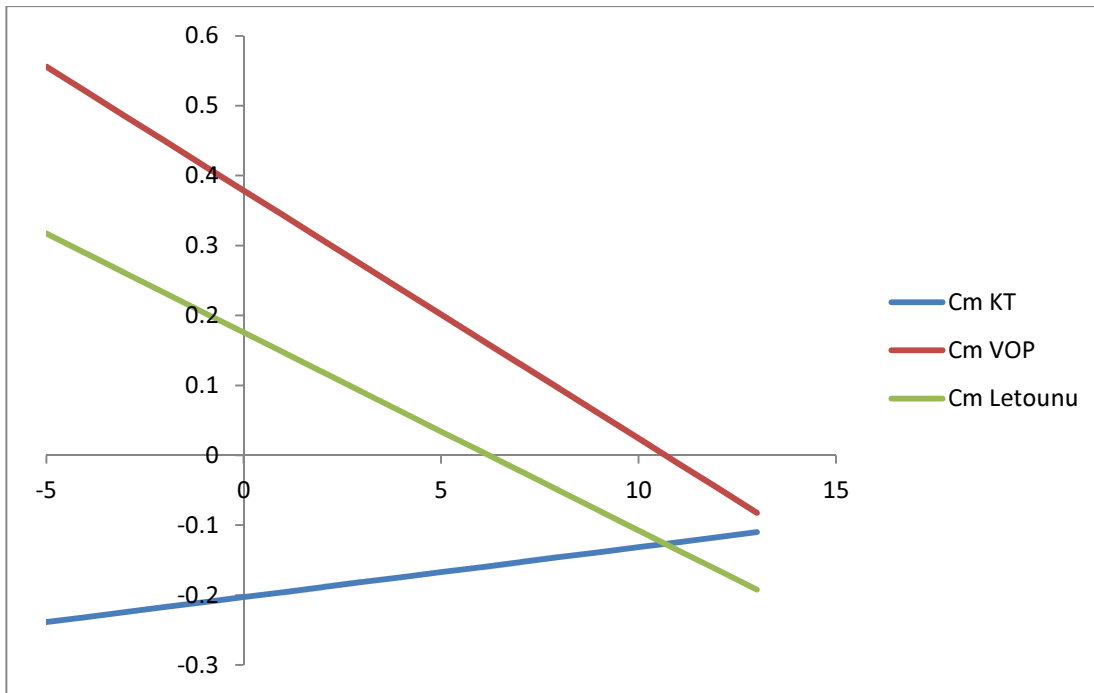
Obdobný postup byl aplikován pro výpočet změny klopivého momentu vlivem VOP v závislosti na úhlu náběhu letounu. Nejdříve byla spočítána změna tohoto momentu.

$$cm_{\alpha VOP} = a_{VOP} * k_{VOP} * v_{VOP} * \left(1 - \frac{\varepsilon}{\alpha}\right) = -2.03151$$

A následně byla přičtena k celkovému momentu letounu.

$$cm_{\alpha} = cm_{\alpha KT} + cm_{\alpha VOP} = -1.62218$$

Výsledné momentové čáry byly zaneseny do grafu:



Graf 20 - Momentová čára letounu pro vzletovou konfiguraci

Přírůstek klopivého momentu ke konfiguraci křídlo trup byl doložen z hodnot získaných z podkladu [1] podle následujícího vzorce.

$$C_{m_{\delta VOP}} = -C_{l_{\delta VOP}} * k_{VOP} * V_{VOP} = -2,3447 * 1,2 * 0,6443 = -1,8127$$

Tato hodnota je důležitá z důvodu kontroly možnosti rotace letounu při rozjezdu. pokud by nedošlo k rotaci tak nedojde ani k odlepení letounu od vodní hladiny.

9. Návrh podvozku

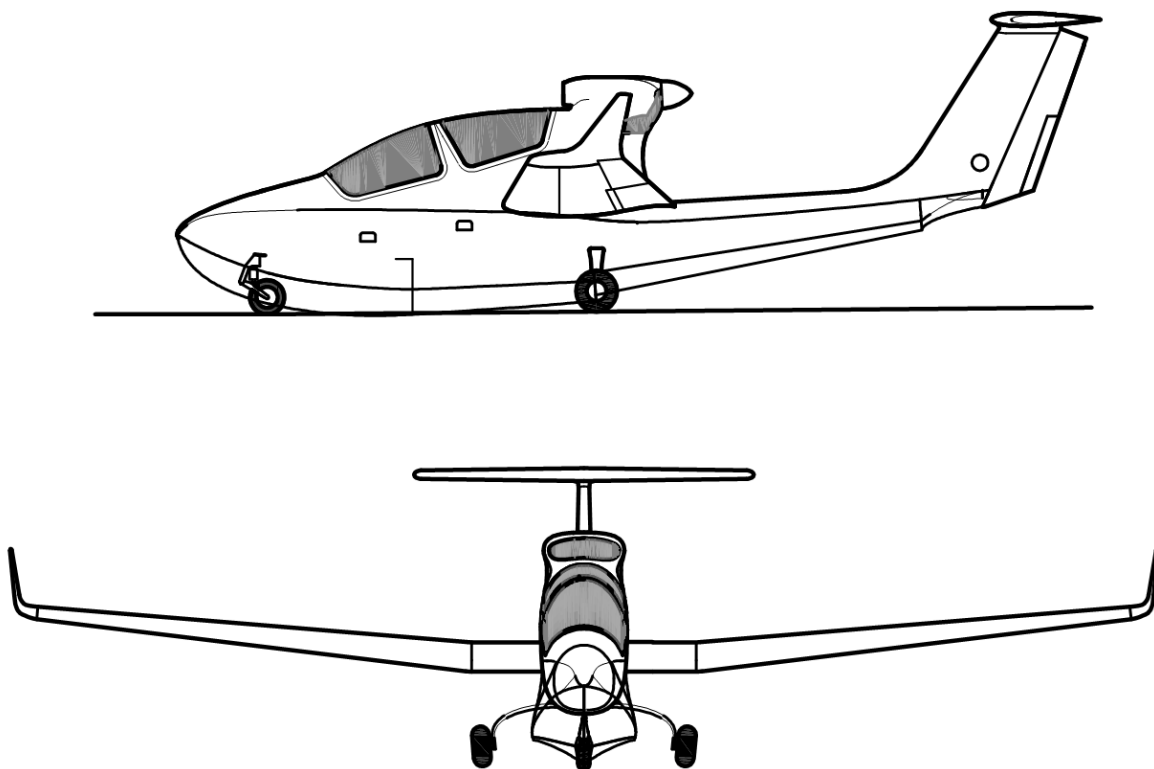
9.1. Návrh uspořádání přistávacího zařízení

V průběhu návrhu přistávacího zařízení bylo vypracováno několik různých dispozicí podvozku, hlavním požadavkem na návrh podvozku byl minimální hydrodynamický odpor při startu. Ten byl požadován zejména z důvodu minimální rezervy výkonu při rozjezdu na vodní hladině. Při dalším zvýšení odporu nemuselo dojít k splnění požadavku předpisu na maximální délku rozjezdu.

V průběhu návrhu podvozku došlo k několika změnám koncepce podvozku. Mezi uvažovanými koncepcemi podvozku byly následující varianty:

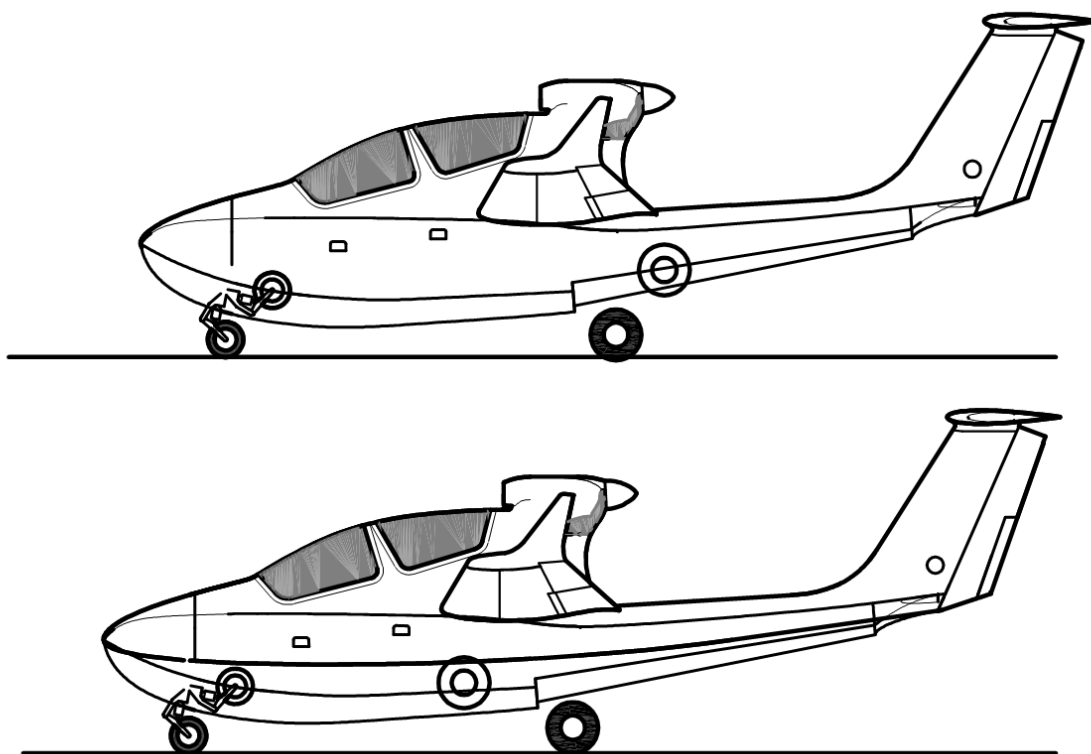
- Zachovat původní podvozek
- Použít tandemový podvozek a vyrovnávací kolečka v křídlech
- Použít podvozek zatahovaný o trupu
- Přidat pomocnou plochu na úroveň čáry ponoru

Zachování původního podvozku, mělo to být nejjednodušší řešení z hlediska výpočtové náročnosti. Nemusel by se řešit výpočet nového podvozku. Proti tomuto řešení potom hovořil velký nárůst hydrodynamického odporu při vzletu. Po provedení grafické analýzy vyšlo, že letoun by při sebemenším propérování podvozku dosednul na dráhu kýlem plováku, proto bylo toto řešení zavrhnuto.



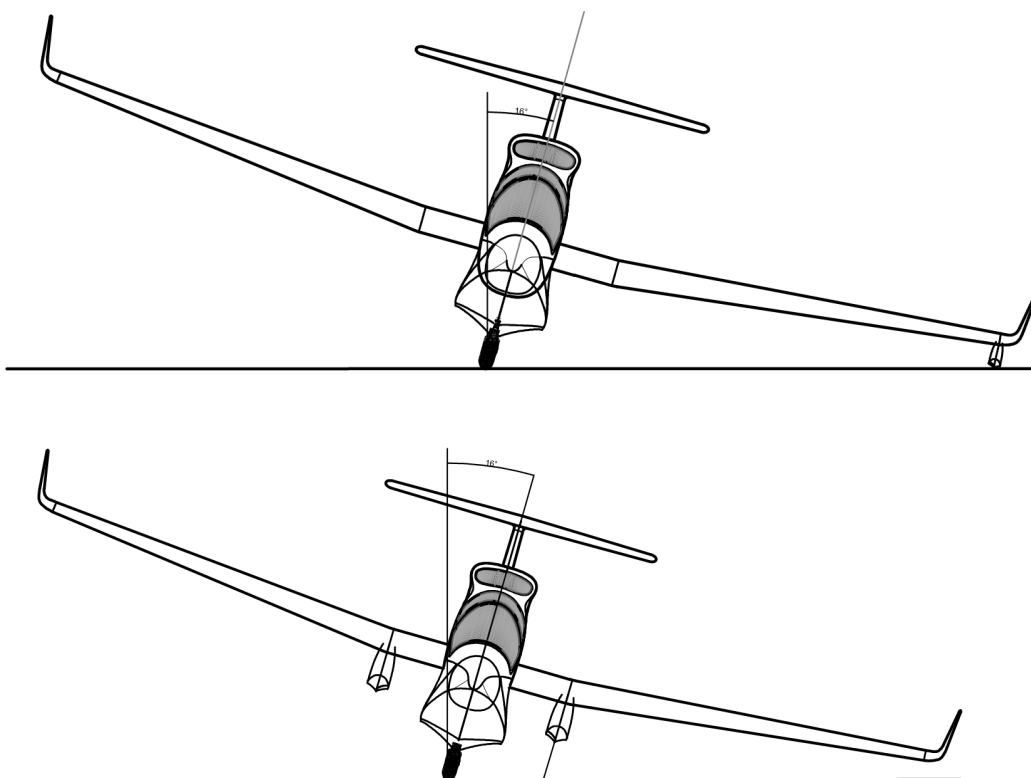
Obrázek 17 - Studie možnosti zachování stávajícího podvozku

Druhou možností bylo použít tandemový podvozek, zde byly uvažovány dvě varianty. První variantou byl letoun s hlavním kolem uchyceným před stupněm a zatahováním do dna hlavní části plováku. Druhou možností potom bylo kolo uchycené za stupněm a zatahované do zádi plováku. Tato možnost byla vybrána jako výhodnější. Je zde totiž nižší náročnost na kvalitu provedení podvozkových dvířek. Protože záď plováku se s vodní hladinou bude stýkat pouze na začátku rozjezdu, kdy je odpor plováku ještě malý. Naopak při přechodu do klouzání by se kolo podvozku již nacházelo nad hladinou a nezvyšovalo by tak odpor. V případě dalšího zjednodušení konstrukce by byla možná úplná absence dvířek podvozku případně použitím polozatažitelného kola.



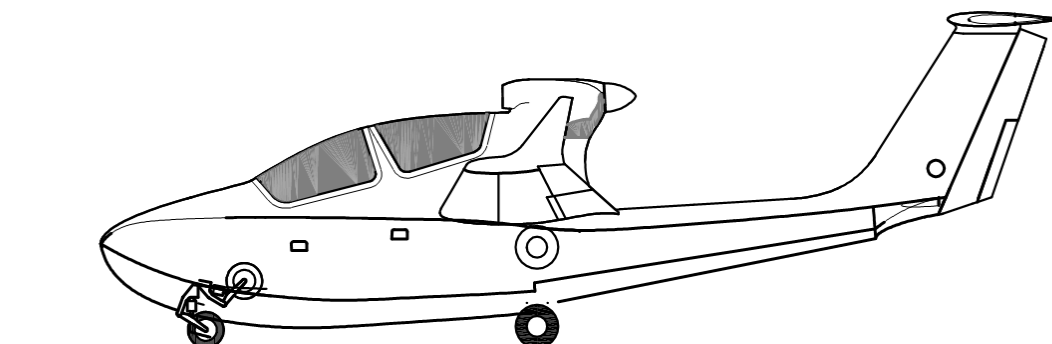
Obrázek 18 – Studie možnosti zatahování tandemového podvozku

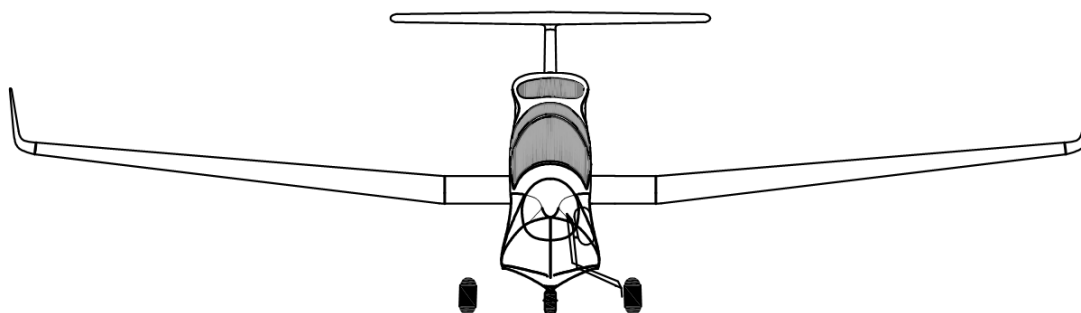
Velkou nevýhodou tohoto řešení je potom značný náklon. K tomu dochází při zastavení na zemi. Tento náklon by šel eliminovat použitím vyvažovacích koleček. Ta by musela ale být řešena jako zatahovací což by mělo za následek velký nárůst hmotnosti celého systému z důvodu složitého převodu na zatahovací mechanismus dovnitř do křídel. Náklon je znázorněn na následcích obrázcích. Hloubka vyrovnávacích plováků je volena tak aby docházelo k minimálnímu náklonu na vodní hladině a zároveň nedošlo k ponoření křídla letounu.



Obrázek 19 - Studie Náklonů letounu s tandemovým podvozkem

Třetí možnost byl podvozek zatahovaný do trupu. Zde se nabízí několik různých přístupů jak řešit kinematiku takového podvozku. Mezi hydroplány je asi nejvyužívanější systém, který je vidět například na letounech Canadair CL-415 a CL-215, z menších letadel potom na amfibii Seagle. U tohoto systému je kolo zavěšeno na paralelogramu který je zavírán lámací vzpěrou opatřenou tlumičem. Toto řešení poskytuje dostatečnou jednoduchost zatahování podvozku při zachování poměrně velkého rozchodu letounu a tím i boční stability. Po prvotním návrhu byl rozchod kol hlavního podvozku snižen o pouhých 200mm.





Obrázek 20 - Studie klasické koncepce zatahovacího podvozku letounu

Čtvrtou a poslední možností jak se vypořádat se zatahováním podvozku bylo navrhnout na úroveň čáry ponoru pomocnou plochu, která by jednak zajišťovala stabilitu na vodě a taky by do ní šel uchytit podvozek o dostatečném rozchodu. Nevýhodou tohoto řešení je potom značný nárůst hmotnosti celého letounu. Taktéž poměrně velký nárůst aerodynamického odporu z důvodu možné interference proudění mezi křídlem a pomocnou plochou. Toto řešení je využito například na Amfibii ICON A5. Ta má ale křídlo v hornoplošném uspořádání tudíž zde není tak velké nebezpečí interference.

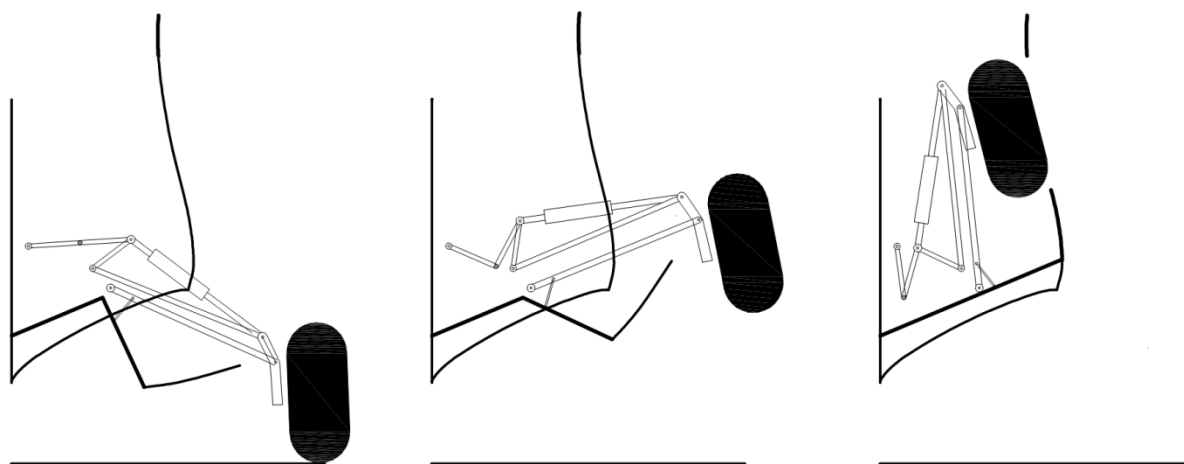
9.2. Volba systému zatahování podvozku.

K zatahování podvozku letounu se využívá několika různých systémů. V současnosti je v kategorii malých letadel nejpoužívanějším systémem elektrické zatahování podvozku. To má oproti hydraulicky zatahovanému podvozku největší výhody v ekologičnosti a ceně provozu. U tohoto systému odpadá nutnost doplňování hydraulických kapalin a revize tlakového potrubí. Nevýhody nastávají při řešení nouzového vytažení podvozku. Zde je potřeba mít všechny mechanismy propojené. To zajistí, že nouzové vytažení podvozku letounu jde provést pouze jedním ovládacím prvkem, a to poměrně rychle a efektivně. Druhou možností jak zatahovat podvozek letounu jsou hydraulické systémy. Jejich velká nevýhoda při použití v kategoriích letounů UL, CS VLA a LSA je zejména jejich hmotnost kdy je v letadle potřeba instalovat akumulátor hydraulické energie, složité hydraulické instalace které podléhají revizím, v pravidelných intervalech vyměňovat a doplňovat provozní kapalinu. To sebou nese ekologická rizika. Posledním, v minulosti hojně využívaným, systémem zatahování podvozku je čistě mechanický systém. V současnosti se kvůli většímu pohodlí pilotáže používá zejména jako nouzový systém. V případě že by byl použit jako hlavní systém tak při zatahování podvozku buď potřeba vyvinout značnou sílu na páku pro případ kdy je podvozek zavírán čistě pákovým mechanismem, nebo poměrně velkého množství otáček klikou pro případ kdy je podvozek zavírán posunem jezdce po šroubovici. Tento systém snižuje koncentraci a akceschopnost pilota po vzletu a před přistáním protože se musí věnovat zatahování podvozku.

Jeho hlavním kladem je snížení hmotnosti celého systému podvozku o poměrně těžký elektromotor s převodovkou.

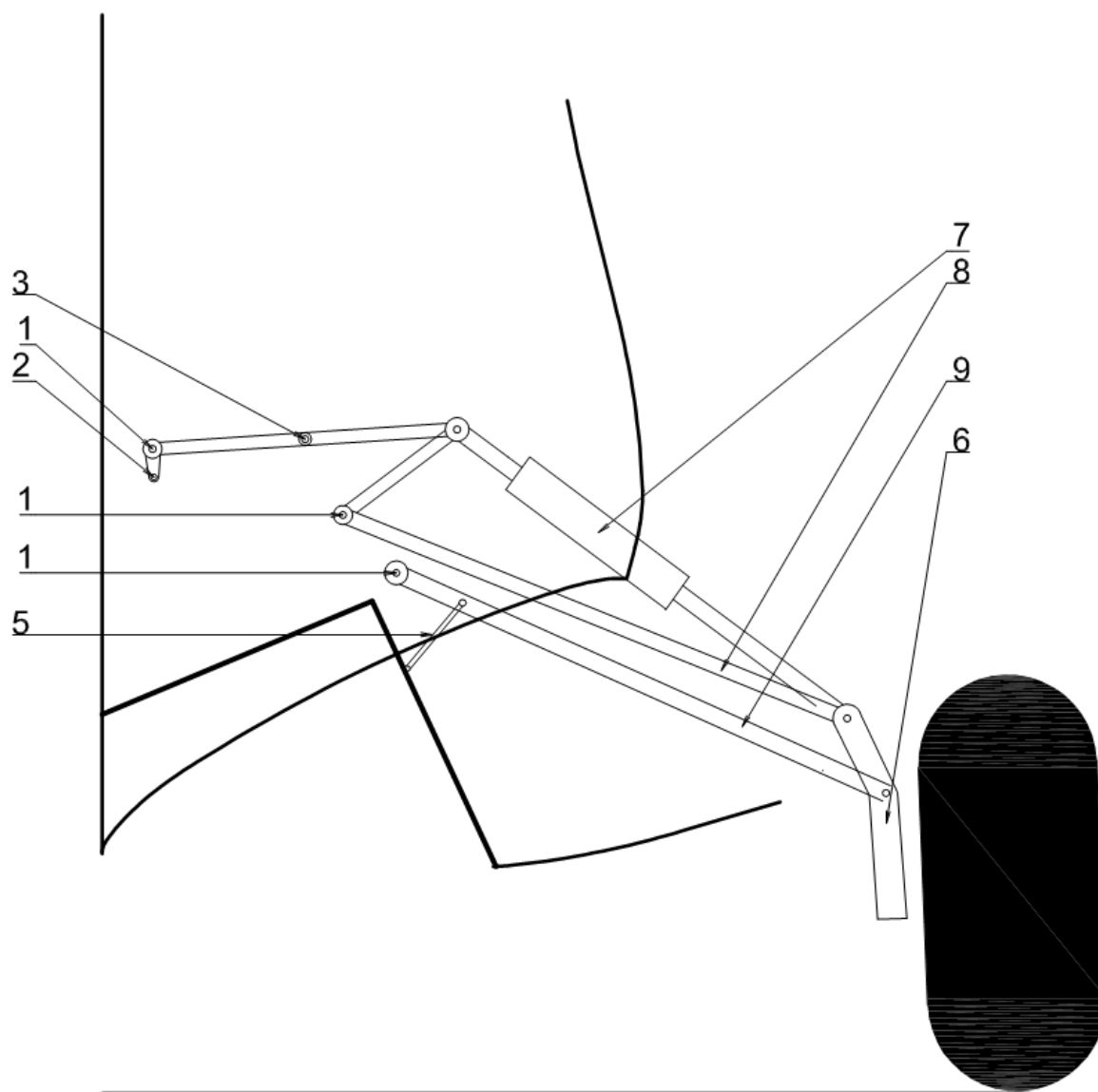
9.3. Návrh kinematiky podvozku

Zde je potřeba provést návrh vlastního mechanismu zatahování podvozku. Vzhledem ke zvolenému systému ručního případně elektrického zatahování a vzhledem k nutnosti zajistit možnost nouzového otevření podvozku je potřeba aby celá soustava zatahování podvozku byla propojená. Jako primární ovládací prvek vytahování podvozku bude určena klika umístěna na levé straně pilotní kabiny. V případě že dojde k návrhu ovládaní elektrickým motorem potom jako primární ovládací prvek bude sloužit elektromotor a jako sekundární prvek potom klika.



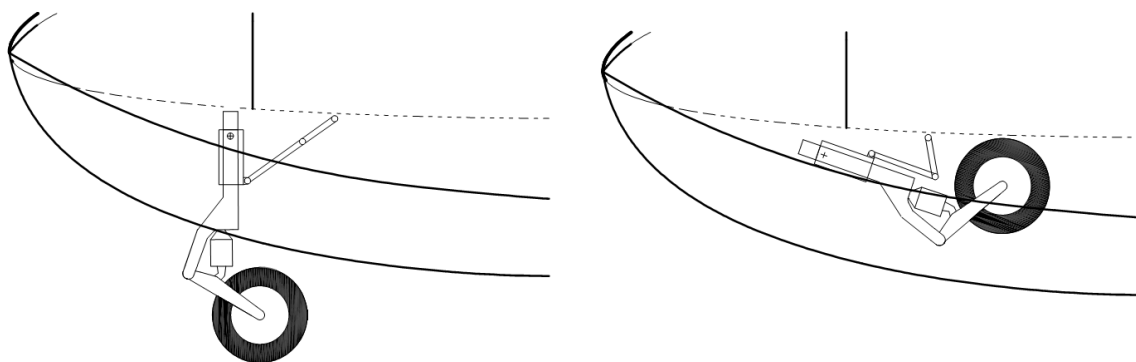
Obrázek 21 - postup zaražení podvozku do trupu

Od kliky bude otáčivý pohyb přenesen ozubeným řemenem na kolo, které bude pohánět přes úhlový převod hlavní hřídel. Ta poté zajistí pohon jednotlivých mechanik. Na hřídeli bude ještě osazena převodovka, která zajistí potřebnou synchronizaci vysouvání podvozkových nohou. K zajištění podvozku ve vysunuté poloze potom bude sloužit u předového kola lámací vzpěra a šnekový převod. Ten by měl svojí samosvorností zajistit blokaci celého systému proti nechtěnému zasunutí.



Obrázek 22 - Popis jednotlivých částí kinematiky podvozku

- 1 - Místa uchycení podvozku do trupu
- 2 - Místa připojení táhla ovládání podvozku
- 3 - Zalamovací vzpěra zajišťující podvozek v otevřené poloze
- 4 -
- 5 - Táhlo zavírání dvířek podvozku
- 6 - Blok podvozkového kola
- 7 - Vzpěra osazená tlumičem
- 8 - Vrchní rameno podvozku
- 9 - Spodní rameno podvozku



Obrázek 23 - Kinematika předového kola

Uchycení táhel na vzpěru předního podvozku bude navrženo zároveň s návrhem kinematiky zatahovacího systému. Tak aby umožnilo nejjednodušší možnou instalaci. Tento návrh je již přes rámec této práce.

9.4. Výpočet zatížení podvozku

Výpočet zatížení podvozku byl proveden v souladu s paragrafy předpisu CS LSA a ELSA. Tyto předpisy mají totožné požadavky. Potřebné vstupní veličiny byly získány v minulém bodě z kinematického návrhu podvozku. Parametry pneumatiky budou převzaty z výpočtu původního letounu Marabu parametry tlumiče potom odhadnuty z nákresu kinematiky podvozku.

Maximální provozní násobek setrvačných sil při přistání.

$$\text{Násobek pro hlavní podvozek} - n_h = \frac{h + \frac{d}{3}}{e_f * d}$$

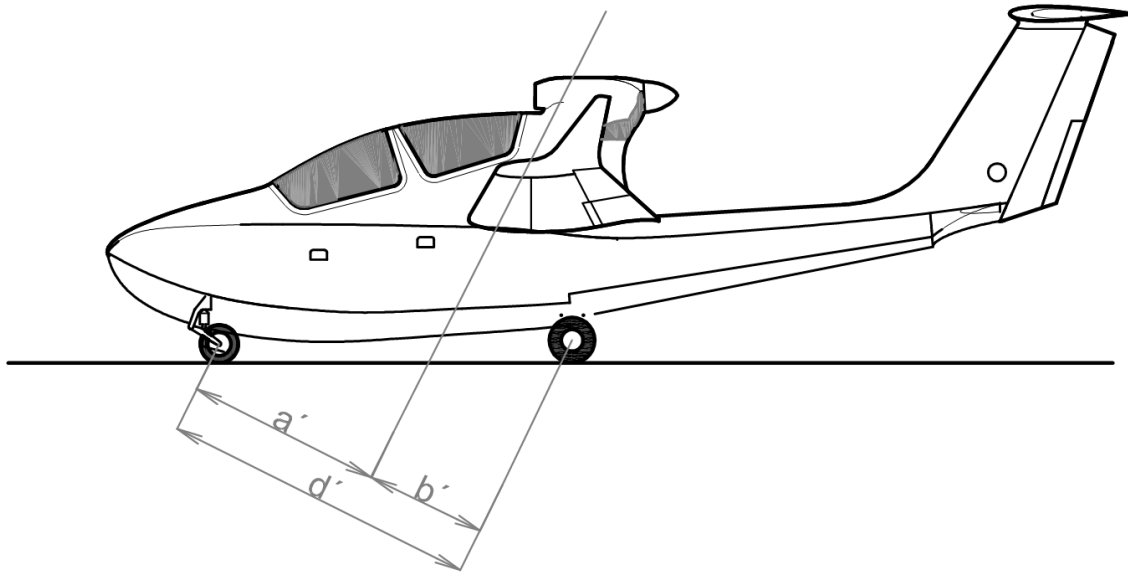
Násobek pro předový podvozek byl vypočten shodným vzorcem jako pro hlavní podvozek. Jediným rozdílem bylo zohlednění kratší dráhy tlumiče a menší pneumatiky.

$$h = 1,32 * \sqrt{W/S}$$

$$e_f * d = 0,5 * d_{tire} + 0,65 * d_{shock}$$

Vodorovné přistání

-přistání se skloněnými reakcemi



Obrázek 24 - Zatížení podvozku převzaté z předpisu CS LSA

Svislá složka zatížení v těžišti

$$F_y = n * W$$

Dopředná a odporová složka v těžišti

$$F_x = K * n * W$$

Zatížení hlavního kola

$$V_r = (n - L') * W * a' / d'$$

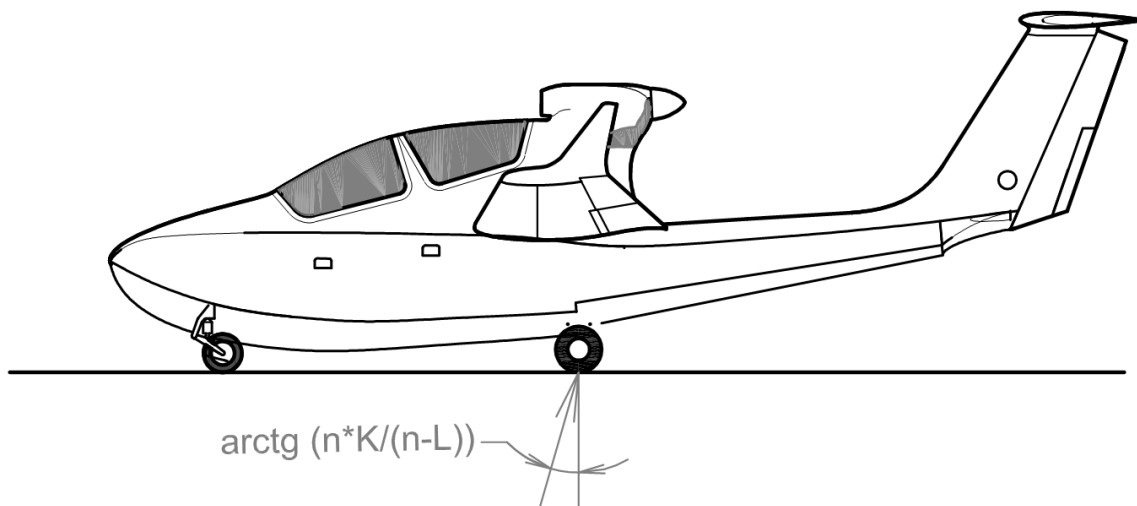
$$D_r = K * n * W * a' / d'$$

Zatížení příďového kola

$$V_r = (n - L') * W * b' / d'$$

$$D_r = K * n * W * b' / d'$$

-přistání s příďovým kolem těsně nad zemí



Obrázek 25 - Zatížení podvozku oří přistání s předovým kolem těsně nad zemí převzaté z předpisu CS LSA

Svislá složka zatížení v těžišti

$$F_y = n * W$$

Dopředná a odporová složka v těžišti

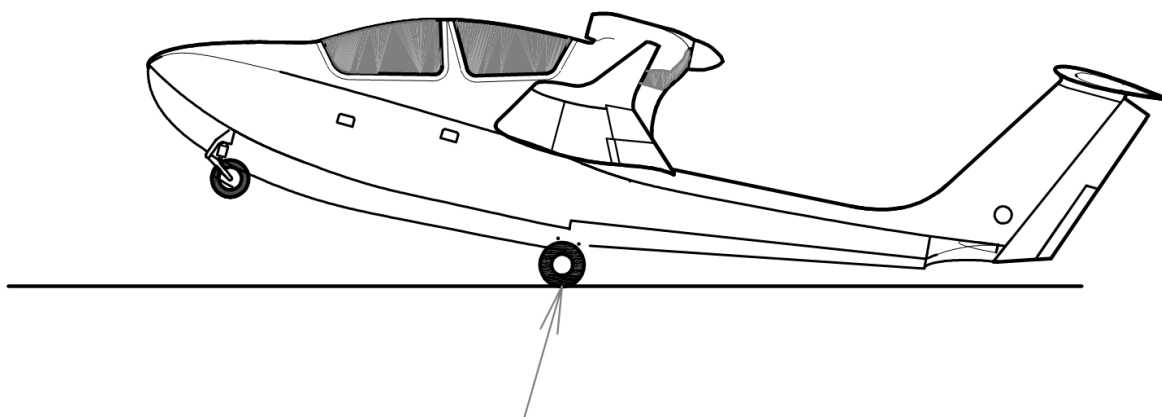
$$F_x = K * n * W$$

Zatížení hlavního kola

$$V_r = (n - L') * W$$

$$D_r = K * n * W$$

Přistání se sklopenou zádí



Obrázek 26 - Zatížení podvozku převzaté z předpisu CS LSA pro případ přistání pouze na hlavní kola podvozku

Svislá složka zatížení v těžišti

$$F_y = n * W$$

Dopředná a odporová složka v těžišti

$$F_x = 0$$

Zatížení hlavního kola

$$V_r = (n - L') * W$$

Tímto byla určena zatížení podvozku.

Hlavní podvozek

Případ	Vodorovné přistání	Příďové kolo těsně nad zemí	Přistání na hlavní podvozek
Vr [N]	12853.31	20877.65	20877.65
Vd [N]	3867.61	6282.162	0

Příďové podvozek

Vr [N]	8024.336	0	0
Vd [N]	2414.553	0	0

10 Zatížení plováku

Letoun jako celek je řešen navrhován podle předpisu CS VLA a ELSA. V předpisu CS VLA není uveden přípustný postup pro výpočet zatížení plováku. Proto byla jako racionální varianta použit předpis ELSA. Ten má na výpočet zatížení plováku shodné požadavky jako předpis CS – 23. Zde jsou podrobně řešeny jednotlivé případy vzletu a přistání na vodní hladinu a jejich silové účinky na plovák.

10.1. Rozbor zatěžovacích případů plováku dle předpisu ELSA a CS-23

V souladu s předpisem byly provedeny výpočty zatížení plováku při startu a při přistání.

Zatížení pro případ přistání na stupeň dle ELSA X5.4.1.1 s CS – 23.

$$n_w = \frac{C_1 * V_{so}^2}{\tan^{\frac{2}{3}}\beta * \left(\frac{W}{4,448}\right)^{\frac{2}{3}}}$$

Zatížení pro případ přistání na před a zad plováku dle ELSA X5.4.1.2 a CS – 23.

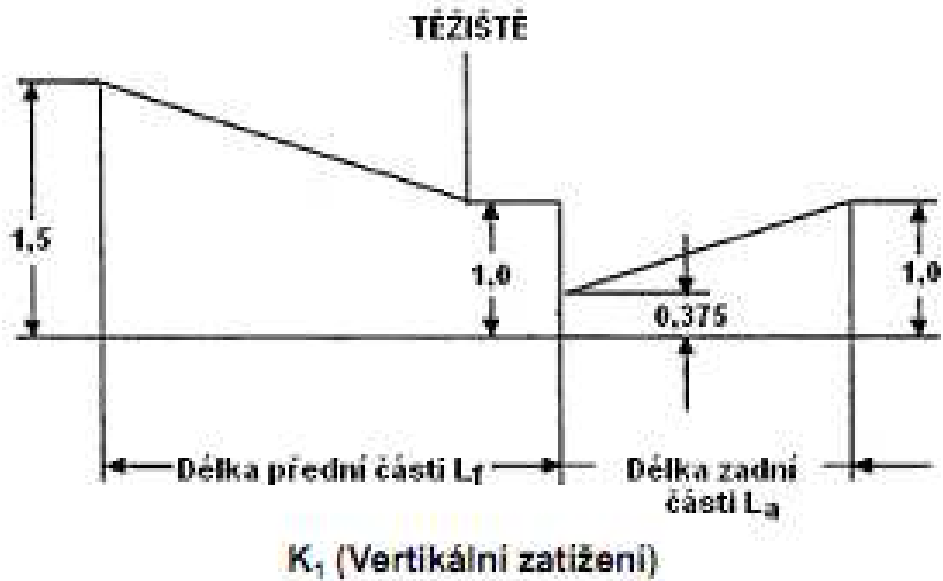
$$n_w = \frac{C_1 * V_{so}^2}{\tan^{\frac{2}{3}}\beta * \left(\frac{W}{4,448}\right)^{\frac{2}{3}}} * \frac{K1}{(1 + r * x^2)^{\frac{2}{3}}}$$

Pro vzlet musí být za předpokladu nulového vztlaku aplikovaný následující násobek zatížení.

$$n_w = \frac{C_{TO} * V_{so}^2}{\tan^{\frac{2}{3}}\beta * \left(\frac{W}{4,448}\right)^{\frac{2}{3}}}$$

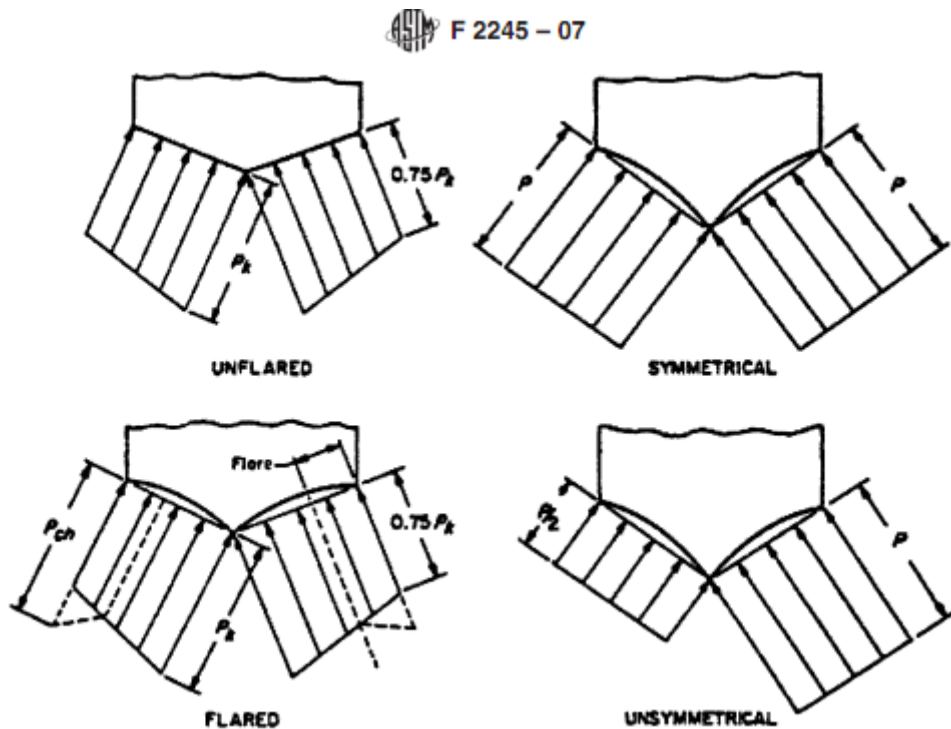
Kde:

- C1 = 0.12 [-] - empirický provozní součinitel. Může být zvětšen, pokud by hodnota násobku byla menší než 2.33
- CTO = 0.004 [-] - empirický provozní součinitel
- K1 = [-] - součinitel určený dle obrázku [28]
- rx = 3.15 [-] - poměr vzdálenosti měřené rovnoběžně se vztahnou osou trupu od těžiště hydroplánu k podélné části trupu, pro kterou se násobek zatížení počítá.



Obrázek 27 - Rozložení tlaku podél dna plováku převzaté z předpisu CS LSA

Tlak na dno pro prohnuté dno se dle ELSA X 5.7.2.1 určí dle následujícího obrázku:



Obrázek 28 - Symetrické a nesymetrické zatížení dna plováku převzaté z předpisu CS LSA

Kde tlak na kýl P_k byl vypočten podle následujícího vzorce:

$$P_k = \frac{C_2 * K_2 * V_{S1}^2}{\tan \beta_k} * 6,895$$

Tlak na boční hranu trupu byl potom spočten dle vztahu:

$$P_{ch} = \frac{C_3 * K_2 * V_{S1}^2}{\tan\beta_k} * 6,895$$

Pro případ nesymetrického rozložení tlaků byl proveden výpočet dle bodu předpisu X 5.7.3.1 a CS – 23.

$$P = \frac{C_4 * K_2 * V_{S0}^2}{\tan\beta} * 6,895$$

Kde:

C2 = 0.00213 [-] - empirický provozní součinitel

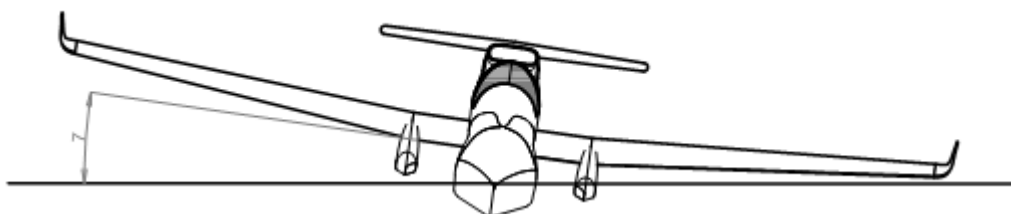
C3 = 0.0016 [-] - empirický provozní součinitel

C4 = 0.078 [-] - empirický provozní součinitel

K2 = [-] -Hmotností součinitel odečtený v souladu s
obrázkem []

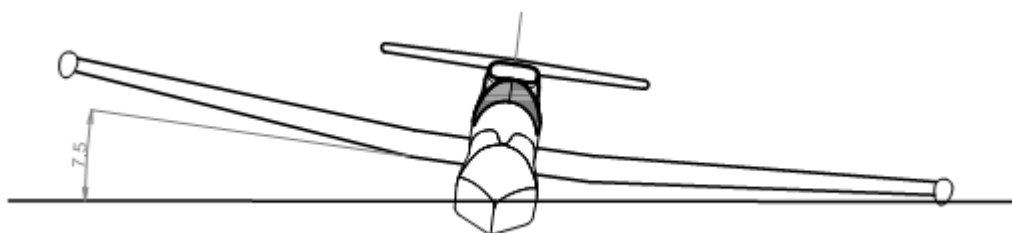
10.2. Zatížení pomocného plováku dle předpisu CS-23 a LSA X 5.8

Při návrhu plováku byla uvažována dvě možná geometrická uspořádání. První uvažované uspořádání bylo umístit plováky na konec rozpětí centropoplánu.



Obrázek 29 - Studie náklonu letounu s plováky na konci rozpětí centropoplánu

Druhé uvažované uspořádání potom bylo umístit plováky na konec křídla. Vzhledem k pokračujícímu vývoji křídla letounu ve firmě Jihlavan Airplanes bylo použito druhé řešení. V průběhu vývoje totiž byla na konec křídla přidána vřetena.



Obrázek 30 - Studie náklonu letounu s vřeteny na konci křídla využitými jako plováky

Jako finální rozhodnutí bylo využít vřetena jako pomocné plováky, předpis zde vyžaduje menší objem vzhledem k faktu, že zatížení působí na konci křídla. Na vygenerování potřebného stabilizačního momentu letounu je potřeba výrazně menší síla a tím i objem. Další výhodou je, že nebude docházet k interferencím mezi masou plováku a trupem. Jedním z posledních hledisek byl fakt, že nedojde k tak vysokému zvýšení hmotnosti letounu.

Zde podle bodu X 5.8.1. určíme zatížení plováku. L je zatížení vodou působící v $\frac{3}{4}$ vzdálenosti mezi přídílí a stupněm, kolmé na kýl. Nemusí převyšovat 3 násobek hmotnosti vytlačené vody pro případ, že je plovák zcela ponořen.

$$L = 4,448 * \frac{C_5 * V_{s0}^2 * \left(\frac{W}{4,448}\right)^{\frac{2}{3}}}{\tan^{\frac{2}{3}}\beta * (1 + r_y^2)^{\frac{2}{3}}} = 4,448 * \frac{0,0053 * 19,3569 * \left(\frac{1432,6}{4,448}\right)^2}{\tan^{2/3}20 * (1 + 4.177^2)^{\frac{2}{3}}} = 1036.31 N$$

Z tohoto vzorce můžeme dovést minimální objem pomocného plováku podle následujícího vzorce.

$$V_{min} = \frac{L}{g * \rho} = \frac{1036,31}{9,81 * 1000} = 0,003354 m^3$$

Podmínky ponořeného plováku. Výsledné zatížení musí být uvažováno v těžišti průřezu plováku v místě ve vzdálenosti $\frac{1}{3}$ mezi přídílí a stupněm. Složky zatížení jsou následující:

$$svislá = \rho * g * V$$

$$dozadu = \frac{C_x * \rho * V^{2/3} * (K * V_{s0})^2}{2}$$

$$boční = \frac{C_y * \rho * V^{2/3} * (K * V_{s0})^2}{2}$$

Stanovíme objem plováku jako jedenapůl násobek minimálního požadovaného objemu předpisem.

$$V = 1.5 * V_{min}$$

A následně dopočítáme zatížení plováku.

$$F_{svislá} = 49,36N$$

$$F_{dozadu} = 43,52N$$

$$F_{boční} = 34.68N$$

Požadavek na objem je dostatečně splněn objemem pomocné nádrže požadavek na pevnost bude při finálním návrhu potřeba ověřit výpočtem ve chvíli kdy budou k dispozici detailnější podklady ke konstrukci vřetena.

10.3. Předběžný návrh uchycení plováku na trup

V principu se nabízí dvě možnosti jak provést výrobu trupu letounu. První z možností je zachovat stávající trup a vyrobit formu na plovák. Druhou možností je potom vyrobit formu na trup jako celek. Obě možnosti budou analyzovány v této kapitole.

10.3.1. Zachování stávající formy trupu

První ze zkoumaných možností je zachování stávající formy trupu. Vyráběla by se pouze forma plováku. S jeho vnitřní konstrukcí a konstrukcí závěsů podvozku.

Výhody této možnosti:

-nízká cena – nemusíme vyrábět drahou formu na celý trup. Pouze výrazně menší a jednodušší formu na plovák.

-jednodušší kompletace trupu – Při lepení plováku na trup si můžeme dopředu připravit všechny přepážky a pohodlně je vlepít do plováku, odpadne problematické uzavírání vodotěsných dutin. A práce ve stísněných prostorách trupu.

Nevýhodou potom jsou

-Větší náročnost na přesnost výroby – musí dojít k dokonalému slícování formy trupu a letounu. v opačném případě bude lepený spoj plovák trup více než problematický.

- bude potřeba vytvořit podvozkové šachty i do stávajícího trupu aby mohlo dojít k zatažení podvozku.

- Konstrukce trupu nebude monolitická a bude hrozit nebezpečí odlepování plováku od trupu při špatném provedení spoje nebo nadměrném zatížení.

10.3.2. Výroba nové formy trupu

Je druhou z možností jak provést výrobu trupu amfibie. Tato možnost zahrnuje výrobu nové formy celého trupu. Do které by potom dodatečně byla vlamínována vnitřní konstrukce. Ta bude zahrnovat systém přepážek a dna, která nám rozdělí vnitřní prostor plováku na vodotěsné přepážky. Podvozkové šachty, ty zajistí, že při přistání na hladině nedojde k natečení většího množství vody do trupu. A závěsy podvozku.

Výhody:

- monolitická konstrukce trupu – Hlavní výhodou je výroba každé poloviny trupu z jednoho kusu. Nemůže při prudším přistání na vodu dojít k poškození lepeného spoje plovák trup.

- jednodušší výroba podvozkových šachet a závěsů podvozku – Vnitřní prostor nebude rozdělen dnem původního trupu, které by se muselo složitě vyřezávat. Podvozková šachta bude vylaminována na samostatné kopyto a vlepena do trupu. Tohle má význam zejména u šachty hlavního podvozku, který zasahuje do obrysu konstrukce původního trupu. U předového podvozku to nehraje roli.

-jednodušší tvar přepážek – vodotěsné přepážky trupu budou moct být vyráběny s rovnou horní stranou. To znamená nižší nároky na přesnost a časovou náročnost výroby.

Nevýhody této konstrukce:

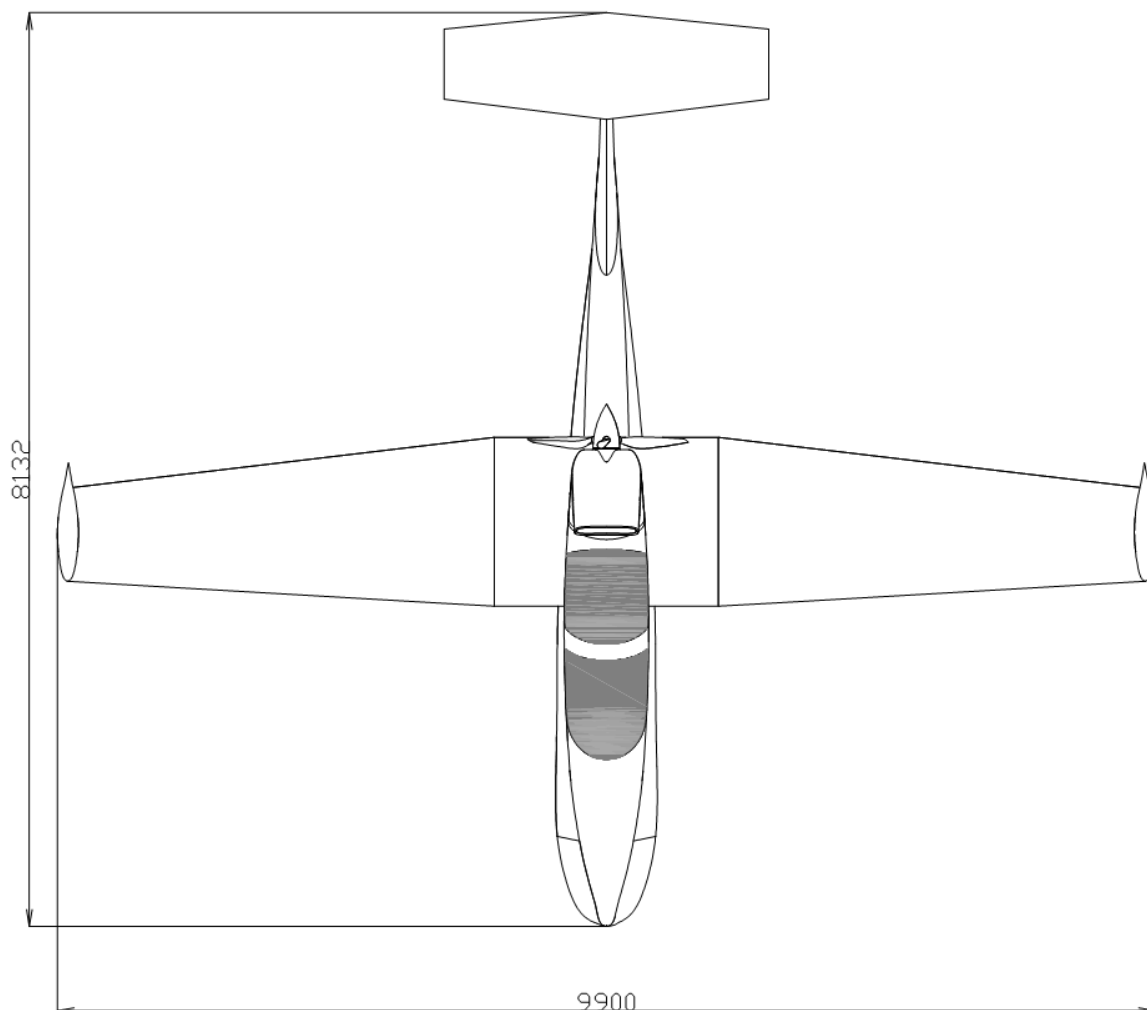
- Vysoká cena výroby – musí se vyrobit nová forma na celé letadlo

- Vyšší složitost výroby vnitřní konstrukce trupu – bude muset dojít jak k výrobě nového dna pilotního prostoru.

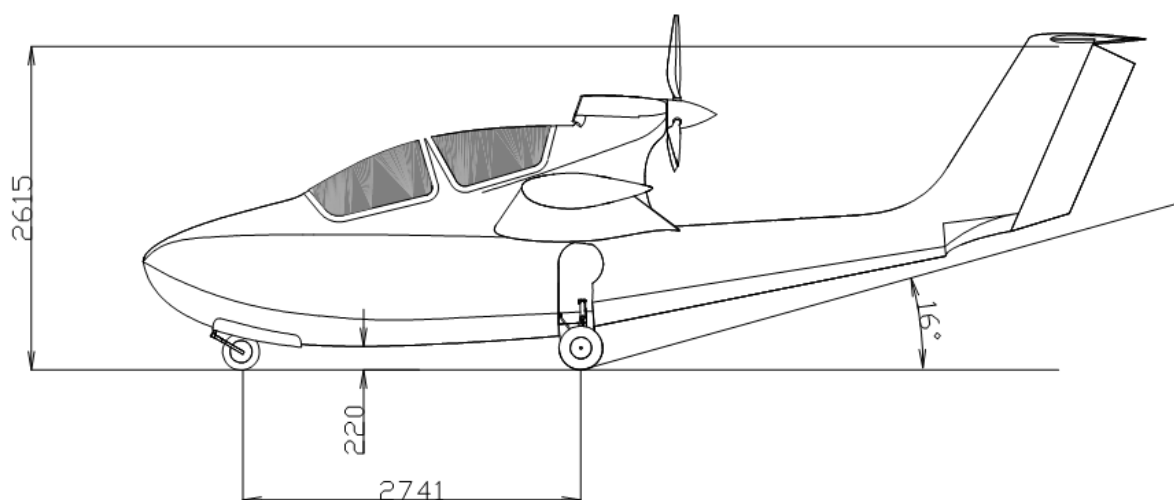
11 Vizualizace

V poslední kapitole jsou potom uvedeny vizualizace celého letounu a muška letounu.

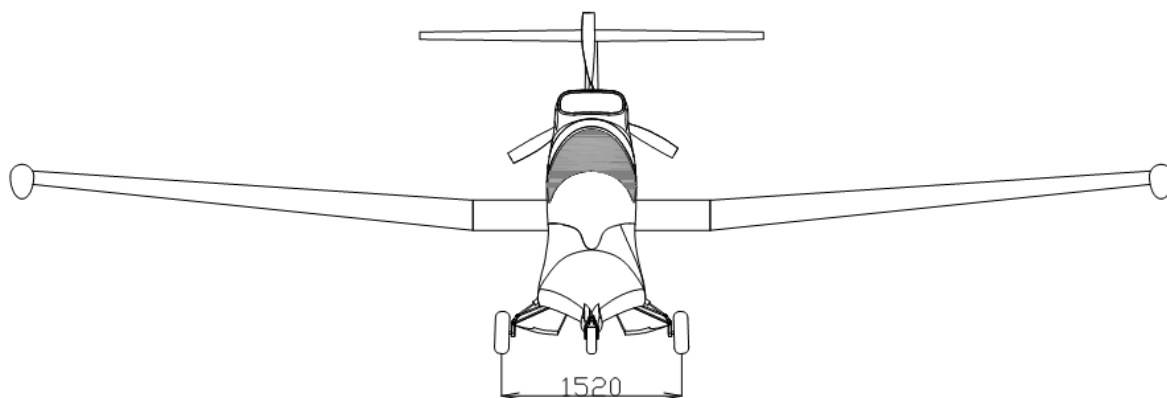
11.1. Muška letounu



Obrázek 31 - Pohled shora na letoun VUT 031 Hydro



Obrázek 32 – Pohled z boku na letoun VUT 031 Hydro



Obrázek 33 – pohled zepředu na letoun VUT 031 Hydro

11.2. Vizualizace



Obrázek 34 - Vizualizace letounu VUT 031 hydro plovoucího na vodě



Obrázek 35 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro plovoucího na vodě v maximálním náklonu



Obrázek 36 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro stojícího na podvozku



Obrázek 37 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro stojícího na zemi na podvozku



Obrázek 38 - Letoun VUT 031 hydro za letu.

12 Závěr

Cílem této práce bylo provést konverzi letounu VUT 001 Marabu na letoun VUT xx1 Hydro. Hlavní částí této práce byl návrh nového plováku pro letoun. Základem tohoto návrhu byl požadavek hlouběji prozkoumat možný směr vývoje rodiny letounů vycházejících z letounu VUT 001 Marabu.

Úvodní část práce se zabývá seznámením s výchozím letounem VUT 001 Marabu a jeho aerodynamickými charakteristikami a výpočtem potřebných vstupních veličin pro návrh plováku.

Následující část se potom již věnuje návrhu plováku samotnému. Ten byl proveden jako rešerše dostupným modelů měřených v laboratořích NACA a pro dva nejvhodnější modely byla následně spočítána délka rozjezdu a vybrán plovák s kratším rozjezdem. Pro daný typ plováku byl potom dokončen hydrostatický návrh letounu, ten obsahoval studii čar ponoru.

Předposlední část práce tvoří výpočty letových vlastností, ověřené délky vzletu a výpočet stoupavostí, dostupů a doletu letounu. Zde se ukázalo jako největší problém plnění požadavku předpisu jak CS VLA, tak ELSA a jejich požadavku na délku vzletu. Tento požadavek si vynutil nový návrh motoru. Proto je ve výsledném letounu použit motor Rotax 912 o výkonu 100hp. K využití tohoto motoru došlo zejména z důvodu jeho shodných parametrů (rozměry, hmotnost) s méně výkonným motorem Rotax který byl v letadle původně.

Poslední část práce potom tvoří předběžný návrh podvozku a výpočet zatížení podvozku a plováku. Úplný závěr práce potom tvoří vizualizace navrženého vzhledu letounu. Kdy letoun přidáním plováku získal elegantní tvary, které jsou typické pro všechny létající čluny.

13. Seznam použité literatury

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II – letové vlastnosti*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 334 s. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I – letové výkony*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 334 s. ISBN 978-81-7204-741-2.
- [4] Charakteristiky motoru Rotax 912 A, www.rotax-aircraft-engines.com
- [5] Kouřil M., Šošovička R.: *Aerostatické podklady letounu VUT 001 Marabu, LU54-2007-001.AD*, Letecký ústav FSI VUT v Brně, Brno, 2007
- [6] Pešák M.: *Hmotnostní rozbor a odhad centrází VUT 001 Marabu, LU08-2007-001.W*, Letecký ústav FSI VUT v Brně, Brno, 2007
- [7] DANĚK, Vladimír, KOUŘIL Miroslav.: *Analýza letových vlastností letounu VUT 001 Marabu, LU19-2008-001.PE*, Letecký ústav v Brně, Brno, 2008
- [8] PARKINSON J. B., OLSON R. E., HOUSE R. O.: *Hydrodynamic and aerodynamic tests of a family of models of seaplane floats with varying angle of dead rise NACA models 57-A, 57-B, and 57-C*, NACA Technical notes No.716, Washington 1939, 36 s.
- [9] PARKINSON J.B.: *Tank tests of model of floats for single-float seaplanes – first series*, NACA Technical notes No.563, Washington 1936, 28 s.
- [10] PARKINSON J.B., dawron J.R.: *Tank tests of N.A.C.A. model 40 series hull for small flying boats and amphibians*, NACA Technical notes No.543, Washington 1934, 29 s.
- [11] J.M.Shoemaker: *A Complete tank test of a flying-boat hull with a pointed step – N.A.C.A. model no. 22*, NACA Technical notes No.488, Washington 1934, 27 s.
- [12] J.M.Shoemaker, PARKINSON J.B.: *Tank tests of a family of a flying-boat hulls*, NACA Technical notes No.491, Washington 1934, 30 s.
- [13] J.M.Shoemaker, J.W. Bell: *Complete tank tests of two flying boat hulls with pointed steps, N.A.C.A. models 22-A and 35*, NACA Technical notes No.504, Washington 1934, 36 s.
- [14] PARKINSON J.B.: *Tank test of models of floats for single float seaplanes – first series*, NACA Technical note No.563, Washington 1934, 28 s.
- [15] DAWSON J.R.: *Tank tests of a model of a flying-boat hull with fluted bottom*, NACA Technical note No.522, Washington 1935, 12 s.

[16] PARKINSON J.B.: *Tank tests of model 11-G flying-boat hull*, NACA Technical note No.531, Washington 1935, 23s.

[17] PARKINSON J.B.: *Tank tests of a model of a flying-boat hull having longitudinally concave planing bottom*, NACA Technical note No.545, Washington 1935, 23 s.

[18]K.E.Ward: Hydrodynamic tests in the N.A.C.A. tank of a model of the hull of the short calcutta flying boat, NACA Technical note No.590, Washington 1937, 35 s.

[19]Allison J.M.: Tank tests of a model of one hull of the Savio S-55-X flying boat – N.A.C.A. model 46, NACA Technical note No.635, Washington 1938, 34 s.

[20]Hugli W.C, Axt W.C.: Hydrodynamic investigation of a series of hull models suitable for small flying boats and amphibians, NACA Technical note No.2503, Washington 1951, 123 s.

[21] LOWRY, John T. *Performance of Light Aircraft*. 1. vyd. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 1999, 475 s. ISBN 15-634-7330-5

14 Použité symboly

b	[m]	- šířka plováku
C_D	[-]	- součinitel aerodynamického odporu
C_{dp}	[-]	- odpor plováku vztažený na plochu křídla letounu
C_R	[-]	- součinitel hydrodynamického odporu
C_L	[-]	- součinitel vztlaku
C_{L1}	[-]	- součinitel vztlaku pro aktuální rychlost letu
C_{LK}	[-]	- součinitel vztlaku pro maximální klouzavost
C_M	[-]	- součinitel aerodynamického momentu
C_n	[-]	- Součinitel výkonu motoru
C_M	[-]	- součinitel hydrodynamického momentu
C_v	[-]	- rychlostní součinitel
d_{VRTULE}	[m]	- průměr vrtule
D	[N]	- celkový odpor
D_{HYDRO}	[N]	- hydrodynamický odpor
D_{AERO}	[N]	- aerodynamický odpor
g	[m/s ²]	- gravitační zrychlení
G	[N]	- tíhová síla letounu
h	m	- výška letu letounu v MSA
J	[-]	- prostupový poměr vrtule
K_{max}	[-]	- maximální klouzavost
l	[m]	- délka plováku
m	[kg]	- hmotnost letounu
m_{pal}	[-]	- bezrozměrná hmotnost paliva
M_{AERO}	[Nm]	- aerodynamický moment
M_{MOT}	[Nm]	- moment vzniklý působením tahu motoru
n_{mot}	[ot/s]	- otáčky motoru

R	[km]	- dolet
S	[m ²]	- plocha křídla
SDEF _p	[-]	- koeficient zastínění vrtule trupem
S _G	[m]	- délka rozjezdu
S _A	[m]	- délka vzdušené části vzletu
T	[hod]	- vytrvalost
u _D	[-]	- odpor plováku vztažený na jeho objem
v	[m/s]	- rychlost letu
v _{S0}	[m/s]	- pádová rychlost ve vzletové konfiguraci
v _{LOF}	[m/s]	- rychlost odpoutání při vzletu
v _{REF}	[m/s]	- referenční rychlost pro začátek přistávacího manévru
v ₂	[m/s]	- rychlost ukončení vzletu definovaná dle CS VLA
v _p	[m/s]	- rychlost dosednutí
V _p	[m/s]	- objem plováku
w	[kg/m ³]	- hustota vody
Z	[-]	- poměr ekvivalentní kruhové plochy trupu a vrtule

15 Seznam obrazových příloh

Obrázek 1 - Letoun VUT 001 Marabu	7
Obrázek 2 – Muška letounu VUT 001 Marabu.....	9
Obrázek 3 - Létající člun Boeing 314 Clipper.....	17
Obrázek 4 - Plovákový letoun Cessna.....	17
Obrázek 5 - Amfibie ICON A5	18
Obrázek 6 - Náčrtek plováku 41B.....	21
Obrázek 7 – Studie trupu amfibie Marabu s plovákem model 41 B	22
Obrázek 8 - Náčrt plováku model 57-B-5.....	22
Obrázek 9 - Studie trupu amfibie Marabu s plovákem model 57 - B-5.....	23
Obrázek 10 – Čára ponoru letounu Marabu při následujícím případě centráže Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (75kg) + palivo 36kg	26
Obrázek 11 - Čára ponoru letounu Marabu při následujícím případě zatížení Pilot 1 (90kg) + Pilot 2 (90kg) + palivo 21kg	26
Obrázek 12 - Čára ponoru letounu Marabu při zatížení palivem v křídle (2*62l = 82.5kg).....	26
Obrázek 13 - Čára ponoru letounu Marabu pro případ prázdného letounu.....	27
Obrázek 14 - Úhel svíraný osou trupu a plovákem	32
Obrázek 15 - Náčrt vzletu letounu	34
Obrázek 16 - Náčrt postupu přistání letounu	36
Obrázek 17 - Studie možnosti zachování stávajícího podvozku	49
Obrázek 18 – Studie možnosti zatahování tandemového podvozku	50
Obrázek 19 - Studie Náklonů letounu s tandemovým podvozkem.....	51
Obrázek 20 - Studie klasické koncepce zatahovacího podvozku letounu.....	52
Obrázek 21 - postup zaražení podvozku do trupu	53
Obrázek 22 - Popis jednotlivých částí kinematiky podvozku.....	54
Obrázek 23 - Kinematika předového kola.....	55
Obrázek 24 - Zatížení podvozku převzaté z předpisu CS LSA.....	56
Obrázek 25 - Zatížení podvozku oři přistání s předovým kolem těsně nad zemí převzaté z předpisu CS LSA.....	57
Obrázek 26 - Zatížení podvozku převzaté z předpisu CS LSA pro případ přistání pouze na hlavní kola podvozku.....	57
Obrázek 27 - Rozložení tlaku podél dna plováku převzaté z předpisu CS LSA.....	60
Obrázek 28 - Symetrické a nesymetrické zatížení dna plováku převzaté z předpisu CS LSA.....	60
Obrázek 29 - Studie náklonu letounu s plováky na konci rozpětí centroplánu	61
Obrázek 30 - Studie náklonu letounu s vřeteny na konci křídla využitými jako plováky	61
Obrázek 31 - Pohled shora na letoun VUT 031 Hydro.....	65
Obrázek 32 – Pohled z boku na letoun VUT 031 Hydro	65
Obrázek 33 – pohled zepředu na letoun VUT 031 Hydro	66
Obrázek 34 - Vizualizace letounu VUT 031 hydro plovoucího na vodě	66

Obrázek 35 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro plovoucího na vodě v maximálním náklonu.....	67
Obrázek 36 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro stojícího na podvozku.....	67
Obrázek 37 - Vizualizace letounu VUT 031 Hydro stojícího na zemi na podvozku ...	68
Obrázek 38 - Letoun VUT 031 hydro za letu.	68

16 Seznam grafů

Graf 1 - Poláry letounu VUT 001 Marabu.....	12
Graf 2 - Účinnost vrtule	14
Graf 3 - Tah motoru při rozjezdu letounu.....	15
Graf 4 - Tah motoru v závislosti na rychlosti a výšce letu.....	16
Graf 5 - Srovnání centrází původního letounu Marabu a Amfibie	25
Graf 6 - Srovnání délek rozjezdu pro jednotlivé typy plováku a 80hp motor.	30
Graf 7 - Srovnání změny součinitele odporu plováku při jednotlivých rychlostech při rozjezdu letounu	30
Graf 8 – Polára letounu VUT 001 Marabu.....	31
Graf 9 - Závislost odporu plováku na úhlu náběhu.	32
Graf 10 - Porovnání přírůstku odporu vlivem přidání plováku	33
Graf 11 Poláry letounu pro jednotlivé konfigurace klappek	33
Graf 12 - Přírůstek odporu v procentech v závislosti na úhlu náběhu	34
Graf 13 - Porovnání délky rozjezdu letounu pro motor o výkonu 80hp a 100hp	35
Graf 14 - Stoupací rychlosti letounu pro 75% výkon motoru v závislosti na výšce a rychlosti.....	39
Graf 15 - Maximální stoupací rychlosti v závislosti na výšce letu.....	40
Graf 16 - Barogram.....	40
Graf 17 - Potřebné a využitelné tahy pro motor Rotax 912 o výkonu 100hp a letoun VUT xx1 Hydro.....	41
Graf 18 - Dolet letounu v závislosti na rychlosti a výšce letu	42
Graf 19 - Vytrvalost letounu v závislosti na rychlosti a výšce letu	43
Graf 20 - Momentová čára letounu pro vzletovou konfiguraci.....	48

17. Přílohy

17.1. Výpočet tahu vrtule v závislosti na výšce letu pro maximální trvalý výkon

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	0										
Hustota	ρ	kg/m ³	1.225										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvrtule	ot/s	69000										
Postupový poměr vrtule	J		91.66667										
Součinitel výkonu	cn	-	37.72291										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414205	0.497045	0.579886	0.662727	0.745568	0.828409	0.91125	0.994091	1.076932	1.159773	1.242614
D trupu/D vrtule	Z	-	0.100069										
			0.95015										
Návrhová účinnost	eta	-	0.575	0.64	0.7	0.741	0.79	0.82	0.835	0.8465	0.847	0.847	0.846
Tah	N	N	1507.888	1398.621	1311.207	1214.505	1150.948	1075.19	995.3252	924.9471	854.3017	793.2801	739.5206

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	1000										
Hustota	ρ	kg/m ³	1.111601										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvtule	ot/s	62210.4										
Postupový poměr vrtule	J		91.66667										
Součinitel výkonu	cn	-	37.72291										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.331364	0.497045	0.579886	0.662727	0.745568	0.828409	0.91125	0.994091	1.076932	1.159773	1.242614
D trupu/D vrtule	Z	-	0.099426										
			0.95015										
Návrhová účinnost	eta	-	0.58	0.645	0.71	0.785	0.818	0.82	0.835	0.847	0.847	0.846	0.846
Tah	N	N	1371.564	1270.848	1199.072	1160.018	1074.474	969.3909	897.3852	834.4249	770.2384	714.3769	666.7518

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	2000										
Hustota	ρ	kg/m ³	1.006413										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvrtule	ot/s	55420.800										
Postupový poměr vrtule	J		91.667										
Součinitel výkonu	cn	-	37.723										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414	0.497	0.580	0.663	0.746	0.828	0.911	0.994	1.077	1.160	1.243
D trupu/D vrtule	Z	-	0.098										
			0.950										
Návrhová účinnost	eta	-	0.585	0.650	0.710	0.790	0.819	0.820	0.835	0.847	0.847	0.843	0.839
Tah	N	N	1232.199	1140.925	1068.206	1039.997	958.377	863.592	799.445	743.356	686.175	634.154	589.068

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	3000										
Hustota	ρ	kg/m ³	0.909014										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvrtule	ot/s	48631.200										
Postupový poměr vrtule	J		91.667										
Součinitel výkonu	cn	-	37.723										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414	0.497	0.580	0.663	0.746	0.828	0.911	0.994	1.077	1.160	1.243
D trupu/D vrtule	Z	-	0.095										
			0.950										
Návrhová účinnost	eta	-	0.585	0.650	0.710	0.790	0.819	0.820	0.835	0.847	0.847	0.844	0.840
Tah	N	N	1081.242	1001.150	937.341	912.587	840.966	757.794	701.505	652.288	602.112	557.124	517.518

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	4000										
Hustota	ρ	kg/m ³	0.818996										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvtule	ot/s	41841.600										
Postupový poměr vrtule	J		91.667										
Součinitel výkonu	cn	-	37.723										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414	0.497	0.580	0.663	0.746	0.828	0.911	0.994	1.077	1.160	1.243
D trupu/D vrtule	Z	-	0.091										
			0.950										
Návrhová účinnost	eta	-	0.600	0.660	0.715	0.765	0.800	0.825	0.840	0.850	0.846	0.842	0.838
Tah	N	N	954.139	874.627	812.154	760.329	706.770	655.971	607.179	563.207	517.437	478.205	444.205

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	5000										
Hustota	ρ	kg/m ³	0.735962										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.6										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvtule	ot/s	35052.000										
Postupový poměr vrtule	J		91.667										
Součinitel výkonu	cn	-	38.629										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414	0.497	0.580	0.663	0.746	0.828	0.911	0.994	1.077	1.160	1.243
D trupu/D vrtule	Z	-	0.079										
			0.950										
Návrhová účinnost	eta	-	0.620	0.680	0.740	0.784	0.815	0.833	0.847	0.848	0.837	0.830	0.830
Tah	N	N	769.185	703.019	655.757	607.905	561.726	516.719	477.639	438.353	399.385	367.756	343.239

Rychlost	v	km/h	90	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270
Návrhová výška	h	m MSA	6000										
Hustota	ρ	kg/m ³	0.660										
Průměr vrtule	dvrtule	m	1.600										
Návrhová rychlost	v	m/s	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Návrhový výkon	P	W	-										
Otáčky motoru	nmot	ot/s	-										
Otáčky vrtule	nvtule	ot/s	28262.400										
Postupový poměr vrtule	J		91.667										
Součinitel výkonu	cn	-	38.629										
Koeficient zastínění	SDEFp	-	0.414	0.497	0.580	0.663	0.746	0.828	0.911	0.994	1.077	1.160	1.243
D trupu/D vrtule	Z	-	0.071										
			0.950										
Návrhová účinnost	eta	-	0.620	0.700	0.750	0.790	0.820	0.840	0.849	0.844	0.840	0.840	0.820
Tah	N	N	620.194	583.515	535.881	493.904	455.698	420.131	386.030	351.776	323.178	300.094	273.419

17.2 Tabulky výpočtu vzletu letounu z vodní hladiny

cv		0	1.2	1.4	1.6	1.8	2
Rychlost	km/h	0	12.765	14.892	17.020	19.147	21.275
	ft/s	0	11.633	13.572	15.511	17.450	19.389
	m/s	0	3.546	4.137	4.728	5.319	5.910
Trim angel		3.8	3.4	3.8	4.2	4.6	4.4
odpor	lb	31.618	107.500	149.709	178.639	199.191	207.095
	N	140.648	485.511	676.429	808.995	905.074	944.167
cR		0.02	0.068	0.0947	0.113	0.126	0.131
Tah	N	-2046	-2008.45	-2001.4	-1994.12	-1986.62	-1978.89
	lb	-459.941	-451.500	-449.915	-448.279	-446.592	-444.854
moment	Nm	-1311.486	-1360.64	-1381.156	-1408.408	-1440.501	-1477.607
	lb/ft	-967.3	-1003.554	-1018.686	-1038.785	-1062.456	-1089.824
cM		-0.210	-0.217	-0.221	-0.225	-0.230	-0.236
Rozdíl odpor tah		1905.352	1522.940	1324.971	1185.127	1081.544	1034.722
Zrychlení	m/s ²	2.931	2.343	2.038	1.823	1.664	1.592
v/a	s	0	1.513	2.029	2.593	3.196	3.712
Délka	m	2.683	1.047	1.366	1.711	2.041	2.322
Vztlak		0	123.757	163.242	220.013	287.058	365.016
Zbývající hmotnost		650	637.385	633.360	627.573	620.738	612.791
Hmotnostní koeficient		0.906	0.889	0.883	0.875	0.866	0.855
Cl		1.356	1.356	1.314	1.356	1.398	1.440
Tah	N	2046	2008.451	2001.400	1994.122	1986.619	1978.889
Aero odpor	N	0	7.308	10.462	14.336	18.994	22.925
Dynamický tlak	q	0	7.701	10.481	13.690	17.326	21.391
Výchylka kormidla		0	0	0	0	0	0
Moment letounu	Nm	0	-73.2236	-98.2592	-130.175	-167.078	-209.139
Cm δ vop	Nm	0	0	0	0	0	0
CD		0.108	0.104	0.108	0.113	0.118	0.116

cv		2.4	2.6	3	3.4	3.8	4
Rychlost	km/h	25.530	27.657	31.912	36.167	40.422	42.549
	ft/s	23.266	25.205	29.083	32.960	36.838	38.777
	m/s	7.092	7.683	8.864	10.046	11.228	11.819
Trim angle		5.4	5.8	7.4	8.6	8.2	7.2
odpor	lb	216.581	224.485	237.132	240.294	192.867	192.867
	N	1000.226	1043.548	1124.147	1167.019	976.698	979.033
cR		0.137	0.142	0.15	0.152	0.122	0.122
Tah	N	-1962.75	-1954.34	-1936.84	-1918.44	-1899.13	-1889.13
	lb	-441.226	-439.336	-435.402	-431.265	-426.924	-424.677
moment	Nm	-1567.548	-1615.878	-1731.452	-1892.193	-2075.944	-2150.815
	lb/ft	-1156.161	-1191.807	-1277.050	-1395.606	-1531.133	-1586.355
cM		-0.250	-0.258	-0.277	-0.302	-0.332	-0.344
Rozdíl odpor tah		962.523	910.791	812.695	751.418	922.429	910.100
Zrychlení	m/s ²	1.481	1.401	1.250	1.156	1.419	1.400
v/a	s	4.789	5.483	7.090	8.690	7.912	8.441
Delka	m	3.035	7.430	9.326	9.811	4.832	12.906
Vztlak		556.216	652.782	892.989	1269.795	1701.190	1842.484
Zbývající hmotnost		593.301	583.458	558.972	520.561	476.586	462.183
Hmotnostní koeficient		0.827	0.814	0.780	0.726	0.665	0.645
Cl		1.524	1.524	1.566	1.733	1.859	1.817
Tah	N	1962.749	1954.340	1936.841	1918.437	1899.127	1889.133
Aero odpor	N	36.789	44.950	69.289	98.097	118.747	121.082
Dynamický tlak	q	30.803	36.150	48.129	61.819	77.220	85.563
Výchylka kormidla		0	0	0	0	0	0
Moment letounu	Nm	-309.426	-363.146	-489.936	-662.474	-858.603	-939.881
Cm δ vop	Nm	0	0	0	0	0	0
CD		0.128	0.133	0.155	0.173	0.167	0.152

cv		5	5.5	6	6.5	7	7.5	8.2
Rychlost	km/h	53.187	58.505	63.824	69.143	74.461	79.780	87.226
	ft/s	48.471	53.318	58.166	63.013	67.860	72.707	79.493
	m/s	14.774	16.251	17.729	19.206	20.684	22.161	24.229
Trim angel		4.7	4.2	4.2	3.1	6.4	6.4	9
odpor	lb	175.478	183.382	192.867	210.257	148.603	148.603	107.500
	N	928.793	985.156	1059.551	1141.425	1006.148	1057.209	1066.432
cR		0.111	0.116	0.122	0.133	0.094	0.094	0.068
Tah	N	-1835.76	-1806.96	-1776.73	-1745.09	-1712.04	-1677.57	-1626.94
	lb	-412.680	-406.204	-399.409	-392.297	-384.867	-377.118	-365.736
moment	Nm	-	-	-	-	-	-	-
	lb/ft	2293.821	2231.180	2383.463	2579.255	2278.345	2763.956	2562.395
		-	-	-	-	-	-	-
cM		-0.367	-0.356	-0.381	-0.412	-0.364	-0.442	-0.409
Rozdíl odpor tah		906.970	821.799	717.182	603.669	705.893	620.363	560.506
Zrychlení	m/s ²	1.395	1.264	1.103	0.929	1.086	0.954	0.862
v/a	s	10.588	12.854	16.068	20.680	19.046	23.220	28.098
Délka	m	17.317	21.365	27.146	29.346	31.222	46.621	
Vztlak		2364.339	2780.515	3189.536	3743.275	3983.457	5805.257	7207.329
Zbývající hmotnost		408.987	366.563	324.869	268.423	243.939	58.231	-84.692
Hmotnostní koeficient		0.570	0.511	0.453	0.374	0.340	0.081	-0.118
Cl		1.492	1.450	1.398	1.398	1.283	1.629	1.691
Tah	N	1835.763	1806.956	1776.733	1745.094	1712.041	1677.572	1626.938
Aero odpor	N	148.198	169.400	201.600	206.118	345.104	396.165	588.230
Dynamický tlak	q	133.692	161.767	192.516	225.939	262.036	300.806	359.577
Výchylka kormidla		15	15	15	15	15	15	20
Moment letounu	Nm	-1329.54	-1587.04	-1856.42	-2178.72	-2430.11	-3122.64	-3805.11
Cm δ vop	Nm	212.4462	514.1198	611.845	718.0681	1249.184	1434.012	2285.581
CD		0.119	0.113	0.113	0.100	0.141	0.141	0.179

17.3. Odpor letounu v závislosti na konfiguraci a úhlu náběhu

	klapky 0		klapky 10		klapky 35
18.5	0.234744	17.5	0.269964	17.5	0.469464
18	0.225496	17	0.261146	17	0.458346
17	0.207946	16	0.243056	16	0.436456
16	0.191356	15	0.226026	15	0.414826
15	0.175726	14	0.209656	14	0.393556
14	0.160956	13	0.193946	13	0.372546
13	0.146946	12	0.178896	12	0.351996
12	0.133696	11	0.164306	11	0.331706
11	0.121206	10	0.150376	10	0.311776
10	0.109276	9	0.136906	9	0.292306
9	0.098106	8	0.124096	8	0.273196
8	0.087596	7	0.111746	7	0.254646
7	0.077746	6	0.100156	6	0.236556
6	0.068556	5	0.089126	5	0.219126
5	0.060126	4	0.078856	4	0.202356
4	0.052356	3	0.069246	3	0.186346
3	0.045446	2	0.060496	2	0.171296
2	0.039396	1	0.052706	1	0.157206
1	0.034206	0	0.045876	0	0.144176
0	0.029976	-1	0.040106	-1	0.132406
-1	0.026806	-2	0.035596	-2	0.121996
-2	0.024796	-3	0.032346	-3	0.113146
-3	0.024046	-3.04	0.032261	-3.04	0.112861
-3.04	0.024061	-4	0.030556	-4	0.105956
		-5	0.030326	-5	0.100626
		-5.14	0.030397	-5.14	0.099997
				-6	0.097256
				-7	0.096146
				-8	0.097396
				-9	0.101306
				-9.82	0.106533

17.4. Tabulka stoupacích rychlostí

w [m/s]	Stoupací rychlost								
u [m/s]	25	30	35	40	45	50	55	60	65
u [km/h]	90	108	126	144	162	180	198	216	234
0 m MSA	3.478982	4.279542	4.546917	4.479984	4.372091	3.911897	3.104695	2.037431	0.605702
1000 m	2.554415	3.613363	3.942448	4.190365	3.937589	3.262962	2.540891	1.592515	0.307824
2000 m	1.38526	2.879819	3.217767	3.47637	3.204111	2.585413	1.937888	1.091686	-0.0535
3000 m	-0.1969	2.005395	2.466097	2.701772	2.443644	1.881547	1.298076	0.542497	-0.47574
4000 m	-2.25763	1.037664	1.700819	1.753384	1.547971	1.184899	0.655303	-0.03365	-0.96237
5000 m	-5.43698	-0.39722	0.68788	0.77742	0.55843	0.17294	-0.32244	-0.98901	-1.84434
6000 m	-9.86633	-2.00287	-0.25549	-0.00142	-0.17682	-0.52504	-1.00128	-1.62339	-2.35137

17.5. Vytrvalosti letounu

1000 m MSA									
Rychlosti	[m/s]	25	30	35	40	45	50	55	60
	[km/h]	90	108	126	144	162	180	198	216
	Cl	1.549048545	1.075728	0.790331	0.605097	0.478101	0.387262	0.320051	0.268932
	Cd	0.172477396	0.083388	0.058223	0.045279	0.03726	0.032078	0.028682	0.026435
	k max	8.98116846	12.9002	13.57413	13.36384	12.83141	12.07235	11.15849	10.17334
	R	1462735.877	1689086	1734013	1645134	1489645	1316540	1151532	1004751
	T	58509.4351	56302.86	49543.23	41128.36	33103.22	26330.81	20936.95	16745.85

1750m MSA									
Rychlosti	[m/s]	25	30	35	40	45	50	55	60
	[km/h]	90	108	126	144	162	180	198	216
	Cl	1.668590012	1.158743	0.851321	0.651793	0.514997	0.417148	0.34475	0.289686
	Cd	0.172477396	0.083388	0.058223	0.045279	0.03726	0.032078	0.028682	0.026435
	k max	8.98116846	12.9002	13.57413	13.36384	12.83141	12.07235	11.15849	10.17334
	R	1402564.285	1655546	1737959	1680776	1544517	1379690	1215890	1066522
	T	56102.57141	55184.86	49655.98	42019.41	34322.6	27593.8	22107.1	17775.37

3000m MSA									
Rychlosti	[m/s]	25	30	35	40	45	50	55	60
	[km/h]	90	108	126	144	162	180	198	216
	Cl	1.797356602	1.248164	0.917019	0.702092	0.55474	0.449339	0.371355	0.312041
	Cd	0.172477396	0.083388	0.058223	0.045279	0.03726	0.032078	0.028682	0.026435
	k max	8.98116846	12.9002	13.57413	13.36384	12.83141	12.07235	11.15849	10.17334
	R	1340040.88	1614581	1732354	1708369	1594452	1440845	1280376	1129734
	T	53601.63518	53819.38	49495.82	42709.22	35432.26	28816.9	23279.56	18828.9