

České vysoké učení technické v Praze
Fakulta strojní

DIPLOMOVÁ PRÁCE



Michal Šlachta

Návrh Low-Cost letounu kategorie UL

Ústav letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: Ing. Jaromír Kučera

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Praha 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Šlachta** Jméno: **Michal** Osobní číslo: **419935**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh Low-Cost letounu kategorie UL

Název diplomové práce anglicky:

Design of Low-Cost UL airplane

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:
Statistiku současných řešení
Konceptního návrh letounu
Sestavení základních aerodynamických charakteristik
Návrh technologie výroby
Konstrukčně pevnostní členění draku
Předběžný hmotový rozbor
Systémový výkres letounu

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:


Ing. Jaromír Kučera, ústav letadlové techniky FS


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


Datum zadání diplomové práce: **31.10.2018**

Termín odevzdání diplomové práce: **04.01.2019**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Jaromír Kučera
podpis vedoucí(ho) práce


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


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

31.10.2018

Datum převzetí zadání

Šlachta

Podpis studenta

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady uvedené v přiloženém seznamu.

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

V dne Podpis autora

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat vedoucímu práce Ing. Jaromíru Kučerovi za konzultace a rady poskytnuté během zpracování této práce. Dále bych chtěl poděkovat mé přítelkyni za to, že se mnou měla dost trpělivosti a neustále mě podporovala během vypracovávání této diplomové práce. Velice děkuji také mé rodině za podporu po celou dobu mého studia.

Název práce: Design of Low-Cost UL airplane

Autor: Michal Šlachta

Katedra: Ústav letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: Ing. Jaromír Kučera, Ústav letadlové techniky

Abstrakt: Úkolem této diplomové práce je navrhnout ultralehký letoun splňující požadavky předpisu UL-2, který však bude zároveň velmi jednoduchý a vhodný pro sestavení svépomocí s využitím co nejmenšího počtu speciálních nástrojů, upínacích přípravků a především s minimálními náklady. V konstrukci letounu by měly převládat kompozitní materiály, protože práce s nimi je relativně nenáročná a jejich cena je výrazně nižší než cena plechů z hliníkových slitin nebo cena leteckých překližek. Zároveň je součástí této diplomové práce i prvotní návrh výroby klíčových komponent.

Klíčová slova: Návrh letounu, kompozity, jednoduchá technologie, low-cost, UL-2

Title: Design of Low-Cost UL airplane

Author: Michal Šlachta

Department: Department of Aerospace Engineering

Supervisor: Ing. Jaromír Kučera, Department of Aerospace Engineering

Abstract: This diploma thesis contains a design of a small one-seater aircraft, that refers to specification UL-2. Aircraft should be really low-cost and easy to build at home, with as low amount of specialised tools as possible. These requirements should ease the manufacturing process and therefore make whole construction cheaper than usual methods of manufacturing of aircraft such as from sheets of aluminium alloys or aircraft wood. Also included in this diploma thesis is study of manufacturing process of several critical or technologically interesting parts of aircraft.

Keywords: Aircraft design, composites, easy-to-build technology, low-cost, UL-2, ultralight

Obsah

Úvod	1
1 Přehled podobných letounů	2
1.1 Mini-MAX	2
1.2 Topsy Nipper	3
1.3 Fisher FP-303	3
1.4 Fisher Classic	4
1.5 Bowers Fly Baby	5
2 Přehled motorů	7
2.1 Hirth F-33	7
2.2 Continental A65 / O-170	8
2.3 Trabant T601 P63/64	8
2.4 Rotax 277	9
2.5 Simonini Mini 2 Plus	10
3 Koncepční návrh letounu	11
3.1 Křídlo	12
3.2 Ocasní plochy	15
3.2.1 Vodorovné ocasní plochy	16
3.2.2 Svislá ocasní plocha	16
3.3 Trup	16
3.4 Podvozek	17
3.5 Pohonná jednotka	18
4 Předběžný hmotový rozbor	20
5 Základní aerodynamický výpočet	24
5.1 Vztlková čára křídla	24
5.1.1 Optimalizace geometrie křídla	24
5.1.2 Kontrola zásoby součinitele vztlaku na odtržení v oblasti křídélka	26
5.1.3 Vztlková čára křídla	27
5.2 Vztlková čára letounu	27
5.2.1 Křídlo a trup	27
5.2.2 Návrh VOP	29
5.2.3 Celý letoun	31

5.2.4	Srovnání vztlakových čar křídla, křídla s trupem a letounu	32
5.3	Odpor letounu	32
5.3.1	Křídlo	33
5.3.2	Trup	34
5.3.3	Ocasní plochy	35
5.3.4	Podvozek	35
5.3.5	Motorová instalace	36
5.3.6	Celkový odpor	36
5.4	Klopivé momenty	36
5.4.1	Křídlo	37
5.4.2	Křídlo a trup	37
5.4.3	Letoun	38
6	Letové výkony	41
6.1	Výpočet maximální rychlosti	41
6.2	Návrhové rychlosti	42
6.3	Letová obálka provozních násobků	43
7	Konstrukčně pevnostní členění draku	47
7.1	Křídlo	47
7.1.1	Podélný systém	48
7.1.2	Příčný systém	48
7.1.3	Potah	49
7.1.4	Křídélko	49
7.2	Trup	49
7.2.1	Přední část	50
7.2.2	Střední část	50
7.2.3	Zadní část	52
7.2.4	Ocasní část	52
7.3	VOP	53
7.4	Podvozek	54
8	Návrh technologie výroby letounu	55
8.1	Výroba křídla	56
8.1.1	Výroba nosníku	56
8.1.2	Výroba žeber	57
8.1.3	Výroba potahu	58
8.1.4	Kompletace křídla	58
8.2	Výroba trupu	59
	Závěr	61
	Seznam použitých symbolů	63
	Seznam použité literatury	66

Úvod

Ultralehkých letounů je na trhu celá řada a obvykle rovnou dvoumístných. Takový ultralehký letoun je však obvykle stále v ceně prémiového sportovního vozu a není cenově dostupný pro každého. Levnější variantou mohou být stavebnice letounů v různě rozpracovaném stavu, které někteří výrobci nabízejí. Ještě levnější ovšem může být letoun, který si člověk bude moci sám svépomocí postavit ve své dílně z jednoduše dostupných materiálů. Proto si tato diplomová práce klade za cíl právě návrh takového jednomístného ultralehkého letounu podle předpisu UL-2 [1], který bude možno vyrobit bez využití speciálního nářadí a složitých upínacích přípravků, jen s běžným vybavením dílny.

V první kapitole této práce bude uveden přehled letadel stejné kategorie, které budou sloužit jako inspirace pro následující koncepční návrh letounu, ale dle kterých byla také hledána "mezera na trhu", aby se navrhovaný letoun vůbec měl šanci uplatnit.

Ve druhé kapitole bude uveden přehled možností pohonných jednotek - současně vyráběným motorům i motorům, které se již nevyrábějí, ale jsou přesto jednoduše dostupné a jejich provoz a údržba by mohla být smysluplná.

Ve třetí kapitole bude předveden koncepční návrh letounu, popis zamýšlené konstrukce, předběžné stanovení plochy křídla, prvotní návrh ocasních ploch a návrh konstrukce celého letounu.

Následující kapitola bude věnována předběžnému hmotovému rozboru letounu a výsledné hmotové obálce. Tento hmotový rozbor bude proveden podle běžných poměrných hmotnostní jednotlivých konstrukčních celků vycházejících ze statistiky, protože v takto brzké fázi vývoje není známa hmotnost téměř žádné z komponent letounu.

V páté kapitole bude předvede optimalizaci geometrie křídla, zpřesnění aerodynamických charakteristik křídla, výpočet vztlakové čáry letounu, k tomu potřebný podrobnější návrh vodorovných ocasních ploch, který zanese do výpočtu vliv ocasních ploch, dále výpočet odporu letounu a výpočet klopivých momentů.

V šesté kapitole bude předveden výpočet návrhových rychlostí letounu a obálka letových násobků.

V sedmé kapitole bude rozebrána výsledná konstrukce letounu a popsáno její konstrukčně pevnostní členění. Popsány budou jednotlivé konstrukční celky, jejich konkrétní konstrukční řešení a funkce v přenosu sil.

V poslední kapitole bude popsána zamýšlená technologie výroby letounu, základní charakteristiky použité metody a poté budou předvedeny konkrétní příklady postupu výroby některých částí letounu.

1. Přehled podobných letounů

V této kapitole budou představeny letouny, které jsou svými parametry přibližně ve stejné kategorii jako letoun, který je cílem vytvořit v této diplomové práci. Avšak protože jsou tyto letouny všechny prodávány jako stavebnice v různě rozpracovaném stavu, výsledné parametry se mohou kus od kusu mírně lišit v závislosti na zručnosti stavitele a na jeho důslednosti v dodržování předepsaných pokynů, materiálů, dostupných nástrojů a podobně.

1.1 Mini-MAX

Letoun Mini-MAX je jednomístný ultralehký středoplošník, který je jako stavebnice vyráběn od roku 1984 ve Spojených Státech Amerických. Letoun je postaven ze dřeva a překližky. Prázdná hmotnost letounu se liší dle verze, ale například poslední model 1650R EROS, kterých bylo vyrobeno již přes 300 kusů, má prázdnou hmotnost 181 kg a maximální vzletovou hmotnost 318 kg. To vše pohání různé motory, v tomto případě 50-ti koňový (37 kW) dvouválec Rotax 503. Původním motorem u první verze však byl motor Hirth F-33 o výkonu pouhých 28 koní (21 kW). [2]



Obrázek 1.1: Mini-MAX

1.2 Topsy Nipper

Malý akrobatický středoplošník navržený již v roce 1952 Belgičanem E.O. Tipsem s pevným příďovým podvozkem má smíšenou konstrukci (kovové trubky a dřevo) s plátěným potahem a je poháněn čtyřválcovým plochým motorem Rollason-Ardem o výkonu 35 kW a zdvihovém objemu 1500 ccm. Těchto letounků bylo vyrobeno zhruba přes 100 kusů a ty dodnes létající jsou k vidění především ve Velké Británii. [3]



Obrázek 1.2: Topsy Nipper

1.3 Fisher FP-303

Jednomístný dolnoplošný letounek FP-303 byl vyvinut v USA v roce 1982 jako co nejlépe skladný a přepravitelný ultralight. Z tohoto důvodu má letoun sklopná křídla. Rozložení letounu do letového stavu by mělo trvat pouhých 10 minut. Pro vzlet by letounku mělo stačit 100 "feetů", tedy zhruba 30 metrů a stoupavost je 800 ft/min, tedy přibližně 4 m/s. Konstrukce letounu je ze dřeva s potahem z plátna. Letadlo se prodává jako stavebnice s plány, podle kterých by měl být amatérský stavitel schopný postavit letoun za 300-500 pracovních hodin. [4]



Obrázek 1.3: Fisher FP-303

1.4 Fisher Classic

Letoun Fisher Classic vychází z jednomístného letounu Fisher FP-404 a jedná se o další ze stavebnic pro amatérské stavitele původem z USA, která je nyní vyráběna v Kanadě. Je to tedy dvoumístný ultralehký dvouplošník jehož geodetická konstrukce je ze dřeva, s plátěným potahem. Podvozek je odpružen gumovými provazci. Poháněn je motorem Rotax 582. Jeho stavba by měla být velmi jednoduchou, nemělo by být nutné téměř žádné speciální vybavení a sestavení by podle výrobce mělo zabrat zhruba 400 až 500 hodin práce. [5]



Obrázek 1.4: Fisher Classic

1.5 Bowers Fly Baby

Jednoduchý jednomístný dolnoplošník s otevřenou kabinou navržený americkým konstruktérem, fotografem a historikem Peterem M. Bowerem v roce 1962 je jedním z mála letadel, které může být jak jednoplošné, tak dvouplošné. Pro dvouplošné provedení se jen vymění křídla - dvouplošník má křídla kratší a mírně šípovitá. Dvouplošná varianta je však výrobně náročnější a kromě zajímavějšího vzhledu nepřináší žádnou velkou výhodu. Letoun má dřevěnou konstrukci s plátěným potahem a pro jeho pohon se používá celá škála různých motorů, nejčastěji však Continental A65 o výkonu 65 HP. Orientační cena za materiál pro stavbu tohoto letounu v USA při použití nových dílů a materiálů, která byla uvedena jedním ze stavitelů Fly Baby, je 8 125 \$ bez motoru a vrtule, tedy přibližně 200 000,- Kč. [6]



Obrázek 1.5: Bowers Fly Baby



Obrázek 1.6: Fly Baby Biplane

Tabulka 1.1: Parametry uvedených letounů

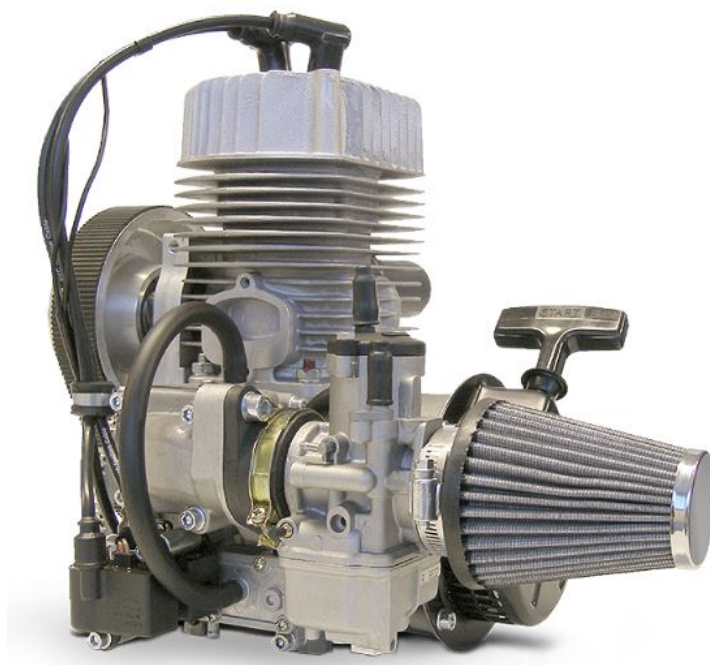
	Mini-MAX	Tipsy Nipper	Fly Baby	FP-303	Fisher Classic
l	4,88 m	4,5 m	5,74 m	5,03 m	5,11 m
l_{kr}	8,08 m	6 m	8,54 m	8,46 m	6,51 m
S	11 m ²	7,29 m ²	12,24 m ²	10,32 m ²	14,32 m ²
n_{max}	+4/-2 g	+4/-2 g	- g	+4,6/-2,3 g	- g
v_H	129 km/h	- km/h	180 km/h	97 km/h	146 km/h
v_c	121 km/h	135 km/h	121 km/h	73 km/h	130 km/h
v_s	65 km/h	- km/h	73 km/h	41 km/h	63 km/h
v_{ne}	177 km/h	- km/h	194 km/h	113 km/h	162 km/h
s_{max}	232 km	400 km	232 km	- km	- km
M_e	181 kg	- kg	274 kg	107 kg	204 kg
M_{MTOW}	318 kg	329 kg	419 kg	204 kg	350 kg

2. Přehled motorů

Po prozkoumání nabídky letadel podobných parametrů a vlastností je potřeba zvolit vhodnou pohonnou jednotku. Použitelných motorů je celá řada, ale je třeba vzít potaz hmotnost, výkon, náročnost provozu a především cenu, protože výsledný letoun má být především velmi levným způsobem, jak se na svět podívat z ptačí perspektivy.

2.1 Hirth F-33

Dvoutaktní vzduchem chlazený jednoválec s karburátorem vyvinutý speciálně pro použití na ultralehkých letounech a motorizovaných padácích či rogalech je jedním z nejlehčích motorů této kategorie. Váží pouhých 12,7 kg. Zajímavým parameterem je jeho TBO (Time Between Overhaul) neboli čas mezi generálními opravami, který dosahuje 1000 hodin, který je počítán pro využívání 75 % výkonu. Další výhodou je, že motor se stále vyrábí a to v továrně v německém Benningen am Neckar, nedaleko Stuttgartu. Servisní služby, technická podpora nebo získání náhradních dílů by tedy neměl být problém. [7]



Obrázek 2.1: Hirth F-33

2.2 Continental A65 / O-170

Plochý čtyřválec Continental A65 je jedním z rodiny motorů O-170 (vojenské označení typu) nebo v civilním označení A50, A65, A75 a A85. Vznikl ve 30. letech v USA, aby poháněl malá civilní i vojenská letadla. Tento motor, vyráběný ve velkých sériích (během let 1938 a 1966 bylo vyrobeno přes 10 000 kusů), poháněl například legendární letoun Piper Cub a také je velmi oblíbeným mezi amatérskými staviteli malých letadel. Oblíbeným se stal pro svou spolehlivost, poměrně vysoký výkon a příznivé pořizovací a provozní náklady. Díky tomu se velmi zasloužil o rozšíření sportovního letectví. I přes to, že jde o velmi starou předválečnou konstrukci, stále platí za spolehlivý motor. [8]



Obrázek 2.2: Continental A65

2.3 Trabant T601 P63/64

Vzduchem chlazený zážehový dvouválec, který se vyráběl pro pohon legendárního "plastového" automobilu Trabant, je díky kompaktním rozměrům, chlazení vzduchem a velké rozšířenosti velmi dostupný a zároveň pro malá letadla oblíbenou volbou amatérských stavitelů. Dále kromě skutečně nízké ceny a jednoduché údržby je výhodou, že díky nízkým pracovním otáčkám není nutné ani instalovat klasický reduktor otáček, ale stačí pouze převod klínovým řemenem nebo může být i přímo spojen s vrtulí. [9]



Obrázek 2.3: Trabant T601 P63/64

2.4 Rotax 277

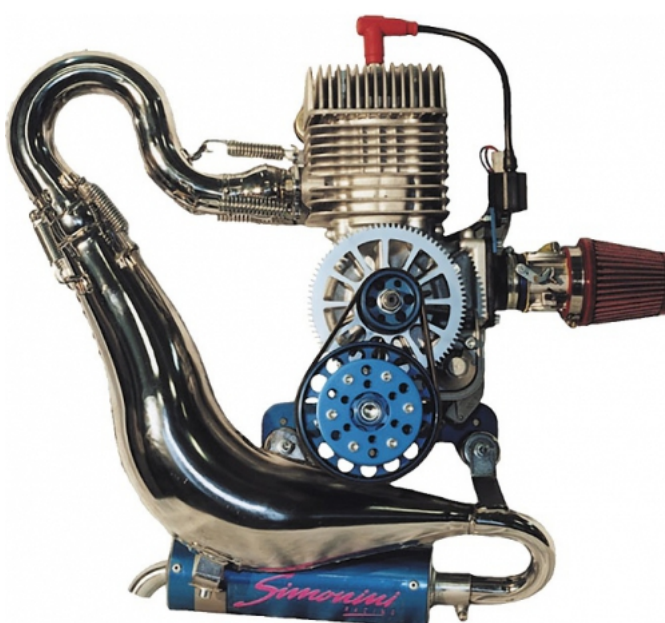
Rotax 277 je rakouský jednoválcový dvoudobý vzduchem chlazený letecký motor, který se sice již nevyrábí, ale mezi amatérskými staviteli v USA se stal velmi populárním a pohání mnoho amatérských konstrukcí, včetně dříve v této práci zmíněného letounu Fisher FP-303. [10]



Obrázek 2.4: Rotax 277

2.5 Simonini Mini 2 Plus

Motor Mini 2 Plus od italské firmy Simonini je dvoudobý vzduchem chlazený jednoválec určený pro ultralehké letouny a motorizované padákové kluzáky. Pokud parametry udané výrobcem jsou pravdivé, měl by být více než postačující i pro použití na letounu navrhovaném v této práci. Komplikací u tohoto motoru však je výfuk. Originální výfuk je navržen tak, aby zbytečně nezvětšoval stavební hloubku motoru, jelikož je zamýšlen především pro pohon padákových kluzáků, a obepíná skříň motoru, jak je patrné na Obrázku 2.5. Pokud by tedy byl použit na navrhovaném letounu, motorový prostor by musel mít poměrně velkou čelní plochu a tedy odpor. Použití jiného výfuku by velice pravděpodobně způsobilo citelnou ztrátu výkonu motoru. [11]



Obrázek 2.5: Simonini Mini 2 Plus

Tabulka 2.1: Parametry uvedených motorů

	Hirth F-33	A65	T601	Rotax 277	Mini 2+
Objem	313 ccm	1800 ccm	594,5 ccm	269 ccm	202 ccm
Počet válců	1	4	2	1	1
Suchá hmotnost	13 kg	77 kg	56 kg	29,5 kg	18,3 kg
Výkon P	18 kW	48 kW	19 kW	19 kW	19 kW
Kompresní poměr	9,5:1	6,3:1	7,6:1	6,7:1	10,5:1
Odhadovaná cena	90 000 Kč	>75 000 Kč	5 000 Kč	60 000 Kč	65 000 Kč
Palivo	Ben. 93 oct.	Ben. 80 oct.	Ben.	Ben.	Ben.

3. Koncepční návrh letounu

Po prozkoumání trhu letounů z přibližně stejné kategorie přichází na řadu koncepční návrh vlastního letounu. V této kapitole bude popsána základní filozofie letounu a budou předvedeny základní návrhové výpočty.

Nyní tedy k základní filozofii letounu. Letoun by měl být jednoduchý na výrobu, jednoduše udržovatelný, ideálně by měl mít i jednoduše přístupná všechna místa, kde na letounu občas bývá potřeba něco prohlédnout nebo doplnit. Tím jsou tedy myšleny jednoduše přístupné servisní otvory pro doplnění a kontrolu hladiny paliva, oleje a dalších provozních kapalin, zároveň lehce přístupná místa pro kontrolu například vedení řídicích táhel nebo lanek.

Přestože hlavním cílem tohoto letounu je dostat svého pilota/stavitele do vzduchu a poté zase bezpečně zpátky na zem za přijatelné náklady, mělo by mít i přitažlivý vzhled. To některé letouny postavené v domácí dílně, navíc v některých extrémních případech vyloženě i stylem "co dům dá", přímo nesplňují. Vzhledem k tomu, že musíme mít stále na mysli především jednoduchost, nabízí se především inspirace letouny z 30. let 20. století, které byly často navrhovány s podobným cílem, jen s jinými materiály. Futuristický vzhled, další z možností, by bylo nutno doplnit něčím futuristickým, co se týče vybavení nebo vlastností, jenže to si přímo protirečí s původní myšlenkou na jednoduché a levné letadlo. Pro myšlenku zkonstruovat letoun podobným těm z 30. let hraje i fakt, že trendem poslední doby, hlavně tedy mimo letectví, je návrat ke "klasikám" dob minulých. Plno produktů se vrací ke svým původním logům nebo designovým prvkům a reklama často prezentuje především tradici značky. V tomto roce, kdy práce vzniká, kdy se slaví stoleté výročí vzniku Československé republiky, je zájem o tradiční nebo na historii odkazující produkty velký zájem. Vzhledem k tomu, že vývoj letadel většinou bývá velmi dlouhý, nákladný a s velkou setrvačností, letecký průmysl si těchto trendů většinou tolik nevšímá. Tento letoun by svou jednoduchou stavbou bez složitých technologií mohl tento trend zachytit.

Přes avizovanou inspiraci klasickými letouny, nebude konstruován jako kopie některého z nich, ale jednotlivé prvky budou možná připomínat konstrukční řešení poplatné té době. Pro umocnění vzhledu z dob pionýrských byla v úvahu i možnost návrhu dvouplošníku. Výpočet spolehlivě fungujícího dvouplošníku je však o něco komplikovanější a v kombinaci s koncepčním návrhem a návrhem technologie výroby by pravděpodobně přesáhl rozsah diplomové práce. Nicméně, vzhledem k tomu, že ve statistice zmíněný letoun od konstruktéra Petera M. Bowerse - FlyBaby, je v praxi ověřený koncept letounu s výměnnými křídly - jedná se tedy o letoun, který s jedněmi křídly může být dolnoplošníkem, nebo po přidání baldachýnu a výměně křídel, může být dvouplošníkem. Tato možnost není vyloučena a

její realizace i v tomto případě by mohla být tématem některé další diplomové práce nebo i soukromé studie.

Pro splnění podmínky jednoduché stavby v jakékoliv průměrně vybavené dílně domácího kutila je potřeba, aby při výrobě nebyly potřeba žádné velké výrobní nebo montážní přípravky, žádné výrobně složité díly, použít co nejvíce standardizovaných součástí, vyhnout se složitějšímu a četnějšímu nýtování a zároveň myslet na navržení dílů tvarově jednodušších, především s jednoduchými tvarovými přechody, které půjdou lehce definovat a následně vyrobit. Po výčtu těchto požadavků je celkem jasné, že kov bude v letounu využit jen minimálně. Tvarovat kovové plechy do složitých aerodynamických tvarů není příliš jednoduché a vyžaduje při nejmenším zdatného klempíře. O ceně plechových polotovarů, potřebě strojů pro přesné stříhání plechů a různých přípravků ani nemluvě. Cena překližky či dřeva použitelného pro stavbu letadel již také není nízká. Tím pádem zbývají kompozitní materiály a mezi těmi cenou a jednoduchostí jasně vítězí tkaniny ze skelného vlákna s epoxidovou pryskyřicí. Uhlíkové kompozity by v tomto případě cenově ani technologicky nepomohly. Cena skelných tkanin začíná již od 23 Kč za m² [18] a to se již jedná o vysokopevnostní skelné tkaniny vhodné přímo pro použití na stavbu letadel.

Při návrhu letounu tedy bude nutné pamatovat na zvolenou technologii výroby - konstrukce tedy bude kompozitní s využitím skelných tkanin a epoxidové pryskyřice. Drtivá většina spojů bude řešena lepením, nýtové nebo šroubové spoje by měly být využity jen výjimečně v nutných situacích.

Maximální hmotnost letounu M_{TOW} je pro jednomístný UL letoun stanovena předpisem UL-2 v hodnotě 300 kg. Minimální rychlost letounu v_{s0} nesmí být vyšší než 65 km/h. [1]

Tabulka 3.1: Základní parametry

Max. vzletová hmotnost M_{MTOW}	300 kg
Minimální rychlost v_{s0}	65 km/h = 18,05 m/s

Dále aby byl letoun odlišný od většiny amatérských letadlových konstrukcí, které jsou běžně k vidění na českých letištích, bude navrhnout jako dolnoplošník s obdélníkovým křídlem. Amatérsky stavěných dolnoplošníků je na první pohled o něco méně a vzhledem k předpokládaným malým rozměrům by letoun s křídlem ukotveným v dolní části trupu mohl vypadat o něco elegantněji než hornoplošník, které většinou tvarově připomínají spíše rogalo nebo motorizovaný padák. Navíc pro uchování elegantního vzhledu a evokování dojmu klasického letadla z pionýrských dob, bude letoun ponechán bez uzavřeného kokpitu. Pouze s jednoduchým čelním štítkem. Pilot by tedy měl získat skutečně zážitky jako pionýři letectví. Přístrojové vybavení je zamýšleno také jen na nejnútnejším minimu.

3.1 Křídlo

Tím nejdůležitějším prvkem každého letounu, který je nutné určit jako první, je křídlo. Křídlo bylo zvoleno přímé obdélníkové. Je to hned z několika důvodů. Prvním je především usnadnění výroby, protože obdélníkové křídlo může mít všechna žebra stejná, až na různé možnosti dělení v oblasti křídélka. Vyrobit potah pro obdélníkové křídlo je také jednodušší,

půdorys skelné tkaniny pro potažení křídla bude obdélníkový, není potřeba myslet na nějaké zúžení či dokonce záhyby. Dalším důvodem pro volbu přímého obdélníkového křídla jsou jeho příznivé letové vlastnosti. Odtrhávání proudu se na obdélníkovém křídle děje směrem od trupu, tím pádem křídélka jsou účinná i při pádových rychlostech a letadlo bývá dobře říditelné i při přetažení. Snaha o co největší nezáladnost řízení letounu je také na místě, protože díky stavbě v neprofesionálních podmínkách je větší šance na výskyt nepřesnosti, která by u komplikovaněji navrženého letounu mohla způsobit nečekanou záladnost řízení a teoreticky mít i fatální následky.

Letoun bude navrhován jako dolnoplošník. Tato konfigurace sice omezuje výhled směrem dolů, ale vzhledově více připomíná klasická letadla a především zjednodušuje řešení pilotního prostoru a snižuje celkovou výšku letounu, což má pozitivní vliv na odpor letounu. Tím, že se pilot nemusí vejít pod křídlo, může být letoun nižší. Zároveň není nutno řešit přístup do kabiny, který se u hornoplošníků řeší buďto jen bočním otvorem nebo rovnou dveřmi. Ať tak, či tak, tento otvor přeruší jakýkoliv podélný trupový nosník nebo podélné trupové výztuhy a vyžaduje komplikovanější přenos sil a namáhání. Při zvolení dolnoplošníku může být trup celý nedělený a vstup do kabiny bude shora výřezem v trupu.

Křídlo bude uchyceno ve spodní části trupu pomocí klasických kovových závěsů - vidlice a oka. Tato možnost byla upřednostněna před jinými způsoby uchycení opět z důvodu jednoduchosti. Jednou z alternativních možností bylo křídlo průběžné, ale vzhledem k požadavku na vyrobiteľnost v běžné dílně by průběžné křídlo vyšlo pravděpodobně příliš dlouhé a zároveň by zvyšovalo trup, což není žádoucí. Jinou alternativou bylo využití krakorců, které by se buďto zasunuly jeden do druhého nebo takové, které by se vsunuly do tuhého uložení (pravděpodobně uzavřeného profilu) v trupu a k němu přišroubovaly. To by ale opět příliš nepomohlo s výškou trupu, protože pokud by křídlo nevyšlo někam do míst za sedadlo pilota, musela by být zvýšena pozice pilota.

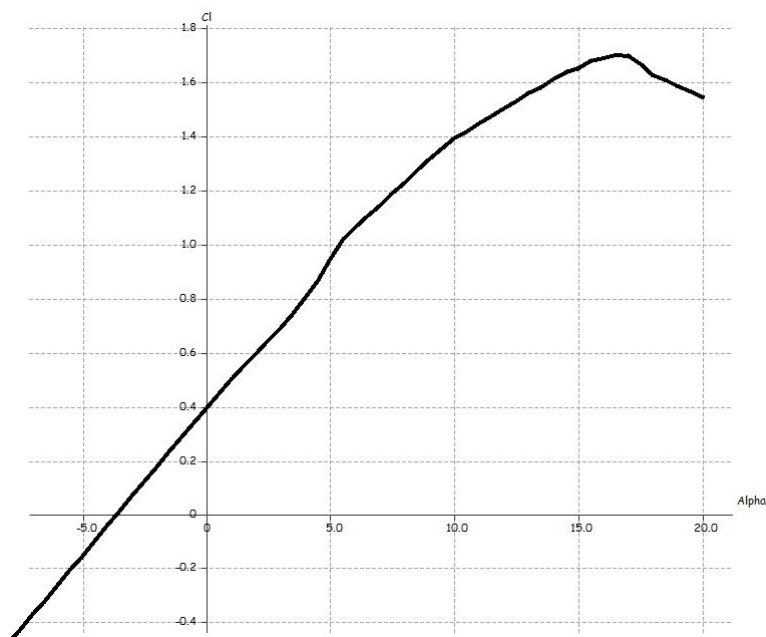
Křídlo bude koncipováno jako jednonosníkové s hlavním a pomocným nosníkem. Oba nosníky budou tvořeny dvěma vylaminovanými širokými a nízkými U-profilů o nestejných šířkách přiloženými proti sobě, tvořícími stojiny. Lemy širších U-profilů z každého z párů, do nichž bude vlepen pás skelné tkaniny s jednosměrně orientovanými vlákny, budou tvořit pásnice.

Při výběru profilu křídla byl pro potřebu výrobně nenáročného tvaru výběr zúžen na profily s plochou spodní stranou, díky které bude při výrobě křídla možné vylaminovat potah jako desku, přilepit v předem definovaných místech tvarová žebra a následně desku jen ohnout kolem žebor do potřebného tvaru. Zároveň, vzhledem k tomu, že se v tomto případě nejedná o nijak aerodynamicky převratný a hranice poznání posunující stroj, bylo žádoucí, aby profil byl dobře známý, prověřený časem a bylo k němu plno dostupných informací a tunelových měření. Po zvážení těch požadavků byl zvolen profil Clark Y.

Vzepětí křídla, které by mělo zajistit dostatečnou příčnou stabilitu bylo zvoleno $+5^\circ$. Hodnota byla zvolena čistě dle statistiky. Její vliv na skutečnou říditelnost není předmětem této diplomové práce.

Pro prvotní odhad plochy křídla bylo použito profilových charakteristik profilu Clark Y z programu xflr5 pro Reynoldsovo číslo $Re = 1,5 \cdot 10^6$. Zvolenou geometrií křídla je obdélníkový tvar, proto je opravný součinitel pro výpočet maximálního vztlaku křídla při předběžném návrhu $k = 0,88$. Maximální hodnota součinitele vztlaku profilu byla ode-

čtena z grafu vztlakové čáry (viz Obrázek 3.1) $C_{lmax} = 1,695$. Křídlo bude konstruováno bez klapky, aby bylo co nejjednodušší nejen výrobně, ale i na ovládání.



Obrázek 3.1: Vztlaková čára profilu Clark Y z programu xfr5 pro Reynoldsovo číslo $Re = 1,5 \cdot 10^6$

Max. součinitel vztlaku křídla C_{Lmax} je potom

$$C_{Lmax} = C_{lmax} \cdot k = 1,695 \cdot 0,88 = 1,492 \quad (3.1)$$

Výpočet plochy křídla vychází z rovnice rovnováhy mezi tíhou letounu G a vztlakovou silou Y

$$Y = G \quad (3.2)$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{S1}^2 \cdot C_{Lmax} \cdot S = m \cdot g \quad (3.3)$$

Po upravení rovnice 3.3 a dosazení maximální hmotnosti letounu M_{TOW} za m dostaneme minimální potřebnou plochu křídla

$$S_{min} = \frac{2 \cdot M_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot v_{s0}^2} \quad (3.4)$$

$$S_{min} = \frac{2 \cdot 300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,49 \cdot 18,06^2}$$

$$S_{min} = 9,88 \text{ m}^2$$

kde g je gravitační konstanta s uvažovanou hodnotou $g = 9,81 \text{ m/s}^2$; hustota vzduchu ρ je brána podle mezinárodní standardní atmosféry MSA jako $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$. Pro další výpočty byla zvolena plocha křídla 10 m^2 . Tato volba zjednoduší počty a poskytne alespoň malou rezervu od předpisem dané nejvyšší možné hodnoty minimální rychlosti letounu.

Dále bylo potřeba určit základní geometrické parametry křídla. Podle statistiky bylo patrné, že většina letounů podobné kategorie má rozpětí přibližně 8 m. Pro jednoduchost bylo tedy rozpětí l zvoleno rovných 8 m a pro vytvoření zvolené plochy 10 m^2 je tedy hloubka křídla $b = 1,25 \text{ m}$.

3.2 Ocasní plochy

Ocasní plochy mají dvojí funkci. Jednak směrového a výškového kormidla, ale také zajišťují směrovou a podélnou stabilitu. Pro plnění těchto funkcí však nutně nepotřebují aerodynamický profil, pokud letadlo nemá ambice létat příliš vysokými rychlostmi. Odpor vznikající při nižších rychlostech, který bychom teoreticky ušetřili by nejspíše nevyvážil pracnost výroby ocasních ploch s profilem. Za takovéto situace se tedy nemusí až tak hledět na aerodynamickou čistotu ocasních ploch a je možné se zabývat více jejich estetickou funkcí. Ocasní plochy velmi významným způsobem ovlivňují siluetu letounu a celkový dojem z něj. Proto není příliš vhodné udělat ocasní plochy jen obdélníkové, což by se, po návrhu křídla stejným stylem, mohlo nabízet. V tomto případě dostatečně poslouží ocasní plochy tvořené deskou, která se ovšem vyřízne nebo jinak upraví do požadovaného tvaru.

Ocasní plochy budou klasického provedení. Jak svislé, tak vodorovné, budou z důvodu co nejjednodušší konstrukce a výroby tvořeny zalaminovanými polystyrenovými deskami s jedním nosníkem a vyztuženy budou lanky vedoucími z trupu letounu a z pevné části svislé ocasní plochy.

3.2.1 Vodorovné ocasní plochy

V prvním přiblížení se při návrhu vodorovných ocasních ploch (VOP) vychází ze statistických údajů na základě běžně se vyskytujících mohutností VOP H_{VOP} , ty se u malých letadel pohybují mezi hodnotami 0,4 a 0,6. Mohutnost VOP je dána vztahem 3.5 a byla zvolena 0,4.

$$H_{VOP} = \frac{L_{VOP} \cdot S_{VOP}}{S \cdot b} \sim 0,4 \quad (3.5)$$

Rameno VOL se běžně volí jako 2,5- až 3,5-násobek střední aerodynamické tětiny křídla, v tomto případě jednotné hloubky křídla, která je 1,25 m. Po dosažení předběžně odhadované velikosti ramene VOP $L_{VOP} = 2,5 \cdot 1,25 = 3,125$ m do rovnice 3.6 vzniklé úpravou rovnice 3.5 pro výpočet mohutnosti H_{VOP} a výše zvolených parametrů můžeme spočítat plochu VOP S_{VOP} :

$$S_{VOP} = \frac{H_{VOP} \cdot S \cdot b}{L_{VOP}} \quad (3.6)$$
$$S_{VOP} = \frac{0,4 \cdot 10 \cdot 1,25}{3,125} = 1,6 \text{ m}^2$$

3.2.2 Svislá ocasní plocha

Podobný výpočet jako pro VOP nyní provedeme i pro svislou ocasní plochu. Hodnota mohutnosti SOP H_{SOP} se obvykle volí rovna přibližně 0,03. Rameno L_{SOP} bychom chtěli přibližně stejné jako rameno L_{VOP} , jen bude z konstrukčních důvodů pravděpodobně lepší ho zvolit o něco delší. Zvoleno tedy bylo $L_{SOP} = 3,25$ m.

$$H_{SOP} = \frac{L_{SOP} \cdot S_{SOP}}{S \cdot l} \sim 0,03 \quad (3.7)$$

Po úpravě dostaneme rovnici pro výpočet S_{SOP}

$$S_{SOP} = \frac{H_{SOP} \cdot S \cdot l}{L_{SOP}} \quad (3.8)$$
$$S_{SOP} = \frac{0,03 \cdot 10 \cdot 8}{3,25} = 0,738 \text{ m}^2$$

3.3 Trup

V tuto chvíli, kdy jsou známy alespoň předběžné parametry křídla a ocasních ploch, které délkou svých vypočtených ramen výrazně ovlivňují výslednou délku trupu, můžeme se zabývat návrhem trupu.

Trup bude navrhován tak, aby jej bylo možné "obalit" přilepením tenkých laminátových desek, které budou tvořit potah dělený na panely. Půjde tedy nosníkovou pološkořepinu tvořenou čtyřmi průběžnými nosníky, nosným potahem, který bude přilepen na nosníky a přepážky. Průřez trupu bude téměř obdélníkový, jen horní rohy onoho obdélníku

budou výrazně zaoblené, a od místa sedadla pilota směrem k ocasním plochám se bude zmenšovat. Tvar trupu a vzájemná poloha nosníků bude zaručen několika přepážkami - 1. protipožární přepážkou, 2. přepážkou tvořící zároveň palubní desku, 3. přepážkou, která bude uzavírat pilotní prostor a bude na ní nebo k ní připevněna sedačka pilota, 4. přepážkou zaručující tvar trupu v zadní části trupu, zužující se směrem k ocasním plochám a konečnou 5. přepážkou, která bude uzavírat trupovou část a zároveň bude sloužit k napojení ocasní části trupu. Tato ocasní část trupu bude samostatný celek, ve kterém bude svislá ocasní plocha již při výrobě napevno spojena s koncovou částí trupu. Ta kromě uzavření trupu a nesení svislé ocasní plochy bude osazena závěsy pro nesení vodorovných ocasních ploch, závěsy pro upnutí k nim příslušných výztužných lanek, bude k ní připevněno ostruhové kolo a také ve svých útrokách bude skrývat páky řídicího mechanismu obou dvou kormidel - výškového i směrového. Vzhledem k předpokládanému vysokému namáhání bude tato koncová část vyztužena zalaminovanými deskami z překližky. Právě skrz zalaminované překližkové desky budou k trupu připevněny opět kovové závěsy, které budou celkem dva, pro každou vodorovnou ocasní plochu jeden v místě nosníku.

Prostor pilotní kabiny bude koncipován jako otevřený, pouze s čelním štítkem. Sedadlo bude nejspíše pouze plátěné, ale mohlo by být i z laminátových desek se zalaminovanými překližkovými destičkami v místech uchycení bezpečnostních popruhů. Boky a podlaha pilotní kabiny budou zesíleny, protože ponесou zatížení od podvozku a od křídel.

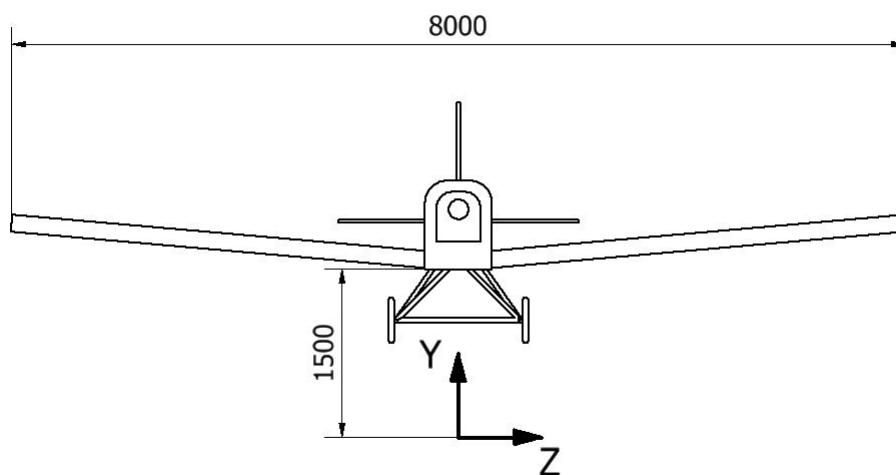
Počátek souřadnicového systému byl umístěn 1500 mm před protipožární přepážku letounu a 1500 mm pod spodní stranu potahu trupu v místě protipožární přepážky. Je patrný na Obrázcích 3.2, 3.3 a 3.4. Na těchto obrázcích jsou zároveň patrné základní tvary letounu. Na tuto přepážku padla volba kvůli tomu, že letoun je navrhován s tím, že by neměl být problém osadit ho víceméně jakýmkoliv motorem běžně používaným v kategorii ultralehkých letounů. Tím pádem se z protipožární přepážky, která zároveň bude sloužit k ukotvení motorového lože, stává ideální referenční bod, který lze ihned najít a jednoduše od něj měřit ramena jednotlivých prvků, které by měly jakýkoliv vliv na polohu centráže.

3.4 Podvozek

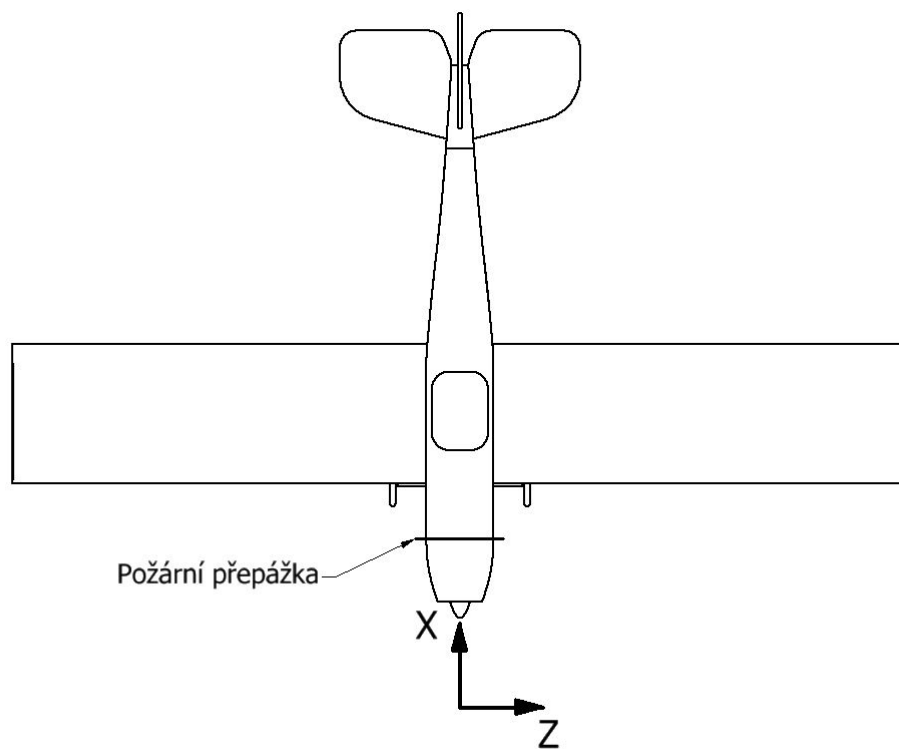
Podvozek letounu byl zvolen ostruhový s hlavním podvozkem uchyceným v přední části trupu do podlahy a otočným ostruhovým kolem uchyceným na konci trupu, jak bylo popsáno již výše. Na podvozek s ostruhou padla volba z praktických i estetických důvodů. Druhá z běžných možností uspořádání podvozku - s příd'ovým kolem - většinou vychází těžší, ale především by příd'ové kolo naprosto zkazilo vzhled letounu. Hlavní podvozek bude pro potřeby tohoto návrhu uvažován nápravový z několika trubek a s odpružením gumovými provazci s gumovými dorazy. Hlavním požadavkem je dle předpisu dodržení vzdálenosti 170 mm mezi špičkou vrtule a zemí při maximálně stlačeném podvozku. Určit konkrétní parametry podvozku však není cílem této diplomové práce, a proto budou v modelech brány jen jako ilustrační.

3.5 Pohonná jednotka

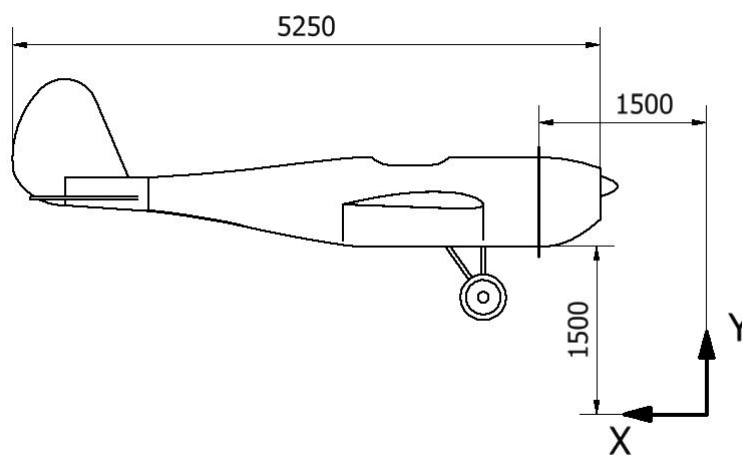
Velkou předností letounu, navrhovaného v této práci, bude naprostá variabilita pohonných jednotek. Letoun je v podstatě navrhován bez nosové části trupu. Ta by se vždy upravila dle použitého motoru. Základní návrh počítá s upraveným automobilovým motorem Trabant, který je možno vidět v amatérsky stavěných letounech poměrně často, je s přehledem nejlevnější, výkon má postačující a především je, alespoň z motorů zmíněných v předchozí kapitole, nejtěžší. To není myšleno jako výhoda motoru, ale výhoda návrhu. Trup, poloha křídel a centráž bude napočítána pro nejhorší z možných případů, všechny ostatní pohonné jednotky, které jsou lehčí by se jednoduše připevnilly na motorové lože, které by poskytovalo delší rameno od těžiště a tím pádem by se kompenzovala nižší hmotnost.



Obrázek 3.2: Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled zepředu



Obrázek 3.3: Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled shora



Obrázek 3.4: Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled z boku

4. Předběžný hmotový rozbor

Po definování základních parametrů geometrie letounu je potřeba navrženou koncepci letounu zkontrolovat předběžným hmotovým rozbohem. Vhodný rozsah poloh centráže pro letové případy je přibližně (20-35) % b_{SAT} . Pro tento výpočet byly použity procentuální hmotnosti jednotlivých částí letounu a polohy jejich těžišť byly odhadnuty z prvotních návrhů.

Tabulka 4.1: Rozvržení hmot prázdného letounu

Pevné položky	Hmotnost		Poloha
	m [% M_e]	m [kg]	
motorové kryty	0,74	1,33	1,2
střední část trupu	7	12,6	2,5
překryt	2,78	5	2,4
zadní část trupu	4	7,2	4,1
křídlo levé	14,15	25,47	2,5
křídlo pravé	14,15	25,47	2,5
VOP levá	1,2	2,16	5,4
VOP pravá	1,2	2,16	5,4
SOP	1,85	3,33	5,6
motor	33	59,4	1,1
motorové lože	1,48	2,66	1,2
vrtule	2,22	4	0,95
levá noha	2,69	4,84	2,25
pravá noha	2,69	4,84	2,25
ostruha	1,9	3,42	5,6
řízení křídla	1,48	2,66	2
řízení VOP a SOP	1,11	2	4,5
kokpit	2	3,56	2,5
přístroje	1,42	2,56	1,7
baterie	3	5,33	1,6

Po oměření a odhadnutí přibližných poloh těžišť jednotlivých částí letounu byly tyto údaje vloženy do tabulky s procentuálními hmotnostmi oněch částí. Polohy a předpokládané hmotnosti neměnných položek jsou patrné v Tabulce 4.1. Hmotnost prázdného letounu pro určení předpokládaných hmotností byla zvolena 180 kg.

Následuje tabulka 4.2, ukazuje polohy proměnných položek, jejichž proměnnou kom-

binací dále bude vytvořena hmotová obálka. Jejich maximální součet může být 120 kg, aby byla splněna podmínka předpisu na maximální vzletovou hmotnost $M_{TOW} = 300$ kg.

Maximální hmotnost paliva je 20 kg, protože standardní nádrž pro motor Trabant T601 P63/64, který je uvažován pro tento návrh, má objem 26,5 l, tedy při počítané hustotě benzínu $0,75 \text{ kg/m}^3$ necelých 20 kg. Minimální hmotnost paliva byla počítána jako množství paliva potřebné pro půlhodinu letu. Na tuto půlhodinu byla uvažována spotřeba 12,5 l/h. Ta vychází z dohledané maximální spotřeby 10 l/100 km, která je předpokládána pro maximální výkon a tedy k získání a udržení maximální rychlosti - udávaných 100 km/h [9], a je povýšena o 2,5 l/h, aby výpočet počítal s možností, že v leteckém použití bude mít motor spotřebu ještě vyšší. Spotřeba 12,5 l/h znamená 6,25 l paliva na půl hodiny letu, což po převodu dává $m_{pal_{min}} = 4,7$ kg.

Hmotnost pilota musí být dle předpisu UL-2 nejméně 90 kg pro ověření letových vlastností. V tomto případě bude počítáno s vyšší maximální hmotností - 100 kg. Minimální hmotnost pilota pro vytvoření hmotové obálky smí být 70 kg.

Tabulka 4.2: Rozvržení proměnlivých hmot letounu

Proměnné položky	Hmotnost m [kg]	Poloha x [m]
nádrž	4,7 - 20	1,3
posádka	70 - 100	2,8
zavazadla	0 - 10	3,1

K určení polohy těžiště letounu x_T bylo využito následujícího vztahu

$$x_T[m] = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (4.1)$$

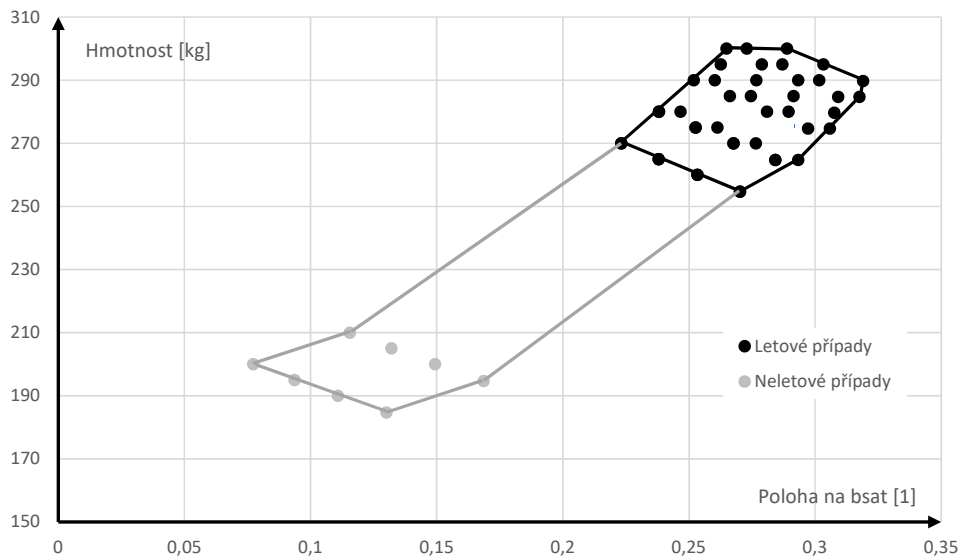
$$x_T[-] = \frac{x_T - x_{0kr}}{b_{SAT}} \quad (4.2)$$

kde x_{0kr} je poloha počátku křídla.

Výsledná poloha těžiště letounu se odvíjí právě od proměnných položek - množství paliva v nádrži, hmotnosti pilota a hmotnosti zavazadel. Možné varianty a výsledný rozsah centráže vůči střední aerodynamické těživě křídla jsou uvedeny v Tabulce 4.1. Z grafu je zároveň patrné, že rozsah centrází je od 22,3 % b_{SAT} do 31,9 % b_{SAT} , což je ve vhodném rozsahu.

Přední hodnoty centrází vychází pro pilota o hmotnosti 70 kg. Řiditelnost při této konfiguraci by bylo lépe ověřit početně a poté i prakticky, ale můžeme předpokládat zhoršené vlastnosti a stálo by minimálně za úvahu, jestli v případě takto lehkého pilota nezatížit letoun nějakým balastem, či jiným závažím.

V kapitole pojednávající o koncepčním návrhu letounu bylo uvedeno, že letoun by měl být jednoduše adaptovatelný na téměř jakýkoliv jiný motor, vhodný pro letecké využití, jen zkonstruováním jiného motorového lože. To by teoreticky mělo být protáhlejší než motorové lože potřebné pro motor Trabant, protože alespoň podle přehledu motorů



Obrázek 4.1: Hmotová obálka pro letové i neletové případy

uvedeného v této práci, vychází motor trabant v této kategorii "malých" motorů jako nejtěžší. Mělo by tedy posunout těžiště neseného motoru více dopředu, dále od protipožární přepážky.

O kolik dopředu by se motorové lože mělo přibližně protáhnout, zjistíme, pokud do tabulky neměnných položek dosadíme hmotnost některého z alternativních motorů. Pro záměnu není vhodný motor Simonini Mini 2 Plus, který sice má také téměř stejný výkon, ale je již tak výrazně lehčí, že by lože muselo být nesmyslně dlouhé. Pro ilustraci tedy zvolím motor Rotax 277, který má téměř identický výkon, oproti Trabantu má téměř přesně poloviční hmotnost, tedy 29,5 kg. Změna poloh těžišť je patrná v následující Tabulce 4.3, kde můžeme pozorovat nucený posun těžiště motoru o 0,6 m vpřed, celkem tedy již 1,1 m od protipožární přepážky. Kromě těžiště motoru se tedy zákonitě posunou i těžiště motorového lože, motorových krytů a vhodné je posunout i uložení baterie.

Tabulka 4.3: Rozvržení hmot prázdného letounu s motorem Rotax 277

Pevné položky	Hmotnost m [kg]	Poloha x [m]
motorové kryty	3	0,6
střední část trupu	12,6	2,5
překryt	5	2,4
zadní část trupu	7,2	4,1
křídlo levé	25,47	2,5
křídlo pravé	25,47	2,5
VOP levá	2,16	5,4
VOP pravá	2,16	5,4
SOP	3,33	5,6
motor	29,5	0,5
motorové lože	4	0,5
vrtule	4	0,4
levá noha	4,84	2,25
pravá noha	4,84	2,25
ostruha	3,42	5,6
řízení křídla	2,66	2
řízení VOP a SOP	2	4,5
kokpit	3,56	2,5
přístroje	2,55	1,7
baterie	5,33	0,6

5. Základní aerodynamický výpočet

Každý návrh letounu je potřeba početně ověřit, že má vhodné vlastnosti a parametry, aby se dokázal dostat do vzduchu, být v něm dostatečně stabilní i ovladatelný a následně musí dokázat dostat svou posádku opět bezpečně na zem. Takovéto výpočty bývají velmi komplikované, často téměř neproveditelné bez využití složitých výpočetních modelů, programů a techniky. Avšak pro malá letadla klasické koncepce se známými profily, je možno využít mnoho laboratorně již několikrát ověřených zjednodušujících vztahů a grafů, které s dostatečnou přesností zaručí požadované vlastnosti a chování letounu v reálných podmínkách.

V této kapitole budou stanoveny základní aerodynamické charakteristiky letounu. Nejprve přesnějším výpočtem charakteristik křídla, který se bude opírat o data z výpočetních programů Glauert III a xflr5, dále zanesením vlivu trupu letounu a vodorovných ocasních ploch na vztlakovou čáru letounu dle metodiky uvedené panem Roskamem v jeho díle *Airplane Design, Part VI* [12]. V rámci výpočtu vlivu vodorovných ocasních ploch na vztlakovou čáru letounu bude také přesněji vypočtena potřebná plocha vodorovných ocasních ploch. Následovat bude výpočet odporu letounu, který ověří zda je zvolená konfigurace vhodná. V poslední části této kapitoly bude proveden výpočet klopivých momentů a ověřena podélná stabilita letounu. Uvedené výpočty budou z větší části dle metodiky od pana Roskama [12], občas zastoupené postupem od pana Torebeeka [15] a při výpočtu odporu trupu letounu bude využito empirického vztahu uvedeného v díle Dr. Ing. Sigharda F. Hoernera [17].

5.1 Vztlaková čára křídla

Pomocí výpočetních programů xflr5 a Glauert III a zpracováním dat, jež jsou jejich výstupy, budou provedeny přesnější výpočty popisující průběh součinitele vztlaku po rozpětí křídla, podle kterých bude možno přepočítat minimální potřebnou plochu křídla. Výsledná minimální potřebná plocha ovlivní konečně zvolenou geometrii křídla.

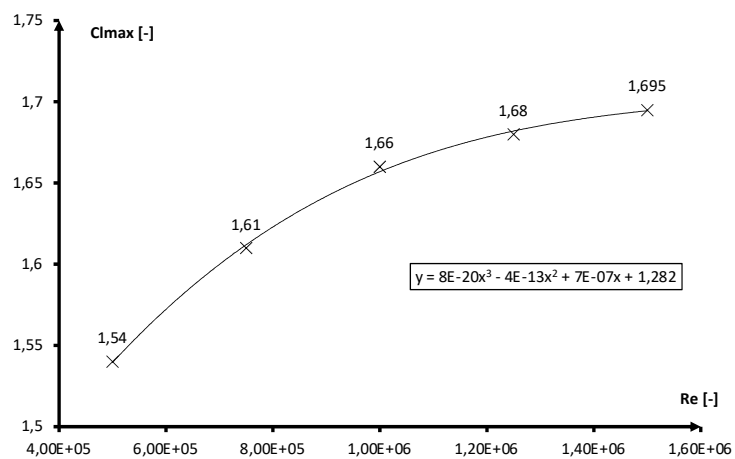
5.1.1 Optimalizace geometrie křídla

Profilové charakteristiky použité pro výpočet rozložení vztlaku v programu Glauert III byly předem vypočteny v programu xflr5. Výstupy z tohoto programu jsou - max. součinitel vztlaku profilu $C_{lmax} = 1,695$, stoupání vztlakové čáry profilu $C_l^\alpha = 5,73$ a úhel nulového vztlaku $\alpha_0 = -3,58^\circ$.

Rovněž pomocí výstupů z programu xflr5 byla stanovena závislost max. součinitele

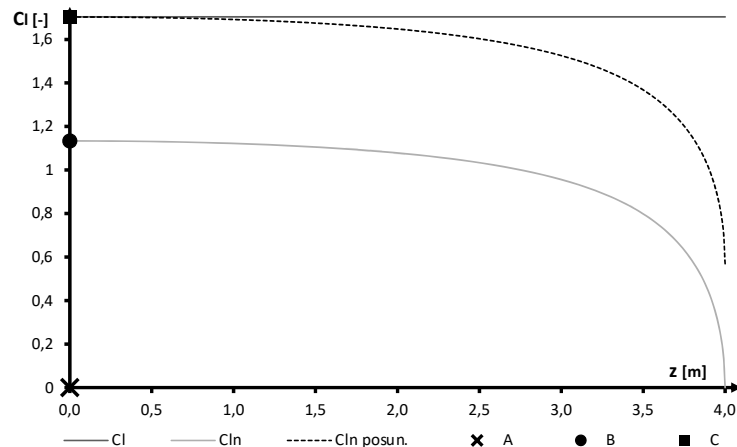
vztlaku profilu na Reynoldsově čísle. Hodnoty max. součinitele vztlaku byly proloženy logaritmickou funkcí (Obrázek 5.1)

Obrázek 5.1: Závislost max. součinitele vztlaku profilu na Reynoldsově čísle



Podle takto stanovené závislosti $C_{lmax} = f(Re)$ a závislosti Reynoldsova čísla na hloubce křídla v místě řezu bylo určeno rozložení součinitele vztlaku po rozpětí a zároveň poloha počátku odtrhávání proudu. Na Obrázku 5.2 je patrné, že toto místo je hned v ose křídla, v místě protnutí posunuté křivky normálního součinitele vztlaku, tedy v místě bodu C.

Obrázek 5.2: Rozložení vztlaku po křídle pro $\lambda = 6,4$



Maximální součinitel vztlaku křídla byla určena pomocí následujícího vzorce převzatého z [13]

$$C_{Lmax} = \frac{AC}{AB} \quad (5.1)$$

$$C_{Lmax} = \frac{1,704}{1,134} = 1,502$$

Tímto způsobem přepočítaný součinitel vztlaku vyšel vyšší než součinitel použitý v předběžném návrhu. Po dosazení do vzorce 3.4 vyjde $S_{min} = 9,81 \text{ m}^2$, což je ještě nižší hodnota, než vyšla v předběžném návrhu a zvolená plocha a geometrie křídla se tedy měnit nemusí.

Všechny parametry geometrie křídla následují v Tabulce 5.1

5.1.2 Kontrola zásoby součinitele vztlaku na odtržení v oblasti křídélka

Z důvodu říditelnosti je vhodné, aby při počátku odtrhávání proudu od křídla byla na křídélku stále zásoba součinitele vztlaku alespoň 0,1. Jinak by se při odtrhávání proudu mohlo stát letadlo neovladatelným. Pro zvolenou geometrii, byla určena poloha středu rozpětí křídélka. Vzhledem k celkovému rozložení křídla a velikosti křídélka $l_{kr} = 1,2 \text{ m}$, vychází střed rozpětí křídélka do vzdálenosti 3,35 m od osy letounu. V tomto místě je zásoba součinitele vztlaku

Tabulka 5.1: Parametry zvolené geometrie

štíhlost	λ	6,4
zúžení	η	1
rozpětí	l	8 m
plocha křídla	S	10 m^2
hloubka kořenového profilu	b_0	1,25 m
hloubka koncového profilu	b_k	1,25 m
max. součinitel vztlaku	C_{Lmax}	1,502
stoupání vztlakové čáry	C_l^α	4,289 rad^{-1}

$$C_L = 1,704 - 1,374 = 0,330 \geq 0,1 \quad (5.2)$$

tedy vyhovující. To znamená, že křídlo není nutné nijak geometricky kroutit.

5.1.3 Vztlaková čára křídla

Pro konstrukci vztlakové čáry byly použity parametry vypočtené pomocí programu Glauert III:

Tabulka 5.2: Parametry vztlakové čáry křídla

max. součinitel vztlaku křídla	C_{Lmax}	1,502
úhel nulového vztlaku křídla	α_0	-3,58 °
stoupání vztlakové čáry křídla	C_l^α	4,289 rad^{-1}

Pro vzdálenost mezi průsečíkem lineární části vztlakové čáry s max. součinitelem vztlaku vrcholem zaoblení byla použita hodnota 2 °.

Závislost lineární části vztlakové čáry byla stanovena jako:

$$C_L = f(\alpha) = C_l^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (5.3)$$

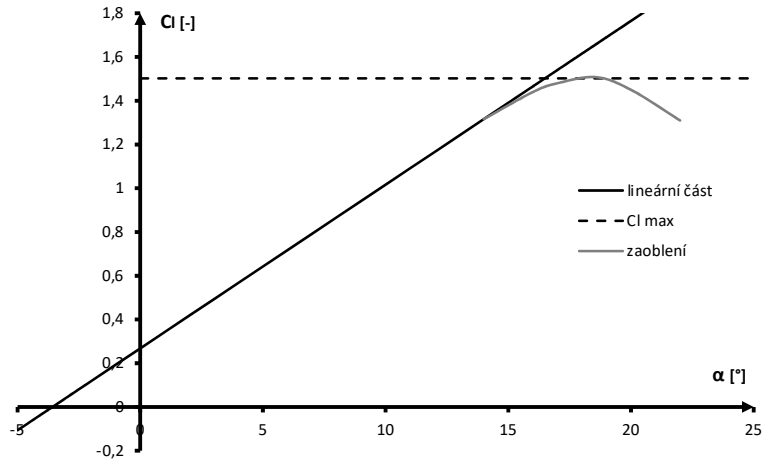
5.2 Vztlaková čára letounu

Tato podkapitola se zabývá výpočtem vlivu trupu a ocasních ploch letounu na aerodynamické charakteristiky podle metodiky ze série Airplane design od J. Roskama [12], konkrétně vliv na průběh vztlakové čáry.

5.2.1 Křídlo a trup

Změnu stoupání vztlakové čáry od trupu realizuje součinitel K_{WF} [12], tedy

Obrázek 5.3: Vztlaková čára křídla



$$C_{L\alpha_{WF}} = C_{L\alpha_W} \cdot K_{WF} \quad (5.4)$$

kde součinitel K_{WF} se určí podle vztahu

$$K_{WF} = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right) + 0,25 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right)^2 \quad (5.5)$$

kde d_f je ekvivalentní průměr kruhového trupu se stejnou plochou průřezu $S_F = 0,48 \text{ m}^2$, která je kombinací šířky trupu $b_f = 0,6 \text{ m}$ a výšky trupu (bez štítu chránícího pilota) $h_f = 0,8 \text{ m}$. Hodnota b je zde rozpětí křídel $b = 8 \text{ m}$.

$$d_f = \sqrt{\frac{4 \cdot S_f}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,48}{\pi}} = 0,78 \text{ m} \quad (5.6)$$

Potom součinitel K_{WF} je

$$K_{WF} = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{0,78}{8}\right) + 0,25 \cdot \left(\frac{0,78}{8}\right)^2 = 1,005$$

Stoupání vztlakové čáry křídlo + trup je tedy

$$C_{L\alpha_{WF}} = 4,289 \cdot 1,005 = 4,310 \text{ rad}^{-1}$$

Úhel nulového vztlaku se změní o úhel nastavení křídla vůči ose trupu i_W . Tento úhel byl pro jednodušší montáž zvolen $i_W = 2^\circ$. Je to z toho důvodu, že spodní rovná strana křídla je vůči těživě profilu pod úhlem právě 2° . Po tomto nastavení tedy bude rovnoběžně se spodní stranou trupu. Úhel nulového vztlaku je tedy

$$\alpha_{0WF} = \alpha_{0W} - i_W = -3,58 - 2 = -5,58^\circ \quad (5.7)$$

Vliv trupu na polohu aerodynamického středu letounu se vypočte dle Torenbeeka [15] pomocí následujícího vzorce 5.8. Poloha aerodynamického středu křídla je brána jako $\bar{x}_{acW} = 0,25$

$$\bar{x}_{acWF} = \bar{x}_{acW} + \frac{\Delta f_1 x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{\Delta f_2 x_{ac}}{\bar{c}} \quad (5.8)$$

kde vliv trupu mimo křídla (dominantní je vliv přední části trupu) je zahrnut ve vztahu

$$\frac{\Delta f_1 x_{ac}}{\bar{c}} = -\frac{1,8}{C_{L0WF}} \cdot \frac{b_f \cdot h_f \cdot l_{fn}}{S \cdot \bar{c}} = -\frac{1,8}{4,289} \cdot \frac{0,6 \cdot 0,8 \cdot 1,05}{10 \cdot 1,25} = -0,0169 \quad (5.9)$$

kde $l_{fn} = 1,05$ m je délka nosové části letounu.

Člen zohledňující úbytek vztlaku v místě trupu je

$$\frac{\Delta f_2 x_{ac}}{\bar{c}} = \frac{0,273}{1 + \lambda} \cdot \frac{b_f \cdot c_g \cdot (b - b_f)}{\bar{c}^2 \cdot (b + 2,15 \cdot b_f)} \cdot tg \wedge_{1/4} \quad (5.10)$$

Tento člen je pro nulový úhel šípů roven nule a nemusíme s ním ve výpočtu vlivu trupu počítat.

Po dosažení je vliv trupu na aerodynamický střed letounu

$$\bar{x}_{acWF} = \bar{x}_{acW} + \frac{\Delta f_1 x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{\Delta f_2 x_{ac}}{\bar{c}} = 0,25 - 0,0169 + 0 = 0,2331 \quad (5.11)$$

5.2.2 Návrh VOP

Pro přesnější výpočet vodorovných ocasních ploch se používá parametr - bezrozměrné rameno VOP $\frac{l_h}{\bar{c}}$. To bylo zvoleno již dříve v koncepčním návrhu jako $\frac{l_h}{\bar{c}} = 2,5$. Pro detailnější návrh se vychází z kritických režimů vodorovných ocasních ploch. Pro tento návrh byl vybrán případ letu při krajní zadní centráži - letoun musí mít minimální zásobu podélné statické stability alespoň 2 % délky ramene L_{VOP} .

Pro splnění požadavku, je potřeba určit poměrnou plochu VOP úpravou vztahu 5.12 pro výpočet bezrozměrné polohy neutrálního bodu $\frac{x_n}{\bar{c}}$.

$$\left(\frac{x_n}{\bar{c}}\right) = \left(\frac{x_{AC}}{\bar{c}}\right)_{wf} + \frac{c_{L\alpha h}}{c_{L\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q} \quad (5.12)$$

Po úpravě tedy

$$\frac{S_h}{S} = \frac{\frac{x_n}{\bar{c}} - \left(\frac{x_{AC}}{\bar{c}}\right)_{wf} + \Delta x_{Sm}}{\frac{c_{L\alpha h}}{c_{L\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{l_h}{\bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q}} \quad (5.13)$$

kde poloha neutrálního bodu se volí na zadní krajní hranici vypočteného rozptylu centráží, který vyšel od 0,223 do 0,319 \bar{c} neboli b_{SAT} . Dále hodnota $c_{L\alpha}$ se pro první přiblížení volí jako 1,1 násobek $C_{L\alpha_{wf}}$ a stoupání vztlakové čáry "profilu" VOP, který je tvořen deskou, je dle údajů z [16] roven $C_{L\alpha_h} = 2$. Derivace $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ která zanáší do výpočtu vliv srázového úhlu proudu za křídlem se pro první přiblížení volí 0,4; $\frac{q_h}{q}$ je poměr dynamických tlaků na VOP a běžně je tato hodnota u malých letadel rovna hodnotě 0,85. Dále Δx_{Sm} je rezerva statické stability - výsledná VOP musí i na hranici zadní centráže být dostatečně velká, je ji tedy nutno mírně naddimenzovat. Rezerva se běžně počítá podle vztahu

$$\Delta x_{Sm} = 0,015 \cdot \frac{l_h}{\bar{c}} = 0,015 \cdot 2,5 = 0,038 \quad (5.14)$$

Nyní lze dosadit do vztahu 5.13

$$\frac{S_h}{S} = \frac{0,319 - 0,2331 + 0,038}{\frac{2}{1,1 \cdot 4,310} \cdot (1 - 0,4) \cdot 2,5 \cdot 0,85} = 0,229$$

Výsledná plocha vodorovných ocasních ploch tedy bude

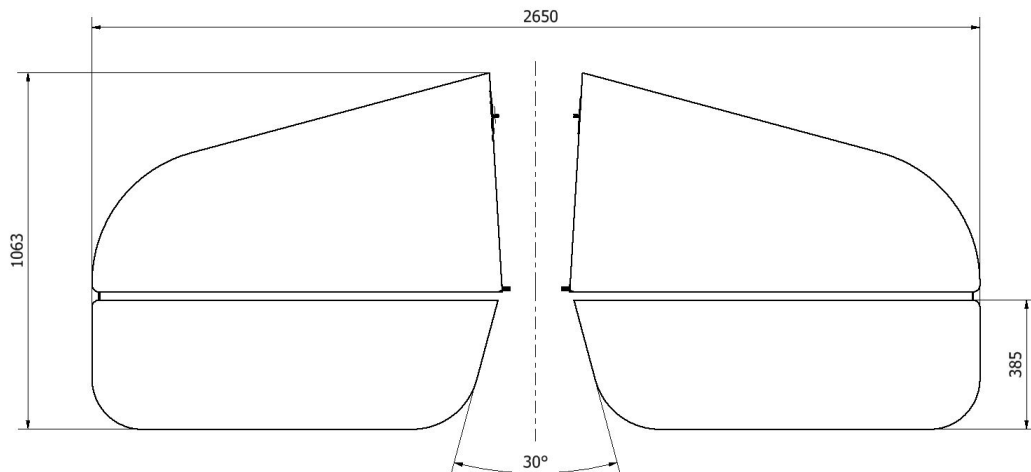
$$S_h = S \cdot \frac{S_h}{S} = 10 \cdot 0,229 = 2,29 \text{ m}^2 \quad (5.15)$$

Výsledná mohutnost vodorovných ocasních ploch H_{VOP} se vypočte následovně

$$H_{VOP} = \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} = \frac{2,29 \cdot 2,5 \cdot 1,25}{10 \cdot 1,25} = 0,573 \quad (5.16)$$

Po těchto výpočtech bylo nutné původně vytvořené vodorovné ocasní plochy upravit, aby měly zde vypočtené parametry. Vodorovné ocasní plochy po úpravě jsou patrné na Obrázku 5.4. Do celkové plochy se počítá i část trupu, která však na obrázku není přímo znázorněna.

Obrázek 5.4: Podoba VOP po přepočítání



5.2.3 Celý letoun

Nyní je možno spočítat vztlakovou čáru celého letounu i se zahrnutým vlivem vodorovných ocasních ploch. Tento výpočet platí pro letoun s pevným řízením. Tedy za předpokladu neměnné polohy členů řídicí soustavy. Stoupání vztlakové čáry celého letounu se zahrnutým vlivem VOP se určí podle vztahu z metodiky podle Torenbeeka [15]

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{WF}} + C_{L\alpha_h} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{q_h}{q} \quad (5.17)$$

$$C_{L\alpha} = 4,310 + 2 \cdot (1 - 0,4) \cdot 0,229 \cdot 0,85 = 4,544 \quad (5.18)$$

Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu je dán vztahem

$$C_{L0} = C_{L0_{WF}} + C_{L\alpha_h} \cdot (i_h - \varepsilon_{0h}) \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{q_h}{q} \quad (5.19)$$

kde i_h je úhel nastavení VOP, který je zvolen nulový, $C_{L0_{WF}}$ je součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu pro křídlo + trup, který se vypočte následujícím vztahem

$$C_{L0_{WF}} = -\alpha_{0WF} \cdot C_{L\alpha_{WF}} = -5,58 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot 4,310 = 0,420 \quad (5.20)$$

Úhel ε_{0h} je úhel zešikmení proudu za křídlem při nulovém úhlu náběhu a je roven

$$\varepsilon_{0h} = -\alpha_{0WF} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 5,58 \cdot 0,4 = 2,232^\circ = 0,039 \text{ rad}^{-1} \quad (5.21)$$

Nyní můžeme vypočítat C_{L0}

$$C_{L0} = 0,42 + 2 \cdot (0 - 0,039) \cdot 0,216 \cdot 0,85 = 0,405 \quad (5.22)$$

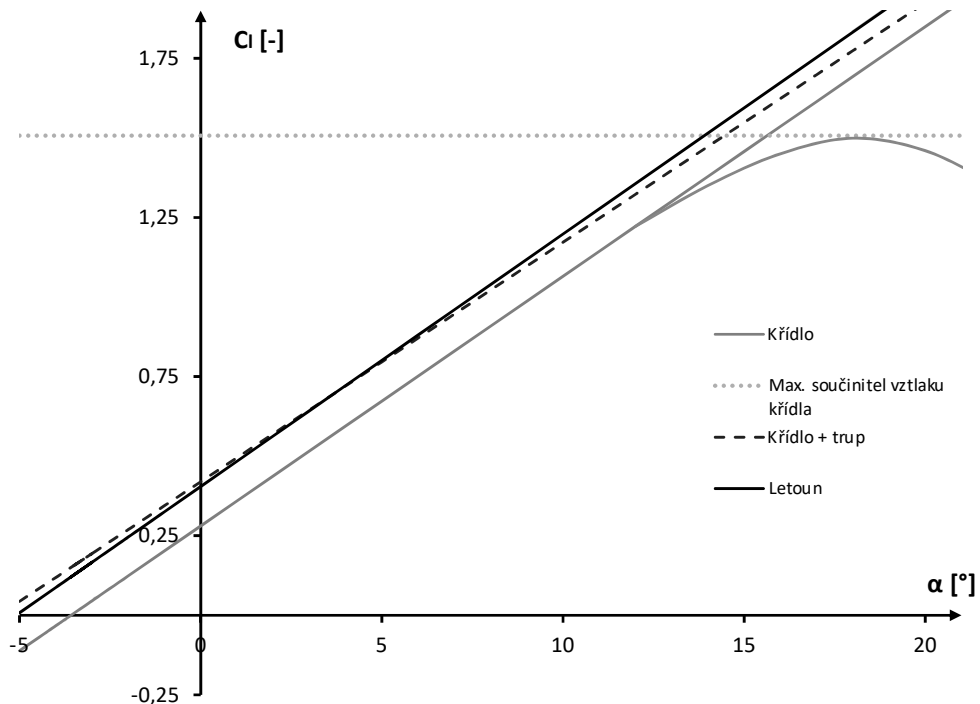
Úhel nulového vztlaku celého letounu je

$$\alpha_0 = \frac{-c_{L0}}{c_{l\alpha}} = \frac{-0,403}{4,55} = -0,089 \text{ rad}^{-1} = -5,101^\circ \quad (5.23)$$

5.2.4 Srovnání vztlakových čar křídla, křídla s trupem a letounu

Na obrázku níže lze vidět výsledné srovnání vztlakových čar křídla, křídla s trupem a letounu s pevným řízením.

Obrázek 5.5: Srovnání vztlakových čar křídla, křídla s trupem a letounu



5.3 Odpor letounu

Odpor letounu je aerodynamická síla působící ve směru nabíhajícího proudu. Jde o velice důležitý parametr, který je třeba při návrhu letounu co nejvíce minimalizovat, protože velmi ovlivňuje celkovou ekonomičnost provozu. Stanovení odporu letounu je složitá úloha, proto zde bude předveden pouze zjednodušený postup stanovení odporu pro předběžný návrh vycházející z metodiky od J. Roskama [12]. Celkový odpor letounu se stanoví jako suma jednotlivých odporů každé části letounu.

5.3.1 Křídlo

Odpor křídla C_{D_W} je složen ze dvou složek: z profilového odporu C_{D_P} a indukovaného odporu C_{D_i} , tedy

$$C_{D_W} = C_{D_P} + C_{D_i} \quad (5.24)$$

Profilový odpor

Profilový odpor C_{D_P} vztažený k referenční ploše se vypočte dle následujícího vzorce

$$C_{D_P} = \bar{C}_{D_{min}} \cdot \frac{S_{wet}}{S} + 0,75 \cdot (\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref} \cdot \left(\frac{C_L - C_{L_i}}{C_{L_{max}} - C_{L_i}} \right)^2 \quad (5.25)$$

kde $\bar{C}_{D_{min}}$ je minimální hodnota odporu profilu odečtená z poláry profilu a je rovna $\bar{C}_{D_{min}} = 0,0066$, S_{wet} je plocha křídla bez trupu omáčená proudem vzduchu a ta byla stanovena jako $9,75 \text{ m}^2$, hodnota změny odporu se změnou vztlaku by odečtena z poláry profilu Clark Y $(\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref} = 0,0124$. Hodnota $C_{L_i} = 0,576$ je hodnota součinitele vztlaku při nejnižším součiniteli odporu $\bar{C}_{D_{min}}$ a bude patrna v grafu. Pro $C_{L_{max}}$ byla použita hodnota $1,695$, která vychází z profilových charakteristik vypočtených pomocí programu xflr5. Hodnoty C_L jsou proměnné.

Profilový odpor jako funkce součinitele vztlaku je potom

$$C_{D_P} = 0,0066 \cdot \frac{9,75}{10} + 0,75 \cdot 0,0124 \cdot \left(\frac{C_L - 0,576}{1,695 - 0,576} \right)^2 \quad (5.26)$$

Indukovaný odpor

Indukovaný odpor C_{D_i} lze určit podle vztahu

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \quad (5.27)$$

kde štiřlost $\lambda = 6,4$ a Oswaldův koeficient e , který zohledňuje neeliptické rozložení vztlaku, se vypočte následovně

$$\begin{aligned} e &= 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot \lambda^{0,68}) - 0,64 \\ e &= 0,857 \end{aligned} \quad (5.28)$$

Indukovaný odpor jako funkce součinitel vztlaku je tedy

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot 6,4 \cdot 0,857} \quad (5.29)$$

V tabulce níže lze vidět závislost odporu křídla a jeho složek (profilového a indukovaného odporu) na součiniteli vztlaku.

Tabulka 5.3: Odpor křídla a jeho složky

α [°]	C_L [-]	C_{D_P} [-]	C_{D_i} [-]	C_{D_W} [-]
-6	-0,071	0,0092	0,0003	0,0267
-5,101	0,000	0,0086	0,0000	0,0257
-5	0,008	0,0085	0,0000	0,0257
-4	0,087	0,0079	0,0004	0,0255
-3	0,167	0,0073	0,0016	0,0261
-2	0,246	0,0069	0,0035	0,0276
-1	0,325	0,0066	0,0061	0,0299
0	0,405	0,0063	0,0095	0,0330
1	0,484	0,0062	0,0136	0,0369
2	0,563	0,0061	0,0184	0,0417
3	0,642	0,0061	0,0240	0,0473
4	0,722	0,0063	0,0302	0,0537
5	0,801	0,0065	0,0372	0,0609
6	0,880	0,0068	0,0450	0,0689
7	0,960	0,0072	0,0534	0,0778
8	1,039	0,0077	0,0626	0,0875
9	1,118	0,0083	0,0726	0,0980
10	1,198	0,0090	0,0832	0,1094
11	1,277	0,0098	0,0946	0,1216
12	1,356	0,0106	0,1067	0,1345
13	1,435	0,0127	0,1196	0,1484
14	1,515	0,0138	0,1332	0,1630
15	1,594	0,0139	0,1475	0,1785

5.3.2 Trup

Odpor trupu byl převzat z údajů uvedených v knize Fluid Dynamic Drag od Dr. Ing. S. F. Hoerner [17], protože kabina letounu je koncipována jako otevřená, jen s čelním štítkem místo uzavřeného kokpitu s překrytím, na což však metodika ze zdrojů uvedených zde pro ostatní výpočty nepamatuje a řešení bylo nalezeno právě až v této publikaci. Ta uvádí, že pro trup s otevřenou kabinou a čelním štítkem se bere koeficient odporu trupu $C_{D_f} = 0,15$. Výsledný odpor se získá vynásobením se vztažnou plochou - čelní plochou trupu $S_F = 0,48 \text{ m}^2$ a dělením vztažnou plochou celého letounu - plochou křídla.

$$C_{D_f} = C_D \cdot \frac{S_F}{S} \quad (5.30)$$

$$C_{D_f} = 0,15 \cdot \frac{0,48}{10} = 0,0072$$

5.3.3 Ocasní plochy

Vodorovné ocasní plochy

Výraz pro výpočet odporu ocasních ploch je

$$C_{D_h} = R_{wf} \cdot R_{LS} \cdot C_{fh} \cdot \left[1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{wetvop}}{S} \quad (5.31)$$

Kde součinitel L' je funkcí polohy maximální tloušťky profilu. Pro desku byla zvolena tloušťka $\frac{t}{c} = 0,05$ a součinitel $L' = 1,2$. Tloušťka 0,05 vychází z přibližného poměru tloušťky desky ku hloubce a je to spíše orientační hodnota. Reynoldsovo číslo pro ocasní plochy je

$$Re = 69000 \cdot 2,65 \cdot 42,03 = 7\,685\,218 \quad (5.32)$$

a příslušné součinitele pro toto Reynoldsovo číslo jsou $R_{wf} = 1,07$; $c_f = 0,0031$ a $R_{LS} = 1,07$. Omočená plocha VOP je $S_{wetvop} = 4,26 \text{ m}^2$. Odpor vodorovných ocasních ploch je tedy

$$C_{D_h} = 1,07 \cdot 1,07 \cdot 0,0031 \cdot [1 + 1,2 \cdot 0,05 + 100 \cdot 0,05^4] \cdot \frac{4,26}{10} = 0,001604 \quad (5.33)$$

Svislé ocasní plochy

Odpor svislé ocasní plochy byl stanoven podle výše uvedeného vztahu, s jinou hodnotou pro omočenou plochu $S_{wetsop} = 1,416 \text{ m}^2$.

$$C_{D_v} = 1,07 \cdot 1,07 \cdot 0,0031 \cdot [1 + 1,2 \cdot 0,05 + 100 \cdot 0,05^4] \cdot \frac{1,416}{10} = 0,000533 \quad (5.34)$$

5.3.4 Podvozek

Odpor podvozku lze určit dle vztahu

$$C_{D_g} = 2 \cdot [C_{D_{gear_{cl=0}}} + P_i \cdot C_L] \cdot \frac{S_{gear}}{S} \quad (5.35)$$

kde $C_{D_{gear_{cl=0}}}$ je odpor při nulovém vztlaku a jeho hodnota je pro zvolený pevný podvozek bez kapotování $C_{D_{g_{cl=0}}} = 0,565$, P_i zahrnuje vliv vztlaku na odpor podvozku a pro zvolený typ podvozku je $P_i = 0$. Plocha podvozku je pak dána jako součin šířky a průměru kola, tedy

$$S_{gear} = b_{gear} \cdot D_{gear} = 0,15 \cdot 0,42 = 0,063 \text{ m}^2 \quad (5.36)$$

Odpor podvozku je tedy

$$C_{D_g} = 2 \cdot [0,565 + 0 \cdot C_L] \cdot \frac{0,063}{10} = 0,007119 \quad (5.37)$$

5.3.5 Motorová instalace

Odpor od instalace motoru je vyjádřen

$$C_{D_{eng}} = 0,015 \cdot b_f \cdot \frac{h_f}{S} \quad (5.38)$$

kde h_f je výška trupu $h_f = 0,8$ m a b_f je šířka trupu $b_f = 0,6$ m.

Takže celkový odpor od motorové instalace je

$$C_{D_{eng}} = 0,015 \cdot \frac{0,8 \cdot 0,6}{10} = 0,00072 \quad (5.39)$$

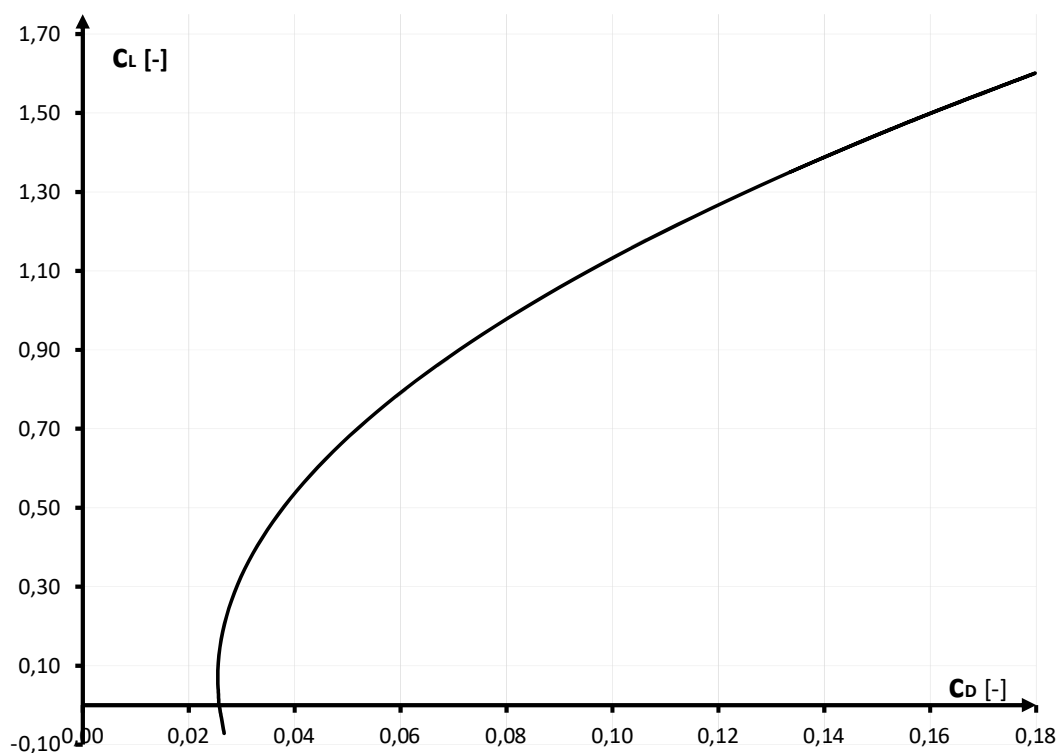
5.3.6 Celkový odpor

Celkový odpor je dán součtem všech součinitelů odporů jednotlivých částí letounu

$$C_D = C_{D_W} + C_{D_f} + C_{D_h} + C_{D_v} + C_{D_g} + C_{D_{eng}} \quad (5.40)$$

Výsledný průběh součinitele odporu s úhlem náběhu je patrný na aerodynamické poláře celého letounu na Obrázku 5.6

Obrázek 5.6: Aerodynamická polára letounu



5.4 Klopivé momenty

Další výpočtem, je určení klopivého momentu letounu. Je to důležitý parametr pro výpočet podélné stability a při návrhu je snaha klopivý moment minimalizovat.

Pro stanovení závislosti klopivého momentu letounu na úhlu náběhu byly potřeba stanovit dva parametry momentové čáry a to - součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku a směrnici momentové čáry. Tyto parametry byly v této kapitole postupně určeny pro jednotlivé části letounu.

5.4.1 Křídlo

Klopivý moment křídla při nulovém vztlaku C_{mo} je funkcí klopivého momentu profilu $C_{mo\infty}$ Clark Y, který byl odečten z vypočtené charakteristiky z programu xflr5 $C_{mo\infty} = -0,080$ a geometrie křídla: štíhlost $\lambda = 6,4$ a úhel šípů $\chi = 0^\circ$.

$$C_{mow} = \frac{\lambda \cdot \cos^2 \chi}{\lambda + 2 \cdot \cos \chi} \cdot C_{mo\infty} = \frac{8 \cdot \cos^2 0}{6,4 + 2 \cdot \cos 0} \cdot (-0,08) = -0,061 \quad (5.41)$$

Směrnice momentové čáry křídla $C_{m\alpha}$ závisí na poloze těžiště letounu a poloze aerodynamického středu. Výpočet bude předveden pro krajní přední centráž a krajní zadní centráž, jejichž hodnoty byly vypočteny již dříve.

$$C_{m\alpha_{PC}} = \frac{x_{cg_{PC}}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} = 0,223 - 0,25 = -0,027 \quad (5.42)$$

$$C_{m\alpha_{ZC}} = \frac{x_{cg_{ZC}}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} = 0,319 - 0,25 = 0,069 \quad (5.43)$$

5.4.2 Křídlo a trup

Vliv trupu lze stanovit dle výrazu níže, který vychází z Torenbeeka [15], kde jsou všechny parametry známy z výpočtů uvedených dříve v této práci.

$$\Delta_f C_{mac} = -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot b_f}{l_f}\right) \cdot \frac{\pi \cdot b_f \cdot l_f \cdot h_f}{4 \cdot S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha_{WF}}} \quad (5.44)$$

Po dosazení tedy

$$\Delta_f C_{mac} = -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot 0,6}{5,25}\right) \cdot \frac{\pi \cdot 0,6 \cdot 0,8 \cdot 5,25}{4 \cdot 10 \cdot 1,25} \cdot \frac{0,405}{4,310} = -0,0191 \quad (5.45)$$

Klopivý moment při nulovém vztlaku křídla s trupem je potom součtem

$$C_{mo_{WF}} = C_{mow} + \Delta_f C_{mac} = -0,061 - 0,0191 = -0,0801 \quad (5.46)$$

Hodnoty, uvedené v rovnici výše, jsou zaokrouhleny, proto výsledek na oko neodpovídá skutečnému součtu hodnot.

Stoupání momentové čáry křídla s trupem je rozdílem bezrozměrné polohy těžiště celého letounu a aerodynamického středu křídla s trupem, který byl určen dříve.

$$C_{m\alpha_{WFPC}} = \frac{x_{cgPC}}{\bar{c}} - \frac{x_{acWF}}{\bar{c}} = 0,223 - 0,2331 = -0,0101 \quad (5.47)$$

$$C_{m\alpha_{WFZC}} = \frac{x_{cgZC}}{\bar{c}} - \frac{x_{acWF}}{\bar{c}} = 0,319 - 0,2331 = 0,0859 \quad (5.48)$$

Záporná směrnice momentové čáry značí stabilní chování, kladná u zadní centráže naopak nestabilní chování. Je ale ještě potřeba zohlednit vliv vodorovných ocasních ploch.

5.4.3 Letoun

Potřebný úhel nastavení vodorovné ocasní plochy vůči ose trupu je

$$(i_h)_f = \frac{C_{m\alpha_{WF}} + C_{L0} \cdot \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{acWF}}{\bar{c}} \right)}{C_{L\alpha h} \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q}} \quad (5.49)$$

kde všechny parametry ve vztahu jsou známy z předchozích úloh, takže

$$(i_h)_f = \frac{-0,0801 + 0,404 \cdot (0,223 - 0,2331)}{2 \cdot \frac{2,294 \cdot 3,125}{10 \cdot 1,25} \cdot 0,85} = -0,0863 \text{ rad}$$

Úhel nastavení vodorovné ocasní plochy vůči úhlu náběhu nulového vztlaku křídla je

$$i_h = (i_h)_f - \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}} = -0,085 - \frac{0,404}{4,544} = -0,175 \text{ rad} \quad (5.50)$$

Klopivý moment při nulovém vztlaku celého letounu je potom

$$C_{mo} = C_{m\alpha_{WF}} - C_{L\alpha h} \cdot i_h \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q} \quad (5.51)$$

$$C_{mo} = -0,0801 - 2 \cdot (-0,175) \cdot \frac{2,294 \cdot 3,125}{10 \cdot 1,25} \cdot 0,85 = 0,0909$$

Pro výpočet směrnic momentové čáry $c_{m\alpha}$ je nutné prvně vypočítat bezrozměrnou polohu neutrálního bodu letounu

$$\begin{aligned} \left(\frac{x_n}{\bar{c}} \right) &= \left(\frac{x_{AC}}{\bar{c}} \right)_{WF} + \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q} \\ \left(\frac{x_n}{\bar{c}} \right) &= 0,2331 + \frac{2}{4,544} \cdot (1 - 0,4) \cdot \frac{2,294 \cdot 3,125}{10 \cdot 1,25} \cdot 0,85 \\ \left(\frac{x_n}{\bar{c}} \right) &= 0,362 = 36,2 \% \bar{c} \end{aligned} \quad (5.52)$$

Nyní je tedy možné vypočítat směrnici momentové čáry $c_{m\alpha}$ pro přední a zadní centráž, které vychází z následujícího vzorce

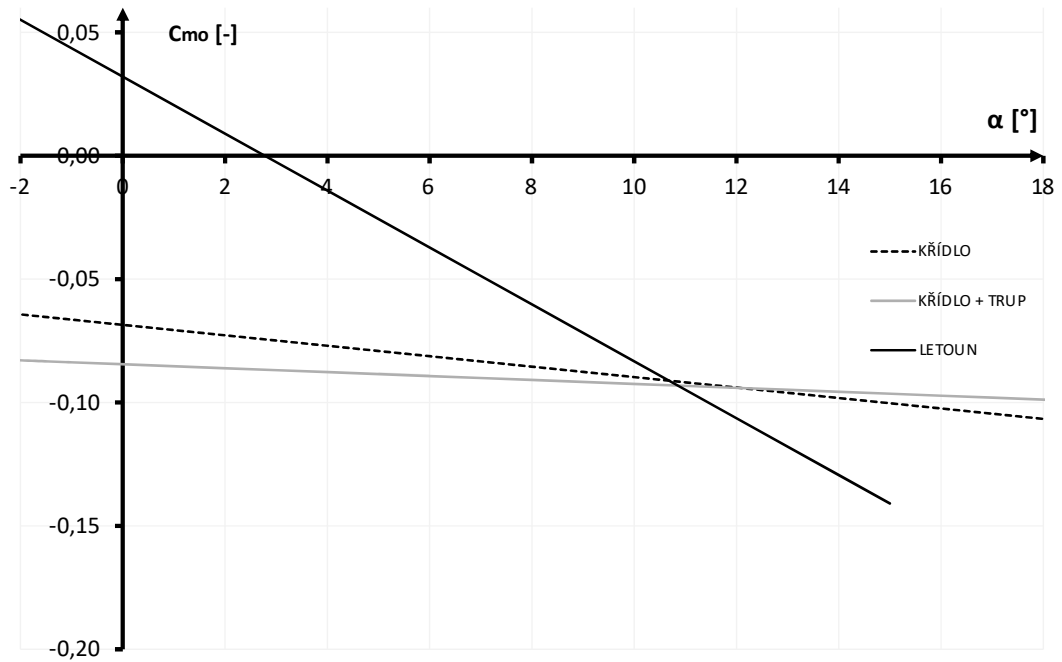
$$c_{m\alpha_{PC}} = c_{m0} + \frac{x_{ref} - x_{AC}}{\bar{c}} \cdot C_L \quad (5.53)$$

$$\begin{aligned} c_{m\alpha_{PC}} &= 0,0908 + (0,22 - 0,358) \cdot C_L \\ c_{m\alpha_{PC}} &= 0,0908 - 0,138 \cdot C_L \end{aligned} \quad (5.54)$$

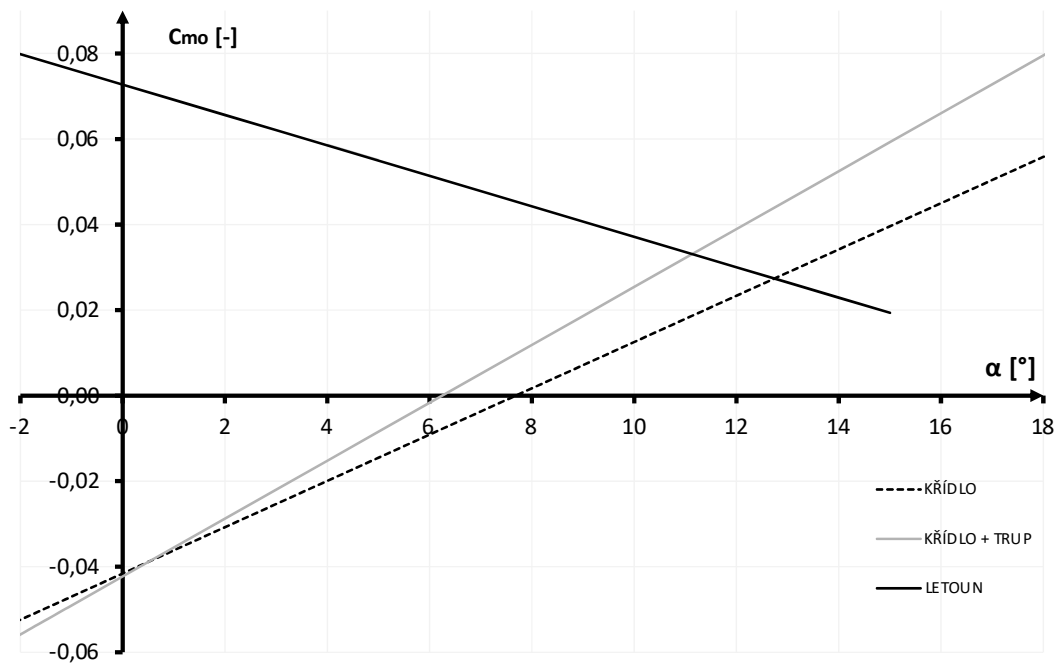
$$\begin{aligned} c_{m\alpha_{ZC}} &= 0,0908 + (0,32 - 0,358) \cdot C_L \\ c_{m\alpha_{ZC}} &= 0,0908 - 0,038 \cdot C_L \end{aligned} \quad (5.55)$$

Z výše vypočtených směrnic nyní můžeme sestavit momentovou čáru celého letounu. Všechny momentové čáry jsou patrné na Obrázcích 5.7 5.8

Obrázek 5.7: Momentové čáry křídla, křídla s trupem a celého letounu pro přední centráž



Obrázek 5.8: Momentové čáry křídla, křídla s trupem a celého letounu pro zadní centráž



6. Letové výkony

V této kapitole budou provedeny výpočty maximální rychlosti a návrhových rychlostí. Následně z těchto rychlostí a aerodynamických podkladů vyplývající obálka letových násobků a provozních omezení.

6.1 Výpočet maximální rychlosti

Rychlost v_H je maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru a nesmí být menší než v_A . [1] Tato rychlost je důležitým parametrem pro další výpočty a ověří také volbu motoru. Pokud by rychlost v_H nebyla o mnoho vyšší než rychlost pádová, znamenalo by to, že letoun je tzv. podmotorovaný a kromě pro letce neatraktivně nízkých rychlostí letu by letoun byl i špatně stoupavý a velmi náchylný na let "po větru". Rychlost v_H lze určit vytvořením diagramu, do kterého promítneme křivky potřebného a využitelného výkonu. Křivka využitelného výkonu je v případě motoru Trabant uvažována jako konstantní přímka o hodnotě maximálního výkonu motoru, poníženého účinností vrtule η , jejíž běžná hodnota pro malé letouny je brána jako $\eta = 0,75$. Výsledný využitelný výkon tedy je $P_V = 14,25$ kW.

Pro získání křivky potřebného výkonu je vycházet z aerodynamické poláry letounu poláry, která je patrná na Obrázku 5.6. Pro každou rychlost letu od v_{S1} je potřebný jiný součinitel vztlaku C_L a každému součiniteli vztlaku C_L odpovídá určitá hodnota součinitele odporu letounu C_D . Poté se hodnoty součinitele odporu dosadí do vztahu

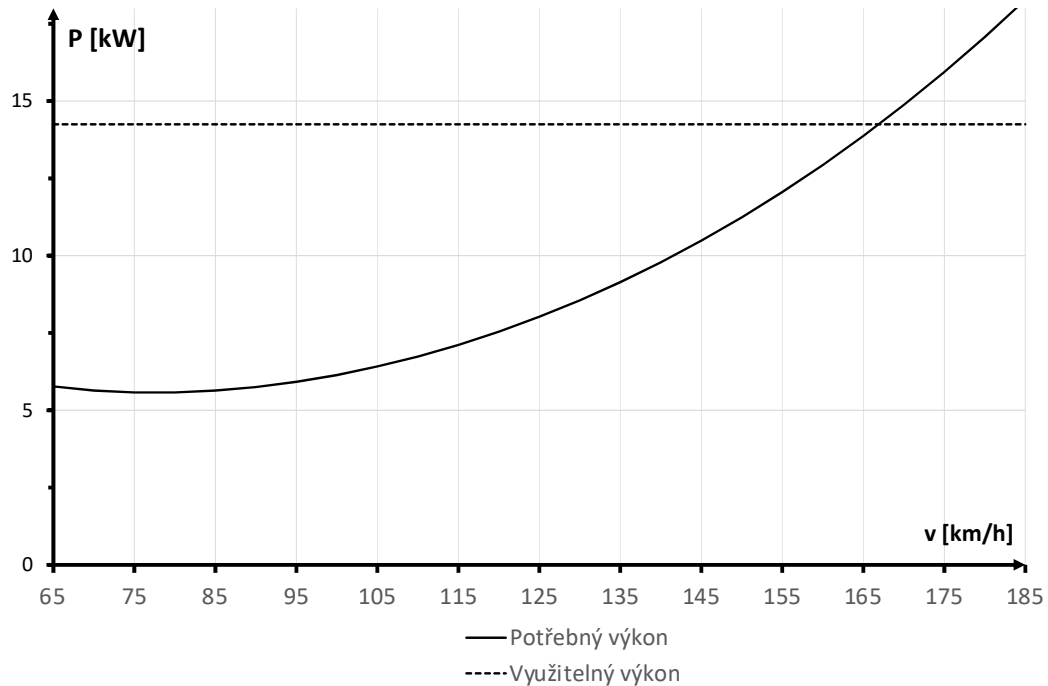
$$T_P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v \cdot S \cdot C_X \quad (6.1)$$

Jakmile jsou známé hodnoty potřebného tahu T_P , hodnoty potřebného výkonu P_P se získají dosazením do jednoduchého vztahu

$$P_P = T_P \cdot v \quad (6.2)$$

Po promítnutí vypočtených hodnot do grafu, viditelného na Obrázku 6.1, můžeme pozorovat, že křivka potřebného výkonu protíná přímku využitelného výkonu při rychlosti $v_H = 168$ km/h = 46,7 m/s.

Obrázek 6.1: Graf potřebného a využitelného výkonu



6.2 Návrhové rychlosti

Tabulka 6.1: Vstupní parametry pro výpočet návrhových rychlostí

Max. vzletová hmotnost M_{MTOW}	300 kg
Plocha křídla S	10 m ²
Max. souč. vztlaku letounu c_{Lmax}	1,502
Minimální součinitel odporu c_{dmin}	0,0255
Max. rychlost v_H	168 km/h = 46,7 m/s

Nezákladnější návrhová rychlost, od které se bude odvíjet výpočet dalších návrhových rychlostí, je pádová rychlost v_{S1} . Ta je předpisem UL-2 požadována rovna maximálně 65 [km/h]. Pro tuto rychlost byla počítána minimální plocha křídla a vzhledem k tomu, že skutečná plocha křídla byla zvolena o něco větší, nemělo by splnění tohoto požadavku být problémem a skutečná pádová rychlost by měla vyjít menší než je rychlost požadovaná předpisem. Tato rychlost je významná i pro předvedení splnění dalších požadavků na letoun, protože jsou definovány právě pro tuto rychlost. Jedná se například o požadavky na říditelnost letounu.

Pádová rychlost v_{S1} se vypočítá dle následujícího vztahu

$$\begin{aligned}
v_{S1} &= \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S c_{L_{max}}}} & (6.3) \\
v_{S1} &= \sqrt{\frac{2 \cdot 300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 10 \cdot 1,502}} \\
v_{S1} &= 17,89 \text{ m/s} = 64,39 \text{ km/h}
\end{aligned}$$

Návrhová rychlost obratu v_A se dle UL-2 spočítá jako

$$\begin{aligned}
v_A &= v_{S1} \cdot \sqrt{n_1} & (6.4) \\
v_A &= 17,89 \cdot \sqrt{4} \\
v_A &= 35,77 \text{ [m/s} = 128,8 \text{ km/h}
\end{aligned}$$

kde n_1 je kladný násobek na rychlosti v_A , jehož minimální hodnota je předpisem požadována na $n_1 = 4$.

Maximální návrhová rychlost v_D podle UL-2 nesmí být nižší než

$$\begin{aligned}
v_D &= 1,2 \cdot v_H & (6.5) \\
v_D &= 1,2 \cdot 46,7 \\
v_D &= 56 \text{ m/s} = 201,6 \text{ km/h}
\end{aligned}$$

Maximální návrhová rychlost v_D tedy byla zvolena jako 202 km/h, tedy 56,1 m/s.

6.3 Letová obálka provozních násobků

Letová obálka provozních násobků představuje možné provozní stavy letounu za letu. Každý provozní stav odpovídá určité kombinaci rychlosti letu a násobku n , což je poměr normálové složky výsledné aerodynamické síly Y ku tíze letounu G . Letová obálka provozních násobků určuje případy zatížení, které mohou během provozu nastat, a které jsou podstatné pro pevnostní výpočty, protože jsou rozhodující pro pevnost či tuhost konstrukce letounu. Omezení provozních násobků obrátů n je předpisem stanoveno minimálně na rozsah od -2 do +4.

Velikosti poryvů jsou jasně dané předpisem. Pro návrhovou rychlost obrátů v_A je rychlost poryvu U_{de} 15 m/s pro v_A a 7,5 m/s pro v_D , jsou lineárně závislé na rychlosti a jejich maximální násobek pro jednotlivé rychlosti se spočítá podle následujícího vzorce

$$n_{max} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot v \cdot a}{2 \cdot \frac{W}{S}} \quad (6.6)$$

kde k_g je zmírňující součinitel poryvu vypočtený dle vzorce

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (6.7)$$

Tabulka 6.2: Vstupní parametry pro výpočet letové obálky

Pádová rychlost při max. hmotnosti v_{S1}	64,3 km/h
Návrhová rychlost obratu v_A	128,8 km/h
Násobek v bodě A n_A	4
Maximální návrhová rychlost letu v_D	202 km/h
Násobek v bodě D n_D	4
Rychlost letu v letu na zádech v_G	117,6 km/h
Násobek v bodě G n_G	-2
Rychlost letu v letu na zádech v_E	202 km/h
Násobek v bodě E n_E	-1,5
Střední geometrická tětíva b_{geo}	1,25 m
Stoupání vztlakové čáry letounu $c_{L\alpha}$	4,289 rad ⁻¹

kde μ_g je bezrozměrný hmotnostní poměr letounu. Vypočítá se následovně

$$\begin{aligned}\mu_g &= \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho \cdot b_{geo} \cdot c_{L\alpha w f} \cdot g} & (6.8) \\ \mu_g &= \frac{2 \cdot \frac{300 \cdot 9,81}{10}}{\rho \cdot 1,25 \cdot 4,829 \cdot 9,81} \\ \mu_g &= 9,136\end{aligned}$$

kde b_{geo} je střední geometrická tětíva křídla. Nyní je možno dosadit do rovnice 6.7.

$$\begin{aligned}k_g &= \frac{0,88 \cdot 9,136}{5,3 + 9,136} \\ k_g &= 0,557\end{aligned}$$

Tyto dvě hodnoty vycházejí pro konfiguraci s maximální hmotností M_{max} . Pro konfiguraci s minimální hmotností M_{min} jsou tyto

$$\begin{aligned}\mu_g &= 7,756 \\ k_g &= 0,523\end{aligned}$$

Nyní, po dosazení do rovnice 6.6 vyjdou následující maximální násobky pro poryvy při daných rychlostech letu. Zde jsou uvedeny maximální násobky od poryvů pro obě počítané konfigurace - s maximální hmotností M_{max} a s minimální hmotností M_{min} a následují letové obálky pro obě tyto konfigurace.

Dále můžeme pozorovat letové obálky násobků letounu při maximální hmotnosti (Obrázek 6.2) a při minimální hmotnosti (Obrázek 6.3).

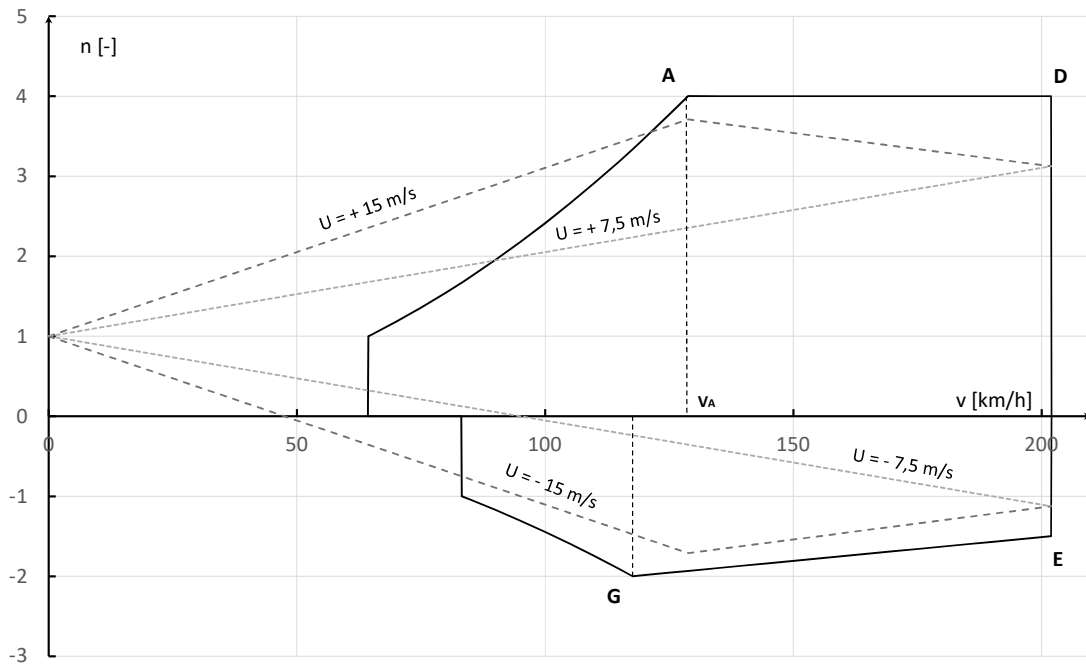
Tabulka 6.3: Násobky od poryvů při M_{max}

n_{max_A}	3,71
n_{max_D}	3,12
n_{max_G}	-1,48
n_{max_E}	-1,12

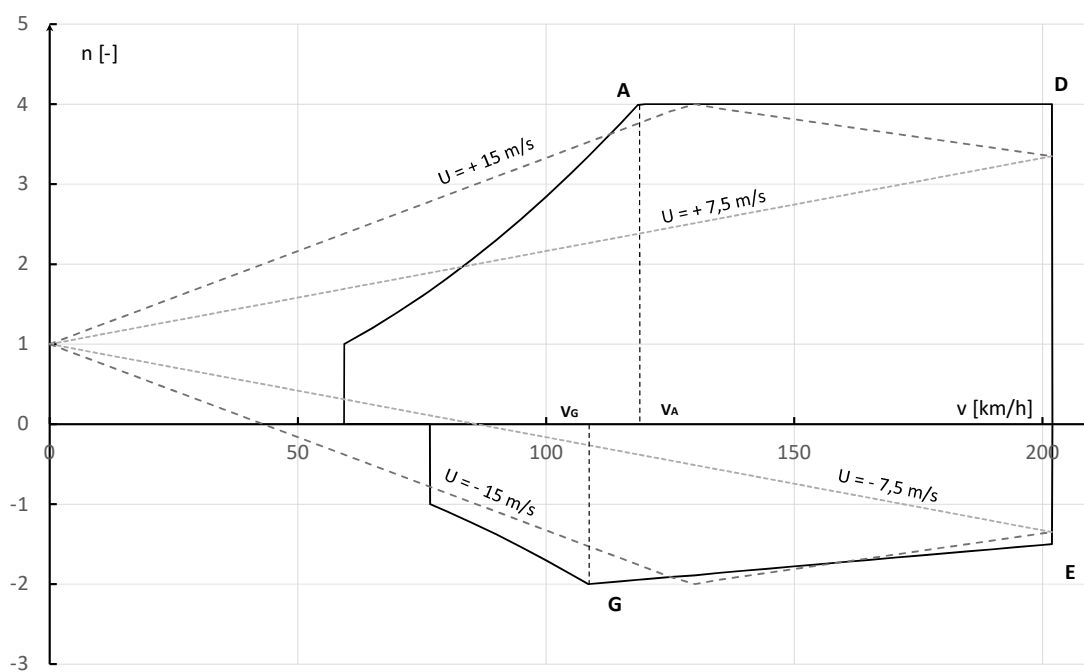
Tabulka 6.4: Násobky od poryvů při M_{min}

n_{max_A}	3,76
n_{max_D}	3,35
n_{max_G}	-1,53
n_{max_E}	-1,35

Obrázek 6.2: Obálka letových násobků při max. hmotnosti



Obrázek 6.3: Obálka letových násobků při min. hmotnosti

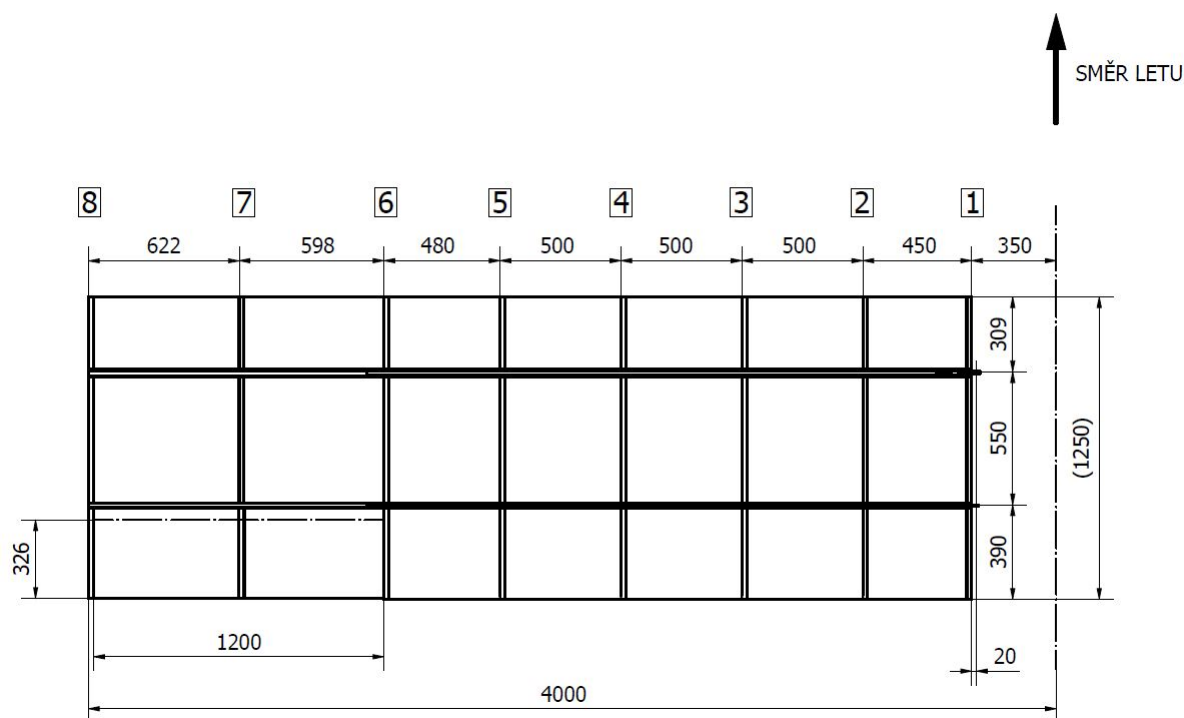


7. Konstrukčně pevnostní členění draku

V této kapitole bude popsáno konstrukčně pevnostní členění draku. Drak letounu je rozdělen do několika základních skupin a podskupin podle konstrukční a funkční příbuznosti. Základní skupiny tedy jsou - křídlo, trup, vodorovné ocasní plochy a podvozek. Každá skupina a podskupina draku bude popsána, konkrétní díly, které jsou z konstrukčního hlediska významnější nebo zajímavější budou představeny nejen slovně, ale především schématickými obrázky s orientačními rozměry.

7.1 Křídlo

Křídlo, jak bylo řečeno již v kapitole o koncepčním návrhu, je voleno přímé, obdélníkové a jednonosníkové, bez klapky. Křídlo lze rozdělit na pevné části a část pohyblivou - křídélko. Mezi pevné části se řadí podélný a příčný systém křídla.



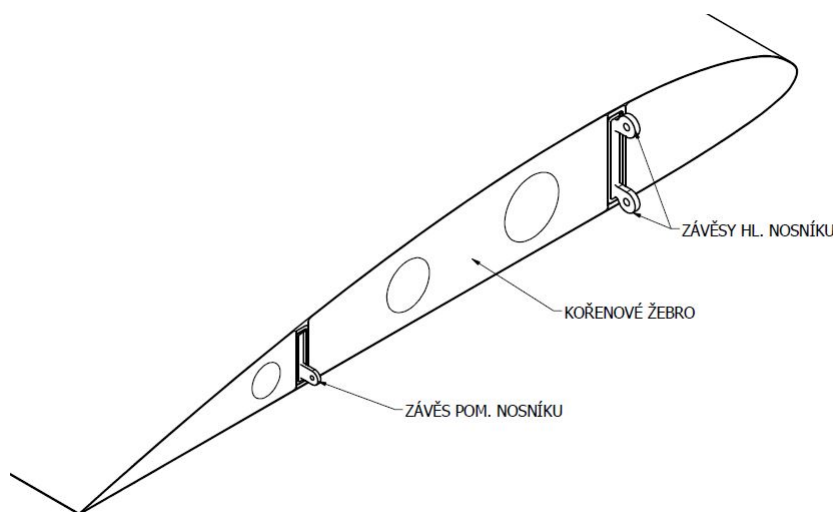
Obrázek 7.1: Schéma křídla

7.1.1 Podélný systém

Podélný systém je tvořený hlavním a pomocným nosníkem. Hlavní nosník zajišťuje přenos ohybového momentu, společně s pomocným nosníkem přenášejí i posouvající síly a rovněž se spolu s potahem a žebry podílí na přenosu kroutícího momentu. Nosníky nejsou průběžné, jsou pomocí závěsných ok přichyceny k trupu, na kterém jsou jako protikus k závěsným okům vidlice. Závěsy na křídle jsou tvořeny samostatnými plechy o tloušťce 5 mm, alespoň pro prvotní návrh. Patrné jsou na Obrázku 7.2.

Hlavní nosník vede od kořenového žebra až po žebro koncové a nachází se 300 mm od náběžné hrany, jak je patrné na Obrázku 7.1. Skládá se ze dvou širokých a nízkých laminátových U-profilů nestejných šířek tvořících po vzájemném zasunutí a slepení uzavřenou skříň. Delší strany těchto spojených U-profilů tvoří stojiny a jejich kratší strany vyztužené vlepěnými pásy překližky tvoří pásnice. Prozatím je nosník uvažován jako neměnný po celém rozpětí, tedy oba U-profilů jsou předpokládány stejně dlouhé po celém polorozpětí.

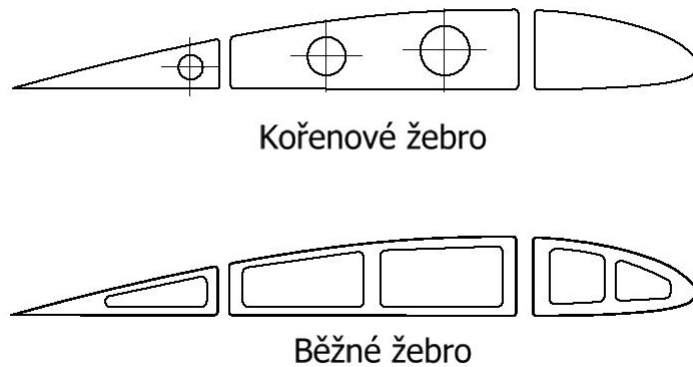
Pomocný nosník je koncipován podobně jako hlavní nosník, tedy jako uzavřená skříň vzniklá spojením dvou nestejně širokých laminátových U-profilů, avšak zadní U-profil, který tvoří část pásnice a zadní stojinu, končí v 6. žebro směrem od trupu, tedy v místě počátku křídélka. Pomocný nosník tedy tvoří uzavřenou skříň po celé své délce.



Obrázek 7.2: Závěsy křídla

7.1.2 Příčný systém

Příčný systém křídla se skládá ze soustavy téměř identických dělených žebor o stejné hloubce. Žebra slouží především k udržení tvaru křídla, ale 6. žebro a koncové 8. žebro zároveň nesou závěsy křídélka. Kořenové žebro a koncové žebro jsou od ostatních odlišné. Kořenové žebro je silnější a výřezy má pouze kruhové, odebrané plochy je méně. Koncové žebro je plnostěnné a uzavírá křídlo. Všechna ostatní žebra jsou dělená a s velkými plochami odlehčovacích otvorů, které zároveň zjednoduší vedení řídicích členů. Jednotlivá žebra jsou přilepena k hlavnímu a pomocnému nosníku a jsou patrná na Obrázku 7.3.



Obrázek 7.3: Příčný systém

7.1.3 Potah

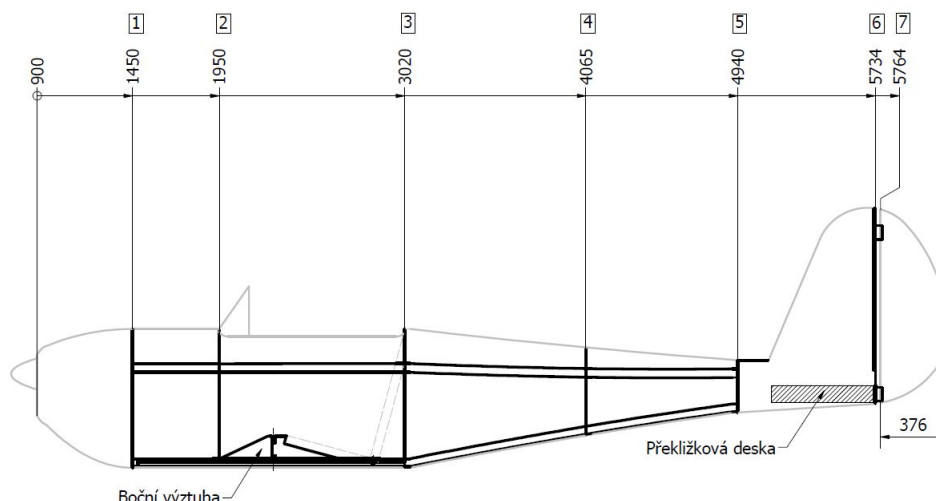
Potah křídla je tvořen tenkými deskami ze skelného kompozitu přilepenými k žebřím tak, aby jedna deska navazovala na další tupým napojením přímo na žebro. Kromě kořenového a koncového žebra je na všech žebrech tupý spoj dvou potahových desek. Desky jsou po ustavení ohnuty kolem žebřer a společně s nimi se podílí na přenosu krouťícího momentu. V potahu křídla je patrný pouze jeden primární výřez a to pro křidélko. V podrobnějším návrhu křídla pravděpodobně přibudou servisní otvory např. pro řídicí soustavu.

7.1.4 Křidélko

Křidélko je tvořeno nosníkem, který vede přímo osou otáčení, dvěma žebry na obou koncích křidélka a potahem. Potah křidélka je identický s potahem křídla, tedy z tenké desky skelného laminátu a společně s nosníkem, který je uvažován jako laminátová trubka, zajišťuje přenos krouťícího momentu. Nosník navíc zajišťuje přenos posouvající síly. Schéma křidélka je patrné v Obrázku 7.1.

7.2 Trup

Trup letounu je z hlediska konstrukce dělen na čtyři samostatné části - přední část, střední část, zadní část a ocasní část, která zároveň nese svislou ocasní plochu. Předěl mezi přední a střední částí je v požární přepážce, která je ve schématu na Obrázku 7.4 označena číslem 1 a která v souřadném systému letounu umístěna 1500 mm od počátku souřadného systému v podélném směru. Střední část je od zadní části oddělena 3. přepážkou, která tvoří platformu pro uchycení sedadla pilota. Následující střední část uzavírá 5. přepážka, ze které přesahují průběžné trupové nosníky, ke kterým je připevněna ocasní část. Toto rozdělení vzniklo především z technologických důvodů, jednotlivé úseky na sebe vzájemně působí vazebnými reakcemi ve spojích.



Obrázek 7.4: Schéma trupu

7.2.1 Přední část

Přední část trupu letounu obsahuje motorové lože, které bude přichycené k požární přepážce, a především aerodynamické kryty motoru. Přední část trupu tedy jako taková nepřenáší téměř žádné zatížení a obecně je navržena tak, aby mohla být jednoduše přetvořena dle zvoleného motoru, dle přání konkrétního stavitele nebo na letounu teoreticky ani nemusí být a motor nemusí být kapotovaný.

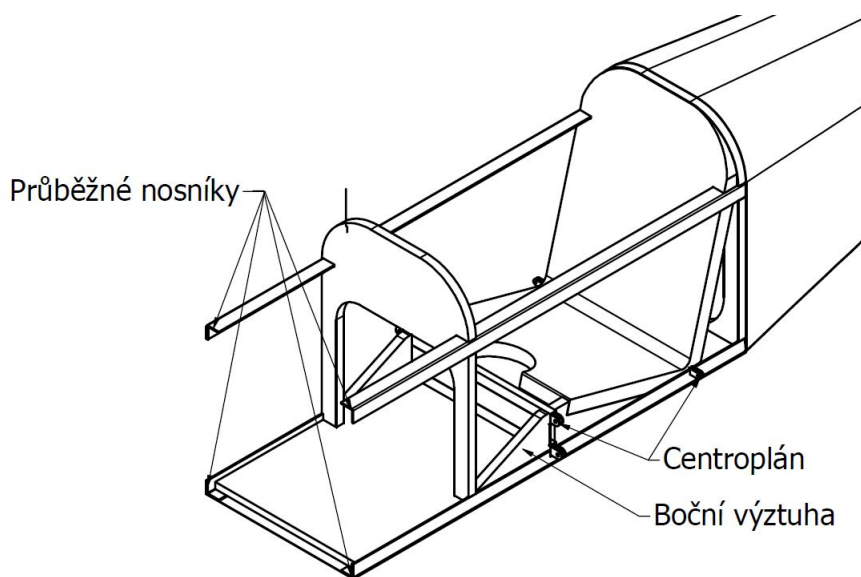
7.2.2 Střední část

Střední část trupu je vymezena požární přepážkou č. 1 a č. 3. Tato část letounu bude pevnostně vůbec nejvíce namáhána a to z důvodu působení hned několika osamělých sil.

Průběžné nosníky, které tvoří podélný systém trupu, přenášejí ohybový moment celého trupu. Ten je do nosníků zaváděn osamělými silami v trupových přepážkách, které zajišťují tvar trupu a nesou potah. Mezi spodními nosníky je uchycena deska podlahy, která plní funkci rozpěry spodních nosníků a zároveň je platformou pro upevnění sedačky a ačkoliv to není v této práci konkrétně uvedeno, měla by v ní být uchycena i soustava řízení.

Na požární přepážce je přímo v osách průběžných nosníků motorové lože. Tím jsou do nosníků zavedeny reakční síly od lože, které přenáší ohybový moment od motoru a zároveň kroutící moment motoru a vrtule. Vibrace od motoru by však přenášeny být neměly, jejich tlumení by měly obstarat silentbloky ve spojích lože a motoru. Do požární přepážky v místě spoje se spodními nosníky a motorovým ložem je též zamýšleno uložení části hlavního podvozku - předních trubek podvozkových noh.

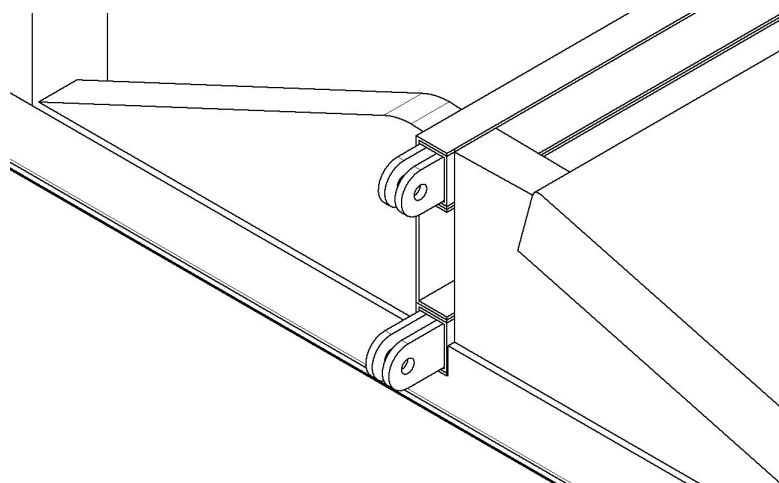
Zadní trubky podvozkových noh budou zavedeny do dalšího kritického místa střední části trupu - do uložení centroplánu. Tento velmi namáhaný konstrukční prvek je uložen před hranou sedačky pilota, jeho poloha tedy vychází pod pilotovy nohy. V této poloze bude ukotven pomocí bočních výztuh tvořených laminátovými deskami vyztuženými zalaminovanými překližkami, které jsou trojúhelníkového tvaru a vedou od paty sedačky po



Obrázek 7.5: Detail trupu

2. přepážku. Přilepeny budou k vyztužené podlaze letounu. Centroplán bude veden jejich středem.

Samotný centroplán bude tvořen, podobně jako nosníky křídla, ze dvou do sebe zasunutých a vlepených širokých a nízkých U-profilů vyztužených v lemech vlepenými výztuhami. Ve stojinách těchto nosníků budou vlepeny překližkové desky, které budou provrtány dírami. Uvnitř těchto nosníků budou závěsy křídla z duralového plechu ve formě vidlice pro spojení s oky závěsů hlavního nosníku křídla. Tyto závěsy budou též provrtány a ono kování bude v nosníku uchyceno lícovanými šrouby, které povedou skrz oba nosníky, oba závěsy a také i skrz vymezovací vložku, která bude pravděpodobně tvořena rovněž překližkou. Mezi horním a dolním nosníkem centroplánu bude stojina tvořena jedním nebo dvěma laminátovými U-profilů. Samotné závěsy jsou zamýšleny z duralového plechu o tloušťce zhruba 8 mm jeden. To by mělo být dostatečné pro přenos ohybových momentů od křídla. Konstrukční řešení centroplánu a závěsných vidlic je patrné na Obrázku 7.6.



Obrázek 7.6: Návrh centroplánu a závěsy hlavního nosníku

Závěsy pro uchycení pomocného nosníku k trupu jsou uloženy v nosníku umístěném v patě sedačky. Ten je koncipován podobně jako hlavní centroplán, tedy jako uzavřený profil vytvořený dvěma do sebe zasunutými a slepenými laminátovými U-profilů. Tento nosník by měl přenášet již jen klopivý moment křídla, avšak ne posouvající síly či ohybový moment od křídla.

7.2.3 Zadní část

Zadní částí trupu se myslí úsek mezi 3. a 5. přepážkou. Tento úsek je tvořen třemi tvarovými přepážkami, čtyřmi průběžnými nosníky, které pokračují ze střední části trupu, a jeho úlohou je především nesení ocasní části se svislými a vodorovnými ocasními plochami. Od ocasní plochy také pochází většina zatížení, které bude touto částí přenášeno. Jde především o ohybový moment, který bude vznikat při poryvech na vodorovných ocasních plochách, či při výchylnkách výškového kormidla. Nosníky v této části budou přenášet také ohybový i krouticí moment od svislé ocasní plochy vznikající při výchylnkách směrového kormidla či od poryvů.

7.2.4 Ocasní část

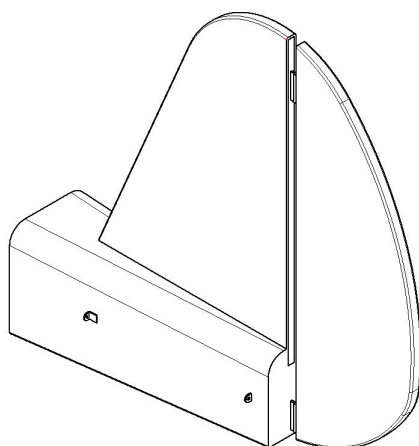
Ocasní část trupu je jednoduše prvek, tvořený směrovým kormidlem, hřbetním kýlem dávajícími dohromady svislé ocasní plochy a zúženým zakončením trupu. Uvnitř tohoto dílu je uloženo řízení ocasních ploch a vně je přichyceno ostruhové podvozkové kolo. Celý tento díl je přichycen pomocí lepeného spoje na průběžné nosníky přesahující 5. přepážku.

Spodní část dílu, zúžující se zakončení trupu, je tvořeno skříni z desek ze skelného laminátu a vlamínovaných překližkových desek, do kterých je vložena a přilepena svislá ocasní plocha. Překližkové desky jsou na Obrázku 7.4 naznačeny šrafovanou oblastí. Ve stejném místě, ale na spodní stěně ocasní části bude také vlamínována překližka, která bude sloužit k lepšímu uložení ostruhového kola.

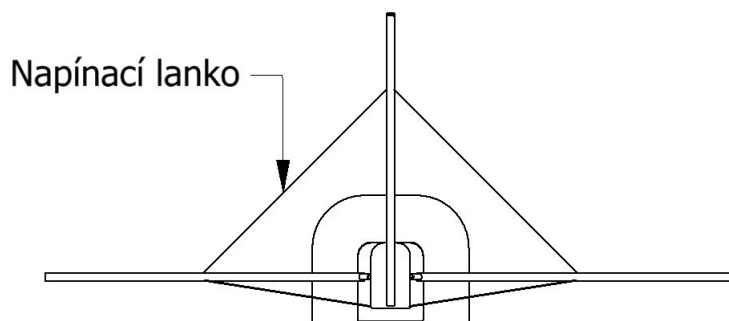
Celá ocasní část je silně namáhána osamělou reakční silou od ostruhového podvozku, který je připevněn ke spodní desce této skříni, a dále ohybovými a kroutícími momenty od vodorovných i ocasních ploch.

Svislá ocasní plocha je tvořena deskou z polystyrenu, která je olaminována skelným kompozitem. Uprostřed ocasní plochy, tedy v předělu mezi kýlem a směrovým kormidlem je umístěn nosník SOP. Jeho pozice je lépe patrná z Obrázku 7.4. Ten jednak přenáší ohybový moment působící na svislou ocasní plochu za letu, ale dále jsou do nosníku SOP vlepeny panty nesoucí směrové kormidlo, které je při vychýlení zdrojem spojitého zatížení, a zároveň nese ukotvení horních napínacích lanek, která drží vodorovné ocasní plochy a zápornou složku ohybového momentu působící na plochy stabilizátoru a výškového kormidla.

Kladnou složku ohybového momentu nesou napínací lanka vedoucí z nosníku vodorovných ocasních ploch do trupu v ocasní části, v místě nosníku VOP a pod úrovní VOP. Systém lanek je schématicky znázorněn na Obrázku 7.8



Obrázek 7.7: Ocasní část trupu



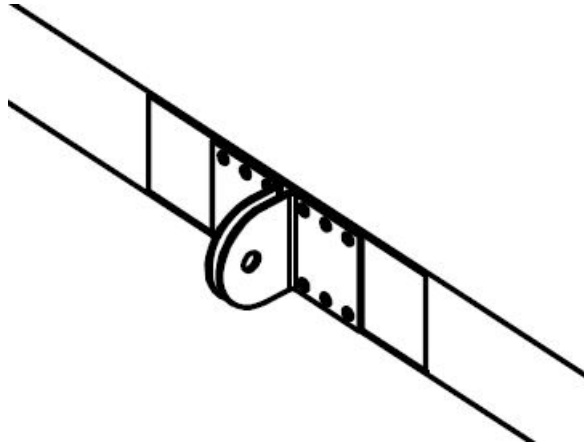
Obrázek 7.8: Ocasní plochy zezadu

7.3 VOP

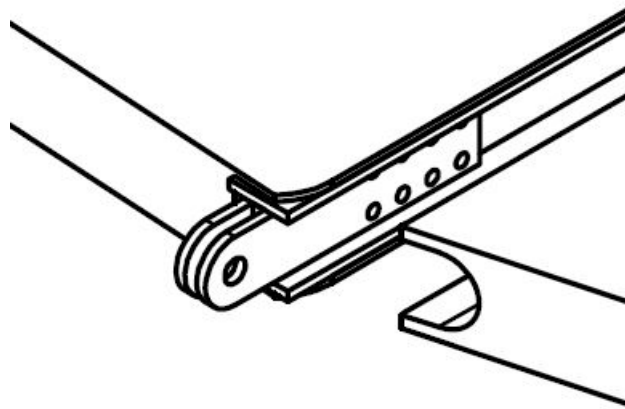
Vodorovné ocasní plochy navrhovaného letounu se skládají z pevného stabilizátoru a výškového kormidla. Stabilizátor je dělený na levou a pravou polovinu s identickou vnitřní konstrukcí, obě poloviny jsou k trupu přichyceny dvěma závěsy, které přenášejí pouze posouvající sílu a klopivé momenty. Na stabilizátoru jsou k nosníku přilepeny dvě oka z duralových plechů tvořící dohromady vidlici závěsu. Na trupu jsou naopak přišroubována do vlaminované překližkové desky oka tvořená ohnutým duralovým plechem. Závěsy stabilizátoru jsou patrné na Obrázcích 7.9 a 7.10.

Výškové kormidlo je tvořeno dvěma částmi - levou a pravou, které však mají společný nosník. Ten je uchycen ve třech uloženích umožňujících rotační pohyb. Hlavní uložení je v trupu, kde je do nosníku také pomocí táhel řídicí soustavy zanášen kroučící moment pro vychýlení výškového kormidla do kýžené polohy. Další dvě uložení jsou na obou koncích VOP. Uchyceny v nosníku stabilizátoru jsou oka s ložisky, do nichž je uchycen nosník výškového kormidla. Díky tomu může výškové kormidlo rotovat kolem osy nosníku svého nosníku a zároveň je nesené stabilizátorem.

Stabilizátor je tedy namáhán ohybovým momentem od poryvů působících na stabilizátor, ale i ohybovým momentem od výškového kormidla. Tam vzniká jak při poryvech, tak při vychýlkách výškového kormidla. Tyto ohybové momenty přenáší do trupu dva páry



Obrázek 7.9: Přední závěs stabilizátoru



Obrázek 7.10: Zadní závěs stabilizátoru

napínacích lanek. Ty jsou uchyceny přibližně v polovině nosníku stabilizátoru, z obou stran VOP, symetricky na levé i pravé straně. Spodní lanka jsou připevněny k trupu ve spodku ocasní části. Horní lanka jsou připevněna k nosníku SOP. Obě dvě místa uchycení na trupu by měla být dostatečně tuhá.

7.4 Podvozek

Podvozek je uvažován tříkolový, ostruhového typu, s tím, že nohy hlavního podvozku jsou tvořeny trubkami svařenými nebo sešroubovanými do příhradoviny a odpružení zajistí gumové provazce. Obrázky ?? a ?? v Přílohách ukazují na systémovém výkresu letounu zamýšlený podvozek.

8. Návrh technologie výroby letounu

V této kapitole bude popsána navrhovaná technologie výroby letounu. Na několika dílech bude předveden konkrétní postup výroby a nastíněna bude i předpokládaná finální montáž. Protože při návrhu tohoto letounu byl kladen největší důraz na jednoduchost výroby draku, měla by tato kapitola mít největší přínos.

Základní myšlenka při navrhování tohoto letounu byla, aby výsledkem byl letoun, který by bylo možné popsat jako "lidové letadlo", tedy něco, co si bude moct každý zájemce o létání vyrobit sám doma ve své dílně, ve stodole nebo jen tak pod přístřeškem na zahradě. Proto se při návrhu letounu nadevše upřednostňovaly technologické možnosti běžných domácích kutilských dílen. Vycházelo se z úvahy, že v takové běžné dílně nebývá soustruh, nůžky na plech, ani konstrukce pro uchycení nějakých větších přípravků, natož víceosé frézky pro jejich výrobu. Z čehož vyplývá, že použití kovových prvků může být jen velmi omezené, stejně tak prakticky odpadá možnost použití nýtových spojů jako hlavního druhu spoje na letounu, protože nýtování bez přípravků, ve kterých by daná součást byla pevně uchycena by bylo jen velmi obtížně proveditelné.

Naopak běžná dílna buďto má, nebo v případě zájmu o stavbu tohoto letounu, jednoduše dokoupí za řádově několik tisíc vybavení jako například kmitací pilu, vrtačku nebo svorky. Jako náhrada přípravků a zároveň pracovních desek není problém v obchodech nebo přes e-shop objednat lamino desky.

Pokud tedy má být výroba prováděna v takto omezených podmínkách, jako materiál se tedy nabízí buďto dřevo nebo kompozit. Dřevo vhodné pro letecké využití je poměrně dost drahé a jeho využití ve větší míře by zvýšilo cenu materiálu pro stavbu letounu do jiných cenových hladin než které jsou cílem. Druhou možností tedy je kompozit a pokud chceme zůstat u nízkých cen a jednoduché výroby, nepřipadá příliš v úvahu kompozit z uhlíkových vláken neboli CFRP. Logicky tedy zbývá kompozit se skelnými vlákny. Práce s ním je celkem jednoduchá, do forem lze klást jednoduše ručně, pro vytvrzení nepotřebuje nijak zvláště složitě dosažitelné podmínky, vytvrzuje se za pokojové teploty a především jeho cena je velmi nízká. Řádově se jedná 30 Kč za 1 m². [18]

Celá výroba bude tedy zamýšlena ze skelného kompozitu, jen lokálně doplněným vlaminovanými překližkovými deskami nebo polystyrenovými deskami. Práce se skelným kompozitem bude při výrobě letounu v mnohém připomínat práci s duralovými plechy, pouze s rozdílem v technologii spojů - nepůjde o nýtování, ale v drtivé většině případů o lepení.

Menší problém způsobují kování, ty budou muset být opravdu kovová, aby byly dodrženy přesně dané vlastnosti a především parametry. Kovové díly však budou velmi jednoduché, vyrobené z plechů. Nebudou tedy vyžadovat žádné složité výrobní technologie. Avšak i tak bude pravděpodobně potřeba objednat jejich výrobu - vyříznutí - v

některé firmě, která bude vybavena potřebným příslušenstvím. Cena za takové vyříznutí není nijak závratná a výsledný efekt bude lepší než kdyby se kování vytvářela nějakým alternativním způsobem.

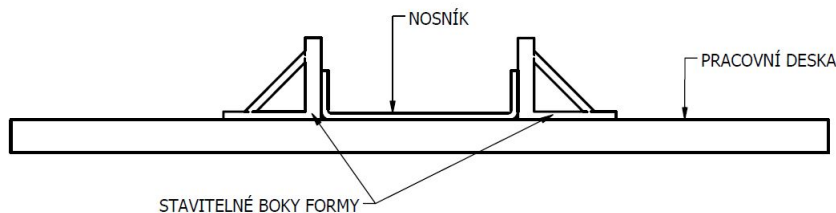
8.1 Výroba křídla

Výroba křídla je tou nejdůležitější a na přesnost nejcitlivější částí výroby letounu. Křídlo vznikne slepením několika celků dohromady - nosníků, žeber a potahu. Popisem výroby těchto celků se budou zabývat následující podkapitoly.

8.1.1 Výroba nosníku

Pravděpodobně první krokem pro výrobu křídla by měla být výroba nosníků. Ty budou vyráběny všechny stejným způsobem a to laminováním na dlouhém avšak ne nutně širokém pracovním stole s hladkou deskou. Pro hladký povrch pracovní desky by tedy byla vhodná laminodeska.

Křídelní nosníky jsou dlouhé 4 m. Po početní kontrole lepeného spoje, by nosník mohl být i dělený, ale v ideálním případě by však výroba každého celého nosníku proběhla najednou. Na pracovní laminodesku by byly přiloženy boční stěny taktéž z laminodesek, které by byly jednoduše přestavitelné na jakýkoliv rozměr U-profilu. Podoba stolu a bočních stěn je dobře patrná na Obrázcích 8.1 a 8.2.

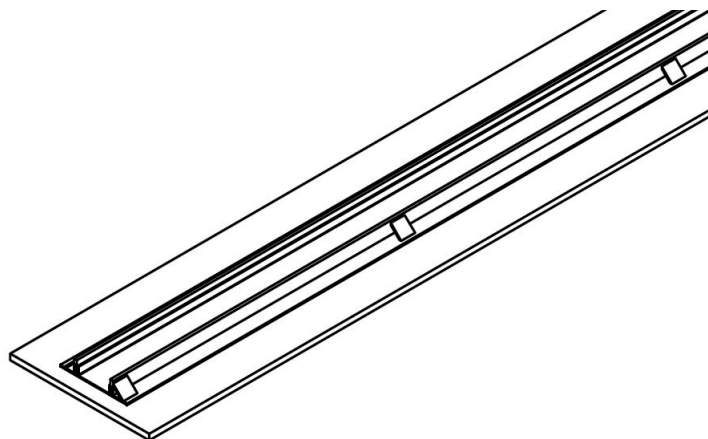


Obrázek 8.1: Výroba nosníku

Po ustavení v požadovaných rozměrech se povrch laminodesek naseparuje a mohou se pokládat jednotlivé vrstvy skelných rohoží. Přesný počet vrstev skelných rohoží je nutné napočítat v některé následující práci. Pro představu by se však mělo jednat zhruba o 5 vrstev. Mezi průběžně prosycované vrstvy skelné tkaniny se v místě bočních stěn vloží pásy tkaniny s jednostranně orientovanými skelnými vlákny tvořící pásnice a do delších stran U-profilu je vhodné vložit polystyrenové pásy pro zlepšení vlastností výsledného nosníku.

Velmi důležitými součástmi nosníku jsou také závěsy křídla. Ty jsou nejprve vyříznuty do požadovaných tvarů na některém z nástrojů pro přesné řezání plechu, což je operace, která bude muset být pravděpodobně jako jedna z mála operací, objednána u specializované strojírenské firmy. Žádoucí je hladký řez, bez vad, pro zvýšení životnosti.

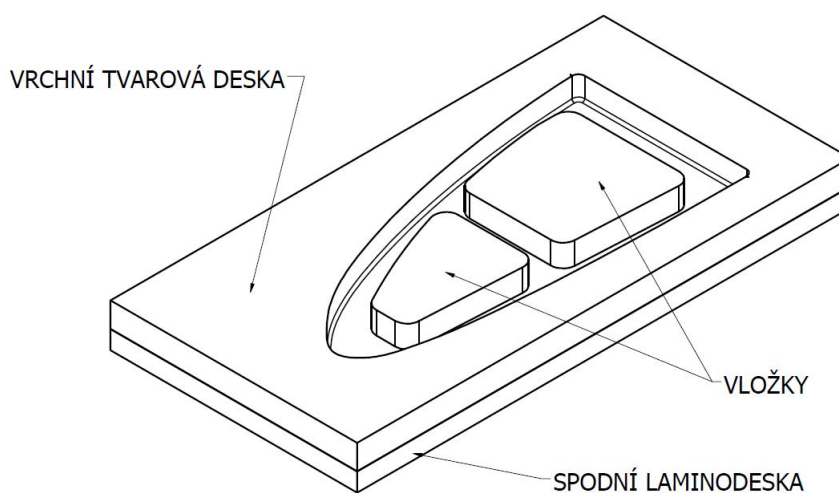
Následně jsou vlaminovány do vnitřních konců nosníků. Vzhledem k symetričnosti nosníků, je vyloučena špatná volba polohy závěsů, která by mohla vzniknout omylem.



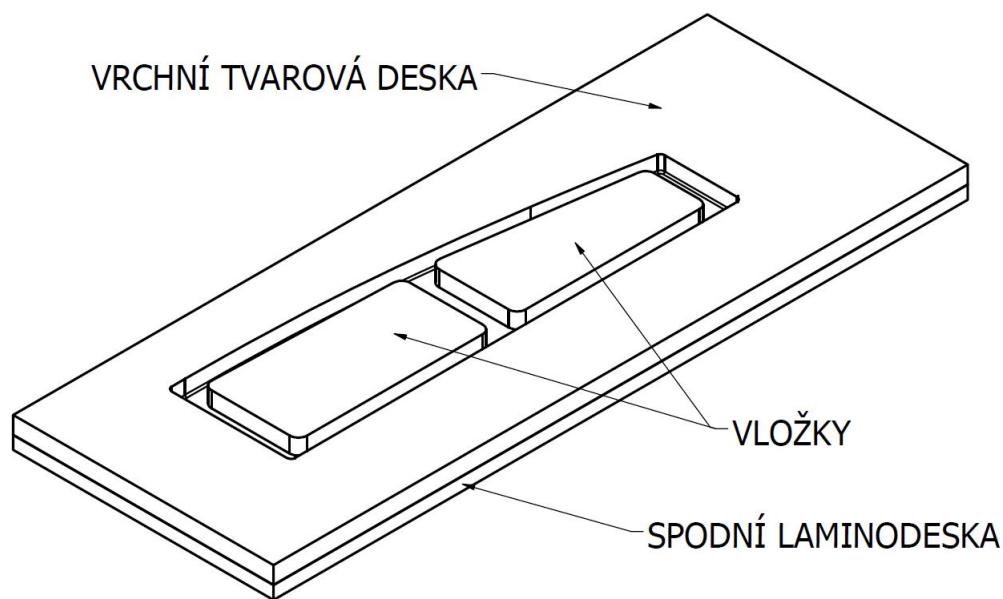
Obrázek 8.2: Výroba nosníku

8.1.2 Výroba žeber

Výroba žeber bude komplikovanější, co se formy týče. Spodní deska bude opět laminodeska, ale do vrchní desky bude buďto pomocí kmitací pilky nebo pomocí frézky na dřevo vyříznut obrys dané části profilu. Navíc z vyříznutého kusu desky se dále vyříznou odlehčovací otvory žeber. Ty se přilepí do definované polohy uvnitř tvaru žebra. Tím vznikne forma pro celou část žebra. Ta se zajistí proti vzájemnému pohybu, povrch formy se naseparuje a začnou se pokládat pásy skelné tkaniny. Ty se pro vyztužení doplní polystyrenovou vložkou vyřízlou do tvaru dotyčné části žebra. Polystyrenová vložka zároveň pomůže lepšímu "upěchování" kompozitu do tvaru formy. Dále je překryta další vrstvou skelného kompozitu a je zalaminovaná součástí žebra.



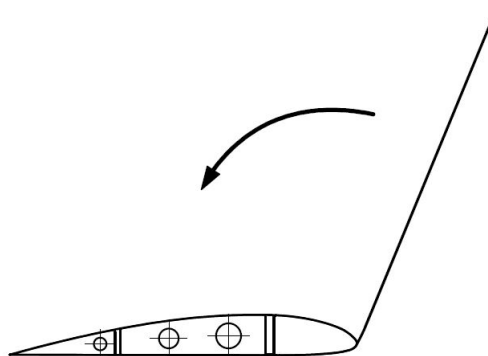
Obrázek 8.3: Výroba středního dílu žebra



Obrázek 8.4: Výroba předního dílu žebra - náběžné hrany

8.1.3 Výroba potahu

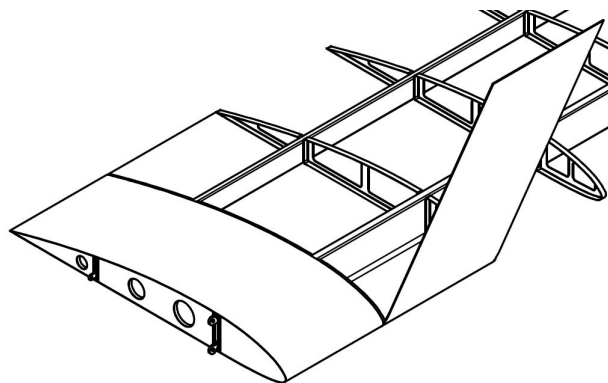
Potah bude řešen tak, že se nejprve vyrobí deska skelného kompozitu o nízké tloušťce, řádově okolo 0,4 mm, ale o ploše potahu mezi danými dvěma žebry, tedy rozteč mezi žebry s určitým přesahem bude tvořit šířku, aby každý tento potahový panel končil přibližně uprostřed tloušťky žebra a hloubce 2550 mm, což je obvod profilu křídla.



Obrázek 8.5: Výroba křídla

8.1.4 Kompletace křídla

Při kompletaci křídla se nejprve na rovné desce rozloží dříve slepený hlavní a pomocný nosník. Vzájemně se spojí vlepením střední části děleného žebra. Díky rovné spodní straně by tento krok výroby neměl být nikterak zvláště komplikovaný, žebra mohou být jednoduše položena na pracovní desce. Následně se přilepí i části s náběžnou hranou žebor a ocasní části s hranou odtokovou. K takto vzniklé konstrukci se na spodní rovnou stranu křídla přilepí jednotlivé panely potahu, které se již dříve vytvrdily.



Obrázek 8.6: Výroba křídla

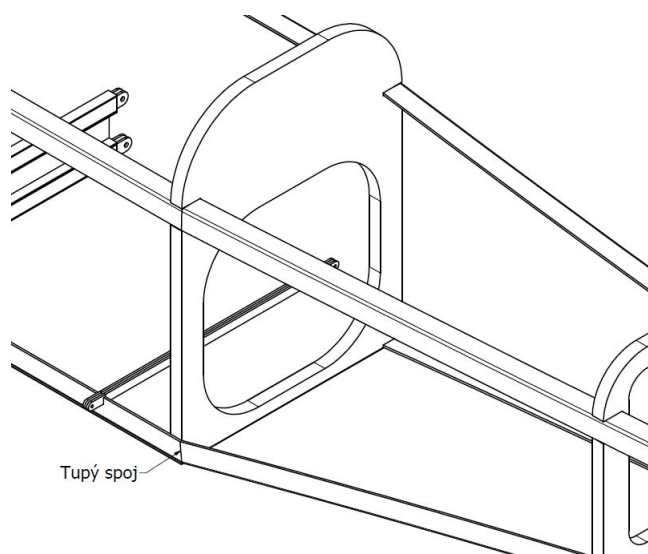
V tuto chvíli přichází na řadu instalace řídicích členů letounu - ovládání křidélek. Pozdější instalace by musela probíhat pomocí servisních otvorů a to by byla pouze zbytečná komplikace.

Přilepené panely se po dokončení instalace členů řídicí soustavy ohnou kolem tvaru žeber. Žebra budou před ohýbáním natřena lepidlem. Tím je křídlo uzavřeno a stačí jen přidat křídélko a zavěsit na trup.

8.2 Výroba trupu

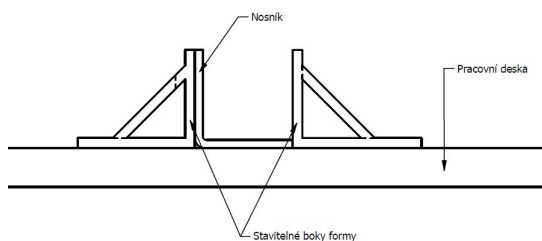
Výroba trupu bude připomínat práci s duralovými plechy ještě více než výroba potahu křídla.

Výroba trupových nosníků bude velmi podobná výrobě nosníků křídelních, jen s tím rozdílem, že v tomto případě budou nosníky složené každý ze dvou dílů spojených natupo lepeným spojem s přeplátováním v místě počátku zúžování trupu, tedy v místě 3. přepážky. Spoj nosníků je patrný na Obrázku 8.7



Obrázek 8.7: Spoj trupového nosníku

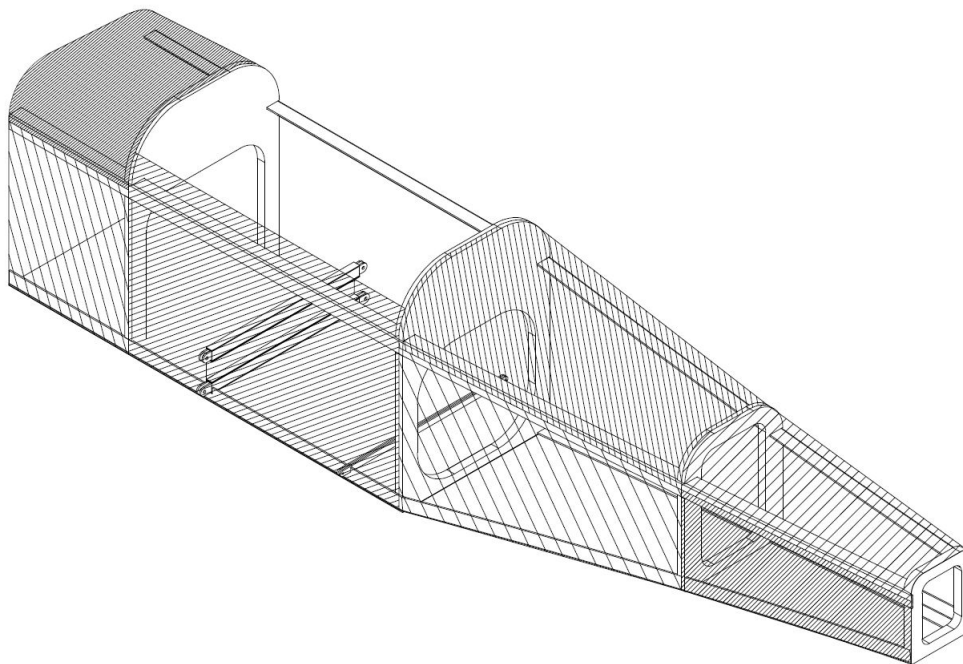
V tomto případě bude jedna z bočních stěn již dříve popsané formy pro výrobu nosníků využita pouze jako ohraničení jednoho z ramen L-profilu. Vrstvy skelného kompozitu budou opět vyztuženy polystyrenovými nebo pěnovými plátky pro zvýšení tuhosti nosníků. Schematicky je návrh výroby trupového nosníku znázorněn na Obrázku 8.8



Obrázek 8.8: Schéma výroby trupového nosníku

Systém trupových nosníků a přepážek se sestaví dohromady jako první pomocí lepených spojů. Teprve po sestavení této vnitřní nosné konstrukce letounu je možné pokračovat přikládáním potahu.

Potah trupu je možno trupovými nosníky a přepážkami rozdělit na několik různých panelů. Ty se budou vyrábět podobně jako desky pro potažení křídla. Vždy se do potřebného tvaru nastříhají a vyskládají zhruba dvě až tři vrstvy skelné tkaniny pod různými úhly, ty se prosytí polyesterovou pryskyřicí, nechají vytvrdit a následně se jednoduše přilepí na dané části nosníků a přepážek, vždy tak, aby hladce navazovaly na panely sousední. Schematické naznačení rozdělení potahu na jednotlivé panely je patrné z Obrázku 8.9.



Obrázek 8.9: Schéma rozdělení trupu na jednotlivé panely

Závěr

Cílem této diplomové práce bylo vytvořit koncepční a technologický návrh jednoduchého a především levného jednomístného ultralehkého letounu, který by zpřístupnil létání i leteckým nadšencům s menšími finančními prostředky, přitom ale v rámci možností s elegantním vzhledem odkazujícím na klasická letadla první poloviny 20. století.

Pro zmapování současné nabídky jednomístných ultralightů byla nejprve provedena rešerše ultralehkých letounů podobných parametrů, prodávaných jako amatérské stavebnice v různých stádiích kompletnosti, které vycházejí levněji než běžné ultralights dostupné na trhu.

Dále byla provedena rešerše vhodných motorů za přijatelné ceny. Z té vyšel vítězně díky jasně nejnižší pořizovací a provozní ceně motor určený původně pro pohon automobilu Trabant T601 P63/64. Vybrán byl pro ověření použitelnosti s tím, že je brán jako nejlevnější a nejslabší varianta. Zároveň je ze zmíněných motorů nejtěžší. Zde předvedený návrh tedy počítá s nejtěžším a nejslabším motorem. To znamená, že jakákoliv investice do některého ze silnějších motorů tedy může mít za následek jen lepší letové parametry.

Zamýšlená konstrukce byla popsána v kapitole o koncepčním návrhu. Následně byl proveden hmotový rozbor dříve popsané konstrukce. Ten měl za následek několikeré přepočítání celé konstrukce a zpočátku bylo náročnější zvolit polohu křídel vůči trupu. Nakonec je letoun teoreticky tak vyvážený, že by neměl být problém ho osadit až o polovinu lehčím motorem, pouze za cenu protáhlého motorového lože.

Dále byl ověřen návrh letounu z pohledu aerodynamiky. Výpočet to byl v mnoha ohledech zjednodušený a nemůže se měřit se složitými numerickými výpočty aerodynamických charakteristik nebo s praktickým tunelovým měřením, avšak pro potřeby tak malého letounu by měl pravděpodobně stačit. Avšak právě v aerodynamice může být možná slabina celého návrhu. Vzhledem k hůře dohledatelným aerodynamickým podkladům ke zvolenému profilu křídla jsem použil pro získání aerodynamických charakteristik program xflr5 a jeho výstupy byly možná příliš optimistické, především, co se součinitele vztlaku týče. Pokud by součinitel vztlaku ve skutečnosti nedosahoval tak vysoké hodnoty, muselo by se křídlo poměrně významně zvětšit nebo by muselo dojít k použití vztlakových klapek, což by bylo proti původní návrhové filozofii tohoto letounu.

Podrobnější výpočet nebo tunelové měření by bylo určitě zajímavé pro získání odporových charakteristik. Běžně používané metodiky od pana Roskama [12] a pana Torenbeeka [15] totiž nejspíše nepočítají s otevřenými kabinami původně vyšlé odpory vyšly velmi malé. Po použití poznatků z knihy od pana Hoernera [17] byl výstup o něco blíže malému ultralehkému letadlu a o něco dále aerodynamicky převratnému skvostu, přesto je hodnota odporového součinitele stále poměrně nízká.

Byly vypočteny návrhové rychlosti a obálka letových násobků. Bylo by jistě zajímavé porovnat, nakolik byl zjednodušený výpočet navíc s účinností vrtule použitou pouze dle kvalifikovaného odhadu, shodný se skutečností a jaké rychlosti by letoun skutečně byl schopný dosáhnout.

V kapitole zabývající se konstrukčně pevnostním členěním byla provedena rozvaha o zatížení jednotlivých konstrukčních celků a z toho plynoucí podoba konstrukce. Podrobnější rozbor zatížení jednotlivých konstrukčních celků by pravděpodobně vydal na samostatnou práci.

Poslední kapitola představila poměrně netradiční použití kompozitních materiálů, které by skutečně mohlo zpřístupnit stavbu letadel a poté i samotné létání zručným leteckým nadšencům za neobyčejně dostupnou cenu, řádově do 50 000 Kč při použití motoru Trabant.

Myslím, že tato práce poskytuje mnoho prostoru pro navazující činnost. Některé poměrně optimistické návrhy konstrukce mohou být upraveny a přesně nadimenzovány nebo například technologie výroby se může v praxi ukázat jako nevhodná, ale celkově považuji tento koncept za nadějný.

Seznam použitých symbolů

Označení	Jednotka	Význam
a	$[\text{rad}^{-1}]$	stoupání vztlakové čáry
a_1	$[\text{rad}^{-1}]$	stoupání vztlakové čáry VOP
b_0	$[\text{m}]$	hloubka profilu v ose křídla
b_{tr}	$[\text{m}]$	šířka trupu
$C_{D_{eng}}$	$[-]$	součinitel odporu motorové instalace
C_{D_f}	$[-]$	součinitel odporu trupu
C_{D_g}	$[-]$	součinitel odporu podvozku
$C_{D_{gear_{cl=0}}}$	$[-]$	součinitel odporu při nulovém vztlaku
C_{D_h}	$[-]$	součinitel odporu VOP
C_{D_i}	$[-]$	součinitel indukovaného odporu
$\bar{C}_{D_{min}}$	$[-]$	min. hodnota součinitele odporu profilu
C_{D_P}	$[-]$	součinitel profilového odporu
C_{D_v}	$[-]$	součinitel odporu SOP
C_{D_W}	$[-]$	součinitel odporu křídla
C_L	$[-]$	součinitel vztlaku
C_{Lh}	$[-]$	součinitel vztlaku VOP
$C_{L_{max}}$	$[-]$	max. součinitel vztlaku křídla
$C_{L_{max_{kl=0}}}$	$[-]$	max. součinitel vztlaku křídla bez klapky
$C_{L_{max_{kl}}}$	$[-]$	max. součinitel vztlaku křídla s klapkami
C_l^α	$[\text{rad}^{-1}]$	stoupání vztlakové čáry
$(C_{l\alpha})_{theory}$	$[-]$	součinitel teoretického stoupání vztlakové čáry
$C_{L\alpha h}$	$[-]$	stoupání vztlakové čáry VOP
$(C_{l\delta})$	$[-]$	součinitel změny vztlaku dle úhlu vychýlení klapky
$(C_{l\delta})_{theory}$	$[-]$	součinitel teoretické změny vztlaku dle úhlu vychýlení klapky
$C_{L_{0WF}}$	$[-]$	součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu pro křídlo a trup
C_{mac}	$[-]$	součinitel klopivého momentu křídla s trupem k AC
C_{mo}	$[-]$	součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku
$C_{mo\infty}$	$[-]$	součinitel klopivého momentu profilu při nulovém vztlaku
C_{mo_W}	$[-]$	součinitel klopivého momentu křídla

Označení	Jednotka	Význam
$C_{m\alpha}$	[-]	směrnice momentové čáry
$C_{m\alpha W_{FPC}}$	[-]	stoupání momentové čáry křídla s trupem při přední centrácii
c_f	[m]	hloubka klapky
c	[m]	hloubka křídla
c'	[m]	hloubka křídla při vysunutí klapce
d_f	[m]	ekvivaletní průměr kruhového trupu
e	[-]	Oswaldův koeficient
H_{VOP}	[-]	mohutnost VOP
i_h	[°]	úhel nastavení VOP
$(i_h)_f$	[rad]	potřebný úhel nastavení VOP vůči ose trupu
K_{\wedge}	[-]	součinitel vlivu šípovitosti
K_b	[-]	součinitel vlivu rozpětí klapky a její polohy po rozpětí křídla
K_{WF}	[-]	součinitel změny stoupání vztlakové čáry od trupu
k'	[-]	součinitel vlivu klapky
k_H	[-]	Poměr dyn. tlaků na VOP a na křídle
k_1	[-]	součinitel vlivu hloubky klapky
k_2	[-]	součinitel vlivu max. výchylky klapky a druhu klapky
k_3	[-]	součinitel poměru mezi aktuálním a referenčním úhlem výchylky klapky
L_{VOP}	[m]	rameno VOP
l	[m]	rozpětí křídla
l_{fn}	[m]	délka nosové části trupu
l_{kr}	[m]	rozpětí křídélka
$\frac{l_h}{\bar{c}}$	[-]	bezrozměrné rameno VOP
M_{MTOW}	[kg]	max. vzletová hmotnost
$\frac{q_h}{q}$	[-]	poměr dynamických tlaků na VOP a na křídle
S	[m ²]	plocha křídla
S_F	[m ²]	plocha průřezu trupu
S_{gear}	[m ²]	vztažná plocha podvozku
S_H	[m ²]	plocha VOP
\bar{S}_H	[-]	bezrozměrná plocha VOP
S_{wet}	[m ²]	plocha křídla omočená proudem vzduchu bez trupu
S_{wetsop}	[m ²]	omočená plocha svislé ocasní plochy
S_{wetvop}	[m ²]	omočená plocha vodorovné ocasní plochy
S_{wf}	[m ²]	plocha křídla ovlivněná klapkou
t/c	[-]	poměrná tloušťka profilu

Označení Jednotka Význam

v_{s0}	[m/s]	minimální rychlost letu
\bar{x}_{acW}	[-]	poloha aerodynamického středu křídla
\bar{x}_{acWF}	[-]	poloha aerodynamického středu křídla s trupem
$\Delta \bar{x}_{cg}$	[-]	vzdálenost těžiště letounu od AC
α_0	[°]	úhel nulového vztlaku profilu
α_{0W}	[°]	úhel nulového vztlaku křídla
γ	[°]	úhel šípu křídla
δ_H	[°]	úhel nastavení VOP
Δx_{Sm}	[-]	rezerva statické stability
$(\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref}$	[-]	změna odporu při změně vztlaku
η	[-]	zúžení křídla
λ	[-]	štíhlost křídla
ε_{0W}	[°]	úhel zašikmení proudu za křídlem
ε_α	[-]	změna zešikmení srázového dle úhlu náběhu
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	[-]	změna srázového úhlu za křídlem

Literatura

- [1] *UL-2, I. část*, Praha, ČR: Letecká amatérská asociace ČR, 2002.
- [2] *TEAM MINI-MAX LLC: 1650R Eros* [online]. Lake Street, Niles, Michigan [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: www.teammini-max.com
- [3] MALÁ, Eva, Dr. Josef ŠKVOR *Encyklopedie letadel: bombardéry, stíhací letadla, námořní letadla, bojová letadla, průzkumná letadla, cvičná letadla, lehká a akrobatická letadla, vrtulníky, experimentální letadla, transportní letadla, hydroplány, dopravní letadla*. Vyd. 3. Ivanka pro Dunaji: Vydavatelství SLOVO, 1998. ISBN 80-7321-261-7.
- [4] *Fisher Flying Products: FP-303* [online]. 2018 [cit. 2018-12-29].
- [5] *Fisher Flying Products: Classic* [online]. 2018 [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: www.fisherflying.com
- [6] *Bower's Fly Baby*[online]. [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: www.bowersflybaby.com
- [7] *Hirth Engines GmbH: 33 Series* [online]. 2018 [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: <http://hirthengines.com>
- [8] CONTINENTAL MOTORS CORPORATION, Aircraft Engine Division. *Continental Models A50, A65, A75 and A80 Aircraft Engines: Maintenance and overhaul manual*. 6. vydání. Muskegon, Michigan, USA, 1944. edition, Boston, MA, 2004.
- [9] *Trabant601.unas.cz* [online]. 2004 [cit. 2018-12-29].
- [10] *Ultralightnews: Rotax 277* [online]. 2004 [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: www.ultralightnews.ca
- [11] *Simonini Flying: Mini 2 Plus* [online]. [cit. 2018-12-29]. Dostupné z: <http://www.simonini-flying.com>
- [12] ROSKAM, Jan: *Airplane Design: Part VI: Preliminary calculation of aerodynamics thrust and power characteristics*, Lawrence, Kansas: The University of Kansas, 1987
- [13] BROŽ, V.: *Aerodynamika nízkých rychlostí*, ČVUT, Praha, 1990
- [14] HOAK, D.,E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 1978

- [15] TORENBEEK, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft University Press, 1976
- [16] TAIRA, Kunihiko & COLONIUS, Tim.: *Three-dimensional flows around low-aspect-ratio flat-plate wings at low Reynolds numbers. Journal of Fluid Mechanics*. Cambridge, UK, 2009. Cambridge University.
- [17] HOERNER, Dr. Ing. Sighard F.: *Fluid Dynamic Drag*. Bakersfield, CA, 1965
- [18] *HAVEL composites* [online]. [cit. 2018-12-31]. Dostupné z: www.havel-composites.com

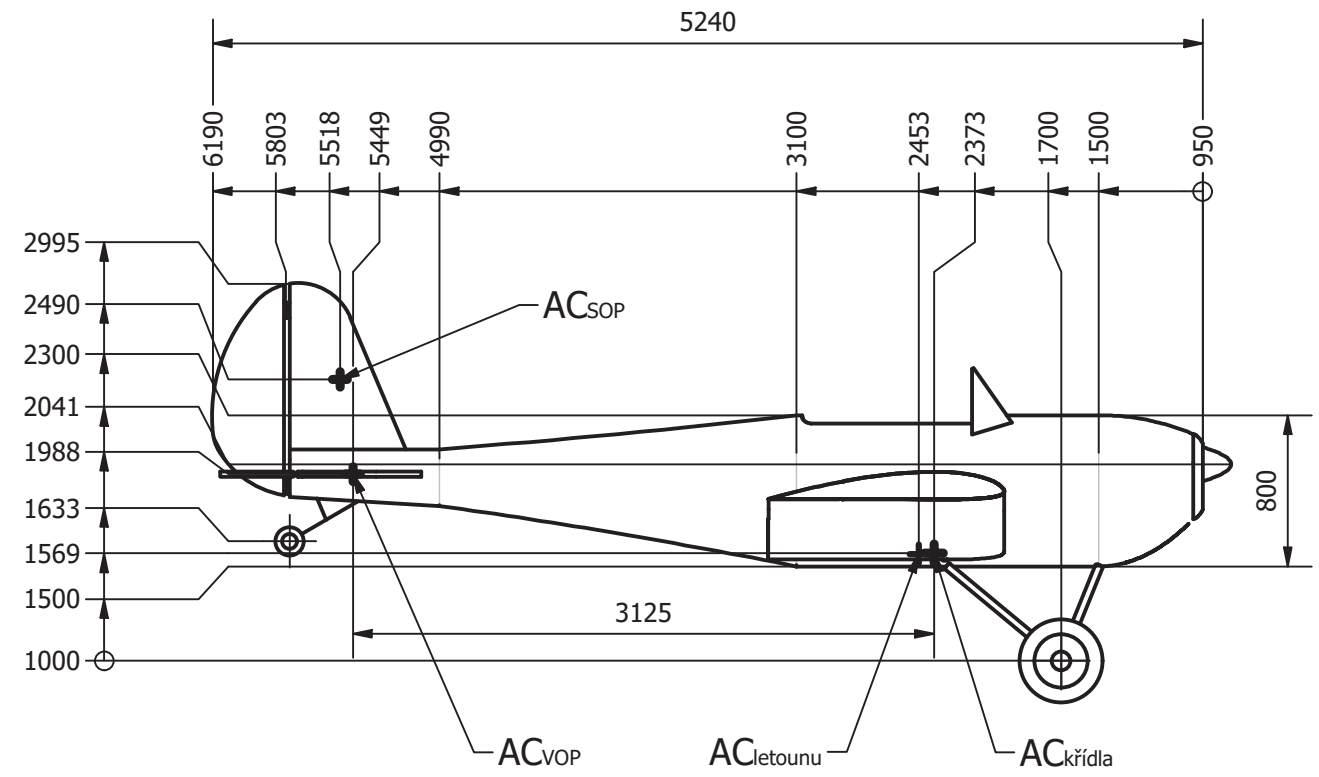
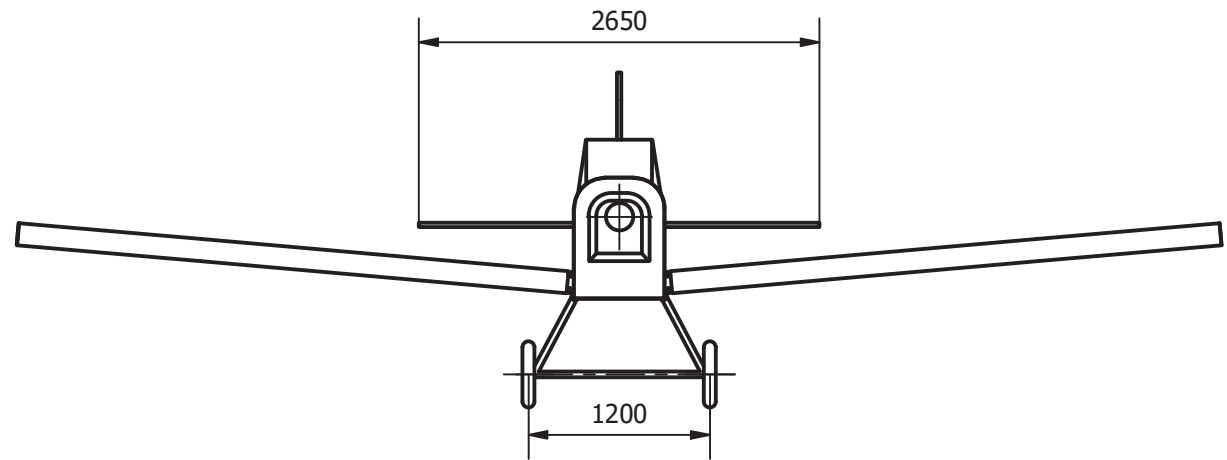
Seznam obrázků

1.1	Mini-MAX	2
1.2	Tipsy Nipper	3
1.3	Fisher FP-303	4
1.4	Fisher Classic	4
1.5	Bowers Fly Baby	5
1.6	Fly Baby Biplane	6
2.1	Hirth F-33	7
2.2	Continental A65	8
2.3	Trabant T601 P63/64	9
2.4	Rotax 277	9
2.5	Simonini Mini 2 Plus	10
3.1	Vztlaková čára profilu Clark Y z programu xflr5 pro Reynoldsovo číslo $Re = 1,5 \cdot 10^6$	14
3.2	Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled zepředu	18
3.3	Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled shora	19
3.4	Muška letounu dle předběžného návrhu - pohled z boku	19
4.1	Hmotová obálka pro letové i neletové případy	22
5.1	Závislost max. součinitele vztlaku profilu na Reynoldsově čísle	25
5.2	Rozložení vztlaku po křídle pro $\lambda = 6,4$	26
5.3	Vztlaková čára křídla	28
5.4	Podoba VOP po přepočítání	30
5.5	Srovnání vztlakových čar křídla, křídla s trupem a letounu	32
5.6	Aerodynamická polára letounu	36
5.7	Momentové čáry křídla, křídla s trupem a celého letounu pro přední centráž	40
5.8	Momentové čáry křídla, křídla s trupem a celého letounu pro zadní centráž	40
6.1	Graf potřebného a využitelného výkonu	42
6.2	Obálka letových násobků při max. hmotnosti	45
6.3	Obálka letových násobků při min. hmotnosti	46
7.1	Schéma křídla	47
7.2	Závěsy křídla	48
7.3	Příčný systém	49

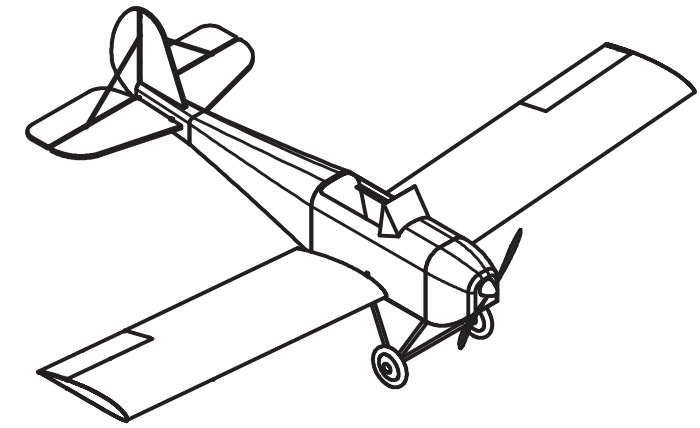
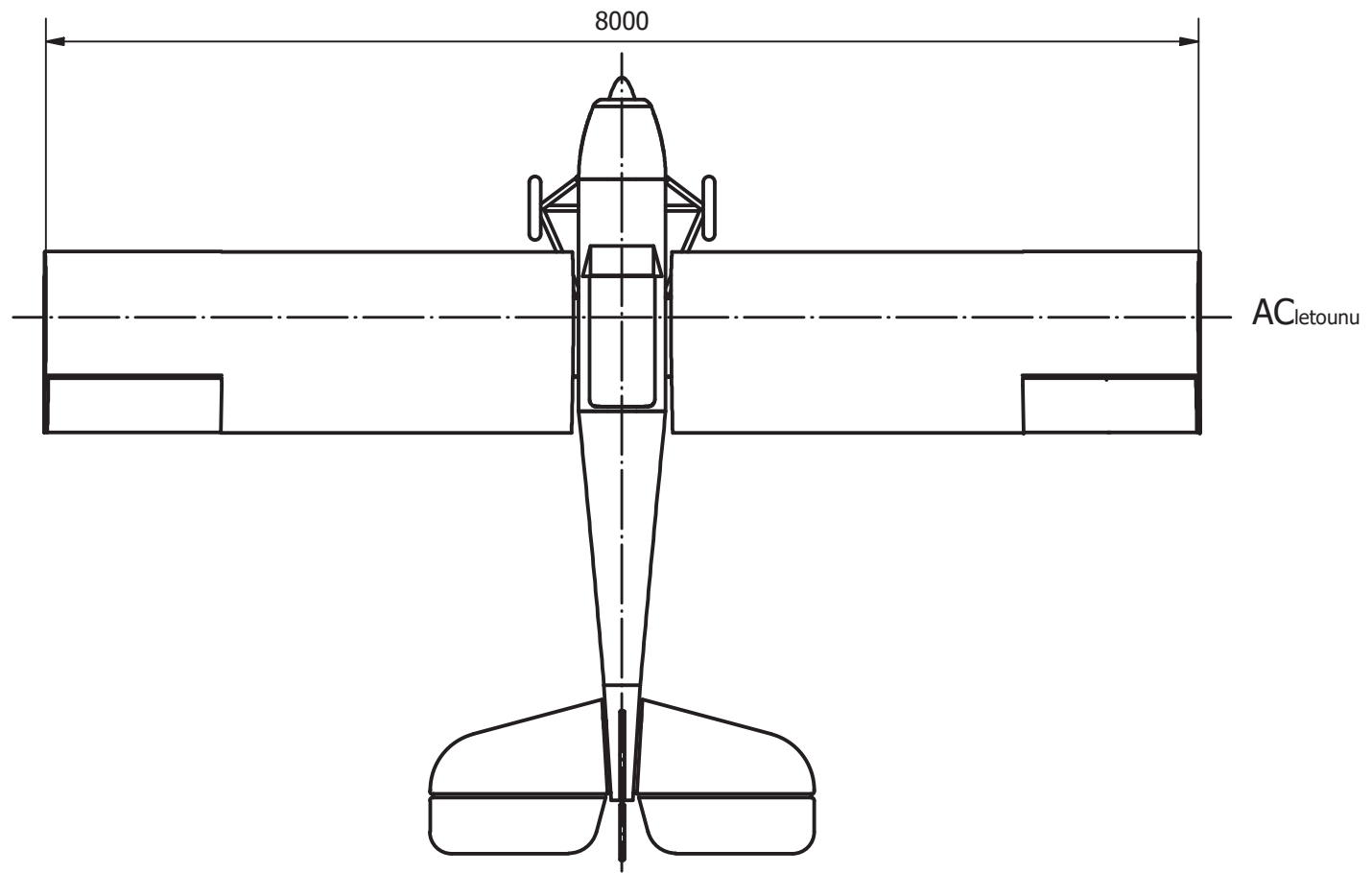
7.4	Schéma trupu	50
7.5	Detail trupu	51
7.6	Návrh centroplánu a závěsy hlavního nosníku	51
7.7	Ocasní část trupu	53
7.8	Ocasní plochy zezadu	53
7.9	Přední závěs stabilizátoru	54
7.10	Zadní závěs stabilizátoru	54
8.1	Výroba nosníku	56
8.2	Výroba nosníku	57
8.3	Výroba středního dílu žebra	57
8.4	Výroba předního dílu žebra - náběžné hrany	58
8.5	Výroba křídla	58
8.6	Výroba křídla	59
8.7	Spoj trupového nosníku	59
8.8	Schéma výroby trupového nosníku	60
8.9	Schéma rozdělení trupu na jednotlivé panely	60

Seznam tabulek

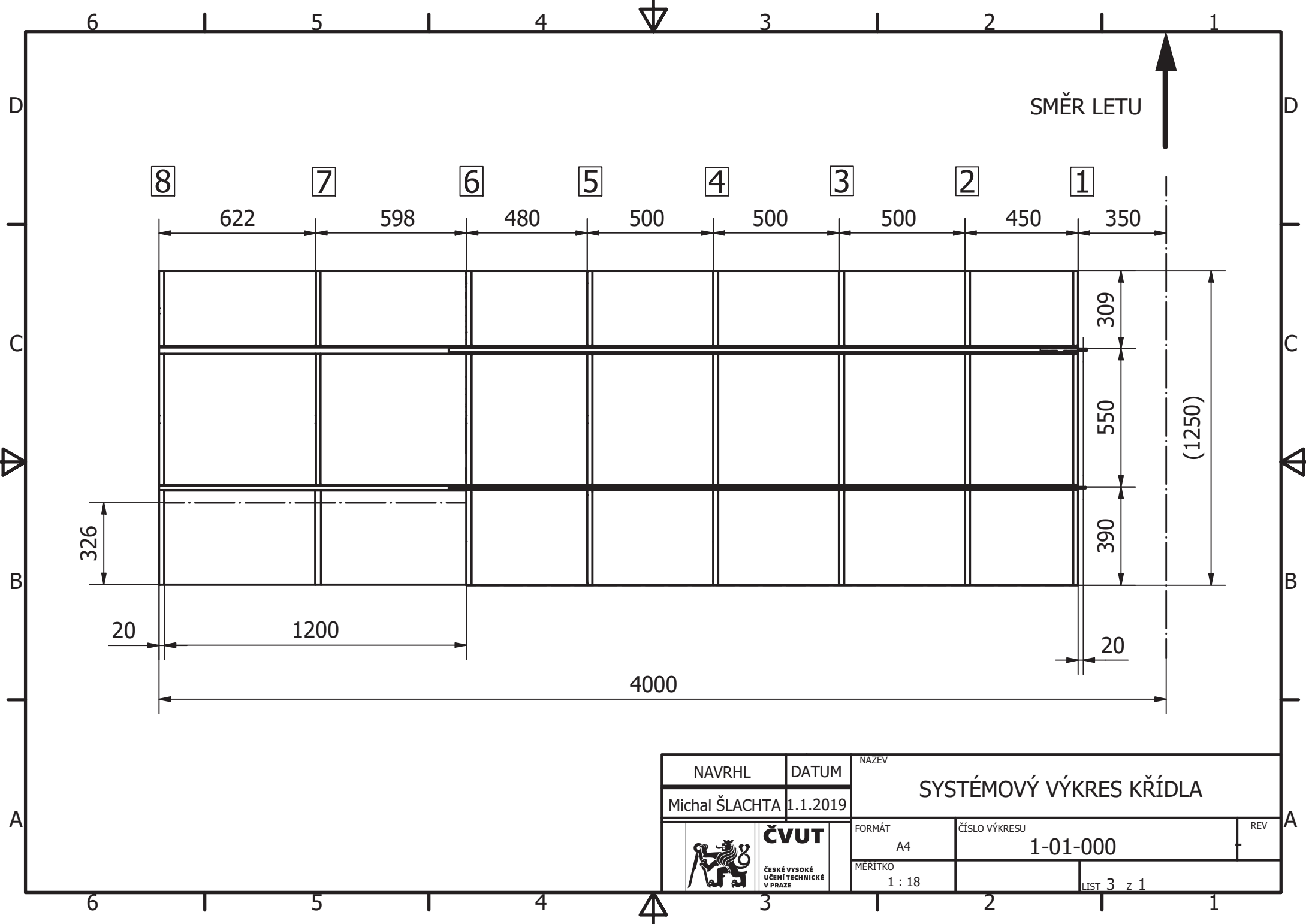
1.1	Parametry uvedených letounů	6
2.1	Parametry uvedených motorů	10
3.1	Základní parametry	12
4.1	Rozvržení hmot prázdného letounu	20
4.2	Rozvržení proměnlivých hmot letounu	21
4.3	Rozvržení hmot prázdného letounu s motorem Rotax 277	23
5.1	Parametry zvolené geometrie	27
5.2	Parametry vztlkové čáry křídla	27
5.3	Odpor křídla a jeho složky	34
6.1	Vstupní parametry pro výpočet návrhových rychlostí	42
6.2	Vstupní parametry pro výpočet letové obálky	44
6.3	Násobky od poryvů při M_{max}	45
6.4	Násobky od poryvů při M_{min}	45



1 : 40



NAVRHL	DATUM	NAZEV	
Michal ŠLACHTA	1.1.2019	SYSTEMOVÝ VÝKRES LETOUNU	
	FORMÁT	ČÍSLO VÝKRESU	REV
	A3	1-00-000	
MÉRITKO	LIST		
1 : 50	1 z 1		



NAVRHL	DATUM	NAZEV	
Michal ŠLACHTA	1.1.2019	SYSTÉMOVÝ VÝKRES KŘÍDLA	
 ČVUT ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE	FORMÁT	ČÍSLO VÝKRESU	REV
	A4	1-01-000	
MÉRITKO	LÍST		
1 : 18	3 z 1		