



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH MALÉHO LETOUNU S DŮRAZEM NA JEDNODUCHOST STAVBY

CONCEPTUAL DESIGN OF SMALL AIRCRAFT WITH EMPHASIS ON STRUCTURE SIMPLICITY

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. David Rajnštajn

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

BRNO 2020

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. David Rajnštajn**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.**
Akademický rok: 2019/20

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.1111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh malého letounu s důrazem na jednoduchost stavby

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Koncepční návrh malého letounu. Definice základních parametrů letounu. Hmotnostní rozbor. Letové výkony a vlastnosti. Volba konstrukce jednotlivých celků s ohledem na jednoduchost stavby i v domácích podmínkách.

Cíle diplomové práce:

Koncepční návrh malého letounu s důrazem na jednoduchou výrobu.

Seznam doporučené literatury:

ČALKOVSKÝ, A., PÁVEK, J.: Konstrukce a pevnost letadel I., Brno, 1986.

ROSKAM, J.: Airplane design – Part V: Component weight estimation, Roskam aviation and engineering corporation, Ottawa, 1985.

MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Brno, 2000.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Tato práce se zabývá koncepčním návrhem lehkého letounu, u kterého je kladen důraz na jednoduchost výroby v domácích podmínkách. Je členěna do třech hlavních částí. Na začátku je uveden rozbor existujících lehkých letadel a z toho vycházející volba koncepce navrhovaného letounu. Druhá část se věnuje detailnějšímu návrhu jednotlivých funkčních celků, a to z konstrukčního i technologického hlediska. Poslední část pak obsahuje základní výpočty pro ověření a definování nejdůležitějších vlastností letounu tohoto typu.

Klíčová slova

Letoun, technologičnost, domácí stavba, ultralehký, konstrukce, aerodynamické charakteristiky, koncepční návrh

Abstract

This thesis relates to a conceptual design of a light aircraft considering its easy manufacturability in non-professional workshop, for example at home. It is divided into three main parts. At the beginning there is mentioned a summary of existing light airplanes which determines the conceptual frame of the designed aircraft. The next part describes more detailed draft of different functional units, taking into consideration the constructional and manufacturing issues. The final part then contains basic equations to verify and define the most important characteristics of the designed aircraft.

Keywords

Aircraft, manufacturability, home-built, ultralight, construction, aerodynamic characteristics, conceptual design

Bibliografická citace

RAJNŠTAJN, David. Koncepční návrh malého letounu s důrazem na jednoduchost stavby [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-25]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125347>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ivo Jebáček.

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval svému vedoucímu panu doc. Ing. Ivo Jebáčkovi, Ph.D. za připomínky a rady k práci a že mi umožnil vypracovat toto zajímavé téma pod svým vedením.

Dále bych chtěl poděkovat své rodině a přátelům za podporu během tvorby práce i během celého studia, neboť bez nich by celé mé studium bylo o poznání náročnější a v mnohých případech nejspíš i nemožné.

A v neposlední řadě chci poděkovat taktéž vedení i všem svým kolegům z firmy Evekter, spol. s r.o., kteří mi poskytli cenné rady a zkušenosti nejen z navrhování i výroby letounů, ale navíc mi umožnili pracovat v průběhu studia a brali ohled na všechny mé studijní povinnosti.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval sám pod vedením pana doc. Ing. Iva Jebáčka, Ph.D. a to s použitím literatury uvedené ve zdrojích.

V Brně dne

.....

David Rajnštajn

Obsah

1	Úvod.....	1
2	Přehled lehkých letounů.....	2
2.1	Sériově vyráběné a prodávané letouny	3
2.1.1	Evektor Eurostar SL+	3
2.1.2	Aerospol WT9 Dynamic	4
2.1.3	VL3 – Evolution	5
2.1.4	Bristell Classic	6
2.1.5	TL-3000 Sirius	7
2.1.6	TL Stream	8
2.2	Amatérsky stavěné letouny.....	9
2.2.1	SD-1	9
2.2.2	SD-2	10
2.2.3	Cri-cri.....	11
2.3	Historické amatérsky stavěné letouny	12
2.3.1	Alco Sportplane	12
2.3.2	Chilton.....	13
2.3.3	Henderson Longster	14
2.3.4	Pietenpol SKY SCOUT	15
2.3.5	PH Racer	16
2.3.6	Ramsey.....	17
2.4	Statistický rozbor a porovnání.....	18
2.4.1	Hmotnosti.....	18
2.4.2	Plošné zatížení	18
2.4.3	Rychlosti	19
3	Volba koncepce.....	20
3.1	Certifikační báze.....	20
3.2	Počet cestujících	20
3.3	Uspořádání nosných ploch	21
3.3.1	Dolnoplošné uspořádání.....	22
3.3.2	Středoplošné uspořádání	22
3.3.3	Hornoplošné uspořádání	22
3.3.4	Zhodnocení	22
3.4	Uspořádání podvozku.....	23
3.4.1	Podvozek s ostruhovým kolem	23
3.4.2	Podvozek s příďovým kolem	24

3.4.3	Zhodnocení	24
3.5	Základní rozměry a hmotnosti	25
3.5.1	Maximální vzletová hmotnost	25
3.5.2	Plocha křídla	25
3.5.3	Rozpětí	26
3.6	Volba pohonné jednotky a vrtule	26
3.7	Prvotní muška letounu	28
4	Návrh primárních částí letounu	29
4.1	Návrh křídla	29
4.1.1	Plocha a plošné zatížení křídla	29
4.1.2	Půdorysný tvar křídla	29
4.1.3	Volba profilu křídla	30
4.1.4	Aerodynamické charakteristiky křídla	31
4.2	Návrh ocasních ploch	33
4.2.1	Mohutnost ocasních ploch	33
4.2.2	Rameno ocasních ploch	34
4.2.3	Plocha a rozměry ocasních ploch	34
4.3	Návrh trupu	35
4.3.1	Prostor pro posádku	35
4.3.2	Umístění pohonné jednotky	35
4.4	Návrh přistávacího zařízení	36
5	Technologie výroby letounu	37
5.1	Výroba křídla	37
5.1.1	Nosník	38
5.1.2	Žebra	39
5.1.3	Potah	39
5.1.4	Vztlaková mechanizace	40
5.1.5	Křidélka	40
5.2	Výroba vodorovných ocasních ploch	41
5.2.1	Stabilizátor	41
5.2.2	Výškové kormidlo	41
5.3	Výroba svislých ocasních ploch	41
5.4	Výroba trupu	42
5.4.1	Přední část trupu	43
5.4.2	Střední část trupu	43
5.4.3	Zadní část trupu	44
6	Hmotnostní rozbor	45

6.1	Hmotnosti jednotlivých částí letounu	45
6.2	Centráže a centrážní diagram	46
7	Letové výkony	48
7.1	Pádová rychlost	48
7.2	Cestovní rychlost	49
7.3	Délka vzletu	49
7.4	Délka přistání	52
7.5	Dolet	53
8	Pevnostní kontrola křídla	54
8.1	Obálka zatížení	54
8.2	Vybrané případy zatížení	57
8.3	Zhodnocení	60
9	Vizualizace letounu	61
	Závěr	62
	Seznam použitých zdrojů	63
	Seznam obrázků	66
	Seznam tabulek	67
	Seznam použitých zkratk	68
	Seznam použitých symbolů	68
	Seznam příloh	72
	Přílohy	73

1 Úvod

V České republice má letectví dlouholetou tradici a s přicházející dobou ultralehkých letounů se stává dostupnější pro celou řadu dalších zájemců o létání. Dnes již není pro mnohé lidi sen o vlastním letadle finančně nedostupný a nereálný, neboť díky rozšiřující se výrobě a produkci malých letounů jejich cena klesá a mnohdy se pohybuje na hranici ceny lépe vybaveného vozu vyšší třídy. Mnoho podnikatelů si také uvědomuje finanční úspory plynoucí z kratšího času nutného na přesuny během služebních cest, neboť hodina jejich času je výrazně dražší než hodina provozu letounu v porovnání s osobním automobilem. Spotřeba pohonných hmot je navíc u malých letounů srovnatelná se spotřebou dnes stále oblíbenějších automobilů kategorie SUV. Jedná se pro ně tedy o ideální variantu.

Ne každý si však může dovolit koupit hotový letoun, byť dnes již relativně levný. Výrobci tedy nabízejí i levnější variantu, kdy si zručnější člověk může letoun dokončit doma, přičemž od výrobce dostane veškerý potřebný materiál, návod a know-how k tomu, aby stavbu mohl dokončit. Tato varianta je vhodná zejména pro lidi, pro něž je manuální činnost a stavba vlastního letounu koníčkem a naplňuje je. Cena stavebnice totiž nebývá o tolik nižší než dokončeného letounu a většinou vyžaduje stovky až tisíce hodin práce.

Tato práce se bude zabývat návrhem ultralehkého letounu pro domácí stavbu, který by byl optimalizován z hlediska výrobní složitosti. Bylo by tak možné obejít koupi drahé stavebnice a využít tento návrh pouze při použití nakupovaného základního materiálu.

Cílem je nabídnout alternativu pro nadšence do létání, kteří ocení pocit hrdosti z toho, že mohou létat ve stroji, který si sami vlastnoručně vyrobili. Z důvodu logického omezení výrobních technologií v domácích podmínkách nemůžeme očekávat tak dobré výkony jako u komerčně prodávaných letounů, kde je možné nakoupit sofistikovanější nástroje a nachystat složitější přípravky pro ekonomičnost výroby a provozu. Z tohoto důvodu tedy letoun navržený pro domácí výrobu nebude primárně vhodný pro výše zmíněné cestování na delší vzdálenosti za práci, jako spíše pro rekreační létání a pro zábavu.

Z výše zmíněného budou vycházet mnohá rozhodnutí, která budou zmíněna dále, s ohledem na účel a zaměření navrhovaného letounu.

2 Přehled lehkých letounů

Při návrhu nového letounu je vždy nutné zjistit, jaké podobné typy se již na trhu vyskytují, porovnat jejich parametry a určit, kde bychom se se svým produktem chtěli pohybovat, který segment trhu je nejperspektivnější a kde je největší potenciál a nejmenší konkurence. Vzhledem k tomu, že tento konkrétní navrhovaný letoun je určen pro domácí stavbu, a nikoliv ke komerčnímu prodeji, není tento bod tolik důležitý, jako při marketingovém průzkumu trhu, avšak není možné ho zanedbat. Mimo jiné se můžeme z již existujících letounů inspirovat a poučit v mnoha ohledech, ať se již jedná o samotnou konstrukci, náklady na výrobu, typické užití letounu nebo jeho oblíbenost piloty.

Tato kapitola tedy obsahuje stručný seznam a shrnutí výběru z existujících letounů, ať již komerčně prodávaných nebo doma stavěných. Na jejím závěru jsou pomocí grafů vyjádřeny závislosti některých korelujících parametrů a jejich vyhodnocení. Tabulka s podrobnějším výčtem výkonů a rozměrů je uvedena v příloze A.

2.1 Sériově vyráběné a prodávané letouny

2.1.1 Evektor Eurostar SL+



Obrázek 2.1 Evektor Eurostar SL+ [1]

Model Eurostar SL+ je ultralehký letoun kunovického výrobce Evecor. Jedná se o celokovový dvoumístný letoun dolnoplošné koncepce s pevným podvozkem s předovým kolem. Umožňuje vlečení kluzáků až do hmotnosti 700 kg, vhodný je také pro letecké školy. Díky jeho nízké hmotnosti je možné zastavět do kokpitu další nadstandartní vybavení dle přání zákazníka.

Výrobce instaluje do letounu motor Rotax 912 ULS o výkonu 100 koňských sil, který kombinuje s pevnou nebo na zemi či za letu stavitelnou vrtulí. Letoun je možné zakoupit také jako stavebnici, která obsahuje většinu potřebného materiálu (kromě pohonné jednotky) a návod pro stavbu letounu. Pracnost dokončení tohoto kitu je přibližně 200 hodin.

Tabulka 2-1 Parametry letounu Eurostar SL+ [1]

Evektor Eurostar SL+	
Prázdná hmotnost	288 kg
Maximální vzletová hmotnost	472,5 kg
Rozpětí křídla	8,15 m
Plocha křídla	9,84 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	200 km/h
Pádová rychlost	65 km/h
Dolet	1300 km

2.1.2 Aerospol WT9 Dynamic



Obrázek 2.2 Aerospol WT9 Dynamic [2]

Letoun WT9 Dynamic je produktem slovenského výrobce Aerospol. Jedná se o celokompozitový dolnoplošník, jako hlavní konstrukční materiály jsou použity sendvičové skořepiny a uhlíková tkanina. Je nabízen v několika variantách, které se liší buď typem podvozku, který může být pevný či zatahovatelný a dále pak certifikační bází, kdy Dynamic spadá buď do kategorie UL nebo LSA. Letoun taktéž využívá jako pohonnou jednotku motor Rotax 912.

Moderní konstrukce letounu umožňuje dosažení lepších výkonů například oproti letounu Eurostar, což můžeme vidět jak na hodnotách cestovní rychlosti tak doletu. Kompozitní konstrukce poskytuje snazší vyrobitelnost složitých 3D zakřivených aerodynamických ploch a tak zvýšení aerodynamické čistoty letounu a snížení odporu.

Tabulka 2-2 Parametry letounu WT9 Dynamic [2]

Aerospol WT9 Dynamic	
Prázdná hmotnost	295 kg
Maximální vzletová hmotnost	450 kg
Rozpětí křídla	9 m
Plocha křídla	10,35 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	250 km/h
Pádová rychlost	65 km/h
Dolet	1600 km

2.1.3 VL3 – Evolution



Obrázek 2.3 VL3 - Evolution [3]

Letoun VL3 Evolution je vyráběn v České republice v Chocni. Jedná se o celokompozitový letoun dolnoplošné konstrukce, který se nabízí s pevným nebo zatahovatelným podvozkem s říditelným předovým kolem. Opět je zde použit osvědčený a rozšířený motor Rotax 912, přičemž výrobce nabízí i další varianty motorů stejné značky. Motory je možné kombinovat s na zemi nebo za letu stavitelnými vrtulemi. V nabídce je díky širokým možnostem personalizace velké množství různých variant letounu. Výrobce zmiňuje jako velkou přednost aerodynamickou čistotu a rychlostní výkony.

Tabulka 2-3 Parametry letounu VL3 [3]

VL3 Evolution	
Prázdná hmotnost	296 kg
Maximální vzletová hmotnost	600 kg
Rozpětí křídla	8,44 m
Plocha křídla	9,77 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	270 km/h
Pádová rychlost	55 km/h
Dolet	2000 km

2.1.4 Bristell Classic



Obrázek 2.4 Bristell Classic [4]

Letoun Bristell Classic je produktem relativně nově založené firmy BRM Aero sídlící v moravských Kunovicích. Opět se jedná o letoun stejné koncepce, jako již výše zmíněné. Pevný nebo zatahovatelný podvozek s říditelným předovým kolem, motor Rotax 912 případně jeho další modifikace, převážně plechová konstrukce částečně využívající i kompozitů.

Nabízí se ve verzi spadající do kategorie LSA i UL. Je možné taktéž zakoupit i stavebnici pro dokončení v domácích podmínkách, v různých stádiích rozpracovanosti, dle přání a specifikace zákazníka.

Tabulka 2-4 Parametry letounu Bristell Classic [4]

Bristell Classic	
Prázdná hmotnost	290 kg
Maximální vzletová hmotnost	472,5 kg
Rozpětí křídla	8,13 m
Plocha křídla	10,5 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	214 km/h
Pádová rychlost	52 km/h
Dolet	1300 km

2.1.5 TL-3000 Sirius



Obrázek 2.5 TL-3000 Sirius [5]

Tento letoun je opět vyráběn v České republice, výrobce sídlí v Hradci Králové. V tomto přehledu se jedná o jediný model hornoplošné konstrukce se vzpěrami. Jde o celokompozitový letoun s pevným podvozkem s předovým kolem. Pohonnou jednotkou je některý z motorů Rotax (typicky opět Rotax 912), který může být kombinován s různými vrtulemi, ať již s pevnými, či na zemi nebo za letu stavitelnými.

Tabulka 2-5 Parametry letounu TL-3000 Sirius [5]

TL-3000 Sirius	
Prázdná hmotnost	297 kg
Maximální vzletová hmotnost	472,5 kg
Rozpětí křídla	9,4 m
Plocha křídla	11,26 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	220 km/h
Pádová rychlost	59 km/h
Dolet	2000 km

2.1.6 TL Stream



Obrázek 2.6 TL Stream [6]

Jedná se o další celokompozitový letoun výrobce TL-Ultralight, stejně jako výše zmíněný Sirius. Unikátní na tomto letounu je koncepce kokpitu, kdy dva piloti sedí za sebou, v tzv. tandemovém uspořádání, nikoliv vedle sebe, jak je běžné u většiny letadel této kategorie. To, spolu se zatahovacím podvozkem, má za následek nižší aerodynamický odpor a umožňuje dosažení lepších výkonů. K ovládání řízení je zde použit sidestick, což dále přidává na zvláštnosti tohoto letounu. Výrobce tvrdí, že tímto modelem se piloti ultralehkých letadel mohou přiblížit pocitu z pilotování stíhačky a tomuto přizpůsobil velké množství prvků na letounu.

Tabulka 2-6 Parametry letounu TL Stream [6]

TL Stream	
Prázdná hmotnost	297 kg
Maximální vzletová hmotnost	472,5 kg
Rozpětí křídla	9 m
Plocha křídla	9,96 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	300 km/h
Pádová rychlost	65 km/h
Dolet	1400 km

2.2 Amatérsky stavěné letouny

2.2.1 SD-1



Obrázek 2.7 SD-1 Minisport [7]

Jedná se o malý jednomístný ultralehký letoun od českého konstruktéra a výrobce Igora Špačka. Původně se jednalo o letadlo pouze pro vlastní účely, ale velmi rychle se mu dostalo zájmu z řad dalších pilotů a tak se rozhodl poskytnout své know-how k dispozici ostatním. Nyní se letadlo prodává v několika různých provedeních, které se liší například podvozkem (buď s příďovým nebo ostruhovým kolem), nebo stádiem dokončenosti. Je možné si objednat buď kompletní letoun připravený k letu, nebo kit, ve kterém je obsaženo vše potřebné k sestavení, případně i samostatné plány a letoun postavit doma z vlastního materiálu.

Konstrukce je dřevěná s prvky z uhlíkového kompozitu. Minimální hmotnost a rozměry letounu umožňují také použití jednoduchého a malého motoru, jehož výkon je dostatečný k dosažení uspokojivé rychlosti. Zajímavostí je, že relativně malé křídlo je možné v krátkém čase demontovat a minimalizovat tak rozměry například pro převoz nebo uskladnění.

Tabulka 2-7 Parametry letounu SD-1 Minisport [7]

SD-1 Minisport	
Prázdná hmotnost	129 kg
Maximální vzletová hmotnost	244 kg
Rozpětí křídla	5,98 m
Plocha křídla	6,1 m ²
Motor	Hirth F-23
Výkon motoru	37,3 kW
Cestovní rychlost	160 km/h
Pádová rychlost	80 km/h
Dolet	660 km

2.2.2 SD-2

Obrázek 2.8 SD-2 Sportmaster [8]

Jedná se o druhý model od stejného výrobce a konstruktéra, jako je výše zmíněné SD-1, na jehož úspěch navazuje. Tento letoun již je dvoumístný, s uspořádáním sedadel vedle sebe. Celkově se tak blíží klasickým nabízeným ultralightům zmíněným v předchozí kapitole. A to ať co se týče hmotností, výkonů, koncepce či použitých materiálů.

Tabulka 2-8 Parametry letounu SD-2 Sportmaster [8]

SD-2 Sportmaster	
Prázdná hmotnost	270 kg
Maximální vzletová hmotnost	472,2 kg
Rozpětí křídla	8,7 m
Plocha křídla	9,1 m ²
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp
Výkon motoru	73,5 kW
Cestovní rychlost	225 km/h
Pádová rychlost	72 km/h
Dolet	660 km

2.2.3 Cri-cri



Obrázek 2.9 Cri-cri [9]

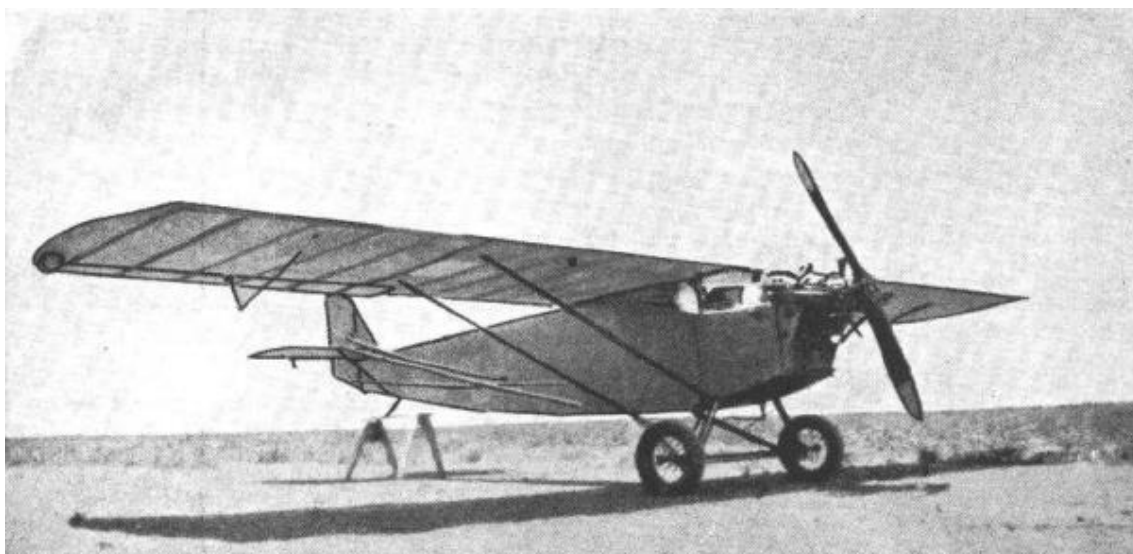
Letoun francouzského původu Cri-cri byl oficiálně uznán nejmenším letounem s lidským pilotem na světě. Při hmotnosti 78 kg a ploše křídla 3,1 m² se jedná o stroj skutečně minimálních rozměrů. Poněkud zvláštní na něm je to, že k pohonu využívá hned dvou motorů, čímž je například u nás automaticky vyloučen z kategorie UL a je na něj potřeba vyšší pilotní licence než na všechny ostatní zde zmiňované letouny. Existuje také varianta, která místo dvou pístových motorů využívá dva malé proudové motory.

Tabulka 2-9 Parametry letounu Cri-cri [9]

Cri-cri	
Prázdná hmotnost	78 kg
Maximální vzletová hmotnost	170 kg
Rozpětí křídla	4,9 m
Plocha křídla	3,1 m ²
Motor	2 × JPX PUL 212
Výkon motoru	2 x 11 kW
Cestovní rychlost	190 km/h
Pádová rychlost	72 km/h
Dolet	460 km

2.3 Historické amatérsky stavěné letouny

2.3.1 Alco Sportplane



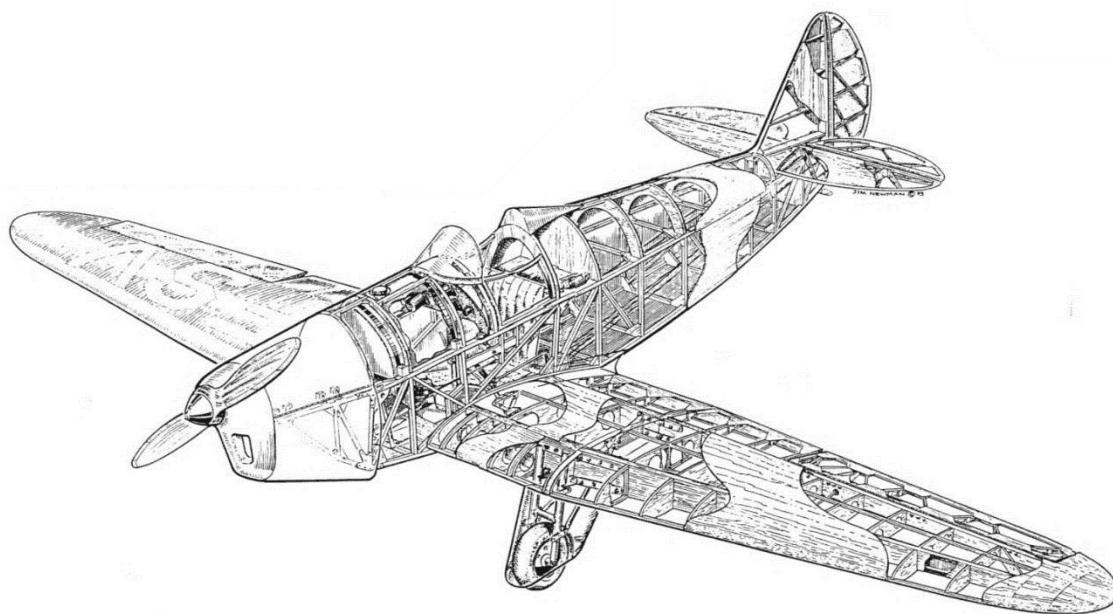
Obrázek 2.10 Alco Sportplane [26]

Jednomístný letoun Alco Sportplane byl navržen ve dvacátých letech minulého století a prodáván především ve formě plánů pro amatérskou stavbu, což ho činilo dostupným mnohem širšímu spektru zákazníků než běžná letadla, která byla prodávána již smontována. Tomuto účelu odpovídala i nenáročnost konstrukce, která je celodřevěná a využívá co nejvíce standardizovaných a v tehdejší době dostupných součástí, často z motocyklů.

Tabulka 2-10 Parametry letounu Alco SportPlane [26]

Alco SportPlane	
Prázdná hmotnost	170 kg
Maximální vzletová hmotnost	- kg
Rozpětí křídla	7,9 m
Plocha křídla	12 m ²
Motor	Motocyklový motor
Výkon motoru	48 kW
Cestovní rychlost	100 km/h
Pádová rychlost	48 km/h
Dolet	644 km

2.3.2 Chilton



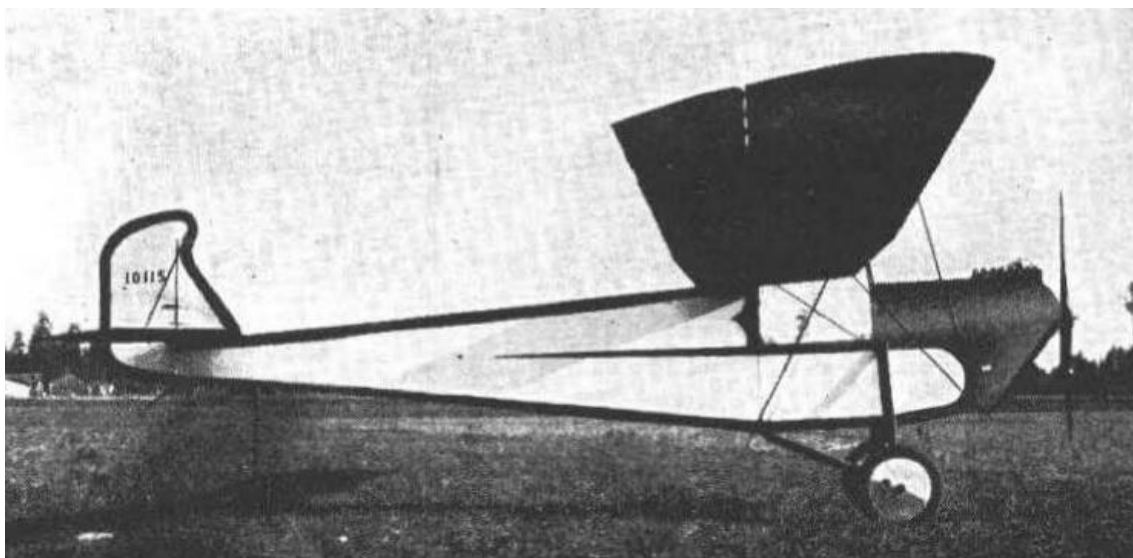
Obrázek 2.11 Letoun Chilton [28]

Jedná se o jednomístný celodřevěný letoun téměř klasické konstrukce tak, jak ji známe dnes z celokovových letadel, kdy využíváme tenkostěnné prvky pro přenos zatížení. Konstrukce je však i přesto relativně jednoduchá a bylo možné letoun sestavit i v domácích podmínkách.

Tabulka 2-11 Parametry letounu Chilton [28]

Chilton	
Prázdňá hmotnost	168 kg
Maximální vzletová hmotnost	317 kg
Rozpětí křídla	7,3 m
Plocha křídla	7,15 m ²
Motor	Ford 10
Výkon motoru	24 kW
Cestovní rychlost	161 km/h
Pádová rychlost	56 km/h
Dolet	644 km

2.3.3 Henderson Longster



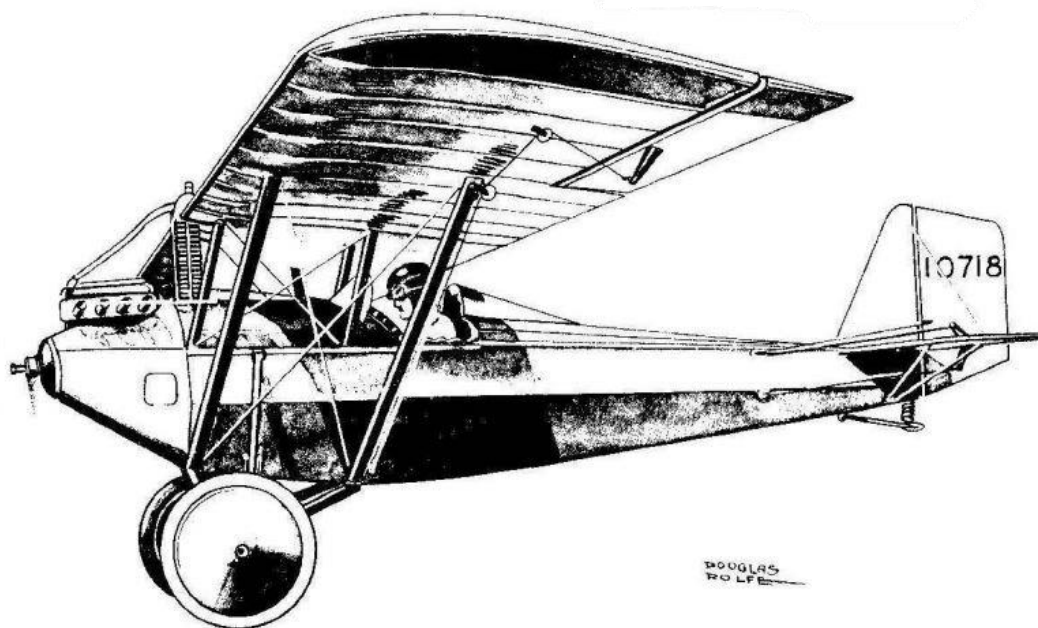
Obrázek 2.12 Henderson Longster [30]

Jedná se o jednomístný letoun smíšené konstrukce, kdy nosné i řídicí plochy jsou dřevěné, zatímco konstrukce trupu je z kovových trubek spojených kovovými příložkami. Za povšimnutí stojí jeho nízká pádová rychlost, která je zapříčiněna nízkou hmotností a velkou plochou křídla se vztlakovými klapkami.

Tabulka 2-12 Parametry letounu Henderson Longster [30]

Henderson Longster	
Prázdná hmotnost	147 kg
Maximální vzletová hmotnost	261 kg
Rozpětí křídla	9,1 m
Plocha křídla	11,8 m ²
Motor	-
Výkon motoru	- kW
Cestovní rychlost	110 km/h
Pádová rychlost	40 km/h
Dolet	- km

2.3.4 Pietenpol SKY SCOUT



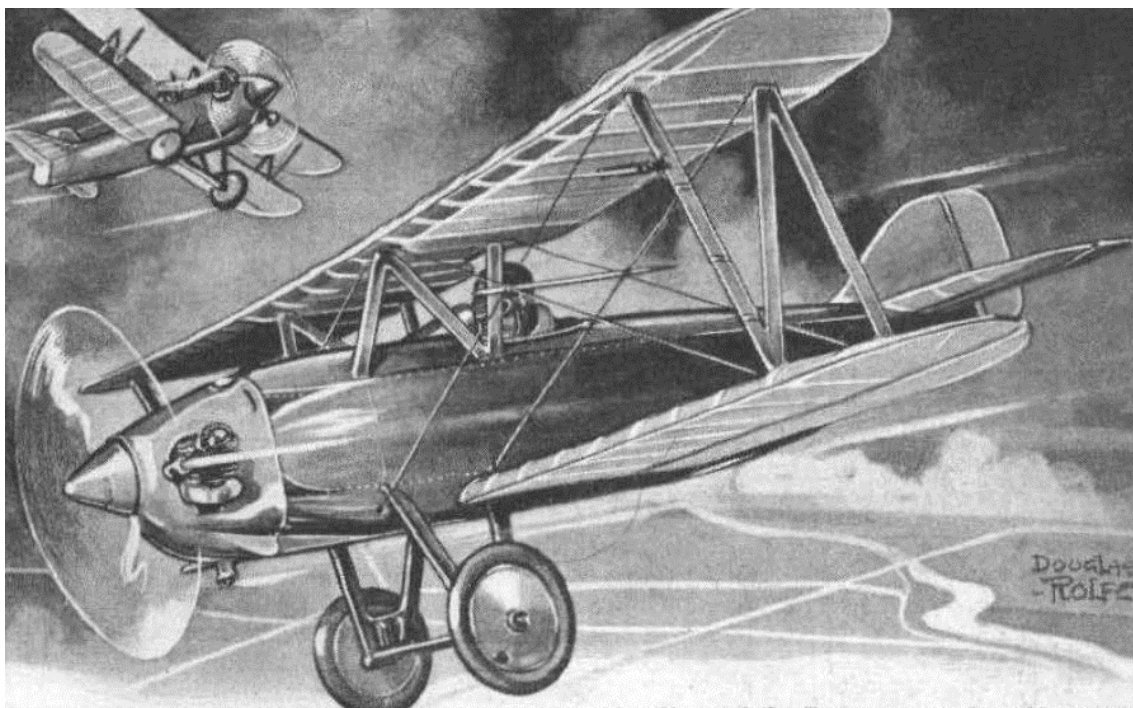
Obrázek 2.13 Pieten SKY SCOUT [32]

Tento jednomístný letoun je podobné smíšené konstrukce jako výše uvedený Henderson Longster, taktéž má dřevěné křídlo a trup z kovových trubek. Zajímavou na tomto letounu je vertikální poloha křídla, která je nazývána parasol, křídlo je celé uchyceno na několika vzpěrách nad kokpitem. Letadlo bylo navrženo pro amatérskou stavbu, ke které byly poskytovány plány. Byl kladen velký důraz na odolnost a jednoduchou ovladatelnost, neboť většina prvních pilotů byla samouky.

Tabulka 2-13 Parametry letounu Pietenpol SKY SCOUT [32]

Pieten SKY SCOUT	
Prázdná hmotnost	- kg
Maximální vzletová hmotnost	- kg
Rozpětí křídla	8,5 m
Plocha křídla	12,9 m ²
Motor	-
Výkon motoru	- kW
Cestovní rychlost	86 km/h
Pádová rychlost	56 km/h
Dolet	- km

2.3.5 PH Racer



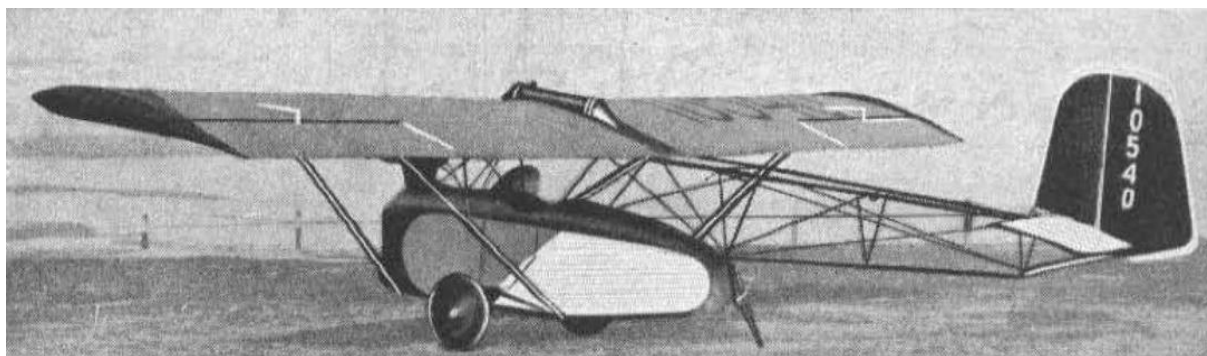
Obrázek 2.14 PH Racer [33]

Jedná se o malý jednomístný dvouplošný letoun smíšené konstrukce, kdy nosné plochy jsou tvořeny dřevěnými prvky, zatímco trup je příhradové konstrukce ze svařovaných trubek. Na rozdíl od předchozích letounů zde již nejsou hojně používány příložky, které jsou nahrazeny technologií svařování.

Tabulka 2-14 Parametry letounu PH Racer [33]

PH Racer	
Prázdna hmotnost	- kg
Maximální vzletová hmotnost	- kg
Rozpětí křídla	4,8 m
Plocha křídla	2x3,9 m ²
Motor	-
Výkon motoru	- kW
Cestovní rychlost	129 km/h
Pádová rychlost	51 km/h
Dolet	- km

2.3.6 Ramsey



Obrázek 2.15 Ramsey [34]

Jedná se o lehký dvoumístný letoun smíšené konstrukce, kdy je křídlo spolu s vyvažovacími a řídicími plochami tvořeno dřevěnými prvky, zatímco trup je z kovových trubek. Zajímavostí na tomto letounu je to, že zadní část trupu není potažená a odhaluje tak všechny konstrukční prvky. Motor je umístěn vpředu na pylonu nad trupem a celkově se koncepce letounu inspirovala starými amfibiemi, tedy obojživelnými letouny, kterým se také někdy říkalo létající čluny.

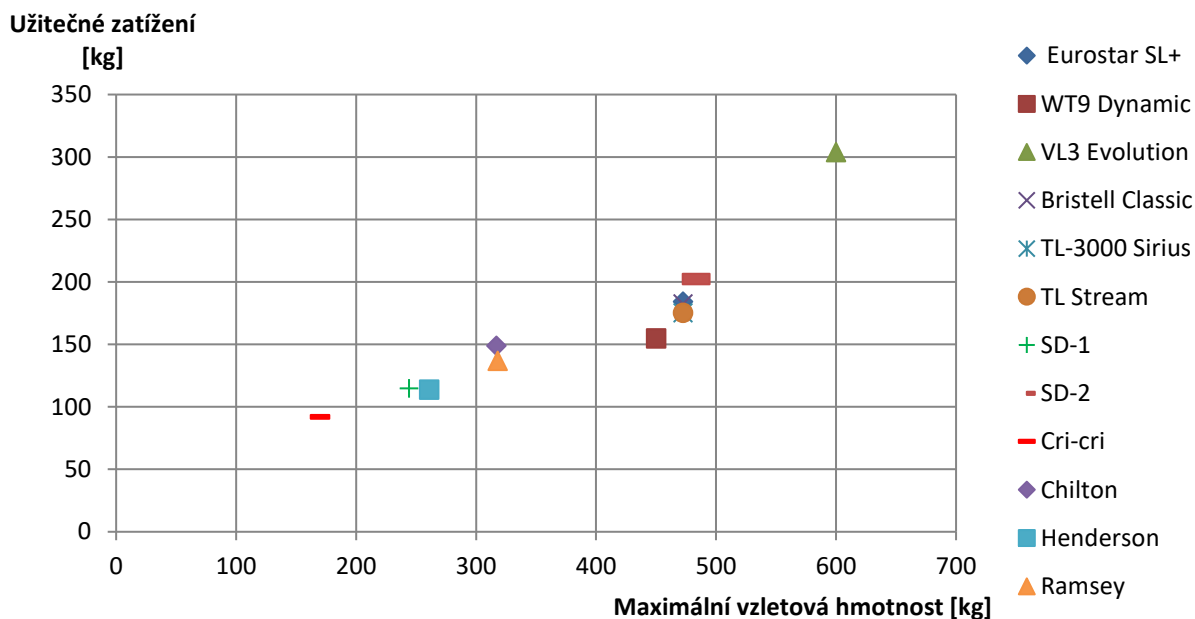
Tomuto konkrétnímu typu se také díky zvláštnímu tvaru gondoly pro kokpit přezdívalo létající vana.

Tabulka 2-15 Parametry letounu Ramsey [34]

Ramsey	
Prázdná hmotnost	181 kg
Maximální vzletová hmotnost	318 kg
Rozpětí křídla	9,8 m
Plocha křídla	15,7 m ²
Motor	-
Výkon motoru	22 kW
Cestovní rychlost	105 km/h
Pádová rychlost	40 km/h
Dolet	263 km

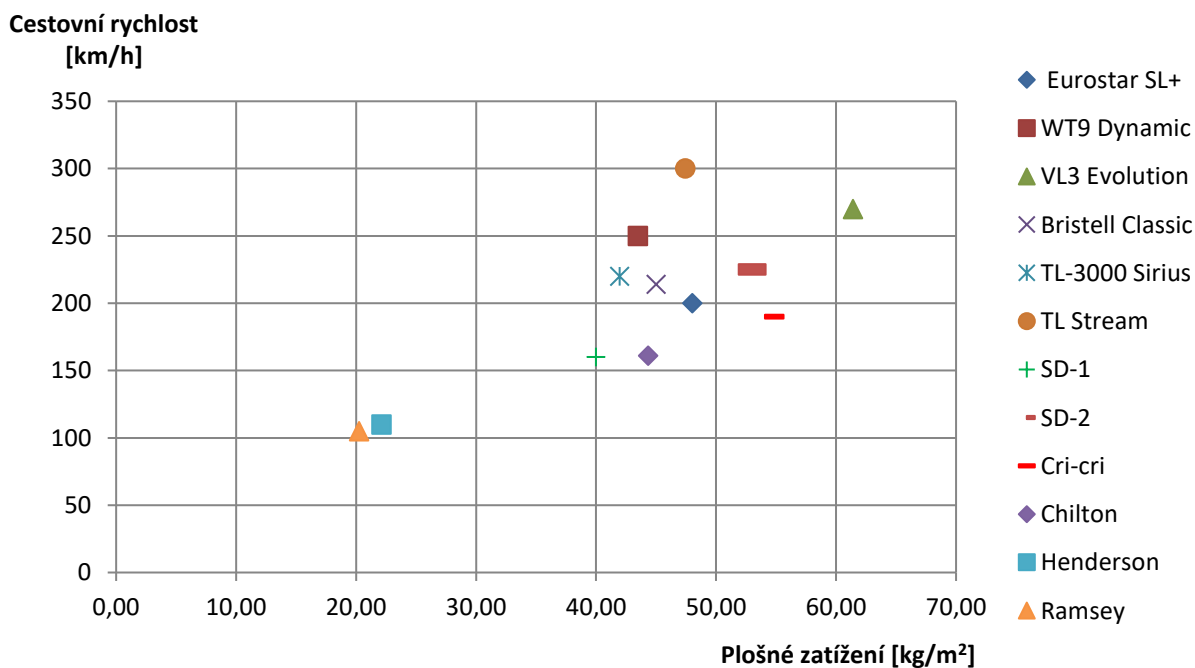
2.4 Statistický rozbor a porovnání

2.4.1 Hmotnosti



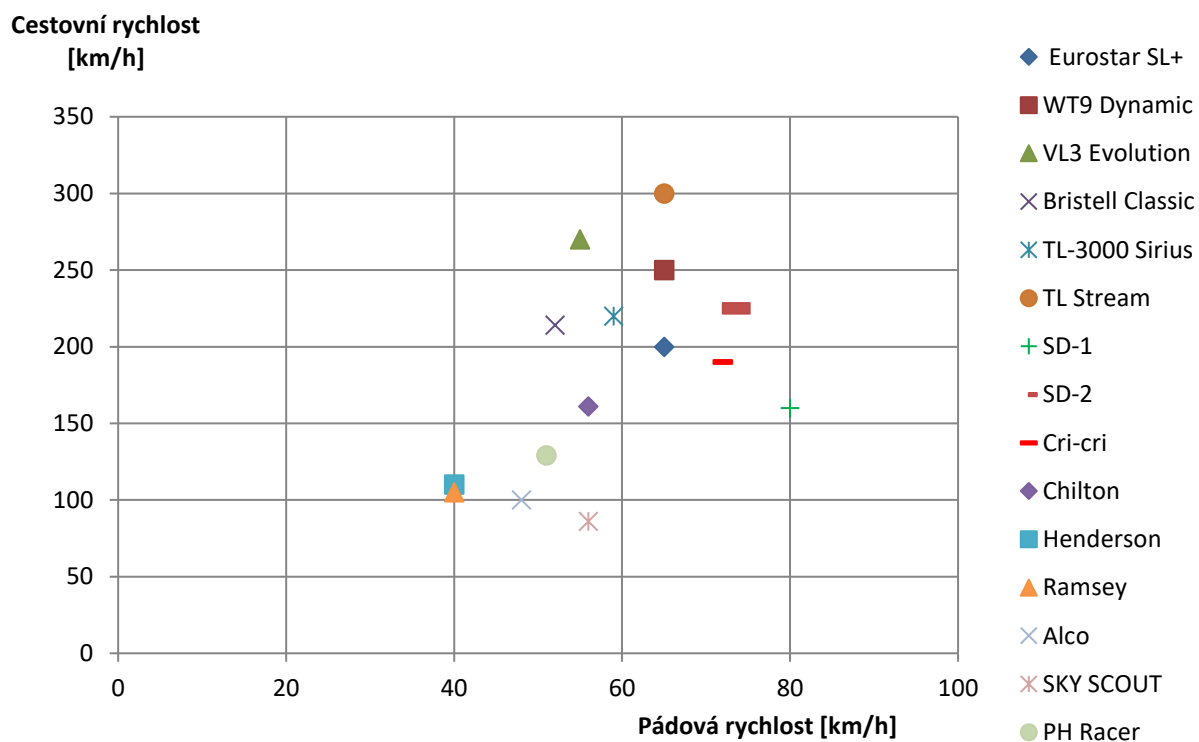
Obrázek 2.16 Porovnání užitečného zatížení a maximální vzletové hmotnosti

2.4.2 Plošné zatížení



Obrázek 2.17 Porovnání cestovní rychlosti a plošného zatížení u různých letounů

2.4.3 Rychlosti



Obrázek 2.18 Porovnání cestovní a pádové rychlosti u různých letounů

3 Volba koncepce

V této kapitole jsou uvedeny jednotlivá hlediska potřebná pro volbu koncepce, která definuje letoun jako celek. Jelikož každé letadlo je souhrnem mnoha kompromisů, je nutné pečlivě zvážit, které parametry a vlastnosti pro nás budou nejdůležitější a těm pak věnovat více pozornosti a prostoru na úkor těch, které nejsou pro daný letoun podstatné nebo zásadní.

3.1 Certifikační báze

Jelikož se jedná o letoun, který by mělo být možné sestavit v domácích podmínkách – větší dílně nebo garáži – a nepředpokládá se masová výroba na certifikovaných pracovištích, je nejvhodnějším předpisem pro certifikaci předpis UL, který s takovou možností počítá. Takto certifikované letouny spadají v České republice pod dohled LAA, která také dohlíží na průběh stavby a konstrukce. Navíc veškeré požadavky jsou mírnější než u ostatních vyšších kategorií a získání pilotního průkazu pro tuto kategorii, která spadá do SLZ, je výrazně jednodušší a také finančně méně náročné. Hmotnostní limity pro tuto kategorii by neměly být omezující, neboť v domácích podmínkách bude brán ohled na co nejmenší množství vybavení.

3.2 Počet cestujících

Hlavním smyslem doma stavěného letounu je ve většině případů především rekreační létání pro zábavu. Pilotovi, který ve většině případů bývá zároveň konstruktérem i hlavním pracovníkem při fyzické stavbě, jde především o radost z pobytu ve vzduchu a tolik mu nezáleží na oslnivých výkonech typu rychlost, dolet, dostup a tak dále. Někteří lidé také neradi berou do letounu, který si sami vyrobili, další spolucestující, a to většinou z bezpečnostních důvodů, kdy případně nechtějí ublížit další osobě.

Z výše uvedených důvodů je zde zvolena jednomístná koncepce, která je výhodnější i z hmotnostního hlediska. Je brána v úvahu i možnost, že by pilot chtěl startovat se svým letounem z vlastního soukromého pozemku, což kategorie UL v České republice umožňuje. V tomto případě je pak každý úbytek hmotnosti vítaný, neboť je nutné letoun někde hangárovat – velmi často ve větší garáži či stodole. S menším letounem je možné lépe manipulovat a manévrovat, také zabere méně prostoru, což je dnes častý problém s klasickými letouny, jelikož hangárovacích míst ubývá, jak se vlastní letadlo stává pro více a více lidí dostupným.

Další výhodou nižší hmotnosti spojené s jednomístným letounem je při zachování stejně výkonného motoru možnost dosažení kratší dráhy potřebné pro vzlet a přistání. To opět může být velkou výhodou pro použití letounu v omezeném prostoru vlastního pozemku, kdy je každý ušetřený metr výraznou výhodou. Ideálním případem by tedy byla varianta letounu, která bývá označována STOL (z anglického Short Take-Off and Landing). Tyto letouny jsou mnohdy schopné přistát na několika málo desítkách metrů, v extrémních případech dokonce v jednotkách metrů, a dráha nutná pro jejich vzlet nebývá výrazně delší. Tyto letouny bývají často používány jako tzv. Bush-planes (viz obrázek 3.1), kdy slouží pro přepravu v podmínkách, které znemožňují dopravu osob nebo materiálu jakýmkoliv jiným způsobem, než letecky. Velké oblibě se těší například v Austrálii nebo na Aljašce, kde jsou častou alternativou osobního automobilu.



Obrázek 3.1 Příklad STOL Bush plane - Zlín Savage Shock CUB [15]

3.3 Uspořádání nosných ploch

V principu známe několik možností uspořádání nosných ploch na letounu. Je možné na toto dělení pohlížet z několika různých pohledů. U malých letounů například nebývá obvyklé použití kachních ploch v přední části letounu (obr. 3.2), které je typické pro rychlé letouny. Z tohoto pohledu je tedy zvolena klasická koncepce s hlavní nosnou plochou vpředu a vyvažovací v zadní části letounu, tedy varianta s ocasními plochami.



Obrázek 3.2 Letoun Junqua Ibis jako příklad použití kachních ploch [16]

Druhým pohledem, který je již nutné rozebrat podrobněji je výškové umístění nosných ploch vzhledem k trupu – a to jak hlavní nosné plochy, tak vodorovných ocasních ploch. V tomto případě rozlišujeme tři základní varianty – hornoplošník, středoplošník a dolnoplošník (viz obr. 3.3, kde jsou v tomto pořadí znázorněny). Každá z těchto variant má své výhody i nevýhody, které jsou zmíněny dále.



Obrázek 3.3 Výškové uspořádání nosné plochy [14]

3.3.1 Dolnoplošné uspořádání

Dolnoplošné uspořádání je v kategorii ultralehkých velmi častou volbou, jak je zřejmé již ze statistického rozboru v kapitole 2. Výhodou je jednodušší napojení křídla na trup v dolní části, kdy není nutné řešit například převod řízení do horní části letounu a přenos sil do trupu je také příznivější. Dalším, často opomíjeným přínosem je to, že v případě nouzového přistání je křídlo vertikálně umístěno pod posádkou a tak tvoří spíše deformační zónu než mrtvou váhu, která může při nárazu člověku ublížit. Dále pak za výhodu může být považováno relativně snazší nastupování do kokpitu, neboť ve většině případů se k tomuto využívá odklopný překryt kabiny, který nabízí výrazně větší průchozí otvor, než malá dvířka používána u hornoplošných letounů.

Nevýhodou dolnoplošného uspořádání je větší interferenční odpor na přechodu křídlo-trup a nižší podélná stabilita, neboť těžiště letounu je vertikálně umístěno nad závěsy křídla a tudíž se z principu jedná o nestabilní soustavu. V takovém případě je pak nutné stabilitu zajistit jiným způsobem, většinou vzepětím křídla. Pro méně zkušené piloty také může být problém například přistání s bočním větrem, kdy je možné snos kompenzovat náklonem letounu. Při silnějším větru pak hrozí kontakt křídla se zemí, na což je důležité pamatovat a přizpůsobit tomu způsob pilotáže, potažmo kompenzace snosu bočním větrem.

3.3.2 Středoplošné uspořádání

Středoplošné uspořádání je z aerodynamického hlediska nejčistší, je také velmi vhodné z hlediska přenosu zatížení z křídla do trupu. Co se týče stability, závisí na dalších parametrech, čistě z hlediska umístění křídla by se mělo jednat o staticky indiferentní soustavu, ve většině případu je však také nutné vzepětí pro zajištění dostatečné zásoby stability.

Zásadní nevýhodou je však jeho uchycení do trupu, kdy zabírá mnoho prostoru, který by bylo možné využít pro posádku nebo náklad a proto nebývá častou volbou.

3.3.3 Hornoplošné uspořádání

Posledním typem výškového uspořádání je hornoplošné, kdy je křídlo umístěno nad trupem. Výhodou je přirozená statická stabilita, kdy je těžiště letounu umístěno pod bodem závěsu. Z aerodynamického hlediska je zde menší interferenční odpor než u dolnoplošníku, ale větší než u středoplošného uspořádání. Další výhodou je dobrý výhled z letounu směrem dolů, což je podstatné při přistání i při vyhlídkových letech. Také zde díky velkému odstupu křídla od země nehrozí jeho kontakt s povrchem při neopatrném přistání.

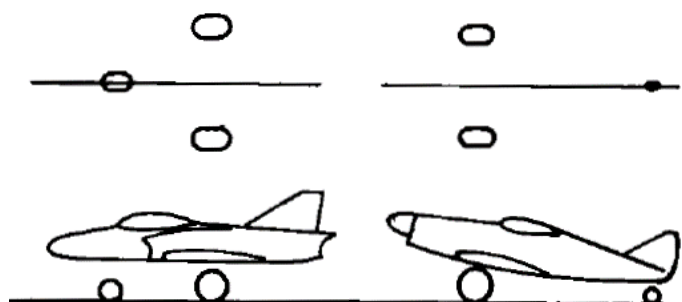
Nevýhodou je zhoršené nastupování do kabiny, kdy nástupní dvířka bývají často velmi malá. Dalším faktorem je to, že při nouzovém přistání a vznikajícímu zrychlení může dojít hmotností křídla k destrukci kabiny a zranění posádky, která se nachází pod křídlem. Také je nutné vyřešit přenos sil do trupu, ke kterému často bývá použita vzpěra ke snížení ohybového momentu vnášeného do trupu v místě uchycení křídla.

3.3.4 Zhodnocení

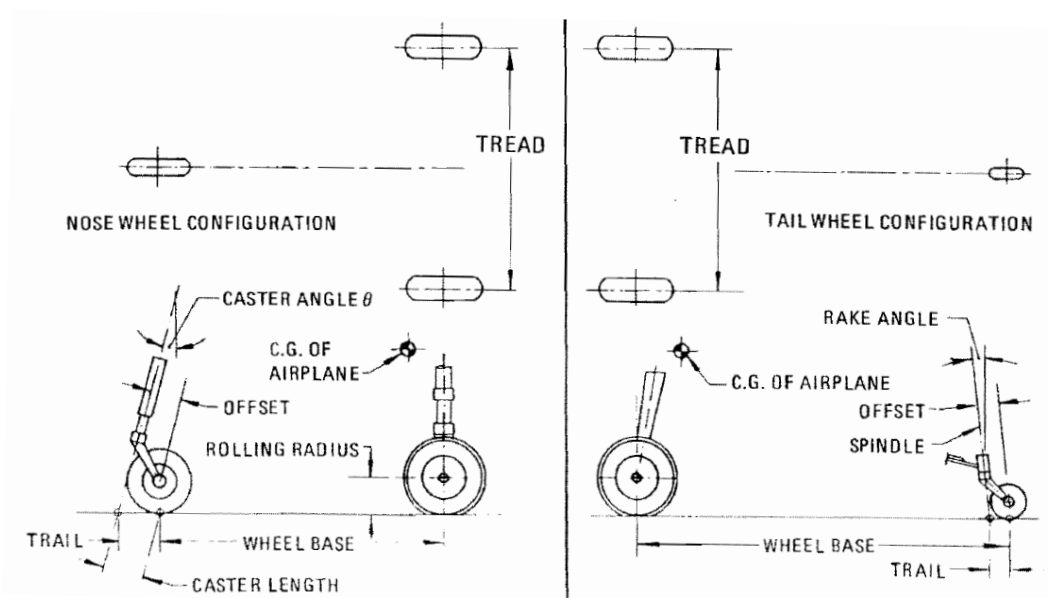
Po vyhodnocení všech výhod a nevýhod jednotlivých variant bylo zvoleno hornoplošné uspořádání, které je příznivé jak z aerodynamického hlediska, tak z hlediska jednoduchosti pilotáže, což může být pro rekreační piloty zásadní parametr. Zásadní výhodou pro domácí stavbu je to, že můžeme použít křídlo bez vzepětí, což významně snižuje náročnost výroby a následného sestavení.

3.4 Uspořádání podvozku

Pro uspořádání podvozku připadají u tohoto typu letounu v úvahu víceméně pouze dvě varianty. Buď koncepce s příďovým, nebo ostruhovým kolem. Tyto dvě koncepce jsou znázorněny na obrázcích 3.4 a 3.5. Například tandemové uspořádání není použito, neboť u takto lehkého letounu neposkytuje žádné výhody a jeho konstrukční složitost je značná.



Obrázek 3.4 Uspořádání podvozku s pohledem na letoun [17]



Obrázek 3.5 Detailní uspořádání podvozku letounu [18]

3.4.1 Podvozek s ostruhovým kolem

Podvozek s ostruhovým kolem se vyznačuje hlavním podvozkem v přední části letounu, před těžištěm celé soustavy. Skládá se ze dvou podvozkových noh, každé osazené jedním kolem. Tyto nohy mohou být řešeny různým způsobem a vyrobeny z různých druhů materiálu. Mohou být pevné nebo zatahovací, kovové či kompozitové, s tlumičem či bez něj. Vše záleží na povaze typické mise letounu, jeho užití, hmotnosti a velikosti.

Třetí kolo podvozku je ostruhové, které je umístěno v zadní části trupu a přenáší pouze malou část tíhy letounu při pojíždění a přistání. Většinou bývá vlečené, ve výjimečných

případech říditelné. Letoun je na zemi řízen pomocí přibrzdování jednoho nebo druhého kola hlavního podvozku, čímž vzniká zatačivý moment, který je potřebný k manévrování.

Při vzletu nejprve letoun jede po všech třech kolech, pak dochází k odlehčení zadního ostruhového kolečka, letoun pokračuje po zemi pouze po hlavním podvozku a následně dojde k odlepení. V této fázi je třeba dávat pozor na to, aby příliš prudkým přitažením nedošlo k nárazu ostruhového kola o zem a jeho zničení, případně dokonce k destabilizaci celého letounu nenadálým zrychlením působícím proti výchylce ocasních ploch.

Při přistání je pak ideální variantou tzv. přistání na tři kola, kdy se země najednou dotknou všechna tři kola podvozku zároveň a ihned v tu chvíli si přebírají ve správném poměru reakční síly od země. Druhou variantou je dosednutí na hlavní podvozek, přičemž ostruhové kolo na zem dosedá později, až při snížení rychlosti. V obou případech je však nutné dávat pozor na brzdění, nebo při příliš prudkém zpomalení by mohlo dojít v důsledku působení brzděného momentu na hlavním podvozku k překlopení celého letounu a destrukci vrtule a přední části trupu včetně motoru, v horším případě k překlopení přes střechu.

Za výhodu této koncepce se dá považovat příznivý úhel náběhu křídla při startu a přistání, kdy vlivem naklonění celého letounu svírá tětíva profilu s nabíhajícím proudem vzduchu (způsobeným pohybem letounu vůči vzduchové mase) relativně velký úhel náběhu, který je příznivý pro vzlet i přistání. Také proto tato konfigurace bývá často použita u STOL letounů, které jsou zmíněny již v předchozí podkapitole.

3.4.2 Podvozek s příďovým kolem

Podvozek s příďovým kolem má hlavní podvozek ne nepodobný tomu z podkapitoly výše, ale místo malého ostruhového kolečka vzadu má jedno stejně velké vepředu. Hlavní podvozek opět přenáší většinu zatížení a příďový pouze menší část.

Příďové kolo může být buď říditelné, nebo vlečené. Pokud je vlečené, zatačí se opět přibrzdováním hlavních kol. Pokud je říditelné, bývá lanky spojeno s pedály stranového řízení a dohází k jeho natáčení. Kola hlavního podvozku pak bývají brzděná již pouze stejnou silou. Brzda pak neslouží k manévrování, ale pouze zpomalení při přistání, případně zabránění pojíždění při nastartovaném motoru.

Tato koncepce v posledních letech nabývá na popularitě, neboť přináší některé výhody. Jedná se například o zlepšený výhled z kabiny, neboť letoun je v prakticky vodorovné poloze a tudíž pilotovi nepřekáží ve výhledu motor a jeho kryt, který zabraňuje pohledu přímo dopředu. Další výhodou je to, že při prudkém zpomalení nemůže dojít k převrácení letounu, neboť příďové kolo umístěné relativně daleko před těžištěm tomu brání.

Při vzletu dochází k rozjezdu po všech třech kolech, při dosažení určité rychlosti k odlehčení příďového kola a pak postupnému vzletu. Při přistání nejprve letoun dosedá na větším úhlu náběhu pouze na kola hlavního podvozku a po snížení rychlosti i na příďové kolo.

3.4.3 Zhodnocení

Když vezmeme v úvahu skutečnosti zmíněné v kapitole 3.2 o STOL letounech a Bush-planes, u kterých je potřebný prostor nutný pro vzlet i přistání minimální, jeví se jako dobrou variantou použít podvozek s ostruhou. Mnoho pilotů ocení možnost startovat ze svého soukromého pozemku. Další výhodou tohoto uspořádání pro letoun domácí výroby je konstrukční, výrobní a montážní jednoduchost. Uchycení ostruhového kola může být

jednodušší než v případě příďového. Díky tomu, že je vlečené, odpadá také problém s řešením jeho natáčení.

V předcházejících podkapitolách nebyly zmíněny výhody a nevýhody pevného a zatahovacího podvozku, neboť jsou zřejmé a pro tento typ letounu je rozhodnutí relativně jednoznačné. Zatahovací podvozek přináší snížení odporu za letu za cenu výrazného nárůstu složitosti a komplexity celého systému. Jelikož v domácích podmínkách stavěný letoun pravděpodobně nebude mít již sám o sobě zcela malý odpor (když vezmeme v úvahu výrobní nedokonalosti a jednoduché tvary, které nejsou z aerodynamického hlediska ideální), není přírůstek odporu od pevného podvozku tak zásadní a rozhodně nevyváží nárůst složitosti a hmotnosti konstrukce.

Pro navrhovaný letoun je tedy zvolen pevný podvozek s ostruhovým kolem z důvodů uvedených výše.

3.5 Základní rozměry a hmotnosti

3.5.1 Maximální vzletová hmotnost

Prvotní návrhová maximální vzletová hmotnost byla zvolena na 300 kg s ohledem na statistický rozbor ultralehkých letounů zmíněný v kapitole 2. Jedná se o jednomístný letoun, pro který předpis UL 2 v historii předepisoval maximální vzletovou hmotnost právě 300 kg. Tato hodnota se tedy jeví jako dostatečně vhodná pro návrhové účely, přičemž bude dále upravována.

3.5.2 Plocha křídla

Pro prvotní určení plochy křídla je vycházeno ze statistického rozboru. Jelikož pro letouny s různými maximálními vzletovými hmotnostmi jsou nutná křídla o různě velké ploše, je nutné zavést poměrovou veličinu, která tento vliv kompenzuje. Nazývá se plošné zatížení a je určena poměrem hmotnosti letounu a plochy křídla $\left(\frac{m}{S}\right)$.

Z tabulky v příloze A vidíme, že u prodávaných letounů se hodnota této veličiny pohybuje v rozmezí od 40 do 62 kg/m², u historických až na hranici 20 kg/m². V grafu v podkapitole 2.4.2 vidíme, že plošné zatížení částečně koreluje s cestovní (a tudíž i pádovou) rychlostí letounu. Jelikož je navrhovaný letoun uvažován blízko kategorii STOL, je třeba plošné zatížení výrazně snížit. Proto je zvoleno plošné zatížení na poloviční hodnotě dolní hranice rozptylu a to konkrétně 20 kg/m², které odpovídá hodnotám uvedeným u historických letounů s malou pádovou rychlostí.

Ze zvoleného plošného zatížení a návrhové hmotnosti zmíněné v předchozí podkapitole můžeme určit potřebnou plochu křídla pomocí vzorce:

$$S = \frac{m}{\left(\frac{m}{S}\right)} = \frac{300}{20} = 15 [m^2]$$

Potřebná plocha křídla tedy vychází 15 m². Při porovnání s hodnotami vyráběných letounů v příloze A vidíme, že se tato hodnota pohybuje výše než většina dvoumístných i jednomístných letounů. S přihlédnutím k návrhové hmotnosti a především požadavku na malou pádovou rychlost a s ní spojenou délku dráhy potřebné pro vzlet, je to vyhovující.

3.5.3 Rozpětí

Pro určení rozpětí křídla je opět vhodné porovnání s dalšími letouny. Když již známe plochu křídla, pomocnou veličinou pro určení rozpětí je tzv. štiřlost křídla

$$A = \frac{l^2}{S} [-]$$

Z tabulky v příloze A vidíme, že štiřlost se pohybuje mezi hodnotami 5,8 a 8,32. Čím větší je štiřlost křídla a tomu odpovídající rozpětí, tím lepší aerodynamické charakteristiky letoun má, neboť vyšší štiřlost znamená menší indukovaný odpor. Proti této výhodě jde ale složitost konstrukce, neboť s větší délkou křídla roste ohybový moment v jeho kořeni a tudíž i velikost napětí v kritickém místě. U jednoduchého letounu, u kterého nepředpokládáme velmi dobré výkony, je proto vhodné zvolit menší štiřlost křídla a tomu odpovídající rozpětí. Štiřlost křídla je tedy zvolena na hodnotu 4,3. Rozpětí tedy již můžeme určit výpočtem z plochy a štiřlosti křídla

$$l = \sqrt{S \cdot A} = \sqrt{15 \cdot 4,3} = 8,03 [m]$$

Rozpětí křídla dle tohoto postupu vychází 8,03 m, přičemž tato hodnota se pohybuje na hranici mezi jednomístnými a dvoumístnými letouny. Zvětšovat rozpětí není příliš žádoucí, neboť u tohoto typu letounu je vhodné spíše menší, aby se mohl pohybovat na menším prostoru a nepotřeboval například tak širokou dráhu.

3.6 Volba pohonné jednotky a vrtule

Pro pohon ultralehkého letounu je možné použít jakýkoliv necertifikovaný motor, který bude splňovat výkonové požadavky a taktéž požadavky technické a spolehlivostní. Jako dobrá volba se jeví motory výrobce ROTAX, které jsou často montovány do ultralehkých letadel. Tato firma nabízí i certifikované varianty některých motorů, pro tuto kategorii letounu to však není nezbytné.

Jelikož je navrhovaný letoun lehčí než běžně vyráběné dvoumístné letouny, je vhodné vybírat z nižších výkonových tříd motorů. Nejslabším motorem v nabídce je model ROTAX 582 UL s výkonem 48 kW a krouticím momentem 75 Nm. Jeho další vybrané parametry jsou uvedeny v tabulce 3-1 [10]. Detailní rozbor hmotností jednotlivých částí motoru a příslušenství je uveden v příloze B.

Tabulka 3-1 Vybrané parametry pohonné jednotky ROTAX 582 UL

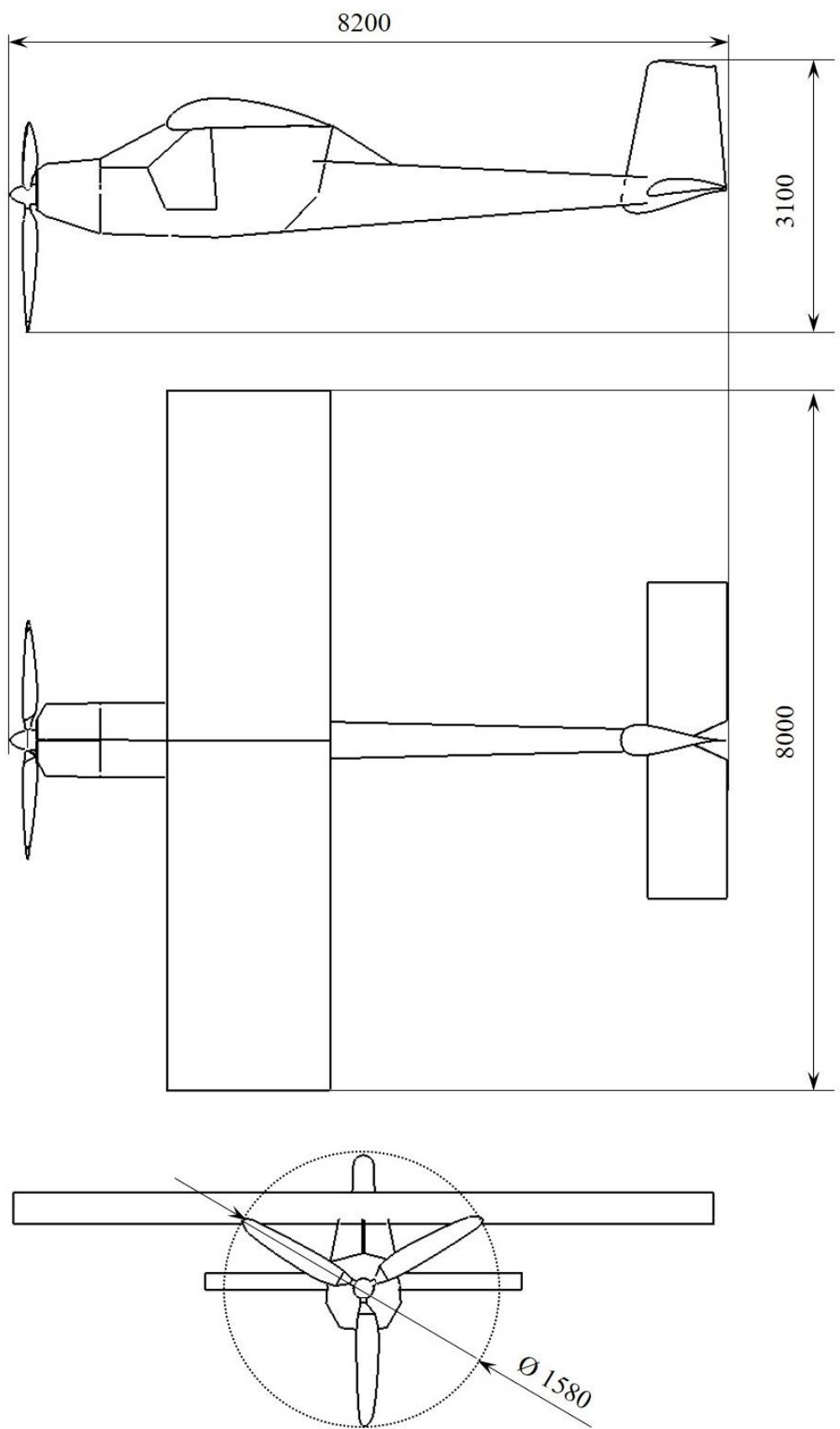
Parametr	Hodnota	Jednotka
Výkon	48,0	[kW]
Krouticí moment	75	[Nm]
Maximální otáčky	6800	[1/min]
Zdvihový objem	580,7	[cm ³]
Výkon generátoru	155	[W]
Napětí generátoru	13,5	[V] (DC)
Hmotnost (dle zvoleného reduktoru)	50,1 - 56,8	[kg]

Jako vrtule byla zvolena třílistá na zemi stavitelná vrtule výrobce Fiti design, jejíž základní parametry jsou uvedeny v tabulce 3-2 [11].

Tabulka 3-2 Parametry vrtule Fiti design

Parametr	Hodnota
Průměr	1580 mm
Počet listů	3
Hmotnost	4,9 kg
Použití pro motory	ROTAX 503 (50 hp)
	(při použití reduktoru B-2.58, C-2.62, E-2.58)
	ROTAX 582 UL (60 hp, 65 hp)
	(při použití reduktoru B-2.58, C-2.62, E-2.58)
	ROTAX 912 UL (80 hp)
	ROTAX 912 ULS (100 hp)

3.7 Prvotní muška letounu



Obrázek 3.6 Muška letounu

4 Návrh primárních částí letounu

V této kapitole je popsán koncepční návrh jednotlivých částí letounu, přičemž byly zvoleny základní celky, které jsou dále rozvíjeny. Jedná se o křídlo, ocasní plochy, trup a přistávací zařízení.

4.1 Návrh křídla

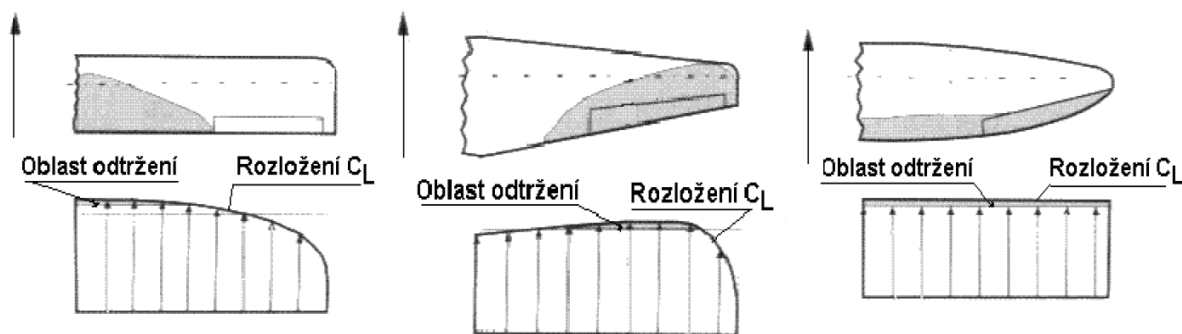
Návrh křídla bude v této kapitole řešen z aerodynamického hlediska – bude tedy popsán vnější tvar a detaily podstatné pro aerodynamické vlastnosti. Vnitřní nosná konstrukce, bude popsána a zkontrolována z pevnostního hlediska v kapitole 8.

4.1.1 Plocha a plošné zatížení křídla

Plocha křídla byla z plošného zatížení předběžně určena na 15 m^2 v kapitole 3.5.2. Tato hodnota je považována za výchozí a dle výsledků následujících podkapitol bude případně upřesněna nebo pozměněna.

4.1.2 Půdorysný tvar křídla

Na obrázku 4.1 vidíme různé možnosti půdorysného tvaru křídla. Jedná se o obdélníkové, lichoběžníkové a eliptické. Každé z nich má určité výhody a nevýhody a je nutné zvolit správný typ dle daného letounu.



Obrázek 4.1 Půdorysné tvary křídla a typické oblasti odtržení proudu [20]

Z hlediska aerodynamické čistoty je nelepším typem křídlo eliptického půdorysu, neboť jeho plocha je nejlépe využita z hlediska rozložení vztlaku. Nevýhodou jsou však vysoké požadavky na zkušenost pilota, neboť v případě přetažení dochází k odtržení na celé odtokové hraně. To je velmi nebezpečné, neboť tím dojde k náhlé ztrátě vztlaku, a především ke snížení účinnosti kormidel příčného řízení – křidélek. Další podstatnou nevýhodou je to, že je tento tvar velmi náročný na výrobu. Veškeré jeho plochy mají menší či větší 3D křivost. Navíc každé žebro má jiný tvar a je proto nutné mít samostatné přípravky pro výrobu každého z nich.

Obdélníkové křídlo je naopak velmi snadné na výrobu, neboť má po celém rozpětí stejný průřezový profil a všechna žebra jsou tudíž stejná a vyrobitelná na jednom přípravku.

Jeho plochy mají vždy pouze 2D křivost a náběžná i odtoková hrana jsou přímkami. Další výhodou tohoto křídla je to, že díky typickému rozložení vztlaku dochází při přetažení k odtržení nejprve v kořenové části křídla. To je výhodné ze dvou důvodů. Jednak pilot dostává varování ve formě zpětné vazby, kdy letoun začne vibrovat a upozorní tak pilota na nebezpečnou situaci. Druhým důvodem je to, že křídélka jsou umístěna na vnější straně křídla, kde k odtržení dochází později. Jsou tedy funkční až do úplného odtržení, ke kterému dojde později. Letadlo je tak tedy až do poslední chvíle ovladatelné a říditelné a pilot může reagovat na vzniklou situaci. Nevýhodou pak je to, že není využito celé plochy křídla ke generování vztlaku tak efektivně, jako u eliptického. Dostáváme pak ve výsledku nižší vztlak než u eliptického křídla o stejné ploše.

Lichoběžníkové křídlo je kompromisem mezi výše uvedenými. Tvarem se snaží napodobit eliptické křídlo, při částečném snížení výrobní náročnosti. Stále zde zůstávají odlišné tvary žeber po rozpětí, ale náběžná a odtoková hrana již jsou přímkové. K odtržení proudu však stále dochází na konci křídla.

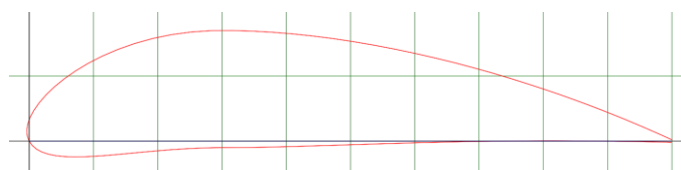
Jelikož je při návrhu tohoto letounu kladen velký důraz na výrobní jednoduchost, je zvolen obdélníkový půdorys křídla. Je výrobně nejjednodušší a navíc má bezpečnější projevy při přetažení a odtržení proudu. Jeho nevýhodu ve formě vyššího odporu a nižšího vztlaku můžeme u letounu vyráběného v domácích podmínkách akceptovat.

Po volbě půdorysného tvaru již můžeme určit hloubku křídla, která je u obdélníkového půdorysu konstantní a shodná se střední aerodynamickou těživou:

$$b_A = \frac{S}{l} = \frac{15}{8,03} = 1,868 [m]$$

4.1.3 Volba profilu křídla

Pro letoun typu STOL je podstatné zvolit takový profil, který disponuje vysokou hodnotou maximálního součinitele vztlaku. Tyto profily bývají výrazně zakřivené, což je ovšem negativním prvkem pro výrobu v domácích podmínkách, neboť přípravky musí být složitější. Kombinací těchto dvou požadavků byl zvolen profil NACA 8318, jehož charakteristiky jsou znázorněny v příloze C a D. Jedná se o zakřivený profil, ale jeho spodní strana je prakticky rovná, tudíž bude jeho výroba relativně jednoduchá a bude možné pro spodní stranu přípravku použít pouze rovnou desku, například desku stolu.



Obrázek 4.2 Profil NACA 8318

Z dat v přílohách C a D můžeme odečíst některé základní charakteristiky. Důležitý je maximální součinitel vztlaku, sklon vztlakové čáry a úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku. Abychom toto mohli posoudit, je ale nutné nejprve určit rozsah Reynoldsových čísel pro režimy letu. Pro tento účel je uvažován předběžný rozsah rychlostí od 40 km/h (pádová) až po 180 km/h (maximální). Reynoldsova čísla tedy pro dané rychlosti vycházejí následovně:

$$Re_S = \frac{b_A v_S \rho}{\mu} = \frac{1,868 \cdot 11,12 \cdot 1,225}{1,714 \cdot 10^{-5}} = 1484591 [-]$$

$$Re_D = \frac{b_A v_D \rho}{\mu} = \frac{1,868 \cdot 50 \cdot 1,225}{1,714 \cdot 10^{-5}} = 6675320 [-]$$

Z grafů v příloze D lze odečíst hodnoty, které jsou zapsány níže v tabulce 4-1. Jelikož sklon vztakové čáry a úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku se dle diagramů s rostoucím Reynoldsovým číslem příliš nemění a maximální součinitel vztlaku je nejpodstatnější při pádové rychlosti, je ke každému parametru uvedena pouze jedna hodnota.

Vychýlené klapky přidávají k profilovému součiniteli vztlaku přírůstek o hodnotě přibližně 1,0 [13, 14]. V tabulce 4-1 je tedy také uvedena hodnota maximálního součinitele vztlaku s klapkami.

Všechny tyto hodnoty jsou dále použity pro zjištění aerodynamických charakteristik celého křídla.

Tabulka 4-1 Základní parametry profilu NACA 8318

Parametr	Hodnota	Jednotka
Sklon vztakové čáry	5,73	[rad ⁻¹]
Maximální součinitel vztlaku (při Re _S)	1,8	[-]
Maximální součinitel vztlaku s klapkami (při Re _S)	2,8	[-]
Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku	-8	[°]

4.1.4 Aerodynamické charakteristiky křídla

Dále je nutné převést 2D aerodynamické charakteristiky profilu uvedené v předchozí podkapitole na 3D charakteristiky křídla. Pro tento výpočet byl použit program Glauert, jehož výsledky jsou dále prezentovány.

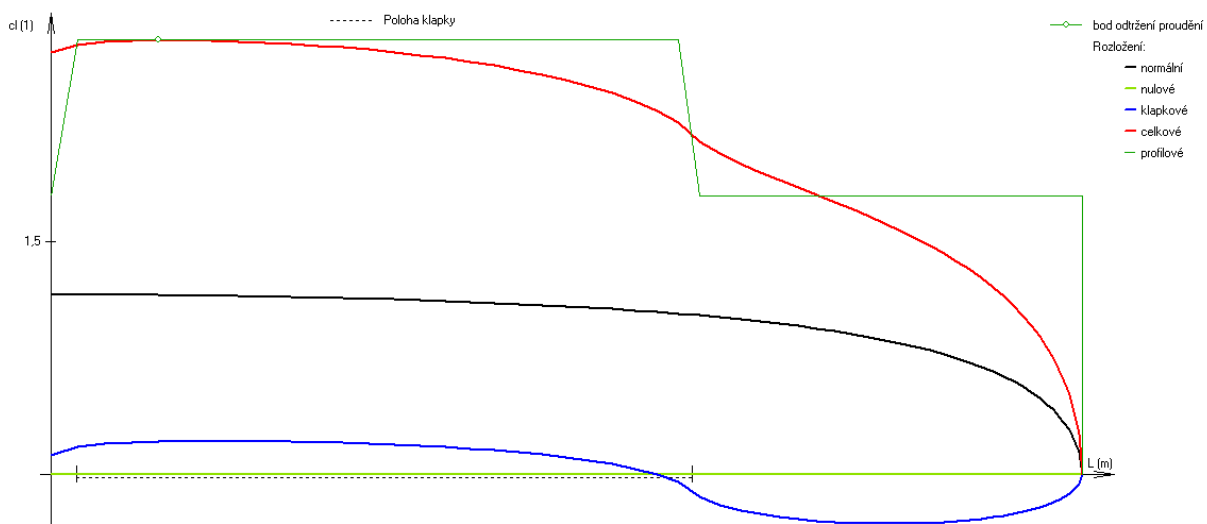
Pro navržené křídlo s parametry uvedenými v tabulce 4-2 byly pomocí programu Glauert vygenerována rozložení vztlaku, která jsou zobrazena na obrázcích 4.3 (bez vztakových klapek) a 4.4 (se vztakovými klapkami). Tabulky s celkovými hodnotami součinitele vztlaku pro oba případy jsou uvedeny v příloze E a F. V tabulce 4-2 jsou také uvedeny číselné hodnoty maximálního součinitele vztlaku určené výpočtem.

Tabulka 4-2 Parametry křídla

Parametr	Hodnota	Jednotka
Plocha křídla	15	[m ²]
Rozpětí křídla	8	[m]
Štíhlost křídla	4,3	[-]
Hloubka klapky	30	[%]
Šířka klapky po polorozpětí	2,5	[m]
Maximální součinitel vztlaku bez klapek	1,55	[-]
Maximální součinitel vztlaku s klapkami	2,24	[-]



Obrázek 4.3 Rozložení součinitele vzlaku po rozpětí bez vzlakových klapkek



Obrázek 4.4 Rozložení součinitele vzlaku po rozpětí se vzlakovými klapkami

Předběžným výpočtem můžeme určit první odhad pádové rychlosti a ověřit tak, zda letoun může splňovat žádané charakteristiky typu STOL, jejichž předpokladem je nízká pádová rychlost.

$$L = G$$

$$\frac{1}{2} c_L \rho S v_S^2 = m g$$

$$v_S = \sqrt{\frac{m g}{\frac{1}{2} c_L \rho S}} = \sqrt{\frac{300 \cdot 9,80665}{\frac{1}{2} \cdot 2,24 \cdot 1,225 \cdot 15}} = 11,96 [m \cdot s^{-1}] = 43 [km/h]$$

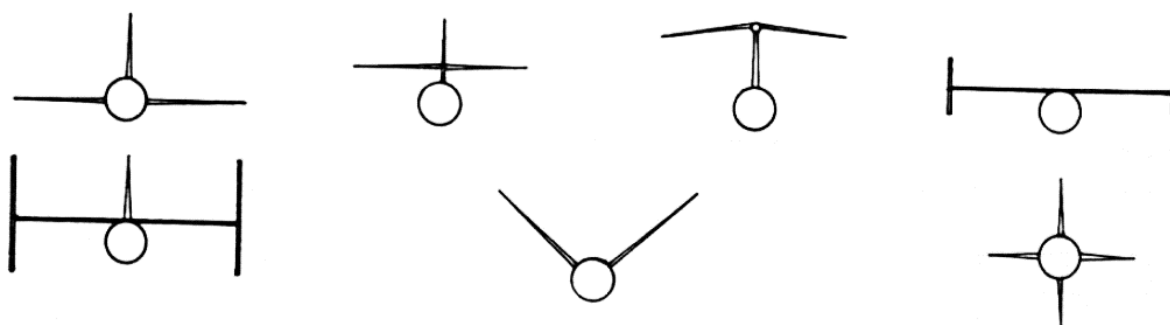
Pádová rychlost 43 km/h je o téměř 10 km/h nižší než už běžných prodáváných letounů, tudíž tyto parametry jsou vyhovující.

4.2 Návrh ocasních ploch

Letouny s hlavní nosnou plochou v přední části potřebují z hlediska podélné statické stability mít těžiště umístěné před výslednicí vztlakové síly působící na hlavní nosné ploše, jak bude zmíněno v kapitole 5. Z tohoto důvodu je nutné vyvažovat vznikající klopivý moment aerodynamicky. K tomu slouží vodorovné ocasní plochy. Svislé ocasní plochy zajišťují stabilitu proti zatáčení. Je nutné navrhnout správnou velikost ocasních ploch tak, aby byla zajištěna dostatečná stabilita a říditelnost.

Jelikož návrh ocasních ploch je prakticky nemožný bez detailních CFD výpočtů nebo měření v aerodynamickém tunelu, je nutné při jejich návrhu vycházet ze statisticky podložených odhadů dle již funkčních letounů podobné kategorie. Taková statistika je uvedena v přílohách G a H [14].

Ocasní plochy mohou mít různé varianty uspořádání, jak je vidět na obrázku 4.5.



Obrázek 4.5 Různé možnosti uspořádání ocasních ploch [14]

Při pohledu na obdobné letouny uvedené v kapitole 2 vidíme, že nejběžnější jsou v této kategorii ocasní plochy, které jsou uvedeny na prvních třech pozicích na předchozím obrázku. Takzvané motýlkové ocasní plochy, které jsou na obrázku 4.5 dole uprostřed se používají zejména u kluzáků či modelů, kdy se s výhodou využívá jejich nižší hmotnosti, neboť nejsou rozděleny klasicky na vodorovnou a svislou část, neboť šikmé části zastupují funkci obou. Zdvojené svislé ocasní plochy se používají nejčastěji u těžkých nákladních letounů, neboť umožňují umístění výklopných nákladových vrat v zadní části trupu a neomezují tak velikost umístěvaného nákladu.

Pro navrhovaný letoun jsou tedy zvoleny ocasní plochy klasické koncepce, kdy vodorovné ocasní plochy jsou umístěny ve spodní části a navazují na trup.

4.2.1 Mohutnost ocasních ploch

Vhodným parametrem pro návrh velikosti svislých i vodorovných ocasních ploch je mohutnost, jež je definována pro vodorovné ocasní plochy následovně [14]:

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} L_{VOP}}{S b_A} [-]$$

A pro svislé ocasní plochy takto [14]:

$$A_{SOP} = \frac{S_{SOP} L_{SOP}}{S l} [-]$$

Tyto parametry jsou uvedeny i v tabulce v příloze G, respektive H. Je tedy možné vycházet z daných údajů a určit velikost ocasních ploch předběžně tímto způsobem.

Pro vodorovné ocasní plochy je v tabulce G rozsah hodnot přibližně od 0,6 do 1,15, přičemž u menších letounů se tato hodnota pohybuje spíše na dolní hranici tohoto intervalu. Je tedy zvolena hodnota 0,65.

Pro svislé ocasní plochy je v tabulce H rozsah hodnot přibližně od 0,04 do 0,1, přičemž opět menší letouny mívají menší mohutnost ocasních ploch. Proto je zvolena hodnota 0,06.

4.2.2 Rameno ocasních ploch

Po určení mohutnosti ocasních ploch je nutné rozhodnout, na jakém rameni bude působit jejich síla vzhledem k hlavní nosné ploše. Čím větší rameno, tím menší mohou být rozměry ocasních ploch při zachování stejného momentového účinku na letoun. Určením ramena ocasních ploch tedy zároveň rozhodneme o velikosti účinné plochy.

Jelikož celková délka letounu bývá o něco menší než rozpětí křídla, můžeme ji předběžně odhadnout na 6,5 m. Od této délky musíme odečíst část před křídlem, neboť rameno ocasních ploch se určuje od aerodynamického středu křídla. Můžeme ho tedy určit na 5,5 m. Jelikož vodorovné i svislé ocasní plochy budou umístěny velmi blízko sebe, můžeme tuto hodnotu použít jako rameno vodorovných i svislých ocasních ploch.

4.2.3 Plocha a rozměry ocasních ploch

Nyní již je možné určit plochu vodorovných i svislých ocasních ploch s využitím vztahů pro jejich mohutnost, které jsou uvedeny výše.

Pokud tedy chceme určit plochu vodorovných ocasních ploch, s využitím jejich mohutnosti ji vyjádříme takto:

$$S_{VOP} = \frac{A_{VOP} S b_A}{L_{VOP}} = \frac{0,65 \cdot 15 \cdot 1,868}{5,5} = 3,31 [m^2]$$

Štíhlost vodorovných ocasních ploch (definována obdobně jako štíhlost křídla v kapitole 3.5.3) se obvykle pohybuje okolo hodnoty $\lambda_{VOP} = 4$ [14], proto bude použita i při tomto návrhu. S využitím tohoto poznatku je již možné určit rozpětí a hloubku vodorovných ocasních ploch následovně:

$$l_{VOP} = \sqrt{S_{VOP} \lambda_{VOP}} = \sqrt{3,31 \cdot 4} = 3,63 [m]$$

Z důvodu jednoduchosti výroby bude opět použit obdélníkový půdorys a můžeme rovnou určit hloubku VOP:

$$b_{VOP} = \frac{S_{VOP}}{l_{VOP}} = \frac{3,31}{3,63} = 0,911 [m]$$

Obdobným způsobem můžeme určit i rozměry svislých ocasních ploch, přičemž jejich štíhlost se běžně pohybuje kolem hodnoty $\lambda_{SOP} = 1,5$ [14], která je zde dále použita.

$$S_{SOP} = \frac{A_{SOP} S l}{L_{SOP}} = \frac{0,06 \cdot 15 \cdot 8,03}{5,5} = 1,31 [m^2]$$

$$l_{SOP} = \sqrt{S_{SOP} \lambda_{SOP}} = \sqrt{1,31 \cdot 1,5} = 1,4 \text{ [m]}$$

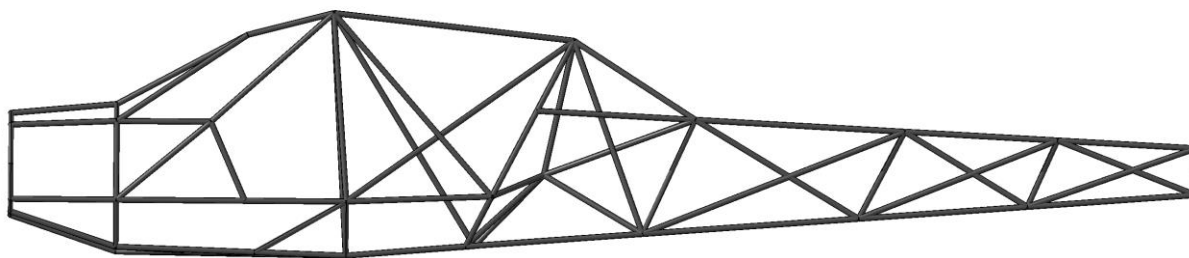
Přestože tvar svislých ocasních ploch nebývá obdélníkový, pro tento odhad potřebné hloubky můžeme vycházet z předpokladu, že se obdélníku bude blížit a zanedbat odchylky od tohoto tvaru. Případně použít tuto hodnotu pouze jako střední a vycházet z ní při návrhu lichoběžníkového tvaru.

$$b_{SOP} = \frac{S_{SOP}}{l_{SOP}} = \frac{1,31}{1,4} = 0,93 \text{ [m]}$$

4.3 Návrh trupu

Při konstrukci trupu jsou zohledněny především možnosti výroby v domácích podmínkách. Z tohoto důvodu je trup navržen jako trubková příhradová konstrukce, jak je u tohoto typu letounů relativně běžné. Klasická tenkostěnná konstrukce by sice pravděpodobně měla lepší hmotnostní charakteristiky, avšak vzhledem k náročnosti výroby a následné montáže není pro domácí stavbu vhodná. Další možností bylo zvolit jako hlavní materiál dřevo, avšak u něj je nutné klást velký důraz na jeho kvalitu, ať už z hlediska jeho výběru, nebo zpracování a následné péče. Proto nakonec byly zvoleny kovové trubkové profily a konstrukce z nich vytvořená.

Návrh této konstrukce je zobrazen na obrázku 4.6. Detailněji je pak konstrukce a způsob spojení jejích jednotlivých částí popsán v kapitole 5.4.



Obrázek 4.6 Návrh příhradové konstrukce trupu

4.3.1 Prostor pro posádku

Prostor pro posádku by měl být umístěn co nejbližší těžišti celého letounu, aby byla centráž co nejméně ovlivněna hmotností pilota. Jelikož se jedná o jednomístný stroj, je možné tomuto požadavku vyhovět lépe než u dvoumístných letounů. Kokpit je proto umístěn pod křídlem. Díky tomu, že je zde místo pouze pro pilota, je možné dosáhnout relativně úzkého trupu a kokpitu. Vnitřní vybavení je navrženo jako velmi jednoduché s důrazem na minimalismus a funkčnost, aby bylo dosaženo co nejnižší hmotnosti. Popis tohoto vybavení bude zmíněn později.

4.3.2 Umístění pohonné jednotky

Pohonná jednotka je umístěna před kokpitem, od kterého je oddělena plechovou protipožární přepážkou. Je uchycena v motorovém loži, které je vyrobeno na míru dané pohonné jednotce. Z důvodu přesnosti výroby a důležitosti tohoto celku je vhodnější tento díl koupit již hotový a v případě, že není k dispozici, nechat ho vyrobit individuálně v lépe

vybavené dílně zkušeným pracovníkem. Jelikož se jedná o doma stavěný letoun a nepředpokládá se větší sériovost, je možné uchycení motorového lože řešit individuálně a s přihlédnutím k montážním bodům koupeného lože.

4.4 Návrh přistávacího zařízení

Přistávací zařízení je podobný případ jako motorové lože – jedná se o komplexní součást letounu, kterou je velmi složité vyrobit v domácích podmínkách, ale zároveň mnoho výrobců nabízí již hotové komponenty a je možné je objednat a namontovat již z větší části hotové řešení. Stále však existuje mnoho různých typů a dodavatelů. Jak již bylo zmíněno v kapitole 3.4, je zde zvolen podvozek s ostruhovým kolem.

Jedním z dodavatelů komponent a celých přistávacích zařízení je například firma Beringer Aero, která nabízí několik různých variant řešení. Jako vhodná se jeví varianta s tlumiči s velkým zdvihem, které umožňují přistání i na nezpevněných drahách. Dodavatelská firma nabízí dodání komponentů dle konkrétního typu letounu. Principiální schéma je znázorněno na obrázku 4.7.



Obrázek 4.7 Podvozek firmy Beringer [22]

5 Technologie výroby letounu

Technologie výroby letounu je jedním z hlavních témat této práce. Jelikož navrhovaný letoun je určen primárně pro domácí výrobu a nelze předpokládat využití sofistikovaných a moderních technologií dnes běžně používaných při stavbě komerčně prodávaných letadel, je nutné přizpůsobit celkový návrh tomuto požadavku. Průmyslová technologie a vyspělé stroje jsou drahé, jejich pořízení se nevyplatí kvůli stavbě jednoho kusu, některé z nich často mohou být dražší než letadlo koupené jako hotový celek, připravené k letu.

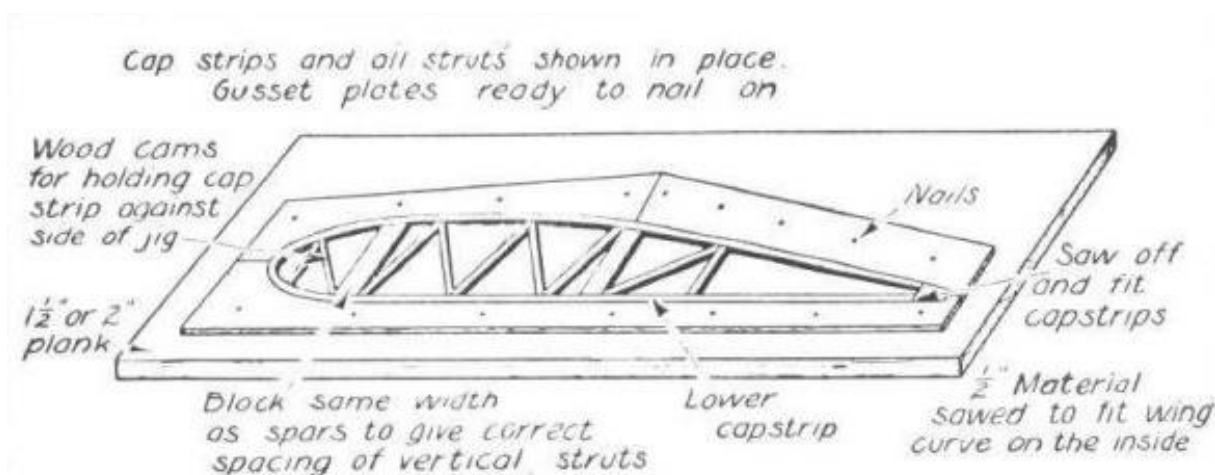
I přes toto vše navrhovaný letoun pravděpodobně nebude ve výsledku o mnoho levnější než běžně prodávané modely, obzvláště, když do ceny započteme i čas stavitele. Je nutné předpokládat, že budoucí majitel a výrobce v jednom nesní jenom o létání, ale že už samotná výroba bude jeho koníčkem a nebude pro něj problémem strávit stovky hodin výrobou.

Následující podkapitoly popisují návrh konstrukce letounu s ohledem na jednoduchost výroby a zároveň navrhuji odpovídající technologii výroby či přímo výrobní a montážní postup u jednotlivých dílů, celků a sestav.

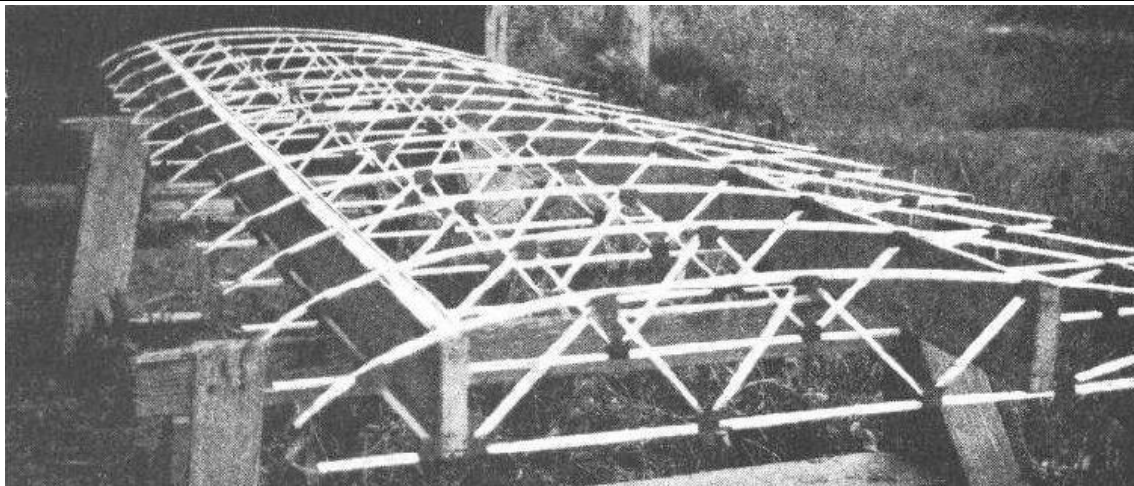
5.1 Výroba křídla

Křídlo je hlavním nosným prvkem letounu, a proto by na něj měl být brán velký důraz. Letouny uvedené v kapitole 2 mají různé typy konstrukce křídla, pro domácí stavbu jsou však některé z nich nevhodné. Nejlépe se jeví konstrukce u historických letadel uvedených v podkapitole 2.3, kdy je křídlo tvořeno celodřevěnou konstrukcí, která je potažena plátěným potahem. Dřevo je materiál, který je relativně snadno zpracovatelný pomocí běžně dostupných nástrojů. Jeho nevýhodou však bývá to, že může při nevhodném ošetření a v nepříznivých podmínkách snáze podlehnout degradaci, což může být u letadla fatální.

Konstrukci takového typu můžeme vidět na obrázcích 5.1 a 5.2, přičemž se jedná o letoun Alco Sportplane uvedený v kapitole 2.3.1.



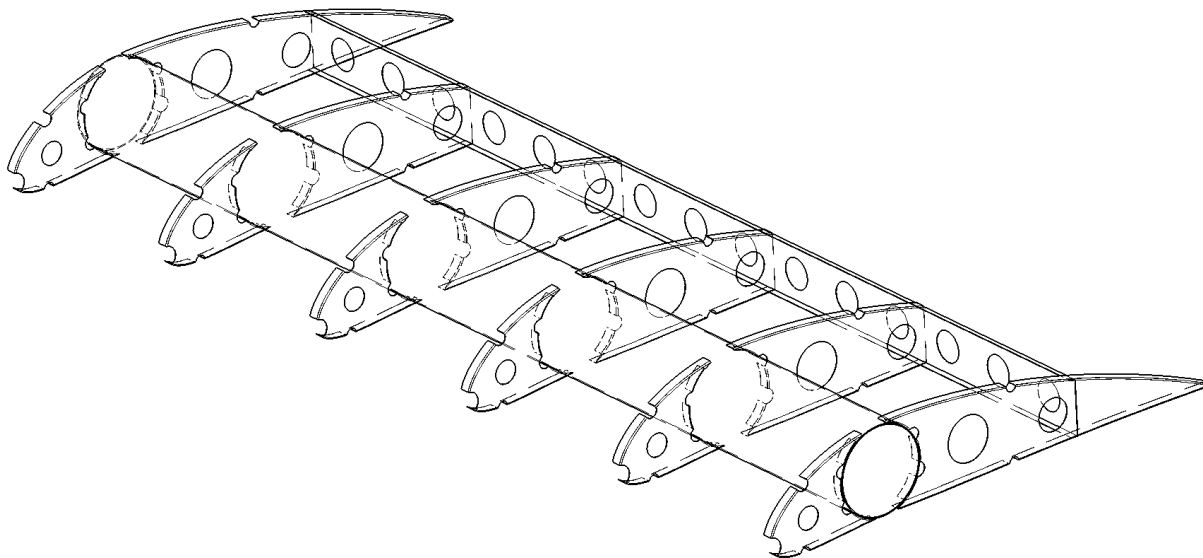
Obrázek 5.1 Výroba dřevěného žebra letounu Alco Sportplane [26]



Obrázek 5.2 Nosná konstrukce křídla letounu Alco Sportplane [26]

Celodřevěná konstrukce křídla není příliš náročná na výrobní technologii, avšak je velmi pracná, neboť každé žebro se skládá z mnoha menších částí, které je nutné vyřezat či naohýbat v páře, poté ustavit do přípravku a spojit dohromady. Navíc, v případě jakéhokoliv poškození, prakticky nepřichází v úvahu oprava poškozeného žebra, nýbrž je nutné ho celé vyměnit.

Z výše uvedených důvodů navrhovaný letoun využívá jiné konstrukce křídla, která kombinuje nosník trubkového průřezu z hliníkové slitiny, plechová žebra a plátěný potah, jak bude popsáno v jednotlivých podkapitolách.



Obrázek 5.3 Navrhovaná konstrukce poloviny křídla

5.1.1 Nosník

Nosník je volen jako duralová trubka o průměru $D = 330$ mm a tloušťce stěny $t = 4$ mm, jak je znázorněno na obrázku 8.7. Je průběžný přes celé rozpětí a jeho celková délka je tak přibližně 8 m. Tento nosník přenáší veškerá zatížení, tedy posouvající síly, ohybové momenty i krouticí moment, kdy slouží jako torzní dutina. Díky této vlastnosti není nutné, aby v křídle byl další nosný prvek, který by pomáhal přenášet krouticí moment do trupu a

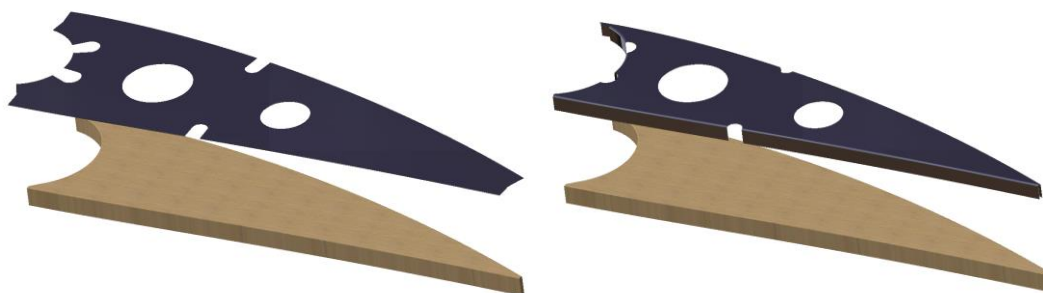
pomocný nosník, který je tvořen profilem o průřezu C, slouží pouze k fixaci žeber a uchycení závěsů vztlakové mechanizace a křidélek, jak bude uvedeno dále.

Dutina tohoto nosníku slouží zároveň jako prostor pro palivovou nádrž, která je zde realizována ve formě gumového vodotěsného vaku a vhodně vypořádána tak, aby vývod paliva byl v jejím nejnižším bodě při vodorovném horizontálním letu, ve kterém se letoun nachází po většinu času.

5.1.2 Žebra

Žebra jsou volena plechová, jak již bylo zmíněno. Díky obdélníkovému půdorysu křídla jsou všechna stejná, a tudíž je možné využít na výrobu všech z nich jednoho přípravku. Obvodový tvar žebra je vystřižen nůžkami na plech, stejně tak jako odlehčovací otvory v něm, technologické otvory pro umožnění ohýbání jsou odvrtny klasickou ruční či stojanovou vrtačkou. Poloha všech těchto otvorů není svázána přesnými tolerancemi, tudíž není zapotřebí speciálního vrtacího přípravku, stačí pouze ruční označení tužkou či fixem.

Lemy žebra jsou po vystřížení rovinného tvaru ohnuty v ohýbacím přípravku, který je velmi jednoduchý, neboť se jedná o dřevěnou desku vyřiznutou do tvaru žebra bez lemů. Lemy jsou ohnuty pomocí gumové paličky do požadovaného tvaru kolmo na rovinu žebra. Jelikož se jedná o relativně tenký plech, lze případně nedokonalosti dorovnat i po vyjmutí z přípravku.



Obrázek 5.4 Žebro před a po ohybu na přípravku

Žebra jsou poté k hlavnímu nosníku přinýtována trhacími nýty, neboť přístup z vnitřní strany trubkového nosníku by značně komplikoval použití klasických nýtů. Zároveň také nýtovací kleště pro trhací nýty jsou relativně dostupné a nevyžadují přílišnou odbornost operátora, jak by tomu bylo u ručního nýtování klasických nýtů při použití hlavičkáře a kladiva.

5.1.3 Potah

Jelikož hlavní nosník je zároveň torzní dutinou přenášející krouticí moment působící na křídlo, potah může být volen jako nenosný, neboť nemusí přenášet žádný smykový tok způsobený krouticím momentem. Z tohoto důvodu se jako nevhodnější jeví plátno, které je velmi lehké a snadno se zpracovává do požadovaného tvaru. Je nutné zvolit správný materiál, který je povrchově ošetřen kvalitní impregnací, která nepropouští vodu a ani vzduch. Jako vhodné se jeví balonové plátno, které s požadovanými parametry má hmotnost 60 g/m^2 . Plátno je nastříháno a sešito do požadovaného tvaru, spoje jsou pro těsnost a posílení pevnosti šity přes lepidlo. Celý potah je poté lepen k nosné konstrukci křídla, kdy jednotlivá žebra vyztužují jeho plochu, aby tak držel požadovaný tvar profilu. V místech, kde by nevyztužená plocha byla příliš velká a docházelo tak k nadměrným deformacím profilu, mohou být k lemům žeber přinýtovány podélné výztuhy, které budou držet požadovaný tvar plátna.

Plátno je napínáno průběžně od náběžné hrany, směrem zepředu dozadu a od kořenového žebra směrem ke koncovému, aby se tak co nejvíce vyloučila možnost nežádoucího zvlnění a nedostatečného napnutí, které by pak za letu působilo problémy.

Plátěný potah byl také zvolen z důvodu relativně snadné opravy, kdy v případě potřeby je možné vystříhnout poškozenou část a přes lepidlo ručně přišít záplatu.

Konce křídla mohou být ukončeny plochým žebrem potaženým potahem, či v případě přání zákazníka, kterým je v tomto případě sám výrobce, mohou být opatřena jednoduchými winglety, které mohou být po jednotlivých částech vytištěny na 3D tiskárně včetně vnitřní struktury zajišťující pevnost a poté přichyceny ke koncovému žeburu. Povrch takto vyrobeného dílu je nutné při použití na ofukovaném místě velmi pečlivě zpracovat, aby nedocházelo ke vzniku zbytečného odporu. Toto zpracování zahrnuje ruční broušení, zahlázení nerovností plničem, další obroušení a finální barvení a lakování. Takto zpracovaný díl vyniká hladkým a čistým povrchem.

5.1.4 Vztlaková mechanizace

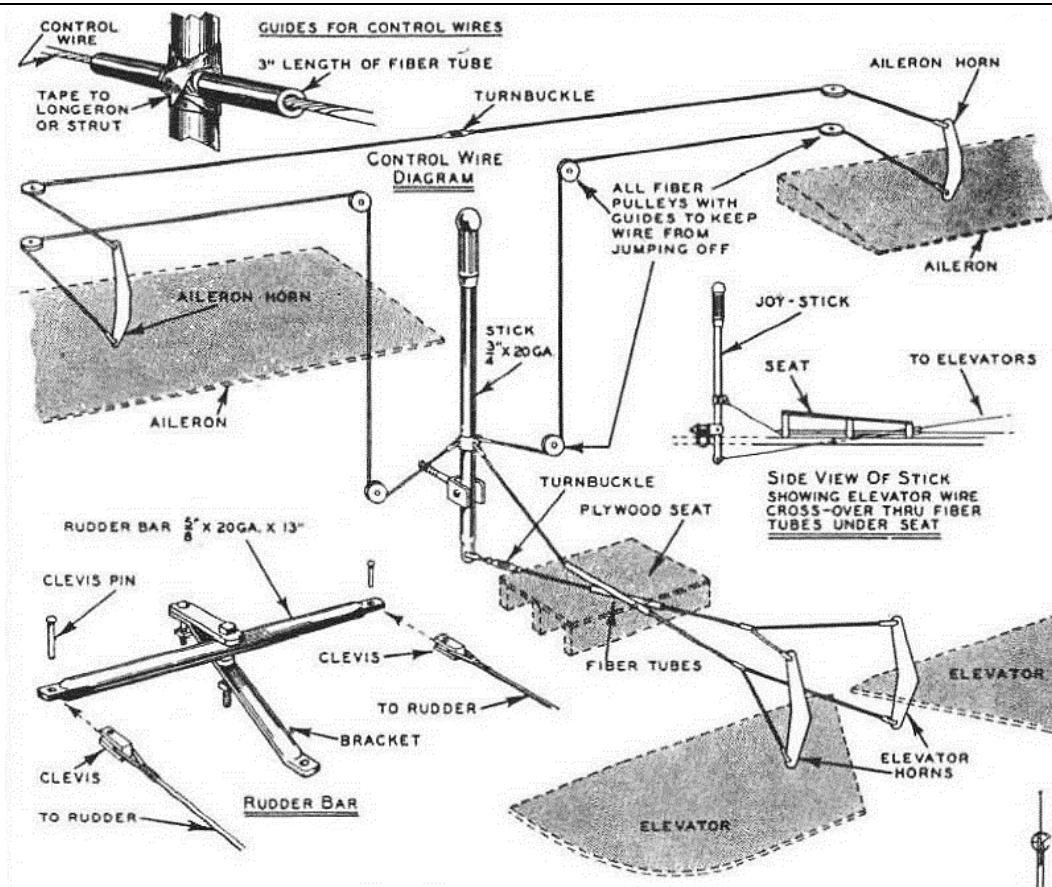
Jako vztlaková mechanizace jsou na křídle použity jednoduché klapky, které jsou uchyceny každá na dvou závěsech umístěných na žebrech. Klapky na obou stranách jsou spojeny jednou trubkou, kterou se zároveň mechanicky ovládá jejich vysunutí či zasunutí z kabiny pilota. Tím je tak zajištěn požadavek na závislý pohyb obou klapek zároveň a jejich mechanické provázání. Konce této trubky pohybující se v kluzných ložiscích zároveň fungují jako závěsy osy otáčení.

Oba koncové řezy každé klapky jsou uzavřeny jednoduchými žebry, která jsou přinýtována k trubce tvořící jejich nosník. Celý profil klapky je pak vytvořen z lehkého porézního pěnového materiálu, který je nařezán do požadovaného tvaru pomocí horkého drátu, který daný materiál taví. Jelikož není možné řezat celé rozpětí klapky najednou, je nutné rozdělit ji na několik dílů, které jsou poté spojeny lepidlem, stejně tak jako jsou přilepeny k trubkovému nosníku klapky. Na závěr je pak celý komplet potažen plátěným potahem, který je shodný s potahem celého křídla a přilepen k pěnové výplni.

5.1.5 Křídélka

Křídélka jsou vyráběna stejnou technologií jako klapky, jediný rozdíl je však v jejich ovládání, kdy zde již nemohou být pevně provázána. Z tohoto důvodu je zde použit lanový převod, přičemž konce lana jsou uchycena ke konzolám uchyceným k trubkovému nosníku uprostřed po rozpětí křídélka. Tyto lanka jsou pak vedena přes soustavu kladek směrem k trupu, přičemž hrany otvorů v žebrech, kterými procházejí, jsou opatřeny plastovými chrániči, aby nedocházelo k jejich odírání. Tyto chrániče mohou být vytištěny na 3D tiskárně, složeny ze dvou dílů a při montáži pouze zacvaknuty do sebe. V případě jejich opotřebení není problém je rozlomit, vytisknout nové a nahradit opotřeбенý díl. Po přivedení lanových převodů do trupu pak jsou lana vedena svisle dolů za sedačkou pilota a pod ní až dopředu k řídicí páce.

Systém řízení je velmi podobný systému řízení letounu Henderson Longster, který je znázorněn na následujícím obrázku a je velmi názorný pro ilustraci funkcí a vedení jednotlivých tras řízení.



Obrázek 5.5 Systém řízení letounu Henderson Longster [30]

5.2 Výroba vodorovných ocasních ploch

Výroba vodorovných ocasních ploch odpovídá technologii výroby křídla, jedná se o velmi podobnou konstrukci z kovových a pěnových prvků potažených plátnem.

5.2.1 Stabilizátor

Stabilizátor vodorovných ocasních ploch je tvořen stejně jako křídlo trubkovým nosníkem přenášejícím veškerá zatížení a soustavou k němu přinýtovaných žeber potažených neprodyšným plátnem. Ta jsou uzavřena pomocným nosníkem ve tvaru C a jsou v nich umístěna kluzná ložiska pro závěsy výškového kormidla.

5.2.2 Výškové kormidlo

Výškové kormidlo je vyrobeno stejnou technologií jako křídélka a klapky na křídle, kdy je vyplněno pěnovým materiálem zajišťujícím požadovaný tvar povrchu a potaženým plátnem. Závěsy jsou uchyceny do ložisek v koncových žebrech a ovládání je zajištěno lany upevněnými ke konzolám ve střední části rozpětí kormidla.

5.3 Výroba svislých ocasních ploch

Svislé ocasní plochy jsou opět vytvořeny obdobnou technologií jako křídlo a vodorovné ocasní plochy, kdy výroba kýlové plochy odpovídá výrobě stabilizátoru VOP

a výroba směrového kormidla výrobě výškového kormidla. Přejechod povrchu vodorovných a svislých ocasních ploch je realizován pomocí 3D tištěných žebér potažených plátnem, což spolu s pružností plátna umožňuje dosažení relativně složitěho prostorového tvaru přechodu.

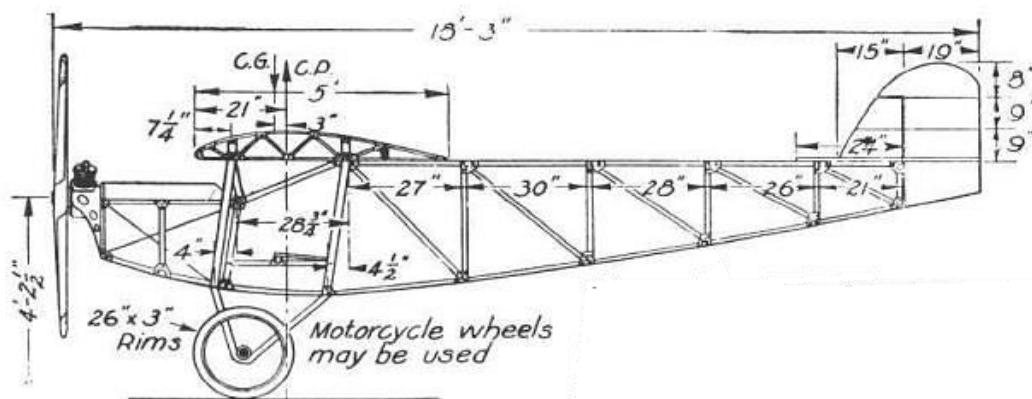
5.4 Výroba trupu

Předběžný návrh trupu již byl popsán v kapitole 4.3 a znázorněn na obrázku 4.6. V této kapitole bude podrobněji popsána technologie výroby a způsob montáže.

Obdobně jako u konstrukce křídla, letouny uvedené ve druhé kapitole využívají různých způsobů přenosu zatížení i výroby jednotlivých konstrukčních celků. Moderní, sériově vyráběné lehké letouny většinou využívají teorie tenkostěnných kovových nýtovaných konstrukcí či složitých kompozitových dílů. Ani jedna z těchto technologií není příliš vhodná pro výrobu v domácích podmínkách, neboť vyžadují složitá a nákladná zařízení, která se při výrobě jednoho kusu letadla nevyplatí. Dále je také nezbytná dokonalá znalost výrobních postupů, přičemž i drobná chyba při výrobě může mít poté fatální následky. Proto se jako vhodnější jeví využití konstrukčních prvků použitých na historických letounech z kapitoly 2.3, neboť technologie dostupné v tehdejší době jsou dnes použitelné v domácích podmínkách daleko spíše.

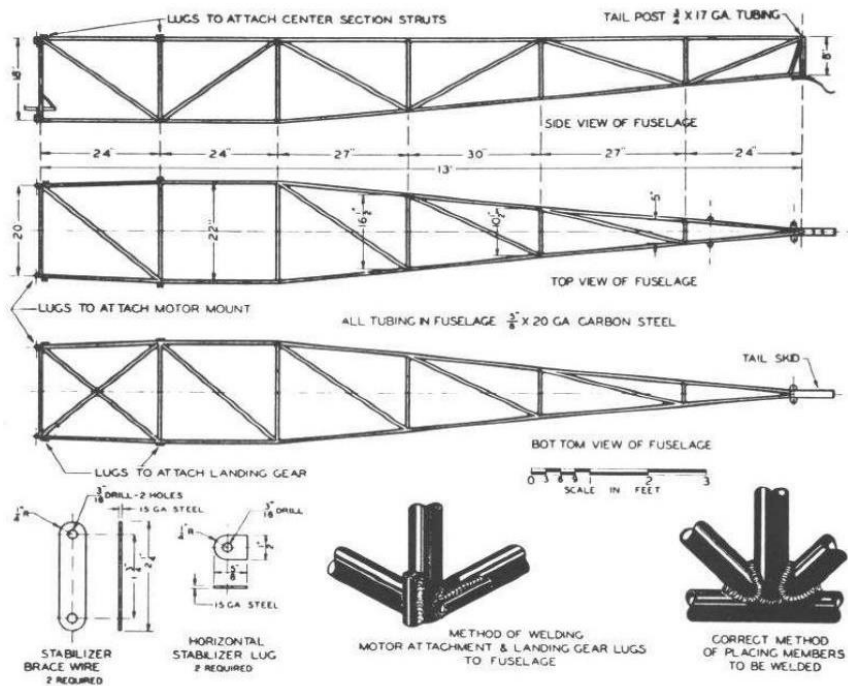
V příloze J jsou znázorněny některé metody výroby základních konstrukčních prvků jednoduchým postupem proveditelným i v domácích podmínkách. Tyto metody je vhodné použít v případě, že není možné potřebný prvek koupit již předpřipravený, jelikož je příliš specifický. Tyto postupy je tedy s výhodou možné použít i při stavbě tohoto navrhovaného letounu.

Většina zmíněných letounů má trup vyroben jako příhradovou konstrukci z trubek, které jsou k sobě buď svařovány, či spojovány jiným, často rozebíratelným způsobem. Tato konstrukce má tu výhodu, že polotovary jsou relativně dostupné, nevyžadují příliš náročné úpravy před finálním sestavením a v případě poškození jedné vzpěry je možné vyměnit pouze tuto a zbytek konstrukce ponechat původní, což snižuje náklady na případnou opravu.



Obrázek 5.6 Konstrukce trupu Alco Sportplane [26]

Ať již při použití technologie svařování či montáže pomocí spojek a příložek, je nutné zajistit, aby se vzpěry příhradové konstrukce setkávaly vždy v jednom bodě, v takzvaném styčníku. To zajišťuje namáhání jednotlivých prutů jednoduchým tahem či tlakem a nikoliv ohybem, což je pro tento konstrukční prvek nevýhodné. Na následující obrázku je znázorněna konstrukce trupu letounu Georgias Special, včetně ukázky svařovaného uzlu styčníku ve spodní části:



Obrázek 5.7 Konstrukce trupu a svařovaných uzlů letounu Georgias Special [29]

Jelikož se jedná o prostorově složitou konstrukci a zajištění správné polohy jednotlivých prvků a jejich vzájemná fixace před finálním smontováním či svařením je nezbytná, je třeba použít speciální montážní přípravky. Ty mohou být velmi jednoduché, často vyrobené ze dřevěných desek vzájemně připevněných k sobě, které vymezují přesnou pozici jednotlivých dílů a trubek. Takový přípravek, který byl používán k sestavení příhradového trupu letounu Monerai, je znázorněn na obrázku v příloze K.

5.4.1 Přední část trupu

Za přední část trupu je v tomto případě považována část trupu před kabinou pilota, kde je umístěna pohonná jednotka a další agregáty. Tato část trupu je sestavena z ocelových trubek, které jsou k sobě svařeny. Tato technologie výroby je zvolena z toho důvodu, že přední část trupu je zatížena tahem od vrtule a vibracemi od pohonné jednotky, stejně tak jako zatížením od přistávacího rázu do hlavního podvozku, který je v této části částečně umístěn. Ke vzpěrám je také připevněno motorové lože, které je nakupované a úchyty v trupu jsou tedy přizpůsobeny na míru koupenému dílu. Celá přední část trupu je potažena tenkým duralovým plechem, který je přinýtován k trubkám trhacími nýty. Příhradová konstrukce je i z toho důvodu volena tak, aby potahové plochy měly křivost maximálně v jedné ose a nejlépe aby byly co nejvíce rovinné, což usnadní vypnutí potahových plechů. Motorová část trupu je od kokpitu oddělena plechovou protipožární přepážkou.

5.4.2 Střední část trupu

Střední částí trupu je myšlen prostor kabiny pilota, uchycení křídla a prostor za pilotem, kde jsou vedena táhla a lana řízení, s případným prostorem pro zavazadla. Tato část je také volena ze svařovaných ocelových trubek, neboť přenáší zatížení od přistávacího rázu do hlavního podvozku a také je zde upevněno křídlo. K jeho uchycení slouží speciální díl, který obepíná hlavní trubkový nosník pro přenos posouvající síly a ohybového momentu a který je přišroubovaný k zesíleným kořenovým žebřům pro přenos krouticího momentu. Do tohoto dílu je pak uchycena svařovaná konstrukce trupu. Tento díl je výrobně složitý, a proto je volen jako

frézovaný hliníkový díl. Je možné ho vyrobit na ruční frézce, pokud je jí domácí dílna vybavena, případně objednat frézování tohoto jednoho kusu ve speciální dílně například s CNC obráběcím centrem.

Sedačka pilota je vyrobena taktéž z trubkové konstrukce, na kterou je napnutý potah, podobně, jak je tomu například u kluzáků. Bezpečnostní pás je čtyřbodový a jeho úchyty jsou upevněny ke konstrukci draku ve vhodných styčnicích prutové konstrukce. Přístrojová deska je vyrobena z překližky a jsou na ní umístěny pouze základní aerometrické přístroje – rychloměr a výškoměr, které jsou nakupované, stejně jako základní přístroje motorové jednotky. Mimo to je na ní připraven prostor, do kterého je možné umístit tablet, který v ultralehkých letounech může s vhodnou aplikací velmi dobře nahradit navigační displej.

Střední část trupu je již potažena stejným plátnem, které je použito na křídle a na ocasních plochách, takže zde již mohou být použity složitější 3D tvary, kterým se plátno svou pružností přizpůsobí. Pouze spodní část, která slouží jako podlaha kokpitu, je tvořena silnějším plechem, aby bylo možné na ni stoupnout a nehrozilo riziko protržení.

Jelikož zde již dochází ke styku ocelových a hliníkových částí konstrukce, je nutné dbát na kvalitní povrchovou úpravu, aby nedocházelo k přímému dotyku těchto dvou kovů a nezvyšovalo se tak riziko koroze. Tato ochrana je u hliníku zajištěna anodickou oxidací, která by už měla být součástí dodávaných polotovarů. Kromě toho je vhodné, stejně jako ocelovou část konstrukce, natřít ji speciální otěruvzdornou barvou.

5.4.3 Zadní část trupu

Zadní část trupu je již klasickou příhradovou konstrukcí z ocelových trubek. Jelikož se jedná o relativně rozměrnou část trupu, která spojuje velké množství výztuh, svařování by kromě mnoha přípravků vyžadovalo velmi zkušeného odborníka, stejně jako rozsáhlou úpravu polotovarů. To vše je samozřejmě nutné i pro přední a střední část trupu, ale tam to má své opodstatnění, zatímco u zadní části trupu to již není nezbytné. Z toho důvodu je pro spojování jednotlivých prvků v této části použito postupů, které jsou zčásti zobrazeny v příloze J, a trubky jsou k sobě spojovány pomocí spojek a příložek. Toto sice také vyžaduje přípravu před samotnou montáží, ale dnes je možné některé spojky nakoupit již hotové, případně si je vyrobit, jak je znázorněno ve zmíněné příloze. Kromě toho má tento způsob montáže ještě jednu zásadní výhodu oproti svařování, a to je možnost demontáže. Je tak možné skládat celou zadní část trupu i bez pomoci druhého člověka, neboť lze jednotlivé výztuhy uchytit na jedné straně trupu pouze částečně, nachystat si to obdobně na druhé straně trupu a jejich symetrickou polohu pak přesně vymezit postupně, iterační metodou. Tímto lze zabránit nežádoucímu zkroucení trupu, které by mohlo nastat, kdyby nebyly svařovány obě poloviny simultánně. Samozřejmostí je opět kvalitní povrchová úprava konstrukce ve formě nátěru.

Zadní část trupu může být opět potažena plátnem stejně jako křídlo, ocasní plochy a střední část, či ponechána bez potahu, obdobně, jak je tomu u letounu Ramsey na obrázku 2.3.6. Jelikož plátěný potah je velmi lehký, nezmění to zásadně polohu těžiště ani prázdnou hmotnost letounu a je tak na každém majiteli, zda bude chtít mít tuto část potaženou či ponechánu volnou. Výhodou potahu je vyšší aerodynamická čistota a snížený odpor, nevýhodou horší možnost inspekce a kontroly.

Lana ovládající řídicí plochy jsou tažena středem zadní části trupu, přičemž v jednotlivých prvcích spojujících trubky konstrukce jsou na ně připraveny průchodky, které zajišťují jejich správnou polohu při průchodu mezi jednotlivými kladkami, které jsou upevněny podobně.

6 Hmotnostní rozbor

U každého letounu je jedním z rozhodujících parametrů hmotnost. A to nejen celková, která je podstatná pro určení například pádové rychlosti nebo dimenzování nosných prvků, ale taktéž její rozložení v letounu, tudíž hmotnost jednotlivých konstrukčních prvků a celků.

Z hlediska podélné stability letounu je důležité, aby výsledné těžiště leželo před aerodynamickým středem letounu. Zjednodušeně proto, aby v případě přetažení a ztráty vztlaku došlo k samovolnému překlopení celého letounu dopředu, takzvané „na nos“, nabrání dopředné rychlosti a opětovnému získání vztlaku. Proto je této problematice věnována samostatná kapitola a vytvořen centrážní diagram, který popisuje různé konfigurace letounu a výslednou polohu jejich těžiště.

6.1 Hmotnosti jednotlivých částí letounu

V tabulce v příloze I jsou uvedeny hmotnosti jednotlivých částí letounu. U některých prvků jsou uvedeny výrobcem nebo dodavatelem dané části, u dalších jsou odhadnuty na základě podobnosti s odpovídajícími existujícími letouny a u dalších pak určeny výpočtem a měřením z 3D dat předběžného modelu.

Následující tabulka ukazuje pouze souhrn hmotností jednotlivých částí letounu a pilota. Za reprezentativní příklad pilota byl zvolen rozměrově 95% kvantil německého muže a hmotnost 95 kg.

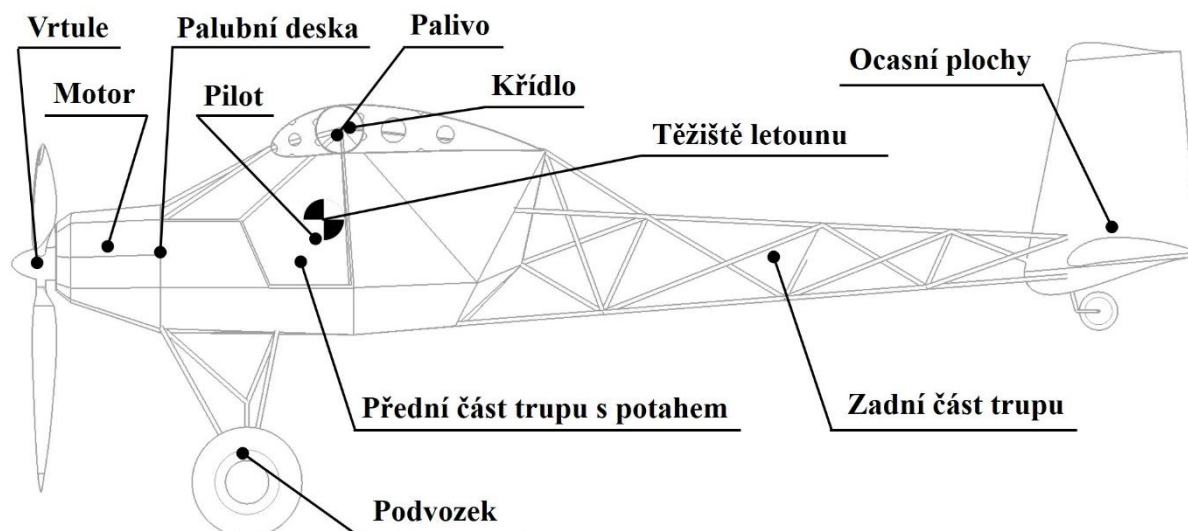
Tabulka 6-1 Hmotnostní rozbor

Prvek	Hmotnost [kg]
Zadní část trupu	16,00
Přední část trupu	23,19
Potah trupu	0,49
Motor	50,10
Ocasní plochy	8,62
Pilot	95,00
Křídlo	73,54
Vrtule	4,90
Palubní deska	5,00
Palivo	28,00
Podvozek	11,50
Celkem	316,35

Na obrázku 6.1 jsou orientačně znázorněny polohy těžišť jednotlivých prvků i výsledné těžiště letounu, které bylo určeno standardním výpočtem pomocí následujícího vzorce:

$$x_T = \frac{\sum_i x_i m_i}{\sum_x m_i} [mm]$$

Obdobně mohou být určeny i zbývající souřadnice těžiště letounu, které jsou taktéž uvedeny v tabulce v příloze I.



Obrázek 6.1 Těžiště letounu

6.2 Centráže a centrážní diagram

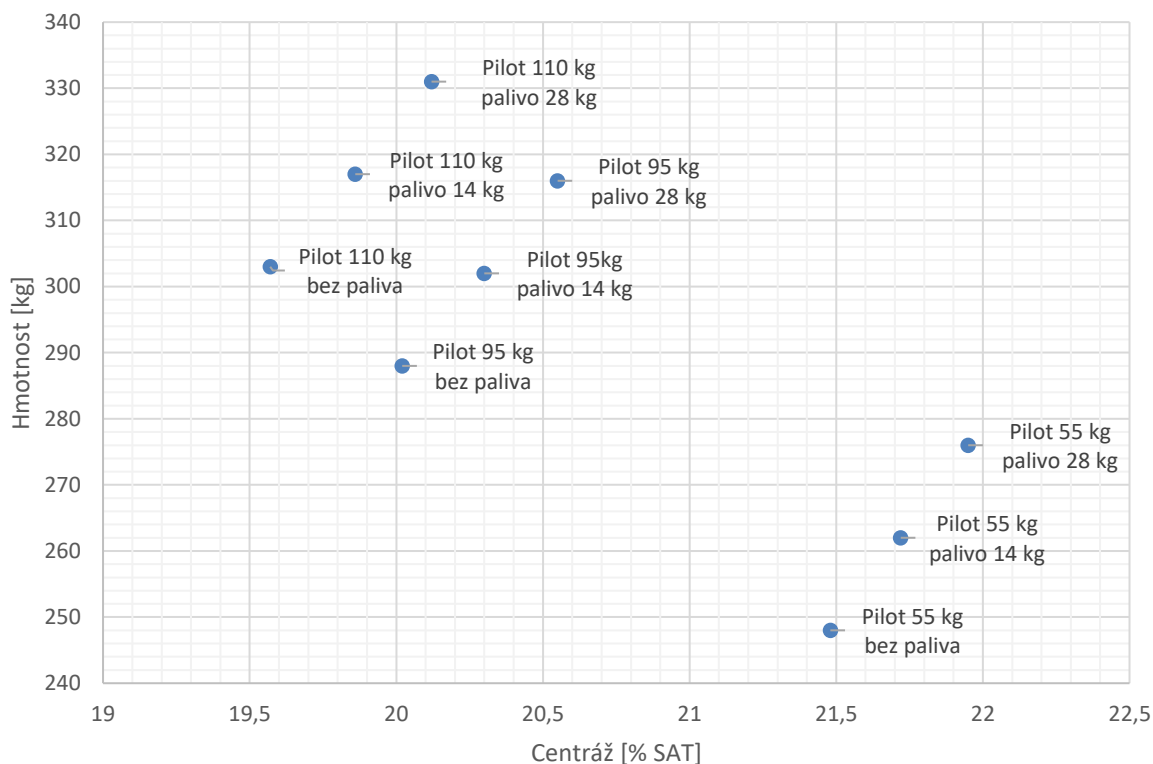
Jelikož ne všechny hmoty na letounu jsou konstantní, dochází při různých konfiguracích ke změně centráže. Za hlavní proměnlivé hmoty lze považovat pilota a množství paliva v nádržích. Dále pak rozložení hmoty mohou měnit zavazadla či provozní náplně pohonné jednotky, ale vzhledem k poměru hmotností a jejich relativně malým změnám můžeme pro jednoduchost počítat pouze s pilotem a palivem.

Centráž je podstatná především pro podélnou stabilitu, a to v ose x, proto byla určena pouze pro tento směr. Ve zbývajících osách nejsou její změny tak zásadní.

Byly uvažovány tři případy pro hmotnost pilota a tři případy pro množství paliva v nádržích. Tyto případy včetně celkové hmotnosti letounu a výsledné centráže jsou uvedeny v následující tabulce a znázorněny v centrážním diagramu na obrázku 6.2.

Tabulka 6-2 Centráže

	Hmotnost pilota [kg]	Hmotnost paliva [kg]	Celková hmotnost [kg]	Centráž [% SAT]
Prázdný letoun	0	0	193	24,47
Pilot 55 kg bez paliva	55	0	248	21,48
Pilot 55 kg palivo 14 kg	55	14	262	21,72
Pilot 55 kg palivo 28 kg	55	28	276	21,95
Pilot 95 kg bez paliva	95	0	288	20,02
Pilot 95kg palivo 14 kg	95	14	302	20,30
Pilot 95 kg palivo 28 kg	95	28	316	20,55
Pilot 110 kg bez paliva	110	0	303	19,57
Pilot 110 kg palivo 14 kg	110	14	317	19,86
Pilot 110 kg palivo 28 kg	110	28	331	20,12



Obrázek 6.2 Centrážní diagram

Jak je vidět v tabulce 6-2 i na obrázku 6.2, rozsah centrází je velmi malý, a to konkrétně 2,38 % respektive 4,9 %, pokud vezmeme v úvahu i prázdný letoun. Je to způsobeno celkovou koncepcí letounu, který je jednomístný, což umožnilo umístit pilota velmi blízko těžišti celého letounu. Zároveň díky pouze jedné osobě na palubě není umožněn tak velký rozsah změn hmotnosti cestujících. Palivo je umístěno v křídle, taktéž velmi blízko těžiště celého letounu.

Takto malý rozsah centráže je velmi výhodný, a to zejména pro začínající piloty, neboť nedochází k zásadním změnám v letovém projevu letounu, který by byl způsoben posunem těžiště, a změně statické stability. Výhodné je také to, že s rostoucí hmotností se centráž posouvá směrem dopředu. V případě přetížení letounu (které bohužel bývá relativně častou praxí u takto malých letadel), dochází ke stabilizujícímu účinku, a nikoliv nebezpečné situaci při přetažení, jak bylo uvedeno výše.

7 Letové výkony

U letounů stavěných v domácích podmínkách nejsou špičkové letové výkony tím hlavním parametrem, který by primárně ovlivňoval jejich konstrukci a výrobu. Jsou však stále podstatným bodem, který je nutné zmínit a prověřit, pokud chceme letoun zhodnotit a například porovnat s ostatními letadly podobné kategorie. V následujících podkapitolách jsou uvedeny základní letové výkony, které byly vybrány jako nejpodstatnější pro zvolený typ letadla.

7.1 Pádová rychlost

Pádová rychlost je jedním ze zásadních výkonů u malých letadel, obzvláště u kategorie STOL, neboť malá přiblížovací i pádová rychlost znamená kratší dráhu přistání a taktéž zvyšuje bezpečnost při případném nepovedeném přistání, stejně jako při letech nízko nad terénem, kdy si pilot potřebuje důkladně prohlédnout plochu před přistáním a zkontrolovat, zda je k danému účelu vhodná.

Výpočet pádové rychlosti je velmi jednoduchý a vychází z rovnosti tíhové a vztlakové síly působící na letoun. Po dosazení známých vztahů za obě síly můžeme vyjádřit rychlost:

$$L = G$$
$$\frac{1}{2} \rho v^2 c_L S = m g$$
$$v = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho c_L S}}$$

Pokud za součinitel vztlaku dosadíme hodnotu maximálního součinitele vztlaku s vysunutou vztlakovou mechanizací, dostaneme minimální pádovou rychlost s klapkami, která je nejpodstatnější. Při dosazení maximálního součinitele vztlaku bez klapek obdržíme minimální pádovou rychlost bez klapek. Výpočet je proveden pro hustotu vzduchu odpovídající výšce 0 m MSA.

$$v_{so} = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho c_{Lmax} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 316 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 2,24 \cdot 15}} = 12,27 \left[\frac{m}{s} \right] = 44,2 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Pokud hodnotu pádové rychlosti navrhovaného letounu srovnáme s letouny uvedenými ve druhé kapitole, vidíme, že se pohybuje téměř nejnižší ze všech uvedených, což bylo také cílem. Ve výpočtu uvedeném výše však navíc bylo bráno v potaz lehké přetížení letounu, neboť je počítáno s maximální vzletovou hmotností 316 kg místo původně navrhovaných 300. Hodnoty uváděné výrobcem a prodejci komerčních letounů bývají často nadhodnocené a dané rychlosti udávány v nejpříznivější konfiguraci. Pokud bychom takto počítali pádovou rychlost pro jiný příklad uvedený v tabulce 6.2, a to konkrétně ten nejpříznivější (pilot 55 kg a palivo 14 kg), vyjde nám pádová rychlost ještě nižší, a to 40,22 km/h.

7.2 Cestovní rychlost

Cestovní rychlost není v předpisu UL 2 definována, ten předepisuje pouze maximální návrhovou rychlost. Návrhovou cestovní rychlost v_c předepisuje například předpis CS-VLA takto:

$$v_c \geq 2,4 \sqrt{m g/S}$$

Pro představu a návrh této rychlosti můžeme použít tento vztah a po dosazení poté vychází cestovní rychlost následovně [23]:

$$v_c \geq 2,4 \cdot \sqrt{\frac{300 \cdot 9,80665}{15}} = 33,6 \left[\frac{m}{s} \right] = 121 \left[\frac{km}{h} \right]$$

7.3 Délka vzletu

Pro vzlet letounu je nutné určit alespoň přibližný odpor letounu. Zjednodušeně je možné vycházet ze statistického porovnání a dané hodnoty poté ověřit letovým měřením. Odpor je funkcí rychlosti a skládá se ze tří hlavních částí – odporu při nulovém součiniteli vztlaku (který je na rychlosti nezávislý), indukovaného odporu, který roste s kvadrátem součinitele vztlaku a nakonec pak odporem, který zahrnuje vliv stlačitelnosti vzduchu při vyšších rychlostech obtékání letounu. Jelikož je daný letoun navrhován pro malé rychlosti, není nutné brát v úvahu vlivy stlačitelnosti a jsou dostatečné první dva členy. Součinitel odporu při nulovém součiniteli vztlaku se pro tuto kategorii letounu běžně pohybuje mezi hodnotami 0,025-0,040 [14]. Vzhledem k jednoduchosti konstrukce a malé míře aerodynamické čistoty celého letounu je vhodné předpokládat hodnotu z horní části intervalu.

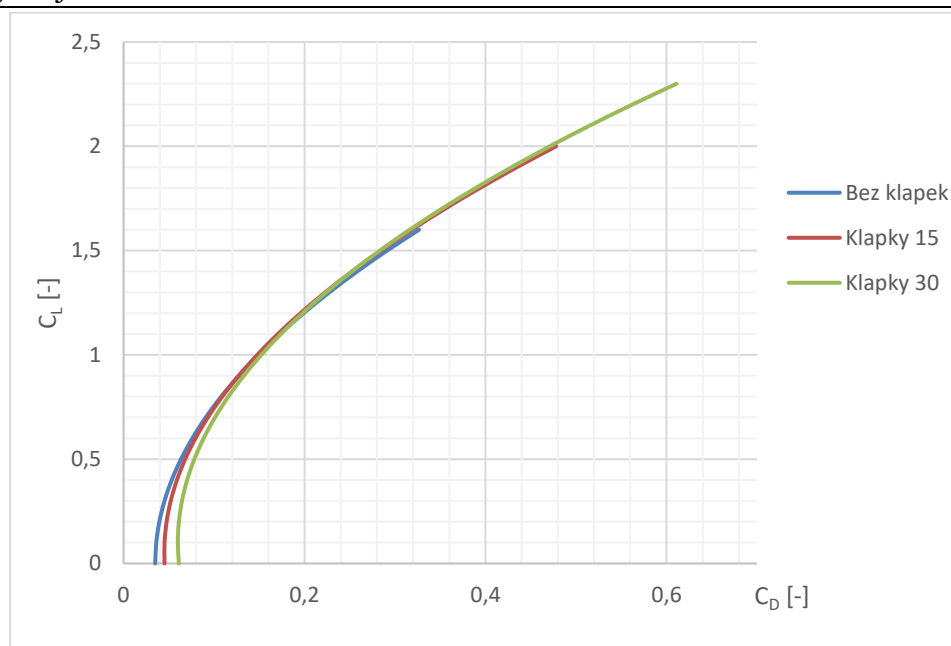
Indukovaný odpor závisí na aktuálním součiniteli vztlaku, štíhlosti křídla a aerodynamické účinnosti letounu a je dán vztahem [14]:

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi A e}$$

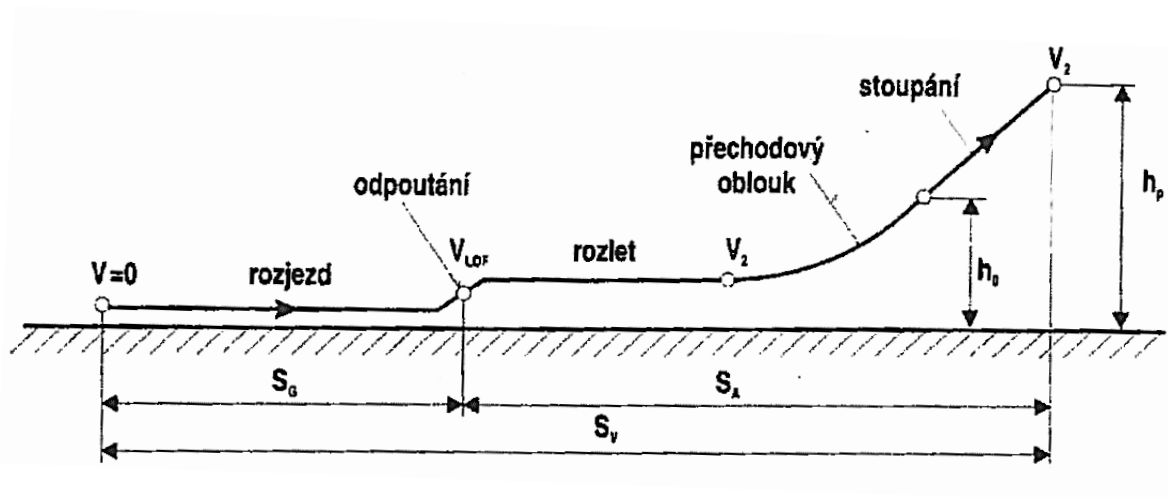
Hodnota koeficientu aerodynamické účinnosti letounu e se pohybuje u dané kategorie v intervalu 0,65 – 0,75. Jak již bylo zmíněno výše, nemůžeme předpokládat velkou aerodynamickou účinnost, a proto je nutné počítat s hodnotou z dolní části intervalu.

Výsledkem těchto odhadů a výpočtů je předběžná odporová polára letounu, která je znázorněna na obrázku 7.1. Hodnoty v ní zobrazené jsou použity pro další výpočty nejen v této kapitole.

Vzlet má dvě základní části – pozemní a vzdušnou. V průběhu pozemní části vzletu se letoun urychluje až na rychlost odpoutání, po jejím dosažení nastává vzdušná fáze letu, která se skládá z rozletu v nízké výšce na bezpečnou rychlost, a pak letoun přechodovým obloukem přechází do ustáleného stoupání [24]. Fáze vzletu jsou znázorněny na obrázku 7.2.



Obrázek 7.1 Předběžná odporová polára



Obrázek 7.2 Fáze vzletu [24]

Pro vzlet jsou podstatné dvě rychlosti – rychlost odpoutání v_{LOF} a bezpečná rychlost vzletu v_2 . Ty jsou zjednodušeně určeny dle následujících vzorců [24]. Obě dvě vycházejí z pádové rychlosti ve vzletové konfiguraci, tedy při součiniteli vzlaku odpovídající vysunutí vzlakových klapek na 15° .

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho c_{L15} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 300 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 1,95 \cdot 15}} = 12,81 \left[\frac{m}{s} \right] = 46,1 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{S1} = 1,1 \cdot 46,13 = 14,09 \left[\frac{m}{s} \right] = 50,7 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_2 = 1,2 \cdot v_{S1} = 1,2 \cdot 46,13 = 15,38 \left[\frac{m}{s} \right] = 55,4 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Pro vzlet je dále podstatný typ dráhy, ze které letoun startuje, neboť ovlivňuje součinitel tření při rozjezdu. Pro suchou krátkou travu je součinitel tření přibližně $f = 0,05$ [24]. Ten je kromě určení odporu při pozemní části zrychlování nutný také pro určení ideálního maximálního součinitele vztlaku a odporu pro vzlet, který je dle analytické poláry dán vztahem [24]:

$$c_{Lopt} = \frac{1}{2} \pi A e f = \frac{1}{2} \pi \cdot 4,3 \cdot 0,65 \cdot 0,05 = 0,21 [-]$$

Odpovídající součinitel odporu můžeme odečíst z grafu na obrázku 7.1 a je roven hodnotě přibližně $c_{Dopt} = 0,05$.

Poslední zbývající hodnotou potřebnou pro určení pozemní délky vzletu je střední výkon v průběhu vzletu, který vztáhneme ke střední rychlosti mezi nulovou rychlostí (stojící letoun) a rychlostí odpoutání. Tato střední rychlost je tedy 7 m/s. Té odpovídá tah motoru 1900 N.

Při znalosti těchto parametrů již můžeme dosadit do zjednodušeného vztahu pro délku pozemní části vzletu [24]:

$$s_G = \frac{1}{\rho g} \frac{G/S}{c_{Dopt} - f c_{Lopt}} \cdot \ln \left| \frac{\left(\frac{F_{stř}}{G} - f\right)}{\left(\frac{F_{stř}}{G} - f\right) - \frac{c_{Dopt} - f c_{Lopt}}{c_{LLOF}}} \right|$$

$$s_G = \frac{1}{1,225 \cdot 9,80665} \frac{300 \cdot 9,80665/15}{0,05 - 0,05 \cdot 0,21} \cdot \ln \left| \frac{\left(\frac{1900}{300 \cdot 9,80665} - 0,05\right)}{\left(\frac{1900}{300 \cdot 9,80665} - 0,05\right) - \frac{0,05 - 0,05 \cdot 0,21}{1,61}} \right|$$

$$s_G = 17 [m]$$

Pro vzdušnou část letu je podstatná výška překážky znázorněná na obrázku 7.2, která je v předpisu UL 2 definována na hodnotu $h_p = 15$ m [25]. Druhým podstatným parametrem, který zatím nebyl určen, je střední přebytek výkonu $(F - D)_{stř}$ pro rychlosti v rozmezí od v_{LOF} do v_2 , který je stanoven na 1000 N.

Nyní je již možné dosadit do vztahu pro vzdušnou část vzletu [24]:

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

$$S_A = \frac{300 \cdot 9,80665}{1000} \left(\frac{15,38^2 - 14,09^2}{2 \cdot 9,80665} + 15 \right) = 50 [m]$$

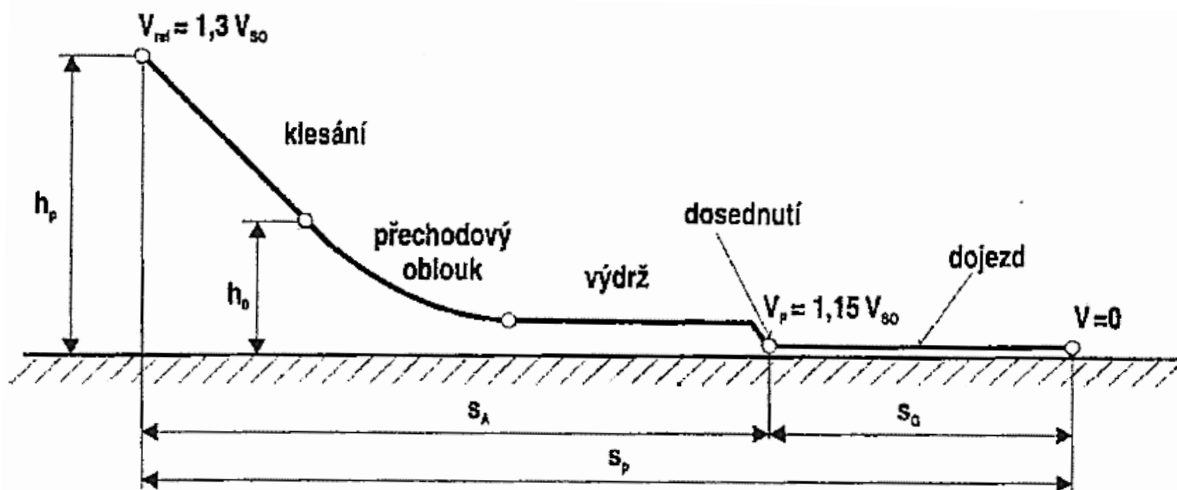
Celková délka vzletu je pak dána součtem těchto dvou částí:

$$s_V = s_G + s_A = 17 + 50 = 67 [m]$$

Výsledná hodnota délky vzletu je velmi nízká, což bylo cílem návrhu. Za povšimnutí stojí taktéž délka pozemní části vzletu, která je pro STOL letouny podstatná, neboť pouze takto dlouhý pás zpevněného povrchu teoreticky stačí pro vzlet letounu.

7.4 Délka přistání

Přistání se stejně jako vzlet skládá ze vzdušné a pozemní části, přičemž celý průběh je velmi podobný, avšak jednotlivé fáze po sobě následují v opačném pořadí. Nejprve se jedná o ustálené klesání, které přechodovým obloukem přechází do výdrže, což je let v malé výšce nad zemí při postupném vytrácení rychlosti. Pak dochází k dosednutí, čímž se přechází na pozemní část přistání a takzvaný dojezd. Schéma průběhu přistání je znázorněno na obrázku 7.3.



Obrázek 7.3 Fáze přistání [24]

Většinu aerodynamických vstupů pro výpočet délky vzdušné části přistání již máme určenou pro potřeby výpočtu délky vzletu, je nutné určit pouze charakteristické rychlosti – rychlost přiblížení na přistání v_{ref} a přistávací rychlost v_p dle následujících jednotlivých vztahů vycházejících z minimální pádové rychlosti v přistávací konfiguraci v_{s0} [24]:

$$v_{ref} = 1,3 v_{s0} = 1,3 \cdot 12,27 = 15,95 \left[\frac{m}{s} \right] = 57,4 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_p = 1,15 v_{s0} = 1,15 \cdot 12,27 = 14,11 \left[\frac{m}{s} \right] = 50,8 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Se znalostí těchto rychlostí již můžeme dosadit do následujícího vztahu pro vzdušnou část přistání [24], kde výška překážky je definována stejně jako ve výpočtu pro délku vzletu:

$$s_A = \frac{G}{D_{stř}} \left(\frac{v_{ref}^2 - v_p^2}{2g} + h_p \right)$$

$$s_A = \frac{300 \cdot 9,80665}{970} \left(\frac{15,95^2 - 14,11^2}{2 \cdot 9,80665} + 15 \right) = 54 [m]$$

Pro určení délky dojezdu můžeme pro první přiblížení vycházet z následujícího jednoduchého vztahu pro zrychlený pohyb a z něj určit délku pozemní části přistání [14]:

$$s_G = - \frac{v_p^2}{2a}$$

Hodnota zrychlení (zpomalení) závisí na mnoha faktorech, jako je typ přistávací dráhy, kvalita brzd, hmotnost letounu, konfigurace přistávacího zařízení, možnosti rychle zasunout vztlakovou mechanizaci apod. Pro malé letouny je možné uvažovat zbrzdění v rozsahu 2,5 - 3,5 m/s² [14]. Jelikož navrhovaný letoun je velmi lehký a použitý podvozek s brzdami je běžně používám i pro téměř dvojnásobně těžká letadla, je možné počítat, s horní hranicí intervalu. Po dosažení vychází délka dojezdu následovně:

$$s_G = -\frac{14,11^2}{2 \cdot (-3,5)} = 28 \text{ [m]}$$

Celková délka přistání pak je opět součtem délky pozemní a vzdušné části:

$$s_P = s_A + s_G = 54 + 28 = 82 \text{ [m]}$$

Při porovnání délky vzletu a přistání je vidět, že délka přistání je větší než délka vzletu. Je ale velmi pravděpodobné, že při reálném měření by výsledná délka přistání mohla být ještě kratší, neboť odhad zbrzdění vychází se statistiky pro větší letouny. Naddimenzované brzdy v tomto případě mohou výrazně změnit délku pozemní části, a ještě tak snížit délku vzletové a přistávací dráhy potřebné pro provoz tohoto letounu.

7.5 Dolet

Pro výpočet doletu jsou velmi podstatné parametry motoru a jeho hodinová spotřeba. Ta se pro zvolenou pohonnou jednotku pohybuje okolo $c_h = 17 \text{ l/h}$ při režimu 75% výkonu [10]. Pokud budeme uvažovat tomuto režimu odpovídající rychlost jako cestovní z kapitoly 7.2 a vezmeme v úvahu množství paliva uvedené v kapitole 6.1 a příloze I, jednoduchým výpočtem můžeme určit předběžnou hodnotu vytrvalosti a doletu. Za nevyčerpatelné množství paliva se dle předpisu UL 2 považuje minimálně 5 % objemu nádrže [25], tato část je tedy z celkového množství paliva odečtena.

Hodnota vytrvalosti je určena vztahem:

$$T_R = \frac{V_{pal} \cdot 0,95}{c_h} = \frac{40 \cdot 0,95}{17} = 2,23 \text{ [h]} = 2 \text{ h } 14 \text{ min}$$

Při této vytrvalosti je dolet určen cestovní rychlostí:

$$R = T_R v_c = 2,23 \cdot 121 = 270 \text{ [km]}$$

Hodnota doletu ani vytrvalosti není příliš vysoká v porovnání s běžnými letouny. To vychází z několika důvodů. Jednak množství paliva je nižší než u běžně prodávaných letounů. Dále pak aerodynamická čistota je výrazně horší, neboť byla upozaděna na úkor snadné vyrobitelnosti a opravitelnosti, jak již bylo zmíněno.

Nízký dolet však v tomto případě nemusí být nutně závadou, neboť se předpokládá převážně rekreační využití, pro které jsou dané hodnoty dostatečné.

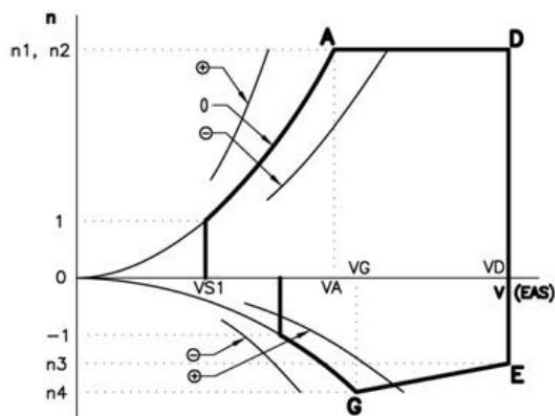
Reálné hodnoty by však bylo nutné ověřit letovými zkouškami a měřeními, neboť veškeré výpočty jsou orientační a v mnoha případech vycházejí z odhadů či statistických rozborů. Je tak možné, že reálný dolet bude výrazně vyšší, neboť v tomto výpočtu byla uvažována velmi malá cestovní rychlost a relativně velký výkon motoru potřebný k jejímu dosažení.

8 Pevnostní kontrola křídla

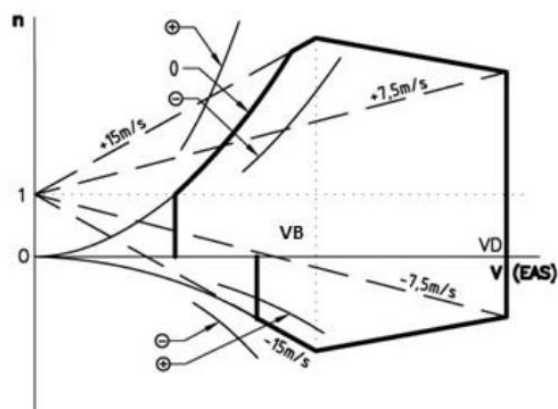
V této kapitole je provedena předběžná pevnostní kontrola křídla, která vychází z letové obálky provozních násobků dle předpisu UL 2. Z ní jsou pak vybrány nejkritičtější případy zatížení a tyto dále prověřeny pevnostním výpočtem hlavních nosných prvků.

8.1 Obálka zatížení

Obálka zatížení je definována předpisem UL 2 a výpočet rychlostí i násobků je proveden taktéž dle tohoto předpisu.



Obrázek 8.1 Obálka obrátů dle UL 2 [25]



Obrázek 8.2 Obálka poryvů dle UL 2 [25]

Nejprve je nutné určit jednotlivé návrhové rychlosti. Některé již byly určeny v předchozích kapitolách, neboť byly nutné pro jiné výpočty, tudíž zde na ně bude pouze odkázáno. Předpis definuje požadované násobky v následující tabulce:

Tabulka 8-1 Násobky zatížení dle UL 2 [25]

Označení	Násobek [-]
n1	+ 4,0
n2	+ 4,0
n3	- 1,5
n4	- 2,0

Určení návrhové manévrovací rychlosti v_A :

$$v_A = v_s \sqrt{n1} = 14,37 \cdot \sqrt{4} = 28,74 \left[\frac{m}{s} \right] = 103,4 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami v_F je určena dvěma následujícími podmínkami, přičemž obě musí být splněny:

$$v_F \geq 1,4 v_s = 1,4 \cdot 14,37 = 20,12 \left[\frac{m}{s} \right] = 72,4 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_F \geq 1,8 v_{s0} = 1,8 \cdot 12,27 = 22,09 \left[\frac{m}{s} \right] = 79,5 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Návrhová rychlost letu s vysunutými klapkami je tedy stanovena na vyšší z uvedených hodnot a zaokrouhlena, tedy:

$$v_F = 22,3 \left[\frac{m}{s} \right] = 80,3 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Pro maximální návrhovou rychlost v_D musí být nejprve určena rychlost v_H , což je maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru. Tato rychlost byla zjištěna z výkonových parametrů letounu a odporové poláry pro čistou konfiguraci a stanovena na:

$$v_H = 46 \left[\frac{m}{s} \right] = 165,6 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Když je určena maximální rychlost v_H , je možné získat druhou hodnotu pro cestovní rychlost dle CS-VLA, která se bude lišit od té v kapitole 7.2:

$$v_c = 0,9 v_H = 0,9 \cdot 46 = 41,4 \left[\frac{m}{s} \right] = 149 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Tento výpočet je pouze orientační a slouží pro volbu cestovní rychlosti, proto bude ve všech předchozích i následujících výpočtech dále brána původní hodnota z kapitoly 7.2.

Pro v_D platí opět dvě podmínky, které musí být splněny, takže je pak zvolena následovně:

$$v_D \geq 1,2 v_H = 1,2 \cdot 46 = 55,2 \left[\frac{m}{s} \right] = 198,7 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_D \geq 1,5 v_A = 1,5 \cdot 28,74 = 43,11 \left[\frac{m}{s} \right] = 155,2 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$v_D = 55,5 \left[\frac{m}{s} \right] = 199,8 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Návrhová rychlost při silném poryvu v_B nesmí být menší než v_A a nemusí být větší než:

$$0,9 v_H = 0,9 \cdot 46 = 41,4 \left[\frac{m}{s} \right] = 149 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Proto je zvolena v_B na tuto hodnotu:

$$v_B = 41,4 \left[\frac{m}{s} \right] = 149 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Poryvové násobky obrátů jsou opět určeny dle předpisu UL 2, který uvádí následující vztahy [25]:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} k \rho_0 U v a_l}{\frac{m g}{S}}$$

$$k = \frac{0,88 \mu}{5,3 + \mu}$$

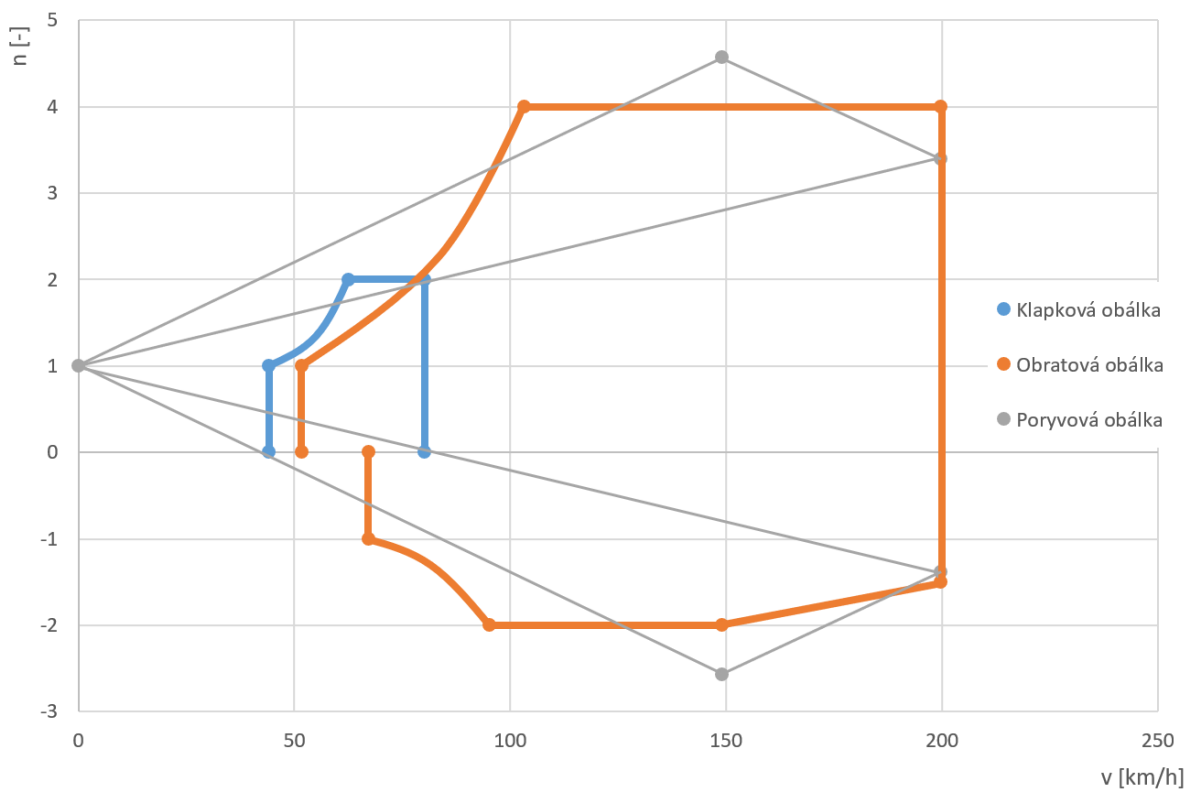
$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho b_A a_l}$$

Po dosazení hodnot pro dané rychlosti získáváme hodnoty poryvových násobků, které jsou uvedeny v následující tabulce:

Tabulka 8-2 Poryvové násobky

Popis	Kladný násobek [-]	Záporný násobek [-]
Silný poryv (15 m/s) při v_B	+ 4,57	-2,57
Slabý poryv (7,55 m/s) při v_D	+ 3,39	- 1,39

Vynesením všech určených rychlostí a jim odpovídajících násobků zatížení získáváme diagram (obrázek 8.3), který je kombinací diagramů z předpisu na obrázcích 8.1 a 8.2, kterému říkáme obálka zatížení a který zobrazuje maximální hodnoty násobků zatížení a rychlostí, které musí letoun vydržet.



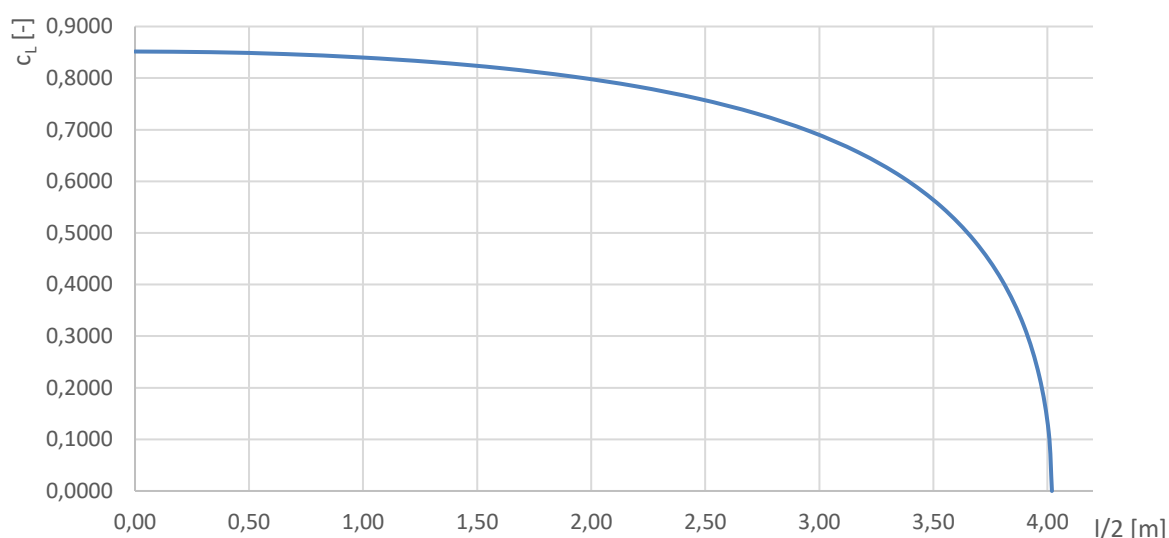
Obrázek 8.3 Obálka zatížení

Důležité jsou všechny krajní body obálky, neboť pokud bude konstrukce schopná přenést zatížení na ni kladené v těchto bodech, bude schopná přenést i zatížení kdekoli uvnitř obálky, neboť to bude nižší.

8.2 Vybrané případy zatížení

Pro pevnostní kontrolu by bylo nejlepší prověřit všechny krajní body obálky, avšak díky zvolenému typu konstrukce, kdy hlavním prvkem přenášejícím všechna zatížení je nosník kruhového průřezu (a tedy ve všech osách symetrický), můžeme kontrolu zjednodušit na zatížení ve svislém směru, neboť všechna ostatní budou nižší. Z obálky na obrázku 8.3 je zřejmé, že maximální zatížení v tomto směru nastane při velkém poryvu při rychlosti $V_B = 149 \text{ km/h}$, kdy je dosaženo maximálního násobku $n_{\max} = 4,57 [-]$. Pro tento bod obálky je tedy určeno zatížení nosníku.

Pro daný násobek a rychlost letu byl určen potřebný součinitel vztlaku pro celé křídlo a na něj přepočítáno normální rozložení vztlaku po polorozpětí, které bylo znázorněno na obrázku 4.3. Nové rozložení pro potřebný celkový součinitel je znázorněno na grafu na obrázku 8.4:



Obrázek 8.4 Součinitel vztlaku v daném řezu po polorozpětí

Posouvající síla a ohybový moment byly určeny dle následujících vztahů:

$$T_i = c_L(y) (y_i - y_{i-1}) \frac{1}{2} \rho v_B^2$$

$$T = \sum_i^n T_i$$

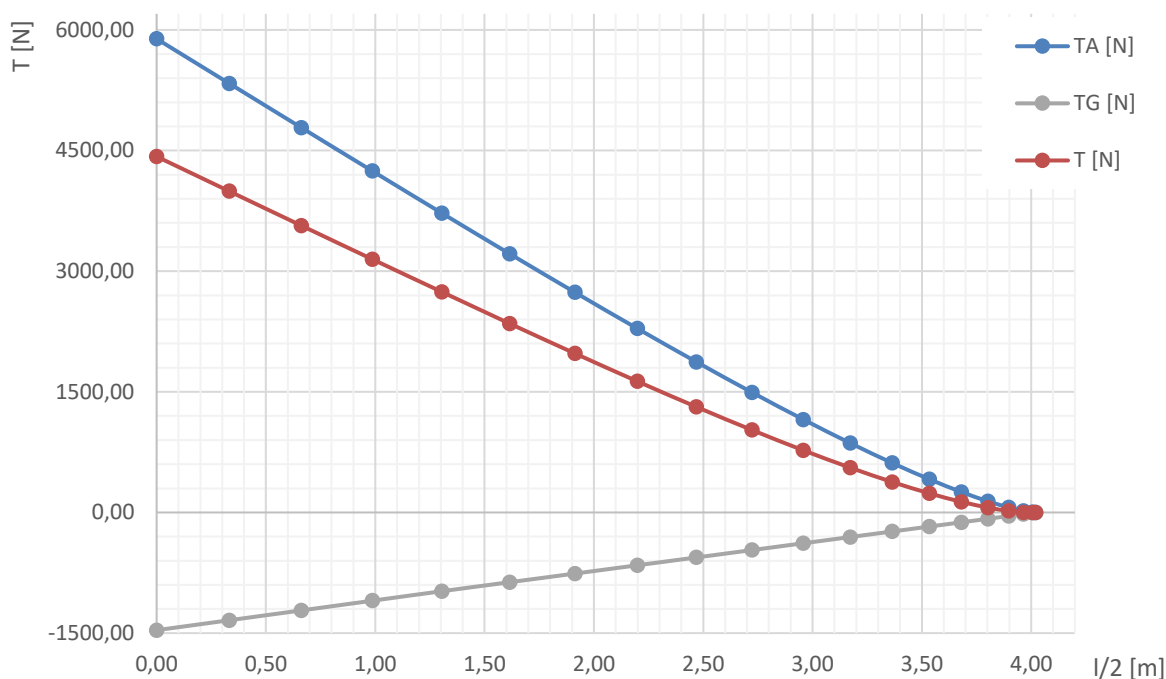
$$M_{oi} = \frac{T_i + T_{i+1}}{2} (y_{i-1} - y_i)$$

$$M_o = \sum_i^n M_{oi}$$

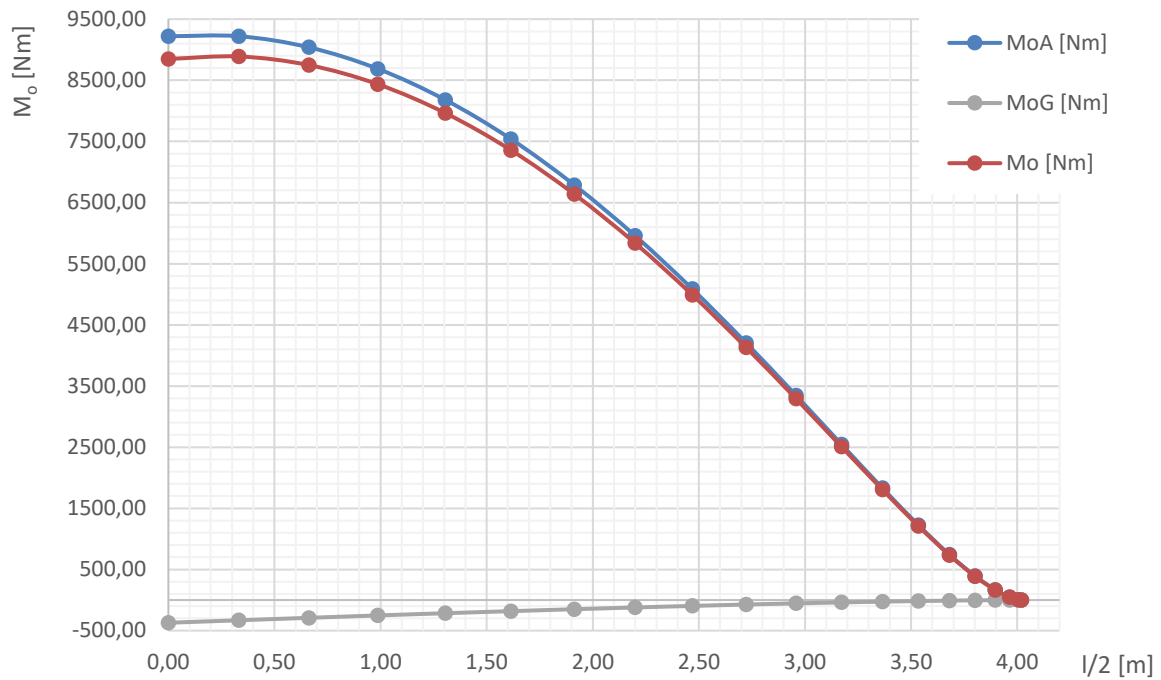
Dále z rozložení hmotnosti konstrukce a paliva po polorozpětí byly určeny setrvačné síly pro daný násobek. Všechny tyto hodnoty jsou uvedeny v tabulce 8-3 a dále znázorněny na obrázcích 8.5 a 8.6.

Tabulka 8-3 Charakteristické veličiny v jednotlivých řezech po polorozpětí

Polorozpětí	Profilový součinitel vztlaku	Aerodynamická posouvající síla	Hmotová posouvající síla	Celková posouvající síla	Aerodynamický ohybový moment	Hmotový ohybový moment	Celkový ohybový moment
$l/2$ [m]	c_L [-]	T_A [N]	T_G [N]	T [N]	M_{oA} [Nm]	M_{oG} [Nm]	M_o [Nm]
0,00	0,8515	5888,96	-1463,57	4425,38	9220,43	-371,57	8848,86
0,33	0,8503	5334,56	-1340,30	3994,27	9220,43	-330,76	8889,67
0,66	0,8465	4784,31	-1217,76	3566,55	9039,53	-290,63	8748,90
0,99	0,8401	4244,79	-1097,08	3147,71	8687,53	-251,83	8435,69
1,31	0,8310	3720,87	-979,00	2741,86	8179,65	-215,29	7964,37
1,62	0,8189	3215,66	-867,22	2348,44	7537,77	-181,30	7356,47
1,91	0,8033	2737,14	-759,76	1977,37	6787,56	-149,93	6637,63
2,20	0,7840	2286,61	-656,64	1629,98	5959,59	-121,26	5838,34
2,47	0,7602	1871,51	-559,28	1312,24	5086,87	-95,75	4991,12
2,72	0,7315	1492,87	-467,69	1025,18	4203,29	-73,35	4129,93
2,96	0,6971	1155,77	-382,95	772,82	3346,03	-54,33	3291,70
3,17	0,6561	863,22	-305,78	557,44	2546,06	-38,63	2507,43
3,37	0,6078	614,89	-236,19	378,70	1830,86	-26,00	1804,87
3,54	0,5509	412,28	-174,89	237,39	1224,59	-16,31	1208,28
3,68	0,4844	254,55	-122,24	132,31	742,64	-9,28	733,36
3,80	0,4077	139,61	-78,61	61,00	391,31	-4,57	386,74
3,90	0,3201	63,66	-44,35	19,31	165,78	-1,78	164,01
3,97	0,2219	20,97	-19,83	1,14	47,84	-0,44	47,40
4,01	0,1140	3,13	-5,05	-1,92	6,27	-0,04	6,23
4,02	0,0000	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00



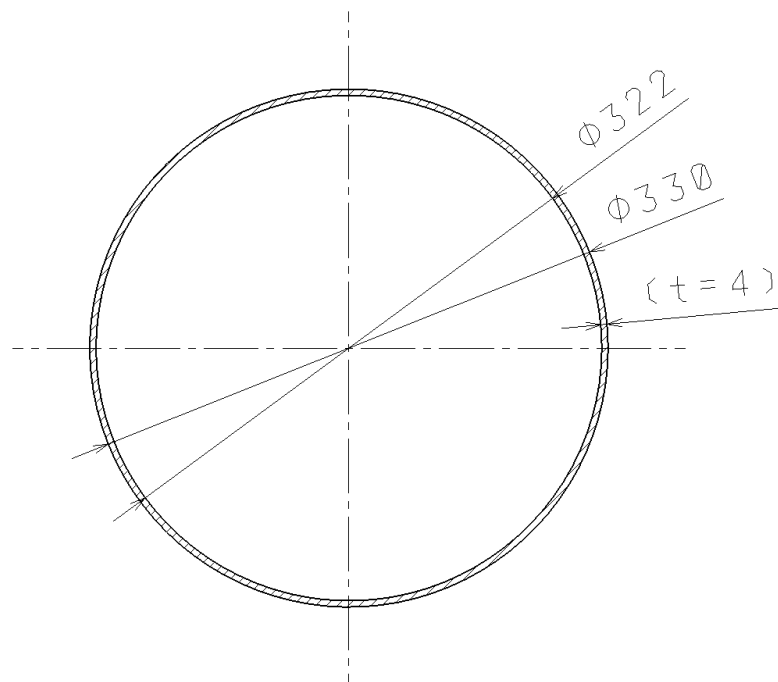
Obrázek 8.5 Průběh posouvajících sil po polorozpětí



Obrázek 8.6 Průběh ohybových momentů po polorozpětí

Pro maximální hodnoty zatížení posouvající silou a ohybovým momentem je nutné určit, zda je hlavní nosný prvek, tedy hlavní nosník trubkového průřezu, bude schopen přenést. Toto je možné ověřit jednoduchým výpočtem vycházejícím z klasické teorie pružnosti a pevnosti i za použití teorie tenkostěnných konstrukcí.

Nosník má průřez ve tvaru mezikruží o vnějším průměru 330 mm a vnitřním průměru 322 mm, jak je znázorněno na obrázku 8.7:



Obrázek 8.7 Průřez hlavního nosníku

Jeho průřezové charakteristiky určené dle následujících vztahů jsou pak společně se základními materiálovými charakteristikami uvedeny v tabulce 8-4:

$$J_x = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{64}$$

$$J_k = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{32}$$

Tabulka 8-4 Průřezové a materiálové charakteristiky

Veličina	Hodnota
J_x [mm ⁴]	54 429 965,1
J_k [mm ⁴]	108 859 930,2
E [MPa]	72 000
G_m [MPa]	27 067
$R_{p0,2}$ [MPa]	255
R_m [MPa]	390

Maximální ohybový moment i posouvající síla působí v kořenovém řezu, jak je vidět v tabulce 8-3. Pro výpočet tedy budou použity tyto hodnoty, přičemž dále po polorozpětí se zatížení i namáhání bude snižovat a konstrukce tam tedy bude předdimenzovaná. Ideálně by bylo vhodné spolu s rostoucí vzdáleností od kořenového řezu zmenšovat stavebnou výšku nosníku, popřípadě i tloušťku stěny, ale to by neúměrně zvýšilo výrobní složitost a v domácích podmínkách to není reálné. Z tohoto důvodu bude tedy celé rozpětí křídla dimenzováno na maximální napětí v kořenovém řezu.

Výpočet maximálního normálového napětí od ohybového momentu můžeme provést dle základního vztahu:

$$\sigma = \frac{M_o}{J_x} \cdot \frac{D}{2} = \frac{9220430}{54\,429\,965,1} \cdot \frac{330}{2} = 27,95 \text{ MPa}$$

Pro výpočet smykového toku a následně napětí od posouvající síly můžeme použít teorii tenkostěnných konstrukcí pro nosník s prohnutou stojinou dle následujících vztahů:

$$q_s = \frac{T/2}{h} = \frac{T/2}{(D+d)/2} = \frac{4425,38/2}{(330+322)/2} = 6,79 \text{ N/mm}$$

$$\tau = \frac{q}{t} = \frac{6,79}{4} = 1,7 \text{ MPa}$$

8.3 Zhodnocení

Ze získaných výsledků můžeme vidět, že přestože byly pro výpočet použity hodnoty posouvající síly a ohybového momentu nesnížené o účinky setrvačných sil od vlastní hmoty konstrukce a paliva, jsou hodnoty napětí hluboko pod odpovídajícími materiálovými charakteristikami a celá konstrukce je tak výrazně naddimenzována. Z tohoto důvodu již není dále prověřován krut nosníku, neboť kruhový průřez je pro přenášení tohoto typu namáhání obzvláště vhodný a pevnostní rezerva je v tomto případě dostatečná. Mohlo by se přistoupit i na snížení mohutnosti (tloušťky) stěny nosníku, ale to není vhodné z důvodu stability a taktéž dostupnosti polotovaru.

9 Vizualizace letounu

Na této stránce jsou zobrazeny vizualizace letounu v různých simulovaných prostředích, více obrázků je pak v příloze L.



Obrázek 9.1 Vizualizace letounu před hangárem



Obrázek 9.2 Vizualizace letounu u VUT



Obrázek 9.3 Vizualizace letounu při pohledu z doprovodného letadla

Závěr

Cílem této diplomové práce byl koncepční návrh letounu s důrazem na jednoduchost stavby. Navržený letoun splňuje požadavky předpisu UL 2, ke kterému bylo v rámci návrhu přihlíženo. Technologie výroby je volena tak, aby bylo možné letoun sestavit i v domácích podmínkách, za použití co nejmenšího množství nástrojů a složitých či nákladných technologií. Z tohoto důvodu jsou některé složitější celky voleny jako nakupované, neboť jejich výroba svépomocí by byla příliš náročná až nereálná – jedná se zejména o přistávací zařízení, motorové lože, pohonnou jednotku a vrtuli.

Inspirace pro celkový návrh i jednotlivé výrobní technologie z velké části vychází z historických lehkých letounů z počátku minulého století, které jsou zmíněny ve druhé kapitole. Tyto letouny byly navrhovány s ohledem na technologie dostupné v tehdejší době, taktéž byla důležitá snadná výroba a opravitelnost, neboť havárie, pády a poškození letadla v té době byly velmi častým jevem, jelikož neexistovalo mnoho zkušených pilotů, kteří by mohli školit nováčky. Velká část tehdejších konstruktérů tak byla zároveň piloty samouky, jejich letouny proto také kladly velký důraz na snadnou pilotáž a nezáladný letový projev. Ze všech těchto důvodů se tyto historické letouny velmi hodí pro návrh jednoduchého stroje i v dnešní době.

Koncepčně se jedná o jednomístný hornoplošný letoun smíšené konstrukce s ostruhovým podvozkem. Konstrukce trupu je volena jako příhradová, částečně svařovaná, částečně montovaná, potažena plátěným potahem. Křídlo je tvořeno hlavním nosníkem trubkového průřezu, který přenáší veškerá zatížení od aerodynamických i setrvačných sil, potah je volen plátěný, vyztužený žebry z ohýbaného plechu, podobně jako ocasní plochy. Vztlaková mechanizace a řídicí plochy jsou vytvořeny z pěnového materiálu, který je nařezán do požadovaného profilu, vyztužen žebry a potažen plátnem.

V průběhu návrhu letounu bylo zvoleno, že kromě jednoduchosti výroby bude kladen důraz taktéž na co nejkratší délku vzletu a přistání, aby bylo možné s letounem startovat i na omezeném prostoru. Porovnáním vypočtených hodnot s konvenčními letouny vidíme, že tohoto bylo dosaženo, neboť dráha potřebná pro vzlet je výrazně nižší, než tomu bývá u klasických letadel.

Před certifikací letounu by bylo nutné provést pozemní i letové zkoušky, které by musely potvrdit správnost výpočtů a odhadů uvedených v této práci. Cílem nebyl podrobný konstrukční ani aerodynamický návrh, proto by bylo nezbytné provést další ověření a příslušné kontroly.

Seznam použitých zdrojů

- [1] Eurostar SL+. Evektor [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://www.evektor.cz/cz/eurostar-sl-plus>
- [2] Aerospol WT9 Dynamic. Aeroweb [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/ultralighty/aerospool-wt9-dynamic>
- [3] VL3 Evolution v časopise AeroHobby. VL3 Evolution [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://vl3.cz/vl3-aerohobby/>
- [4] Bristell [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://www.bristell.com/>
- [5] TL-3000 Sirius. TL-Ultralight [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/cs/ultralehka-letadla/tl-3000-sirius>
- [6] Stream. TL-Ultralight [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/cs/ultralehka-letadla/stream>
- [7] The SD-1 Minisport Design Philosophy. Špaček: The really light ones. [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://www.sdplanes.com/sd-1/design/>
- [8] SD-2 Sportmaster. Špaček [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <https://www.sdplanes.com/sd-2/description/>
- [9] Colomban Cri-cri. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Colomban_Cri-cri
- [10] Rotax 582 UL. Teveso [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: https://teveso.cz/motory/dvoutaktni_1/rotax-582-ul
- [11] Produkty - vrtule stavitelné. Fiti design [online]. [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: <http://www.fiti.cz/produkty/>
- [12] EASTMAN, Jacobs a Albert SHERMAN. Report No. 586: Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number. Springfield, VA. 22161: National advisory committee for aeronautics, 1939.
- [13] ABBOT, Ira a Albert SHERMAN. Technical notes No. 672: Flow observations with tufts and lampblack of the stalling of four typical airfoil sections. Washington: National advisory committee for aeronautics, 1938.
- [14] DANĚK, Vladimír. Projektování letadel. Brno: Nakladatelství VUT Brno, 1991. ISBN 80-214-0373-X.

- [15] Shock Cub. Zlin Aviation [online]. [cit. 2020-06-23]. Dostupné z: <http://zlinaero.com/prodotti.php?id=17&lang=2>
- [16] Junqua Ibis. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2020-03-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Junqua_Ibis
- [17] RAYMER, Daniel P. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 09-304-0351-7.
- [18] PAZMANY, Ladislao. Landing Gear Design for Light Aircraft - Vol. 1. San Diego: Pazmany Aircraft Corporation, 1986. ISBN 0-9616777-0-8.
- [19] MERTL, Vlastimil. Konstrukce a projektování letadel. Brno: PC-DIR Real, 2000. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-1789-7.
- [20] MACHALA, M. Návrh dvoumístného kovového letounu s ohledem na nízkou cenu a jednoduchost stavby. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 146 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D..
- [21] Rotax 582 "C." Grabcad [online]. [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: <https://grabcad.com/library/rotax-582-c-1>
- [22] Wheels, Brakes, Landing Gear: Beringer. Beringer [online]. [cit. 2020-05-23]. Dostupné z: https://www.beringer-aero.com/sites/beringer-aero.com/files/cata_2020_-_v9_-_17_03_2020_english_mid_def_3.pdf#page=63
- [23] Certifikační specifikace pro velmi lehké letouny: CS-VLA. Evropská agentura pro bezpečnost letectví, 2009.
- [24] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [25] UL 2 – Část I.: Požadavky letové způsobilosti SLZ, Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. 1. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [26] Alco Sportplane. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21]. Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_alco.pdf
- [27] Baby Bullet. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21]. Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_babybullet.pdf
- [28] Chilton High Performance Monoplane. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21]. Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_chilton.pdf

- [29] Georgia's Special. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_georgias.pdf
- [30] The Henderson Longster. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_henderson.pdf
- [31] The Monerai Sailplane. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_monerai.pdf
- [32] Pietenpol Sky Scout. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_pskyscout.pdf
- [33] Powell PH Racer Biplane. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_phracer.pdf
- [34] Ramsey Flying Bath tub. Plans for Everything: Mostly Free [online]. [cit. 2020-03-21].
Dostupné z: http://www.plans-for-everything.com/downloads/aircraft/aircraft_ramsey.pdf

Seznam obrázků

Obrázek 2.1 Eektor Eurostar SL+ [1]	3
Obrázek 2.2 Aerospol WT9 Dynamic [2].....	4
Obrázek 2.3 VL3 - Evolution [3].....	5
Obrázek 2.4 Bristell Classic [4].....	6
Obrázek 2.5 TL-3000 Sirius [5].....	7
Obrázek 2.6 TL Stream [6].....	8
Obrázek 2.7 SD-1 Minisport [7].....	9
Obrázek 2.8 SD-2 Sportmaster [8]	10
Obrázek 2.9 Cri-cri [9]	11
Obrázek 2.10 Alco Sportplane [26]	12
Obrázek 2.11 Letoun Chilton [28].....	13
Obrázek 2.12 Henderson Longster [30].....	14
Obrázek 2.13 Pieten SKY SCOUT [32]	15
Obrázek 2.14 PH Racer [33].....	16
Obrázek 2.15 Ramsey [34]	17
Obrázek 2.16 Porovnání užitečného zatížení a maximální vzletové hmotnosti	18
Obrázek 2.17 Porovnání cestovní rychlosti a plošného zatížení u různých letounů	18
Obrázek 2.18 Porovnání cestovní a pádové rychlosti u různých letounů.....	19
Obrázek 3.1 Příklad STOL Bush plane - Zlín Savage Shock CUB [15].....	21
Obrázek 3.2 Letoun Junqua Ibis jako příklad použití kachních ploch [16].....	21
Obrázek 3.3 Výškové uspořádání nosné plochy [14]	21
Obrázek 3.4 Uspořádání podvozku s pohledem na letoun [17].....	23
Obrázek 3.5 Detailní uspořádní podvozku letounu [18].....	23
Obrázek 3.6 Muška letounu	28
Obrázek 4.1 Půdorysné tvary křídla a typické oblasti odtržení proudu [20]	29
Obrázek 4.2 Profil NACA 8318	30
Obrázek 4.3 Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí bez vztlakových klapek.....	32
Obrázek 4.4 Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí se vztlakovými klapkami	32
Obrázek 4.5 Různé možnosti uspořádání ocasních ploch [14].....	33
Obrázek 4.6 Návrh příhradové konstrukce trupu	35
Obrázek 4.7 Podvozek firmy Beringer [22]	36
Obrázek 5.1 Výroba dřevěného žebra letounu Alco Sportplane [26].....	37
Obrázek 5.2 Nosná konstrukce křídla letounu Alco Sportplane [26].....	38
Obrázek 5.3 Navrhovaná konstrukce poloviny křídla	38
Obrázek 5.4 Žebro před a po ohybu na přípravku	39
Obrázek 5.5 Systém řízení letounu Henderson Longster [30].....	41
Obrázek 5.6 Konstrukce trupu Alco Sportplane [26]	42
Obrázek 5.7 Konstrukce trupu a svařovaných uzlů letounu Georgias Special [29]	43
Obrázek 6.1 Těžiště letounu	46
Obrázek 6.2 Centrážní diagram	47
Obrázek 7.1 Předběžná odporová polára	50
Obrázek 7.2 Fáze vzletu [24].....	50
Obrázek 7.3 Fáze přistání [24].....	52
Obrázek 8.1 Obálka obrátů dle UL 2 [25]	54
Obrázek 8.2 Obálka poryvů dle UL 2 [25]	54
Obrázek 8.3 Obálka zatížení.....	56

Obrázek 8.4 Součinitel vztlaku v daném řezu po polorozpětí	57
Obrázek 8.5 Průběh posouvajících sil po polorozpětí	58
Obrázek 8.6 Průběh ohybových momentů po polorozpětí	59
Obrázek 8.7 Průřez hlavního nosníku.....	59
Obrázek 9.1 Vizualizace letounu před hangárem	61
Obrázek 9.2 Vizualizace letounu u VUT	61
Obrázek 9.3 Vizualizace letounu při pohledu z doprovodného letadla	61

Seznam tabulek

Tabulka 2-1 Parametry letounu Eurostar SL+ [1]	3
Tabulka 2-2 Parametry letounu WT9 Dynamic [2]	4
Tabulka 2-3 Parametry letounu VL3 [3]	5
Tabulka 2-4 Parametry letounu Bristell Classic [4]	6
Tabulka 2-5 Parametry letounu TL-3000 Sirius [5]	7
Tabulka 2-6 Parametry letounu TL Stream [6].....	8
Tabulka 2-7 Parametry letounu SD-1 Minisport [7].....	9
Tabulka 2-8 Parametry letounu SD-2 Sportmaster [8]	10
Tabulka 2-9 Parametry letounu Cri-cri [9]	11
Tabulka 2-10 Parametry letounu Alco SportPlane [26]	12
Tabulka 2-11 Parametry letounu Chilton [28].....	13
Tabulka 2-12 Parametry letounu Henderson Longster [30]	14
Tabulka 2-13 Parametry letounu Pietenpol SKY SCOUT [32].....	15
Tabulka 2-14 Parametry letounu PH Racer [33]	16
Tabulka 2-15 Parametry letounu Ramsey [34].....	17
Tabulka 3-1 Vybrané parametry pohonné jednotky ROTAX 582 UL	26
Tabulka 3-2 Parametry vrtule Fiti design	27
Tabulka 4-1 Základní parametry profilu NACA 8318	31
Tabulka 4-2 Parametry křídla	31
Tabulka 6-1 Hmotnostní rozbor.....	45
Tabulka 6-2 Centráže.....	46
Tabulka 8-1 Násobky zatížení dle UL 2 [25]	54
Tabulka 8-2 Poryvové násobky	56
Tabulka 8-3 Charakteristické veličiny v jednotlivých řezech po polorozpětí	58
Tabulka 8-4 Průřezové a materiálové charakteristiky	60

Seznam použitých zkratk

1D	Jednorozměrný
2D	Dvourozměrný
3D	Třírozměrný
CFD	Computational Fluid Dynamics
LAA	Letecká amatérská asociace
LSA	Light Sport Aircraft
MSA	Mezinárodní standartní atmosféra
SAT	Střední aerodynamická tětíva
SLZ	Sportovní létající zařízení
SOP	Svislé ocasní plochy
STOL	Short Take-Off and Landing
SUV	Sportovně užitkový vůz
UL	Ultralehký letoun
VOP	Vodorovné ocasní plochy

Seznam použitých symbolů

A	[-]	Štíhlost křídla
a	[m/s ²]	Zrychlení letounu
α_i	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry letounu
A_{SOP}	[-]	Mohutnost svislých ocasních ploch
A_{VOP}	[-]	Mohutnost vodorovných ocasních ploch
b_A	[m]	Hloubka křídla
b_{SOP}	[m]	Hloubka svislých ocasních ploch
b_{VOP}	[m]	Hloubka vodorovných ocasních ploch
c_D	[-]	Součinitel odporu
c_{Di}	[-]	Součinitel indukovaného odporu
c_{Dopt}	[-]	Optimální součinitel odporu pro rozjezd
c_L	[-]	Součinitel vztlaku
$c_L(y)$	[-]	Součinitel vztlaku v řezu křídla
c_{L15}	[-]	Součinitel vztlaku s klapkami pro vzlet
c_{LLOF}	[-]	Optimální součinitel vztlaku pro odpoutání

C_{Lmax}	[-]	Maximální součinitel vztlaku
C_{Lopt}	[-]	Optimální součinitel vztlaku pro rozjezd
D	[N]	Odporová síla
D	[mm]	Průměr
$D_{stř}$	[N]	Střední hodnota odporu
e	[-]	Koeficient aerodynamické účinnosti
E	[MPa]	Modul pružnosti v tahu
f	[-]	Součinitel tření mezi letounem a dráhou
F	[N]	Tah pohonné jednotky
$F_{stř}$	[N]	Střední hodnota tahu
G	[N]	Tíhová síla
g	[m/s ²]	Tíhové zrychlení
G_m	[MPa]	Modul pružnosti ve smyku
h	[mm]	Efektivní výška nosníku
h_p	[m]	Bezpečná výška překážky
ch	[l/h]	Hodinová spotřeba paliva
J_K	[mm ⁴]	Polární kvadratický moment průřezu
J_x	[mm ⁴]	Kvadratický moment průřezu k ose x
k	[-]	Zmírňující součinitel poryvu
l	[m]	Rozpětí křídla
L	[N]	Vztlaková síla
L_{SOP}	[m]	Rameno svislých ocasních ploch
L_{VOP}	[m]	Rameno vodorovných ocasních ploch
m	[kg]	Hmotnost
m_i	[kg]	Hmotnost prvku
M_o	[Nm]	Celkový ohybový moment
M_{oA}	[Nm]	Ohybový moment způsobený aerodynamickými vlivy
M_{oG}	[Nm]	Ohybový moment způsobený setrvačnými vlivy
M_{oi}	[Nm]	Ohybový moment v řezu křídla
n	[-]	Násobek zatížení
n_{max}	[-]	Maximální násobek zatížení
q_s	[N/mm]	Smykový tok
R	[km]	Dolet
Re_d	[-]	Reynoldsovo číslo při rychlosti v_d
Re_s	[-]	Reynoldsovo číslo při rychlosti v_s

R_m	[MPa]	Mez pevnosti
$R_{p0,2}$	[MPa]	Smluvní mez pružnosti
S	[m ²]	Plocha křídla
S_A	[m]	Vzdušná délka vzletu/přistání
S_G	[m]	Pozemní délka vzletu/přistání
S_P	[m]	Celková délka přistání
S_{SOP}	[m ²]	Plocha svislých ocasních ploch
S_V	[m]	Celková délka vzletu
S_{VOP}	[m ²]	Plocha vodorovných ocasních ploch
t	[mm]	Tloušťka
T_R	[h]	Vytrvalost
T	[N]	Celková posouvající síla
T_A	[N]	Posouvající síla způsobená aerodynamickými vlivy
T_G	[N]	Posouvající síla způsobená setrvačnými vlivy
T_i	[N]	Posouvající síla v řezu křídla
U	[m/s]	Rychlost poryvu
v	[m/s]	Rychlost letu
v_2	[m/s]	Bezpečná rychlost vzletu
v_A	[m/s]	Návrhová manévrovací rychlost
v_B	[m/s]	Návrhová rychlost v bodě B obálky
v_c	[m/s]	Cestovní rychlost
v_D	[m/s]	Maximální návrhová rychlost
v_F	[m/s]	Návrhová rychlost letu s vysunutými klapkami
v_H	[m/s]	Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru
v_{LOF}	[m/s]	Rychlost odpoutání
v_p	[m/s]	Přistávací rychlost
v_{ref}	[m/s]	Rychlost přiblížení na přistání
v_s	[m/s]	Pádová rychlost bez klapek
v_{s0}	[m/s]	Pádová rychlost s klapkami
v_{s1}	[m/s]	Pádová rychlost s klapkami pro vzlet
V_{pal}	[l]	Objem paliva
x_i	[mm]	Poloha prvku v podélné ose letounu
x_T	[mm]	Poloha těžiště v podélné ose letounu

y_i	[mm]	Poloha prvku v příčné ose letounu
y_i	[m]	Poloha řezu křídla po polorozpětí
y_T	[mm]	Poloha těžiště v příčné ose letounu
z_i	[mm]	Poloha prvku ve svislé ose letounu
z_T	[mm]	Poloha těžiště ve svislé ose letounu
λ_{SOP}	[-]	Štíhlost svislých ocasních ploch
λ_{VOP}	[-]	Štíhlost vodorovných ocasních ploch
μ	[Ns/m ²]	Dynamická viskozita vzduchu
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu v 0 m MSA
σ	[MPa]	Normálové napětí
τ	[MPa]	Smykové napětí

Seznam příloh

A. Srovnání existujících ultralehkých letounů.....	73
B. Parametry motoru ROTAX 582 UL [10].....	74
C. Charakteristiky profilu NACA 8318 [12].....	75
D. Charakteristiky profilu NACA 8318 [13].....	76
E. Vztlkové charakteristiky křídla bez klapky.....	77
F. Vztlkové charakteristiky křídla s klapkami.....	78
G. Tabulka parametrů vodorovných ocasních ploch u existujících letounů [14].....	79
H. Tabulka parametrů svislých ocasních ploch u existujících letounů [14].....	80
I. Tabulka hmotností a určení těžiště letounu.....	81
J. Nákres výroby jednotlivých konstrukčních prvků trupu letounu BabyBullet [27].....	82
K. Montážní a svařovací přípravky letounu Monerai [31].....	83
L. Vizualizace letounu.....	84

Přílohy

A. Srovnání existujících ultralehkých letounů

Parametr	Sériové						Domáci			Historické					
	Eurostar SL+	WT9 Dynamic	VL3 Evolution	Bristell Classic	TL-3000 Sirius	TL Stream	SD-1	SD-2	Cri-cri	Alco	Chilton	Henderson	SKY SCOUT	PH Racer	Ramsey
Maximální počet osob	2	2	2	2	2	2	1	2	1	1	1	1	1	1	2
Prázdná hmotnost [kg]	288	295	296	290	297	297	129	270	78	170	168	147			181
Maximální vzletová hmotnost [kg]	472,5	450	600	472,5	472,5	472,5	244	472,2	170		317	261			318
Užitečné zatížení [kg]	184,5	155	304	182,5	175,5	175,5	115	202,2	92		149	114			137
Rozpětí křídla [m]	8,15	9	8,44	8,13	9,4	9	5,98	8,7	4,9	7,9	7,3	9,1	8,5	4,8	9,8
Plocha křídla [m ²]	9,84	10,35	9,77	10,5	11,26	9,96	6,1	9,1	3,1	12	7,15	11,8	12,9	7,8	15,7
Šířlost křídla [-]	6,75	7,83	7,29	6,29	7,85	8,13	5,86	8,32	7,75	5,20	7,45	7,02	5,60	2,95	6,12
Plošné zatížení [kg/m ²]	48,02	43,48	61,41	45,00	41,96	47,44	40,00	51,89	54,84		44,34	22,12			20,25
Motor	Rotax 912 ULS 100 hp														
Výkon motoru [kW]	73,5														
Cestovní rychlost [km/h]	200	250	270	214	220	300	37,3	73,5	22	48	24				22
Pádová rychlost [km/h]	65	65	55	52	59	65	160	225	190	100	161	110	86	129	105
Dolet [km]	1300	1600	2000	1300	2000	1400	660	660	460	644	644				263

B. Parametry motoru ROTAX 582 UL [10]

TYP	582 UL D. C. D. I.
VÝKON	48,0 kW (65 hp) @ 6500/min
KROUTICÍ MOMENT	75 Nm (55,3 ft. lbf.) @ 6000/min
MAXIMÁLNÍ OTÁČKY	6800/min
VRTÁNÍ	76,0 mm
ZDVIH	64 mm
ZDVIHOVÝ OBJEM	580,7 cm ³
KOMPRESNÍ POMĚR	th: 11,5 ef: 5,75
ZAPALOVÁNÍ	DUCATI double CDI
ČASOVÁNÍ	18° v. OT
ZAPALOVACÍ SVÍČKY	ROTAX katalogové číslo 897.055
VÝKON GENERÁTORU	155 W DC @ 6000/min
NAPĚTÍ	13,5 V
BENZÍN	min. MON 83 RON 91 – olovnatý nebo bezolovnatý min. AKI 87 – olovnatý nebo bezolovnatý
OLEJ	Super dvoutaktní olej, API-TC- Klasifikace
MÍSÍCÍ POMĚR	1:50 (variabilní s čerpadlem odděleného mazání)

MOTOR	29,1 kg
2 KARBURÁTORY	1,8 kg
VÝFUK	5,1 kg
ZDVOJENÝ VZDUCHOVÝ FILTR	0,3 kg
ELEKTRICKÝ STARTÉR	0,5 kg
REDUKTOR "B" (I = 2,5 / 2,24 / 2,58)	4,5 kg
REDUKTOR "C" (I = 2,62 / 3,0 / 3,47 / 4,0)	8,0 kg
REDUKTOR "E" (I = 2,62 / 3,0 / 3,47 / 4,0)	11,2 kg
PŘÍDAVNÝ GENERÁTOR	1,1 kg
CHLADIČ DVOUDÍLNÝ VYSOKÝ	2,2 kg
CHLADIČ BEZ ZÁTKY 995 697	1,0 kg
EXPANZNÍ NÁDRŽ	0,3 kg
PŘEPADOVÁ NÁDRŽ	0,2 kg
OLEJOVÉ ČERPADLO ODDĚLENÉHO MAZÁNÍ	0,1 kg
TLUMIČ SÁNÍ 2 V	0,8 kg
DOTLUMOVAČ VÝFUKU	1,6 kg
PŘÍSTROJ FLYDAT	0,5 kg
PŘÍSTROJ RDAT	1,0 kg
Celková hmotnost s reduktorem B	50,1 kg
Celková hmotnost s reduktorem C	53,6 kg
Celková hmotnost s reduktorem E	56,8 kg

C. Charakteristiky profilu NACA 8318 [12]

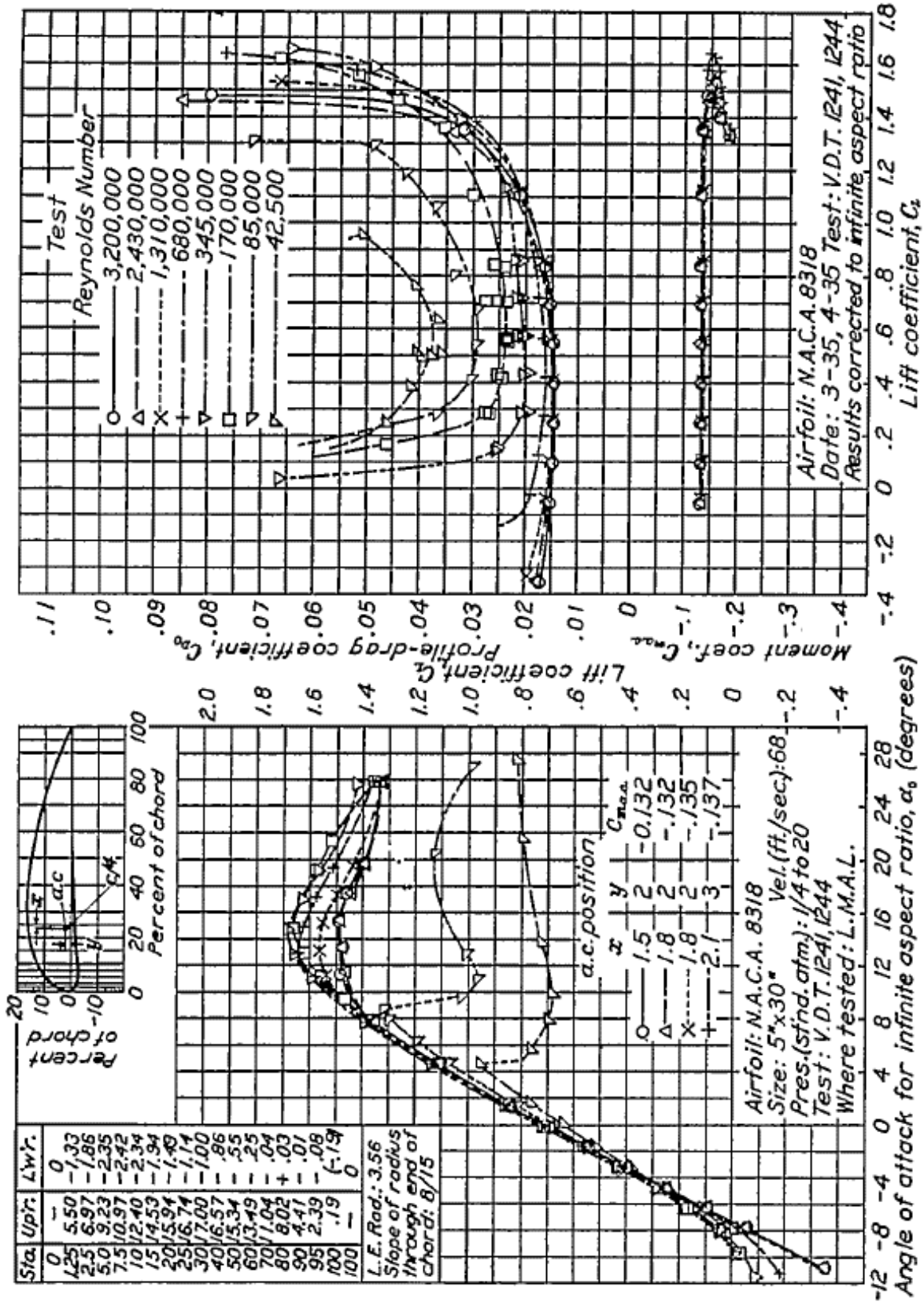


FIGURE 11.—N. A. O. A. 8318.

D. Charakteristiky profilu NACA 8318 [13]

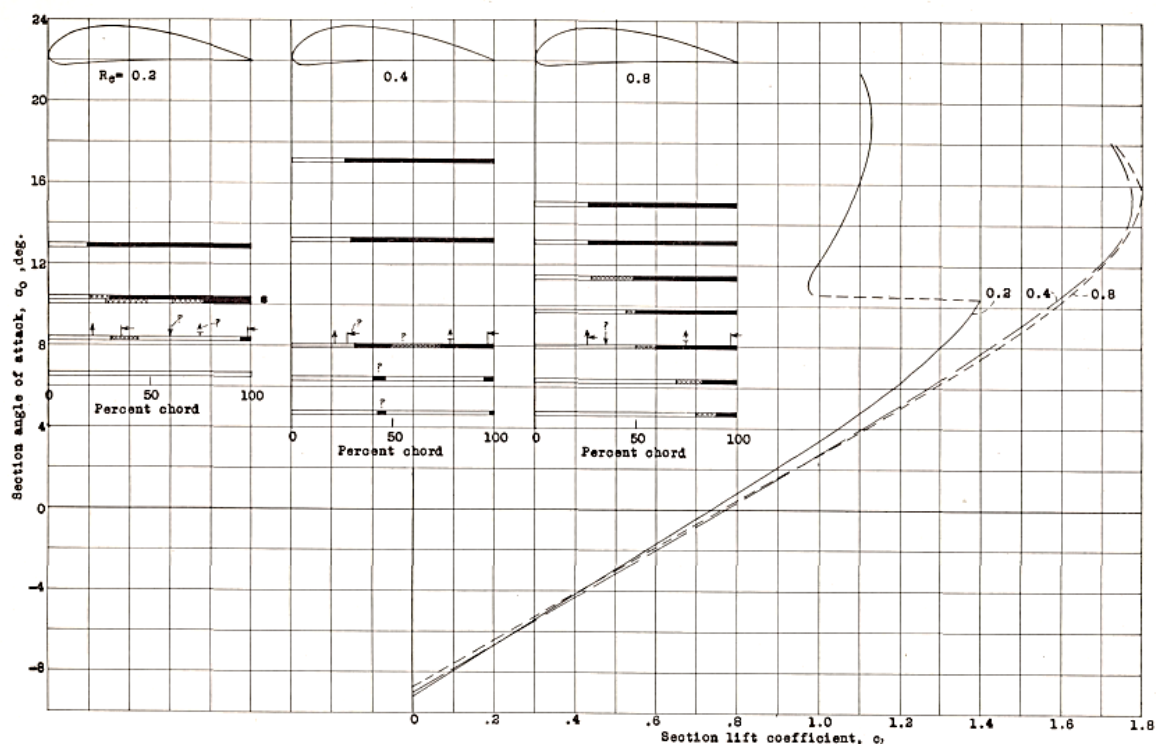


Figure 4a.- Flow observations on the N.A.C.A. 8318 airfoil. (See figure 4b for key)

N.A.C.A. Technical Note No. 672

Fig. 4a

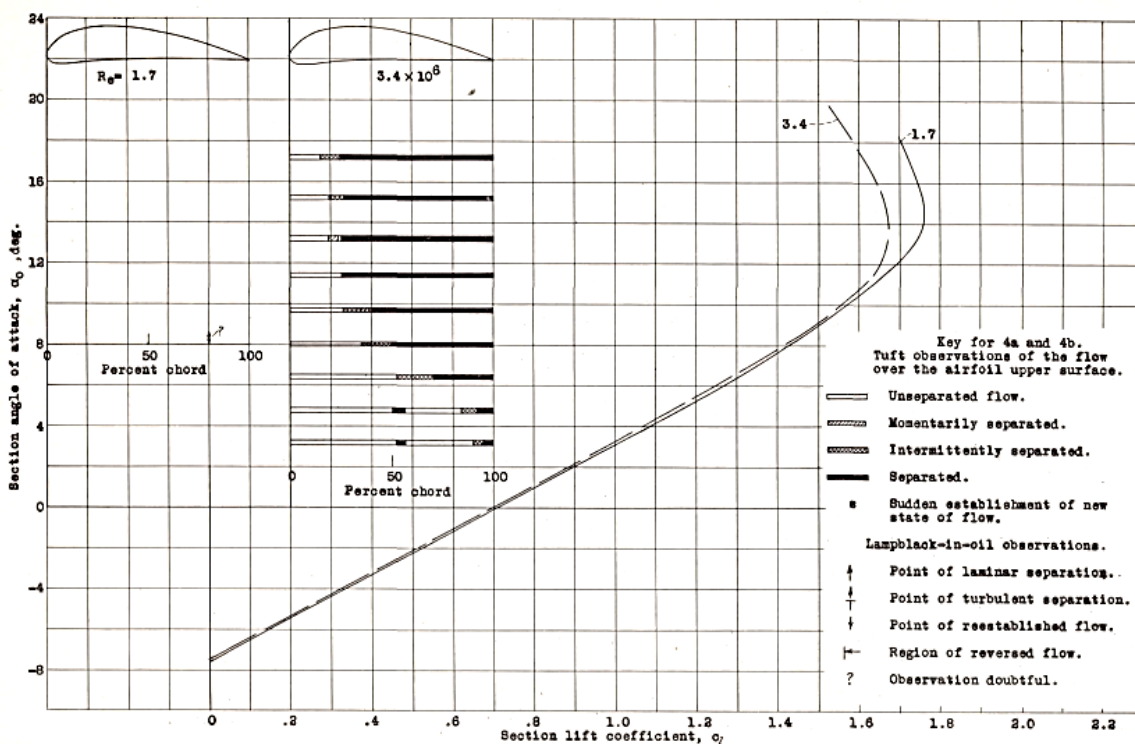


Figure 4b.- Flow observations on the N.A.C.A. 8318 airfoil.

N.A.C.A. Technical Note No. 672

Fig. 4b

E. Vztlkové charakteristiky křídla bez klapek

z [m]	c [m]	Cl_n [-]	Cl_p [-]	Cl_c [-]
4,02	1,868	0	1,8	0
4,006	1,868	0,1552	1,8	0,241
3,965	1,868	0,3022	1,8	0,4691
3,897	1,868	0,436	1,8	0,6768
3,802	1,868	0,5552	1,8	0,8618
3,681	1,868	0,6597	1,8	1,024
3,535	1,868	0,7503	1,8	1,1645
3,365	1,868	0,8277	1,8	1,2847
3,172	1,868	0,8936	1,8	1,387
2,958	1,868	0,9494	1,8	1,4735
2,723	1,868	0,9962	1,8	1,5463
2,469	1,868	1,0353	1,8	1,607
2,199	1,868	1,0677	1,8	1,6572
1,913	1,868	1,094	1,8	1,6981
1,615	1,868	1,1152	1,8	1,731
1,305	1,868	1,1318	1,8	1,7567
0,987	1,868	1,1442	1,8	1,776
0,662	1,868	1,1529	1,8	1,7894
0,332	1,868	1,158	1,8	1,7974
0	1,868	1,1597	1,8	1,8

z – poloha řezu po rozpětí křídla (0 = osa křídla)

c – hloubka křídla v daném řezu

Cl_n – hodnota normálního součinitele vztlaku

Cl_p – hodnota profilového součinitele vztlaku

Cl_c – hodnota celkového součinitele vztlaku

F. Vztlakové charakteristiky křídla s klapkami

z [m]	c [m]	Cl_n [-]	Cl_{kl} [-]	Cl_p [-]	Cl_c [-]
4,02	1,868	0	0	1,8	0
4,006	1,868	0,1552	-0,0691	1,8	0,2778
3,965	1,868	0,3022	-0,1337	1,8	0,5417
3,897	1,868	0,436	-0,1908	1,8	0,7836
3,802	1,868	0,5552	-0,239	1,8	1,0018
3,681	1,868	0,6597	-0,2772	1,8	1,1972
3,535	1,868	0,7503	-0,3045	1,8	1,3722
3,365	1,868	0,8277	-0,3193	1,8	1,5305
3,172	1,868	0,8936	-0,3193	1,8	1,6778
2,958	1,868	0,9494	-0,2991	1,8	1,8226
2,723	1,868	0,9962	-0,2448	1,8	1,9817
2,469	1,868	1,0353	-0,0775	2,8	2,2363
2,199	1,868	1,0677	0,0671	2,8	2,4532
1,913	1,868	1,094	0,1327	2,8	2,5779
1,615	1,868	1,1152	0,1727	2,8	2,6651
1,305	1,868	1,1318	0,198	2,8	2,7274
0,987	1,868	1,1442	0,2127	2,8	2,77
0,662	1,868	1,1529	0,218	2,8	2,7945
0,332	1,868	1,158	0,2094	2,8	2,7974
0	1,868	1,1597	0,1266	1,8	2,7185

z – poloha řezu po rozpětí křídla (0 = osa křídla)

c – hloubka křídla v daném řezu

Cl_n – hodnota normálního součinitele vztlaku

Cl_{kl} – hodnota součinitele vztlaku od výchylky klapky (nulový)

Cl_p – hodnota profilového součinitele vztlaku

Cl_c – hodnota celkového součinitele vztlaku

G. Tabulka parametrů vodorovných ocasních ploch u existujících letounů [14]

Přídavné číslo	TYP LETOUNU	$\frac{S_{VOP}}{S}$	λ_{VOP}	$\frac{1}{\eta_{VOP}}$	χ_{VOP} [°]	$\left(\frac{t}{b}\right)_{stf}$	φ_{VOPmax} [°]		$\frac{S_{VOP}^{H_{VOP}}}{S b_A}$	ψ_{VOP} [°]	$\frac{S_{VK}}{S_{VOP}}$	b_{VK}		δ_{VKmax} [°]	
							+	-				b_{VOP}	+	-	
1	CESSNA 177	0,202	4,00	1	0	0,105	*	#	0,600	0	*	*	-	-	
2	AEROSPATIALE N-262	0,385	3,84	0,568	8,2	0,15	-	-	1,015	0	0,242	0,25	-	-	
3	FOKKER - VFW F-27 MK 200	0,229	6,00	0,400	0	0,14	-	-	0,962	6	0,198	0,22	22	25	
4	LOCKHEED C-130 HERKULES	0,313	5,20	0,358	7,5	0,12	-	-	1,000	0	0,332	0,35	15	40	
5	BRISTOL BRITANNIA 310	0,282	5,14	0,500	6	0,13	-	-	1,040	0	0,300	0,34	15	35	
6	CESSNA CITATION 500	0,260	5,20	0,500	-	0,09	-	-	0,755	9	0,310	0,33	-	-	
7	HAWKER SIDDELEY HS-125/400	0,283	4,00	0,580	19,6	0,10	-	-	0,677	0	0,408	0,413	9	24	
8	AEROSPATIALE SN-600 CORVETTE	0,237	4,79	0,523	28,6	0,09	2,5	7,5	0,640	0	0,320	0,36	15	25	
9	JAKOVLEV JAK-40	0,207	4,33	0,430	11,5	0,10	3,0	6,0	0,621	0	0,377	0,30	25	25	
10	FOKKER - VFW - 614	0,281	4,50	0,400	20	-	1,5	12,0	0,834	10,5	0,273	0,33	20	25	
11	FOKKER - VFW F-28 MK 1000	0,255	3,83	0,480	27,5	0,1045	2,67	8,33	0,972	0	0,197	0,22	15	25	
12	AEROSPATIALE CARAVELLE 10-R	0,204	4,03	0,326	30	0,11	-	-	0,995	0	0,235	0,25	12	30	
13	BAC-111/200, 400	0,256	3,38	0,600	25	0,10	-	-	0,908	0	0,274	0,35	-	25	
14	MC DONNELL DOUGLAS DC-9/10	0,295	4,93	0,352	31,6	0,087	1,0	9,0	1,147	0	0,280	0,30	15	25	
15	BOEING B-727/100	0,221	3,40	0,400	35	0,085	4,0	12,5	0,902	-3	0,230	0,25	16	26	
16	BOEING B-737/100	0,319	4,16	0,380	30	0,105	-	-	1,140	7	0,224	0,25	20	20	
17	DASSAULT MERCURE	0,275	3,79	0,360	32,5	0,08	-	-	1,050	0	0,251	0,25	-	-	
18	AIRBUS A-300 B	0,267	4,13	0,500	32,5	-	3,0	12,0	1,068	6	0,295	0,30	-	-	
19	LOCKHEED L-1011 TRISTAR	0,371	4,00	0,333	35	0,08	0	14,0	0,928	3	0,215	0,23	0	25	
20	MC DONNELL DOUGLASS DC-10/10	0,346	3,78	0,375	35	0,09	5,0	15,0	0,855	10	0,235	0,25	8,5	11	

Pozn.: *) ŘÍZENÉ VODOROVNÉ OCASNÍ PLOCHY (PLOVOUCÍ VOP), OSA OTÁČENÍ VE 25% b_{VOP}

H. Tabulka parametrů svislých ocasních ploch u existujících letounů [14]

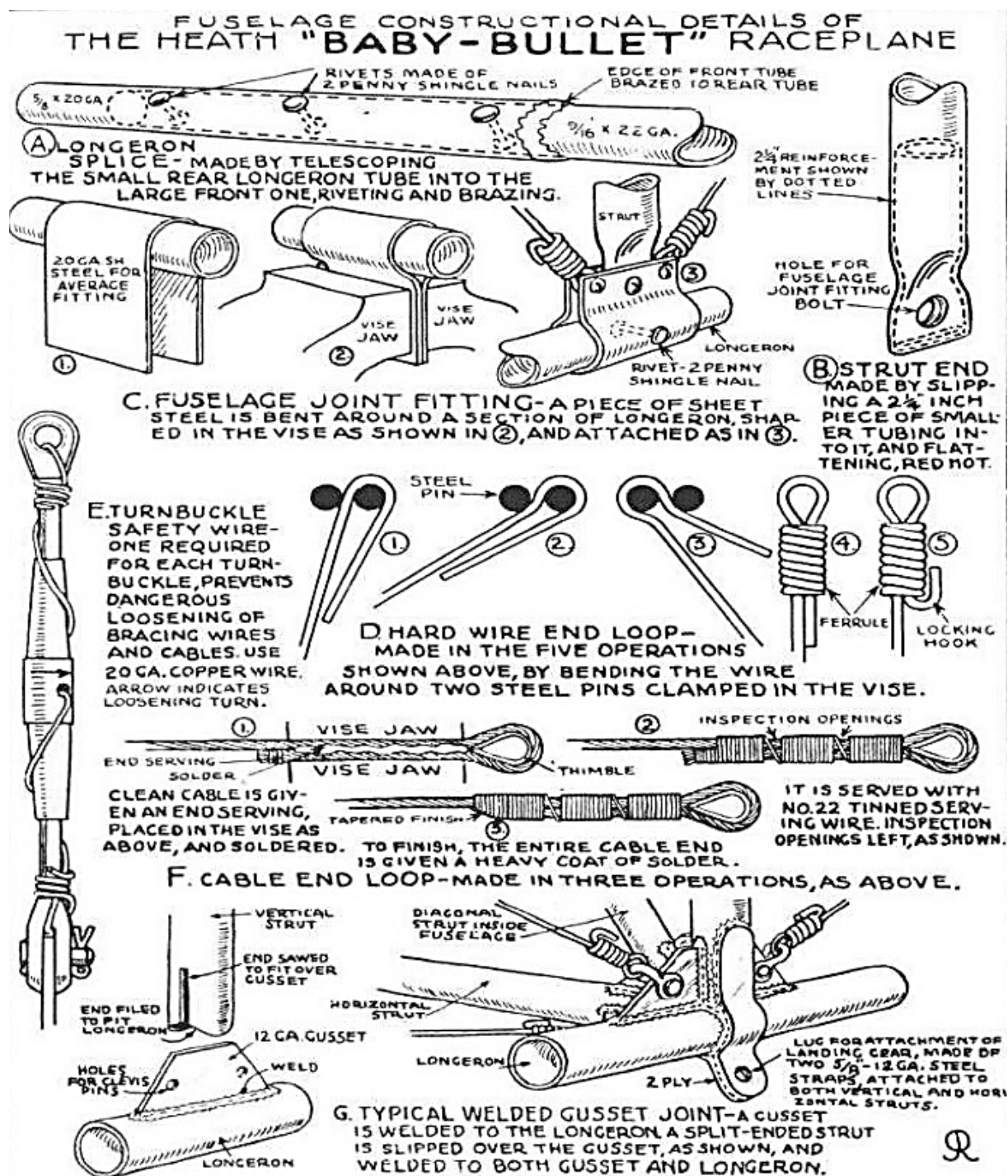
№	TYP LETOUNU	V_D	M_D	V_{MCA}	$\frac{S_{SOP}}{S}$	λ_{SOP}	χ_{SOP}	$\left(\frac{t}{b}\right)_{etf}$	$\frac{S_{SOP} L_{SOP}}{S \cdot l}$	$\frac{S_{SK}}{S_{SOP}}$	$\frac{b_{SK}}{b_{SOP}}$	δ_{SK}
		km/h EAS		km/h EAS	[°]	[°]	[°]	[°]				
1	CESSNA 177		1		1	1	1	1	1	1	1	0
2	AEROSPATIALE N-262	482			0,107	1,41	35	0,075	0,0411	0,368	0,40	
3	FOKKER - VFW F-27 MK 200	534	0,51	167	0,184	1,60	9,5	0,12	0,0763	0,270	0,32	
4	LOCKHEED C-130 HERKULES	602	0,64	173	0,203	1,55	3,3	0,15	0,0765	0,218	0,24	20
5	BRISTOL BRITANNIA 310	556			0,180	1,84	18,8	0,15	0,0575	0,239	0,25	35
6	CESSNA CITATION 500				0,197	1,65	10	0,13	0,0774	0,225	0,40	25
7	HAWKER SIDDELEY HS-125/400	686	0,825	167	0,191	1,58	33,0	0,10	0,0806	0,220	0,25	
8	AEROSPATIALE SN-600 CORVETTE			167	0,161	1,19	52	0,115	0,0548	0,197	0,28	28,5
9	JAKOVLEV JAK-40				0,177	0,88	50,3	0,09	0,0720	0,250	0,28	30
10	FOKKER - VFW -614	611	0,74		0,162	0,81	47,5	0,10	0,0442	0,222	0,22	30
11	FOKKER - VFW F-28 MK 1000	723	0,83	132	0,174	1,28	32,4		0,0682	0,321		35
12	AEROSPATIALE CARVELLE 10-R	695	0,87		0,203	1,00	40	0,1015	0,0910	0,187	0,22	33
13	BAC - 111/200, 400	760	0,86		0,106	1,24	37,9	0,11	0,0379	0,258	0,24	24
14	MC DONNELL DOUGLAS DC-9/10		0,89		0,132	0,91	41,0	0,125	0,0482	0,254	0,30	
15	BOEING B-727/100		0,95		0,192	0,95	43,5	0,11	0,0810	0,270	0,32	30
16	BOEING B-737/100	741	0,89		0,238	0,78	55	0,09	0,0905	0,168	0,20	
17	DASSAULT MERCURE				0,268	1,88	35	0,12	0,1117	0,250	0,25	
18	AIRBUS A-300 B	778	0,90	191	0,232	1,96	35	0,09	0,1025	0,221	0,285	
19	LOCKHEED L-1011 TRISTAR	806	0,95		0,204	1,62	40	0,125	0,1020	0,248	0,30	
20	MC DONNELL DOUGLAS DC-10/10		0,95		0,231	1,83	35	0,10	0,0830	0,161	0,30	
			0,95		0,221	1,92	40	0,11	0,0811	0,145	0,38	23
												46,5

Pozn.: * - křepen/konec SOP, ** - dvojité směrové kormidlo

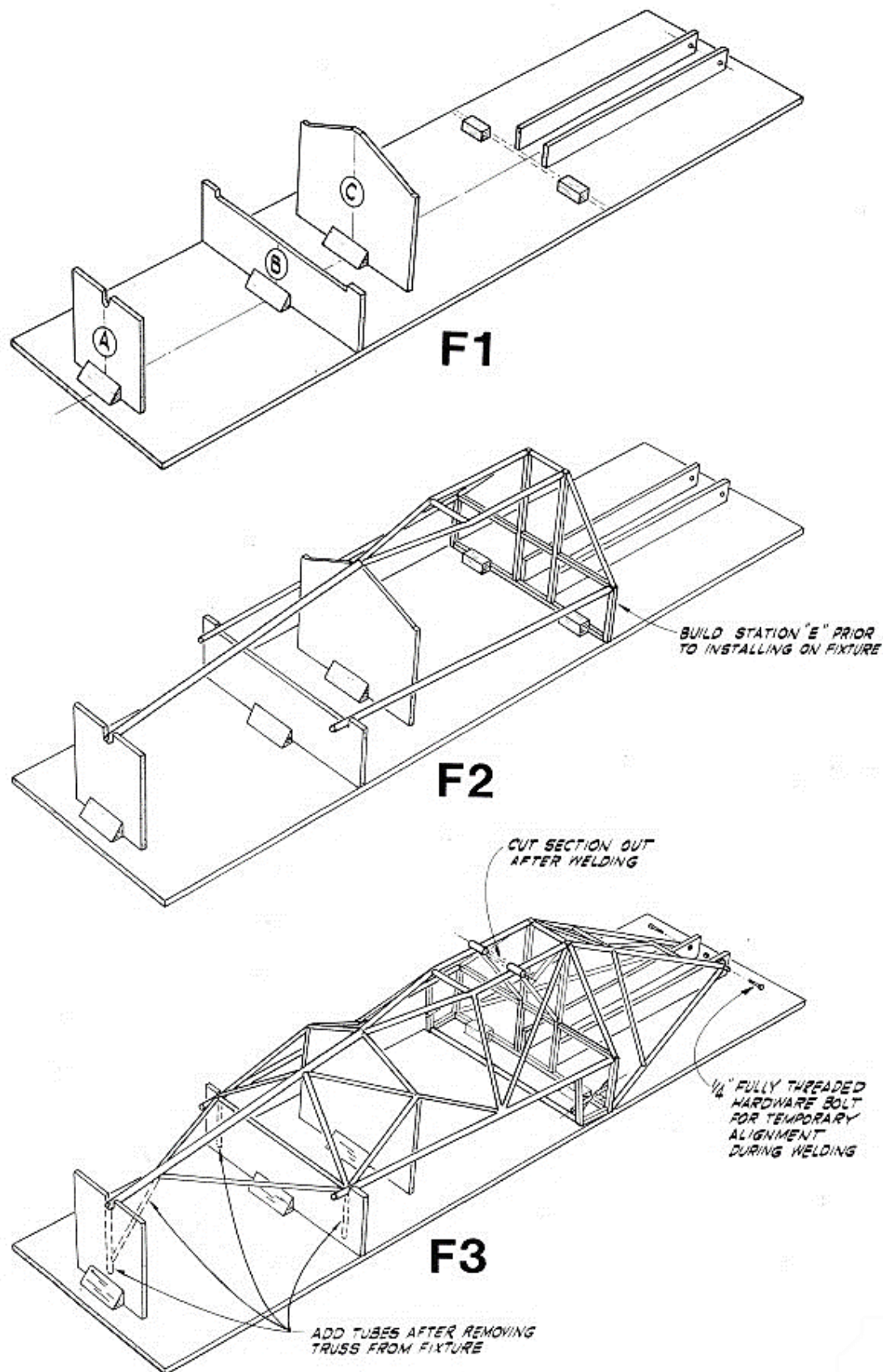
I. Tabulka hmotností a určení těžiště letounu

	Zadní část trupu	Přední část trupu	Potah trupu	Motor	Ocasní plochy	Pilot	Křídlo	Vrtule	Palubní deska	Palivo	Podvozek	Celkem
Plocha [m ²]	2,383	3,454	8,222		10,128							
Tloušťka [mm]	1	1										
Plošná hmotnost [g/m ²]			60		60							
Objem [l]										40		
Hustota [kg/m ³]	7900	7900								700		
Hmotnost [kg]	16,00	23,19	0,49	50,10	8,62	95,00	73,54	4,90	5,00	28,00	11,50	316,35
	4974	1795	1704	352	7320	1670	2040	0	710	1950	1290	1847
x [mm]												
y [mm]	0	0	0	-3	0	0	0	0	0	0	0	0
z [mm]	38	172	8	109	249	20	921	0	72	880	-1320	290
Určení hmotnosti												
Poloha těžiště												

J. Nákres výroby jednotlivých konstrukčních prvků trupu letounu BabyBullet [27]



K. Montážní a svařovací přípravky letounu Monerai [31]



L. Vizualizace letounu

