



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH JEDNOMÍSTNÉHO LETOUNU PODLE PŘEDPISU UL-2

DESIGN OF SINGLE SEAT AIRPLANE BY THE UL-2 REGULATION

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

ONDŘEJ KÖVÉR

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2015

STRANA JE ZÁMĚRNĚ PRÁZDNÁ

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2014/2015

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Ondřej Kövér

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Návrh jednomístného letounu podle předpisu UL-2

v anglickém jazyce:

Design of single seat airplane by the UL - 2 regulation

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhnout jednomístný letoun v kategorii UL-2 tj. s maximální vzletovou hmotností $m=300$ kg. Zvolte hornokřídlovou variantu a celokovovou koncepci případně v kombinaci s kompozitními materialy. Další technické parametry podle marketingové studie, rozborů statistických údajů a požadavků provozu.

Cíle bakalářské práce:

Zvolit koncepci a navrhnout jednomístný letoun s max. vzletovou hmotností 300 kg.

Seznam odborné literatury:

[1] Předpis UL-2 pro kategorii UL

[2] Předpis CS-VLA

[3] Matějček, J., Olšanský O.: Konstrukce Ultralehkých letounů

[4] Píštěk, A.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí (1994)

[5] Píštěk, A. a kol.: Pevnost a životnost I. Skripta 1988 Literatura pro konstrukci, projektování a pevnost z knihovny LÚ

Internetové zdroje.

Vedoucí bakalářské práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 25.11.2014

L.S.

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

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

Anotace

Bakalářská práce řeší koncepční návrh jednomístného letounu dle předpisu UL-2, to znamená do 300 kilogramů vzletové hmotnosti. V první části práce je uveden přehled podobných letounů a shrnutí jejich důležitých charakteristik. V další části jsou postupně nastíněny možné koncepce a výběr té nejvhodnější z nich. Následně jsou uvedeny charakteristiky zvolených nosných ploch, výpočet zatížení a letové obálky. Poslední část se věnuje výpočtu zatížení a následně návrhu motorového lože.

Klíčová slova

Koncepční návrh, ultralehký letoun, UL-2, obálka obrátů, motorové lože, Rotax 582 UL DCDi.

Annotation

Bachelor's thesis solves conceptual design of oneseater aircraft by the UL-2 regulations, that is up to 300 kilograms of take-off weight. In the first part of the thesis, there is survey of similar aircrafts and summary of their important characteristics. In further section are possible conceptions and the best choice of them outlined. Afterwards are characteristics of carrier surfaces, load calculation and flight envelope mentioned. The last part deals with calculation and design of engine mounting.

Keywords

Conceptual design, ultralight aircraft, UL-2, flight envelope, engine mount, Rotax 582 UL DCDi.

Bibliografická citace

KŮVĚR, O. *Návrh jednomístného letounu podle předpisu UL-2*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 59 s. Vedoucí bakalářské práce prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

Poděkování

Děkuji tímto panu prof. Ing. Antonínu Píšťkovi CSc, za cenné rady, připomínky a vedení této bakalářské práce.

Dále děkuji rodičům za významnou podporu v dosavadním studiu.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že tuto bakalářskou práci jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc. a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, uvedených v seznamu literatury.

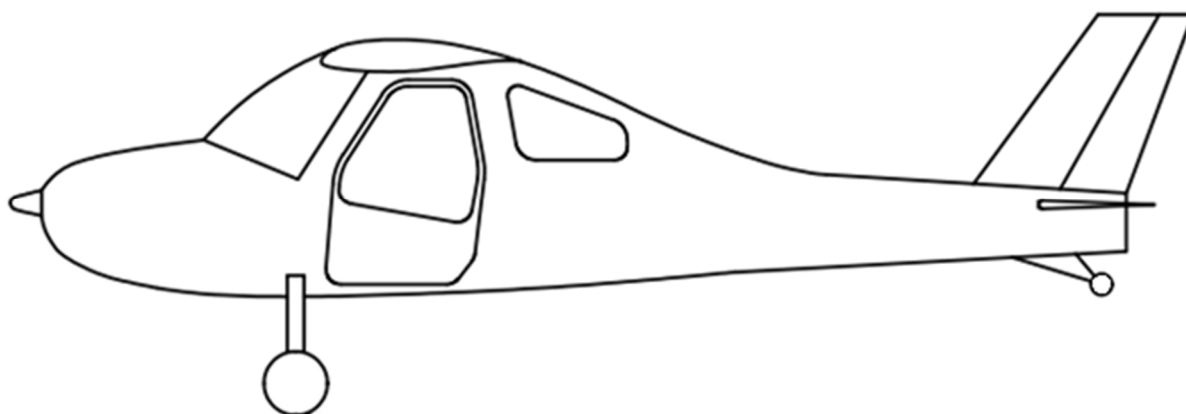
V Brně dne:

Ondřej Kövér

Obsah

Obsah.....	8
1 Úvod	11
2 Předpis UL-2.....	12
3 Požadavky	13
3.1 Analýza souvisejících letounů	13
3.2 Výsledné požadavky na letoun.....	25
4 Koncepce letounu	26
4.1 Konstrukční materiál.....	26
4.2 Vertikální uspořádání hlavních nosných ploch	26
4.3 Půdorysný tvar křídla.....	26
4.4 Umístění motoru.....	27
4.5 Koncepce podvozku	27
4.6 Vertikální uspořádání ocasních ploch	28
4.7 Výsledná koncepce	28
5 Návrh křídla	29
5.1 Volba profilu	29
5.2 Výpočet potřebné plochy křídla	30
5.3 Polára křídla	32
6 Ocasní plochy	33
6.1 Vodorovná ocasní plocha.....	33
6.2 Svislá ocasní plocha.....	34
7 Volba motoru	35
7.1 Možné varianty motoru.....	35
7.2 Výsledný výběr.....	36
8 Hmotnostní rozbor	37
8.1 Odhad prázdné hmotnosti.....	37
8.2 Centrážní diagram.....	37
9 Obálky zatížení	39
9.1 Obálka obrátů.....	39
9.2 Poryvová obálka.....	40
9.3 Obálka zatížení	42
10 Návrh motorového lože	43

10.1	Zatížení motorového lože	43
10.2	Konstrukční Návrh motorového lože	45
11	Závěr	47
12	Seznam použitých zdrojů	48
13	Seznam použitých symbolů a zkratek	50
14	Seznam obrázků a tabulek	51
14.1	Seznam obrázků	51
14.2	Seznam tabulek	52
Přílohy		53
Seznam příloh		53
Příloha 1: Výkresová dokumentace		53
Příloha 2 Parametry profilu SM 701		55
Příloha 3 Parametry profilu NACA 0009		56
Příloha 4 Ceník motoru Rotax 582 UL DCDi		58
Příloha 5 Výkresová dokumentace motorového lože		59



1 Úvod

Tématem bakalářské práce je návrh ultralehkého jednomístného letounu, podle předpisu UL-2. Tomuto předpisu se budu věnovat dále podrobněji a v průběhu práce se na něj budu průběžně odkazovat.

Jedná se o kategorii letounů, která je specifická a ne příliš hojně zastoupená. Jednomístné letouny se vyskytují hlavně v kategorii kluzáků. U ultralehkých motorových letounů jde téměř vždy o letouny dvoumístné. Důvod je podle mě zcela prostý, téměř každý, kdo uvažuje o koupi soukromého letounu, by jednoho dne určitě rád někoho svezl, aby mu ukázal krásu létání. Jednomístné letouny mají ovšem také jisté výhody, co se týká pořizovací ceny nebo možnosti hangárování. Jednomístné letouny vznikají nejčastěji v dílnách leteckých nadšenců. Jejich konstrukce je převážně kvůli jednoduchosti výroby dřevěná. Trendem poslední doby se v této kategorii staly stavebnice, které se prodávají v různém stádiu rozpracovanosti. Vyznačují se velmi příznivou cenou, ale také potřebným časem na jejich dokončení.

Trh je v dnešní době novými typy ultralehkých letounů doslova zahlcen, a pořád vznikají další. Na druhou stranu dochází k postupnému uvolňování vzdušného prostoru v rozvíjejících se zemích východní Asie, jako například Číny, a vzniká zde velmi silná potenciální kupní síla. Současné firmy jsou si toho vědomy a začínají na tento trh zaměřovat.

Při návrhu je vždy třeba vzít v úvahu výsledné parametry, kterých chceme u letounu dosáhnout a na jejich základě jej vyvíjet. Vždy se jedná o kompromis několika aspektů, jako jsou letové výkony, vlastnosti, či výrobní náklady a složitost.

V zadání je specifikováno, že má být zvolena celokovová koncepce, případně v kombinaci s kompozitními materiály. Jedná se o koncepci, která je již v dnešní době na ústupu. Dnes vyvíjené a sériově vyráběné letouny jsou navrhovány většinou jako celokompozitní s vysokým podílem uhlíkových vláken, a to z důvodu menší hmotnosti, snížených nároků na údržbu, vyšší životnosti konstrukce, a možnosti dosažení tvarově složitějších a aerodynamicky čistějších tvarů. Nevýhodou těchto konstrukcí jsou vyšší náklady na materiál, ale také na výrobu forem, potřebných pro zhotovování dílů. Je tedy vhodná zejména pro výrobní série čítající větší množství vyrobených kusů.

Dále je specifikováno vertikální umístění hlavních nosných ploch, a to jako hornoplošník. Tato koncepce nevyniká svojí obratností, nicméně u tohoto typu letadel je požadována spíše nižší náročnost na pilotáž, kterou toto uspořádání křídel díky dobré stabilitě za letu splňuje.

2 Předpis UL-2

Jedná se o stavební předpis, který shrnuje minimální požadavky letové způsobilosti pro ultralehké letouny řízené aerodynamicky, které je potřeba splnit, aby použití letounu bylo pro daný účel bezproblémové a nebyla ohrožena bezpečnost letového provozu, a stejně tak i bezpečnost třetích osob.

Tyto požadavky letové způsobilosti mohou být použity pro aerodynamicky řízené letouny, jejichž:

- maximální vzletová hmotnost nepřevyšuje 450 Kg u dvoumístných letounů.
- maximální vzletová hmotnost nepřevyšuje 300 Kg u jednomístných letounů.
- minimální rychlost V_{s0} nepřevyšuje 65 km/hod.

Předpis dále zakazuje veškerý akrobatický provoz u těchto letounů. Povolené jsou pouze obraty potřebné pro normální létání, nácvik pádů a ostré zatáčky s maximálním náklonem 60°.

Celý předpis je členěn do 10 kapitol, které pojednávají o tom, co vše musí být splněno a jak má probíhat průkaz, u jednotlivých prvků letounu. Dále pojednávají o celkové pevnosti konstrukce, minimálních provozních násobcích, minimálních součinitelích bezpečnosti pro jednotlivé její části a dalších omezeních.

Požadované letové vlastnosti, výkony, jejich omezení a průkaz, definuje kapitola B. Jedná se o základní parametry, které musí letoun v této kategorii splňovat a jsou základem omezení při samotném návrhu.

Pro jednomístný letoun uvažovaný v této práci se jedná o:

- maximální vzletovou hmotnost 300 Kg.
- pádovou rychlost v přistávací konfiguraci V_{s0} nižší než 65 km/hod.
- maximální hmotnost pilota, která nesmí být nižší než 70 Kg.
- maximální délku vzletu, potřebnou pro dosažení výšky 15 m nad terénem, 300 m.
- minimální stoupavost při maximálním výkonu, bez podvozku (je-li zatažitelný), při maximální vzletové hmotnosti, a s klapkami nastavenými na stoupání 1,5 m/s. **[18]**

3 Požadavky

V dnešní době jsou ultralehké letouny stále častěji používány na vlečení kluzáků. Velmi oblíbené jsou z důvodu nízkých provozních nákladů a srovnatelných letových výkonů v porovnání například s letouny Zlín, řady Trenér, kterých dosahují zejména díky nižší hmotnosti a aerodynamicky čistšího profilu. Nevýhodou těchto letounů je nicméně vysoká pořizovací cena a rovněž omezení, například vleků do "vlny". Z řad ultralehkých letounů jsou pro tyto účely ovšem využívány výhradně letouny dvoumístné, jako WT9 Dynamic, Samba XXL, Skylane a jiné, z důvodu vyšších výkonů a stability ve vleku. Vzhledem k jednomístnému pojetí letounu lze vyloučit také použití na výcvik. Akrobacie rovněž nepřipadá v úvahu, jak bylo již uvedeno výše, v kapitole 2.

Z výše uvedených úvah lze vyvodit, že letoun bude využíván zejména jako turistický, z čehož plyne, že nejvíce letové doby stráví v horizontálním letu. Důležitým aspektem tedy bude cestovní rychlost.

U letounů této kategorie je požadována nižší náročnost pilotáže a celkově nezákeřné chování během letu. V úvahu se musí vzít taktéž omezení pádové rychlosti, a délky vzletu.

Výsledkem této práce by tedy měl být letoun, který dosahuje vysokého rozsahu minimální a maximální rychlosti a je zároveň nenáročný na pilotáž.

Pro volbu základních parametrů, jako rozpětí, cestovní a pádová rychlost, plocha křidel, plošné zatížení, štíhlost a výkon motoru bude nejlepší uvést příklady obdobných letounů, které jsou momentálně na trhu, nebo byly vyráběny v minulosti, a provést jejich analýzu. Této záležitosti se věnuje následující podkapitola.

3.1 Analýza souvisejících letounů

Jako příklad je uvedeno 9 letounů, které jsou momentálně dostupné na trhu, nebo v minulosti byly na trhu zastoupeny. Jsou uvedeny jejich základní parametry a nastíněna jejich konstrukce. Uvedené údaje se z různých zdrojů nepatrně rozcházejí, a ne vždy je možné získat je přímo od výrobce. Nelze proto zcela zaručit jejich věcnou správnost. Dále se liší u jednotlivých vyrobených kusů v závislosti na nainstalovaném motoru a přístrojovém vybavení. Na konci této podkapitoly je uvedeno celkové shrnutí parametrů a výsledky této analýzy.

3.1.1 Atec 212 SOLO

Jedná se o celokompozitní jednomístný dolnoplošník. Trup je tvořen uhlíkovou skořepinou voštinové konstrukce s příčnými výztuhami. Křídla jsou vyrobena z uhlíkového sendviče s dřevěným nosníkem. Podvozek je pevný, 3-bodový, tvořený párem kompozitních pružin a ostruhou. Letoun vyniká výbornou obratností. Palivová nádrž je umístěna v prostoru kabiny, pod nohama pilota a má objem 50 l. Letoun je osazen motory ROTAX 582 DCDI nebo ROTAX 912 UL [3]



Obrázek 3.1 Letoun Atec 212 SOLO [3]

Tabulka 3.1 Parametry letounu Atec 212 SOLO [3]

Rozpětí	7,48 m	Prázdná hmotnost	200 Kg
Délka	5,2 m	Maximální vzletová hmotnost	300 Kg
Plocha křídla	7,27 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	65 km/hod
Stoupavost	7 m/s	Cestovní rychlost	220 km/hod
Výkon motoru	65 Hp, 80 Hp	Maximální provozní násobky	+6g/-4g

3.1.2 Sky-craft SD-1 Minisport

Konstrukce tohoto letounu je převážně dřevěná s využitím uhlíkových vláken, díky čemuž dosahuje nízké hmotnosti. Trup tvoří dřevěná, příhradová konstrukce, potažena překližkou. Křídla mají kompozitní nosník, žebra jsou z extrudovaného polystyrenu, potah tvoří opět překližka. Ocasní plochy jsou uspořádány do T. Podvozek je 3-bodový, ostruhového, nebo příďového typu.

Letoun bývá osazen motory o výkonu od 24 do 50 koňských sil, typu Hirth F23, B&S Vanguard, Verner JCV-360, Rotax 447 a jiné. Zakoupit lze ve formě plánů, stavebnice, nebo jako hotový výrobek. [20,21]



Obrázek 3.2 Letoun Sky-craft SD-1 Minisport [20]

Tabulka 3.2 Parametry letounu Sky-craft SD1 Minisport [20,21]

Rozpětí	6 m	Prázdná hmotnost	130 Kg
Délka	4,35 m	Maximální vzletová hmotnost	263 Kg
Plocha křídla	6,1 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	63 km/hod
Stoupavost	3 m/s	Cestovní rychlost	155 km/hod
Výkon motoru	24 Hp – 50 Hp	Maximální provozní násobky	+4g/-2g

3.1.3 Gryf ULM-1

Letoun je pro tuto práci zajímavý tím, že se jedná o vzpěrový hornoplošník. Konstrukce je tvořena duralovými trubkami. Křídla a ocasní plochy jsou potaženy plátnem. Podvozek je 3-bodový, příďového typu. Je osazen motorem Rotax 447 o výkonu 39,6 koňských sil, v tlačném uspořádání. Vyznačuje se nízkou pádovou rychlostí. Rozpětí a plocha křídla je v porovnání s jinými jednomístnými letouny znatelně větší. [7,17]



Obrázek 3.3 Letoun Gryf ULM-1 [7]

Tabulka 3.2 Parametry letounu Gryf ULM-1 [7,17]

Rozpětí	10 m	Prázdná hmotnost	150 Kg
Délka	5,7 m	Maximální vzletová hmotnost	250 Kg
Plocha křídla	13,96 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	45 km/hod
Stoupavost	3,5 m/s	Cestovní rychlost	110 km/hod
Výkon motoru	39,6 Hp	Maximální provozní násobky	+4g/-2g

3.1.4 Letov LK-2 Sluka

Další z dostupných hornoplošníků v této kategorii je Letov LK-2 Sluka. Konstrukce je tvořena z trubek hliníkových slitin. Konstrukcí je velmi podobný letounu Gryf ULM-1. Křídla jsou potažena prošívanou tkaninou, jejíž životnost je 5 – 10 let. Podvozek je 3-kolový, příďového typu. Nádrž je umístěna za sedadlem pilota. Motor, dvouválcový Rotax 447, 503, nebo 582 o výkonu 39,6 až 64 koňských sil, je umístěn na náběžné hraně křídla, čímž je zajištěn pilotovi dobrý výhled. Původní typ byl vyráběn s otevřenou kabinou. Poté vznikly 2 modifikace. S uzavřenou kabinou a následně s dřevěným křídlem a dokonalejším profilem. Opět jde o letoun s velkým rozpětím a velikou plochou křídel. [10]



Obrázek 3.4 Letoun Letov LK-2 Sluka [10]

Tabulka 3.4 Parametry letounu Letov LK-2 Sluka [10]

Rozpětí	9,2 m	Prázdná hmotnost	147 Kg
Délka	5,1 m	Maximální vzletová hmotnost	250 Kg
Plocha křídla	13,34 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	42 km/hod
Stoupavost	3,5 m/s	Cestovní rychlost	70 km/hod
Výkon motoru	39,6 Hp – 64 Hp	Maximální provozní násobky	+4g/-2g

3.1.5 Skyleader 100

Jedná se o celokovový letoun s dolnoplošným uspořádáním křídel. Podvozek je 3-bodový, ostruhového typu. Osazen je dvoutaktními motory typu Rotax 503, respektive 582, nebo čtyřtaktním HKS 700 E, a výkonech v rozmezí 50 – 60 koňských sil. [22]



Obrázek 3.5 Letoun Skyleader 100 [22]

Tabulka 3.3 Parametry letounu Skyleader 100 [22]

Rozpětí	6,9 m	Prázdná hmotnost	210 Kg
Délka	5,6 m	Maximální vzletová hmotnost	300 Kg
Plocha křídla	8,82 m ²	Minimální rychlost V_{so}	45 km/hod
Stoupavost	Neuvedeno	Cestovní rychlost	145 km/hod
Výkon motoru	50 Hp – 60 Hp	Maximální provozní násobky	+4g/-2g

3.1.6 ZJ-Viera

Vyznačuje se unikátní konstrukcí, v podobě jednostopého podvozku, která je typická spíše pro kluzáky. Hlavní nosné plochy jsou v dolnoplošném uspořádání, motor je předsunutý před trupem. Trup je celokompozitní. Hlavní nosník křídla je tvořen skelným laminátem, náběžnou hranu tvoří kompozitní sendvič, zbytek křídla pokrývá tkanina Ceconite. Křídla a vodorovné ocasní plochy jsou snadno rozebíratelné kvůli uskladnění a transportu. Letoun je vybaven motorem Flyengine F 200, o výkonu 26 koňských sil a prázdný váží pouhých 77 Kg, což ho dělá nejlehčím v této kategorii. [26]



Obrázek 3.6 Letoun ZJ.Viera [8]

Tabulka 3.4 Parametry letounu ZJ Vierra [26]

Rozpětí	7,5 m	Prázdná hmotnost	77 Kg
Délka	5,2 m	Maximální vzletová hmotnost	200 Kg
Plocha křídla	9 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	45 km/hod
Stoupavost	2,9 m/s	Cestovní rychlost	103 km/hod
Výkon motoru	26Hp	Maximální provozní násobky	Neuvedeno

3.1.7 Gull 2000

Jeden z dalších hornoplošníků. Trup tvoří kompozitní skořepina. Podvozek je 3-bodový, příďového typu. Důraz je kladen na jednoduchost a snadnou demontovatelnost pro potřeby hangárování a transportu. Jako pohonná jednotka slouží motor Hirth F33 o výkonu 28 koňských sil. Motor je zde umístěn jako tlačný, čím je zajištěn dobrý výhled z pilotní kabiny. [24]



Obrázek 3.7 Letoun Gull 2000 [6]

Tabulka 3.5 Parametry letounu Gull 2000 [24]

Rozpětí	7,62 m	Prázdná hmotnost	112,5 Kg
Délka	5,5 m	Maximální vzletová hmotnost	250 Kg
Plocha křídla	8,82 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	44 km/hod
Stoupavost	3,5 m/s	Cestovní rychlost	101 km/hod
Výkon motoru	28 Hp	Maximální provozní násobky	+6g/-4g

3.1.8 1700R Hi-MAX

Jedná se letoun z produkce firmy Hi-MAX. Konstrukce tohoto hornoplošníku sestává ze dřeva a tkaniny. Podvozek je 3-bodový, ostruhového typu. Důraz je kladen na stabilitu a snadné rozmontování pro potřeby transportu a hangárování. Nádrž je umístěna v křídle. Dodává se ve formě stavebnice, s potřebným časem dokončení cca. 400 hodin, která se vyznačuje nízkou cenou. Letoun je, stejně jako další z příbuzné produkce Mini-MAX, modifikovatelný dostupnými díly, a zákazník si jej může upravit dle svého přání. [1]



Obrázek 3.8 Letoun 1700R Hi-Max [16]

Tabulka 3.6 Parametry letounu 1700R Hi-Max [1]

Rozpětí	7,62 m	Prázdná hmotnost	149 Kg
Délka	4,87 m	Maximální vzletová hmotnost	254 Kg
Plocha křídla	10,45 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	50 km/hod
Stoupavost	4,5 m/s	Cestovní rychlost	113 km/hod
Výkon motoru	40 Hp	Maximální provozní násobky	+4,4g/-1,8g

3.1.9 Merlin 100 UL

Merlin 100 UL je pro tuto práci zajímavý tím, že se jedná o hornoplošník celokovové, jednoduché, koncepce. Křídlo je lichoběžníkového tvaru. Jeho konstrukci tvoří hlavní a zadní nosník a příčná žebra. Křídlo je vybaveno šterbinovou klapkou a integrální nádrží v části náběžné hrany. Uchycení křídla je realizováno centroplánem a závěsy nosníků.



Obrázek 3.9 Letoun Merlin 100 [11]

Konstrukce trupu je poloskořepinová s příčnými přepážkami. Podvozek je 3-bodový příďového typu s ovladatelnou přední podvozkovou nohou. Trimovací plocha je ovládána servopohonem. Letoun je poháněn dvouválcovým, dvoutaktním motorem Rotax 582 o výkonu 64 koňských sil. [11]

Tabulka 3.7 Parametry letounu Merlin 100 UL [11]

Rozpětí	7,8 m	Prázdná hmotnost	180 Kg
Délka	5,3 m	Maximální vzletová hmotnost	300 Kg
Plocha křídla	7,05 m ²	Minimální rychlost V_{S0}	62 km/hod
Stoupavost	-	Cestovní rychlost	190 km/hod
Výkon motoru	64 Hp	Maximální provozní násobky	-

3.1.10 Celkové shrnutí

Výše bylo uvedeno 9 jednomístných ultralehkých letounů. Dále je provedeno shrnutí rozměrových a výkonnostních charakteristik a vyvození patřičných závěrů.

Níže je uvedena tabulka s celkovým přehledem vybraných charakteristik.

Rozpětí většiny jednomístných letounů uvedených v přehledu práce, se pohybuje v rozmezí cca od 7 do 8 metrů. Výjimku tvoří pouze 2 hornoplošníky, Letov LK-2 Sluka a Gryf ULM-1, jejichž rozpětí se blíží 10 metrům. Na druhou stranu se vymyká Sky-craft SD-1 Minisport, jehož rozpětí je pouhých 6 metrů.

Plocha křídla je jednou ze základních charakteristik letounu. Pochopitelně koreluje s rozpětím, i když rozptyl hodnot je již značně větší. Nejvíce hodnot se nalézá okolo 9 m², u výkonnějších letounů, co se rychlosti týče, je plocha menší.

Z rozpětí křídla a jeho plochy přímo vychází štíhlost. U většiny uvedených letounů je štíhlost 6 až 8. Nejštíhlejší křídlo má hornoplošný letoun Merlin 100 UL.

Dalším důležitým aspektem, který nám o chování letadla mnoho napoví, je plošné zatížení, které se přímo odvíjí od plochy křídla a hmotnosti letounu. Zde je uvažováno při maximální vzletové hmotnosti. U letounů dosahujících vyšší rychlosti, je plošné zatížení větší, než u letounů méně výkonných. Dále se s plošným zatížením zvýší také pádová rychlost V_{s0} , což ovšem není případ letounu Skyleader 100, který má i přes svoje vyšší plošné zatížení tuto hodnotu velice příznivou, a to 45 km/hod, nejspíše díky důmyslným vztlakovým klapkám.

Co se hmotností týče, u všech uvedených letounů je užitečné zatížení 100 Kg a více, což odpovídá předpisu UL-2, uvážíme-li minimální hmotnost pilota 70 Kg a hmotnost paliva na 30 minut letu trvalého výkonu. Uvážíme-li ovšem dnes běžnou hmotnost dospělého člověka 90 kg, dále 5 kg zavazadel, na palivo už nezbyvá místo. Prázdná hmotnost, a tím pádem také užitečné zatížení se může lišit u jednotlivých vyrobených v závislosti na přístrojovém vybavení letounu a použitém motoru.

Podvozek je, až na jednu výjimku v podobě letounu ZJ-Viera, 3 bodový. Tento letoun je svojí koncepcí podvozku mezi motorovými letouny unikátní. Mezi hornoplošníky potom převažuje podvozek příďového typu, mezi dolnoplošníky naopak ostruhový.

Rozptyl cestovních rychlostí je značný. Pádová rychlost v přistávací konfiguraci se pohybuje okolo 45 km/hod. U výkonnějších letounů typu Sky-craft SD-1 Minisport, nebo Merlin 100 UL je vyšší a blíží se maximálně povolené dle předpisu UL-2, tj. 65 km/hod.

Výkon motoru se u jednotlivých letounů také značně liší. U většiny výrobců je motorů v nabídce více, u letounů dodávaných jako stavebnice je mnohdy doporučen pouze výkon, a volba je již na samotném staviteli.

Zastoupeny jsou ve větší míře motory 2-taktní, ale někteří výrobci nabízejí, či doporučují také motory 4-taktní.

Motory jsou nejčastěji umístěny vepředu, pouze u 2 hornoplošníků jsou umístěny vzadu, jako tlačné.

Tabulka 3.8 Shrnutí výsledných parametrů

Parametr \ Typ	Atec 212 SOLO	Sky-craft SD-1 Mi-nisport	Gryf ULM-1	Letov LK-2 Sluka	Skyleader 100	ZJ-Viera	Gull 2000	1700R Hi-MAX	Merlin 100 UL
Stoupavost [m/s]	7	3	3,5	3,5	-	2,9	3,5	4,5	-
Počet taktů	2 i 4	2 i 4	2	2	2 i 4	2	2	2	2
Výkon motoru [Hp]	65, 85	24-50	39,6	39,6-64	50-60	26	28	40	64
Cestovní rychlost [km/hod]	220	155	110	70	145	103	101	113	190
Pádová rychlost V_{so} [km/hod]	65	63	45	42	45	45	44	50	62
Koncepce podvozku	Ostruhový	Ostruhový	Příd-ový	Příd-ový	Ostruhový	2-stopový	Příd-ový	Ostruhový	Příd-ový
Umístění nádrže	Kabina, pod pilotem	Za protipozážní přepážkou	Za zády pilota	Za zády pilota	-	-	-	V křídle	V křídle
Maximální vzletová hmotnost [Kg]	300	263	250	250	315	200	250	254	300
Prázdná hmotnost [Kg]	200	130	150	147	210	77	112,5	149	180
Plošné zatížení [Kg/m²]	41,3	43,1	17,9	18,7	35,7	22,2	28,3	24,3	42,6
Štíhlost	7,7	5,9	7,2	6,3	5,4	6,3	6,6	5,6	8,6
Plocha křídla [m²]	7,27	6,1	13,96	13,34	8,82	9	8,82	10,45	7,05
Rozpětí [m]	7,48	6	10	9,2	6,9	7,5	7,62	7,62	7,8
Parametr \ Typ	Atec 212 SOLO	Sky-craft SD-1 Mi-nisport	Gryf ULM-1	Letov LK-2 Suka	Skyleader 100	ZJ-Viera	Gull 2000	1700R Hi-MAX	Merlin 100 UL

Stoupavost je další důležitou charakteristikou, a to zejména pro splnění požadavku nastoupat do 15 metrů nad terénem při vzletu, maximálně po 300 metrech. Opět jde o hodnotu relativní a bude se lišit v závislosti na aktuálním zatížení letounu a výkonu nainstalovaného motoru. Nejčastěji se pohybuje v rozmezí 3 až 4 metrů za sekundu. Výjimku tvoří letoun Atec 212 SOLO, který dosahuje stoupavosti až 7 m/s.

Co se provozních násobků týče, předpis UL-2 udává jejich omezení na +4g/-2g, což nesplňuje pouze letoun 1700R Hi-MAX. U některých letounů jsou povolené násobky dokonce vyšší.

3.2 Výsledné požadavky na letoun

Cílem práce je navrhnout, letoun, který bude dosahovat velkého rozmezí pádové a cestovní rychlosti. Dle výsledků analýzy by se tedy parametry letounu měly blížit letounům Sky-craft SD-1 Minisport, Atec 212 SOLO a Merlin 100 UL, který je jako jeden z mála celokovový. Většina výkonných letounů je dolnoplošných, hornoplošné uspořádání zastupuje pouze Merlin 100 UL, tím pádem je zde potenciální prostor na trhu.

Letoun by také neměl být příliš náročný na techniku pilotáže.

Velmi důležitým aspektem u těchto letounů je pořizovací cena a následné náklady na údržbu. Letoun by měl být tedy konstruován s důrazem na co nejjednodušší výrobu a následně jednoduchou údržbu, tj. dlouhé intervaly povinných servisních prohlídek.

Dále by se mělo dát s letounem dobře manipulovat po zemi, a to zvláště pro případy hangárování, aby si byl pilot schopen letoun sám vytáhnout a připravit k letu, bez většího úsilí.

4 Koncepce letounu

4.1 Konstrukční materiál

Dle zadání se bude jednat o letoun celokovové konstrukce. Nejpoužívanějším kovovým materiálem v letectví je slitina hliníku a mědi, případně s příměsí hořčíku, nazývaná dural. Ten byl zvolen pro konstrukci tohoto letounu. Hlavní výhodou této slitiny je vysoká měrná pevnost – až 175. Díky tomu lze v porovnání s ocelí dosáhnout při stejné hmotnosti pevnější konstrukce. Spojovacím materiálem jsou nýty, nejčastěji trnové, což zrychluje a zlevňuje výrobu. Nevýhodou těchto materiálů může být nižší korozní odolnost, kterou je třeba řešit a nižší aerodynamická čistota křídla, vlivem nýtovaných spojů. [15]

4.2 Vertikální uspořádání hlavních nosných ploch

Dle zadání má být letoun navržen jako hornoplošník. Tato poloha křídla dává letounu lepší podélnou a příčnou stabilitu, nejsou zde tedy vysoké nároky na pilotáž a má ze všech 3 variant nejnižší interferenční odpor křídlo – trup. Výhodou je také lepší výhled posádky v přímočarém letu a snadnější nastupování. Nevýhodou je potom zhoršený výhled do zatáčky a při stoupání. [9,15]

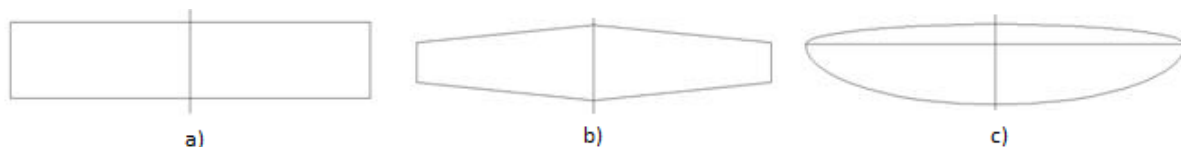


Obrázek 4.1 Vertikální umístění hlavních nosných ploch [25]

4.3 Půdorysný tvar křídla

Křídlo je hlavní nosná část letounu a podílí se velkou měrou na výsledných letových vlastnostech. Proto je jeho návrhu třeba věnovat značnou pozornost. Existuje množství tvarů křídel, a profilů, které lze kombinovat pro získání požadovaných vlastností. Výsledné křídlo je vždy kompromisem několika faktorů, a je na konstruktérovi, aby zvolil, ten podstatný, a zbytek jemu podřídil.

Výsledný půdorysný tvar bývá kombinací 3 základních tvarů, uvedených na obrázku 5.1.



Obrázek 4.2 Půdorysné tvary křídla [15]

Obdélníkový tvar, na obrázku 5.1 a, je výhodný zejména díky vlastnostem při přetážení a je vhodný pro méně zkušené piloty. K odtrhávání proudnic dochází jako první u

trupu. Výškové kormidlo se dostane do úplavu a jeho chvění varuje pilota. Zároveň je letoun stále podélně řiditelný. Křídlo není třeba kroutit. Z toho plyne snadná, nenákladná výroba, jelikož se po délce křídla nemění hloubka ani tvar profilu. Nevýhodou je indukovaný odpor, který u tohoto křídla ze všech 3 tvarů největší a větší hmotnost, vzhledem k neměnné tloušťce nosníku v celé délce rozpětí.

Dalším velmi rozšířeným tvarem je lichoběžník, na obrázku 5.1 b. Rozložení vztlaku po křídle je, na rozdíl od obdélníku vyrovnanější. K odtrhávání proudnic dochází nejdříve u konců křídel, což pilota nevaruje chvěním výškového kormidla a letoun se po odtržení stává podélně neřiditelným. Z tohoto důvodu se využívá kroucení křídla, či geometrické křížení. Indukovaný odpor je v porovnání s obdélníkovým křídlem výrazně nižší. Tloušťka křídla se ke konci zmenšuje, což odpovídá taktéž zatížení a materiál je proto lépe využit. Křídlo je vlivem složitější geometrie již výrobně náročnější.

Třetím základním tvarem je eliptické křídlo, na obrázku 5.1 c. Letouny s tímto křídlem jsou velmi elegantní, nicméně v dnešní době již ne moc časté. Eliptické křídlo má z nyní vyráběných letounů například letoun Elipse Spirit. Rozložení vztlaku po křídle je rovnoměrné. Vzhledem k tomu dochází k odtržení proudnic na celém křídle náhle, bez varování. Zabránit se tomu dá různými aerodynamickými prvky. Indukovaný odpor je ze všech 3 základních tvarů nejnižší. Tloušťka křídla se směrem k jeho konci zmenšuje, což odpovídá zatížení a materiál nosníku je vhodně využit. Vzhledem ke složité geometrii je křídlo na výrobu, zvláště jako celokovové, velice obtížné. [9, 14, 15]

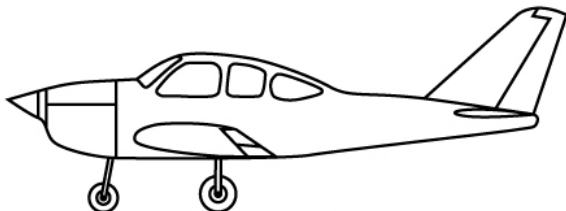
4.4 Umístění motoru

První možností je umístění motoru v přídi. Výhodou této koncepce je nenáročná zástavba, snadný přístup při údržbě a jednoduché vytápění kabiny. V případě nouzového přistání motor svojí hmotností posádku neohrožuje a zároveň tlumí případný náraz. Nevýhodou je horší výhled posádky, případné poškození vrtule při nouzovém přistání či obtížný vzlet z ploch s vyšším porostem.

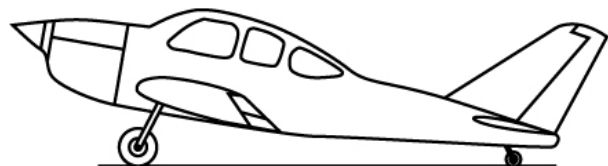
Motor umístěný vzadu obrací tyto výhody v nevýhody a naopak. [9]

4.5 Koncepce podvozku

Podvozek letounu tlumí nárazy při přistávání a přenáší je do trupu, nebo nosného systému. Opět připadají v úvahu 2 varianty. Varianta s příďovým a varianta s ostruhovým kolem.



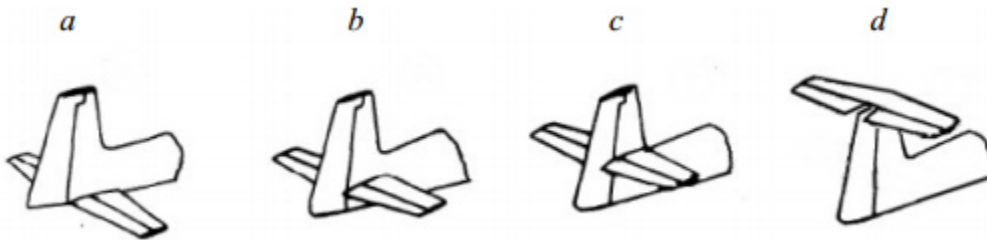
Obrázek 4.3 Příďový podvozek [5]



Obrázek 4.4 Ostruhový podvozek [5]

Mezi výhody ostruhového podvozku patří levnější a jednodušší výroba, relativně nižší hmotnost a menší odpor ostruhy oproti příďové noze. Nevýhodou naopak je horší výhled z pilotní kabiny při pojíždění a obtížnější pilotáž při vzletu a přistání. [9, 15]

4.6 Vertikální uspořádání ocasních ploch



Obrázek 4.5 Vertikální uspořádání ocasních ploch

Možností vertikálního uspořádání ocasních ploch existuje mnoho, od polohy na obrázku 4.4 a až po polohu d. Varianta a není vhodná pro letouny s ostruhovými podvozky, vzhledem k malé výšce VOP od země by mohlo snadno dojít k jejímu poškození vlivem vyššího porostu. Varianta d má ze všech výše uvedených nejnižší přechodový odpor, nicméně je zde zvýšené namáhání trupu, což souvisí s nárůstem hmotnosti. Jako výhodné se tedy jeví vertikální umístění VOP mezi polohy na obrázku b a c. [9]

4.7 Výsledná koncepce

Dle zvážení výše zmíněných výhod a nevýhod, možností uplatnění na trhu, konzultace s vedoucím a zadání práce byla koncepce zvolena následovně: celokovový hornoplošník s motorem v přídi a s ostruhovým, 3-bodovým, podvozkem. Křídlo má tvar jednoduchého obdélníku, bez geometrického křížení a kroucení. Díky tomuto tvaru křídla by letoun neměl být příliš náročný na pilotáž a výroba by se tím měla zlevnit. Konce křídel jsou opatřeny kompozitními díly, díky nimž nebude ukončení skokové a částečně se sníží indukovaný vír. Hlavní podvozkové nohy jsou taktéž laminátové. Křídlo bude opatřeno vztlakovou klapkou, pro dosažení vyššího rozptylu rychlostí a dosažení požadované pádové rychlosti.

5 Návrh křídla

Základní parametry byly voleny na základě rozboru v kapitole 3 a rovněž tak, aby výsledné vlastnosti vyhovovali předpisu UL-2.

Křídlo je nedělené. Do trupu je uchyceno dvěma závěsy, na hlavním nosníku a jedním závěsem na zadním nosníku.

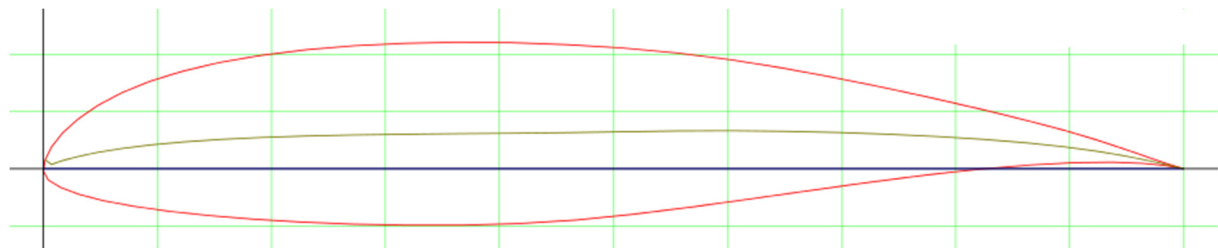
Je opatřeno vztlakovou klapkou.

5.1 Volba profilu

Od tvaru profilu se odvíjí následně celkový vztlak, odpor a moment křídla. Opět se jedná o kompromis zmíněných charakteristik. Profil, který bude dosahovat vysokých součinitelů vztlaku, bude také dosahovat vyšších součinitelů odporu a naopak. Každá rodina profilů má své specifické použití.

Vzhledem k omezení pádové rychlosti předpisem UL-2 a menší ploše křídla, je nutné použít profil, s vyšším součinitelem vztlaku. Na základě konzultace s vedoucí práce byl zvolen profil SM 701. Podrobné charakteristiky profilu jsou uvedeny v příloze 2.

Pro základní výpočet jsou uvedeny základní charakteristiky profilu pro $Re = 1\,000\,000$ z databáze.



Obrázek 5.1 Profil SM 701 [23]

-Maximální součinitel vztlaku profilu:

$$c_{lmax} = 1,72, \text{ pro úhel náběhu } \alpha = 17^\circ$$

-Minimální součinitel odporu profilu:

$$c_{dmin} = 0,0063, \text{ pro úhel náběhu } \alpha = -2,25^\circ$$

tomu odpovídá součinitel vztlaku $c_l = 0,30$

-Maximální poměr součinitele vztlaku a odporu:

$$c_l/c_{dmax} = 110,87, \text{ pro úhel náběhu } \alpha = 2,25^\circ$$

Rozložení vztlakové síly po celém rozpětí křídla není konstantní. Střední součinitel vztlaku křídla je proto oproti součiniteli vztlaku profilu nižší.

Pro obdélníkový půdorys je střední součinitel vztlaku křídla [9]:

$$c_L \approx \frac{c_{lmax}}{1,14} = \frac{1,72}{1,14} = 1,509$$

5.2 Výpočet potřebné plochy křídla

Plocha křídla musí být dostatečná pro dosažení minimální pádové rychlosti v přistávací konfiguraci 65 km/hod. Pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami v_{s1} , by neměla být vyšší než 75 km/hod.

Pro potřebnou vztlakovou sílu:

$$L = G = m \cdot g = 300 \cdot 9,81 = 2943 \text{ N}$$

L = vztlaková síla

m = hmotnost letounu

g = tíhové zrychlení

vyplývá ze základního vztahu:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c_L \cdot S$$

ρ = hustota vzduchu

V = rychlost letu vůči okolnímu ovzduší

S = plocha křídla

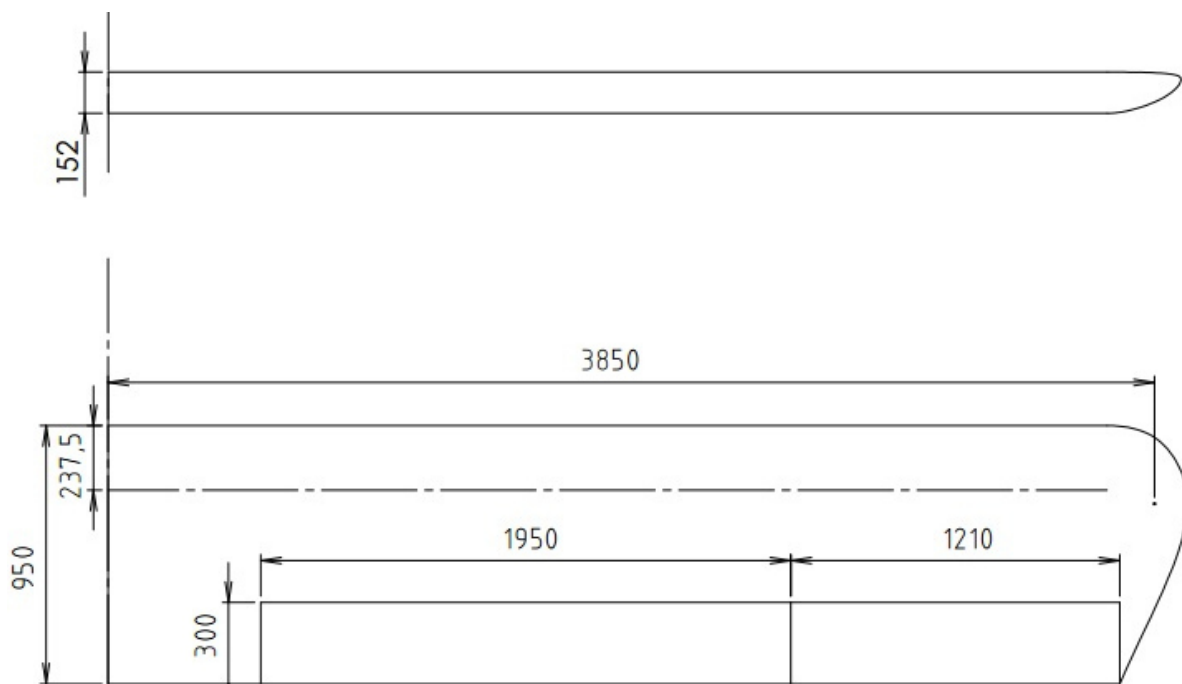
odhadovaná potřebná plocha křídla:

$$S = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot V^2 \cdot c_L} = \frac{2 \cdot 2943}{1,225 \cdot \left(\frac{75}{3,6}\right)^2 \cdot 1,509} \approx 7,3 \text{ m}^2$$

což odpovídá letounům uvedeným v přehledu v kapitole 3.

Dále byla zvolena vyšší štíhlost, z důvodu snížení odporu.

Výsledný tvar křídla je na obrázku 5.2.



Obrázek 5.2 Výsledný tvar křídla

Geometrické charakteristiky křídla:

- Střední rozpětí $b=7,7$ m
- Plocha $S=7,35$ m²
- Plošné zatížení $40,81$ kg/m²¹
- Štíhlost $\lambda=8,07$
- Hloubka u kořene $c_0=0,95$
- Hloubka na konci $c_k=0,95$
- C_{SAT} $0,95$

Hloubka, rozpětí a plocha křidélek je zvolena na základě doporučení literatury.

- Rozpětí $b_{křidéla}=1,21$ m,
- Plocha $S_{křidélek}=0,726$ m²
- Relativní hloubka 25%

Hloubka vztakových klapek byla zvolena stejná, jako hloubka křidélek, přičemž rozpětí vyplňuje zbylé místo mezi křídélky a trupem.

- Rozpětí $b_{klapek}=1,95$ m
- Plocha $S_{klapek}=1,17$ m²
- Relativní hloubka 25%

Potřebný součinitel vzlaku křídla pro dosažení požadované pádové rychlosti v přistávací konfiguraci v_{s0} byl určen ze vztahu:

$$c_L = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot v_{s0}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 2943}{1,225 \cdot \left(\frac{65}{3,6}\right)^2 \cdot 7,35} = 2,005$$

čehož lze dosáhnout snadno použitím vhodných vztakových klapek.

Jako výhodné se jeví použití odklápěcí, nebo jednoduché vztakové klapky z důvodu nižší složitosti konstrukce a nižší hmotnosti.

Pro porovnání jsou uvedeny součinitele vzlaku křídla potřebné pro dosažení rychlosti v_{s0} letounů uvedených v přehledu v kapitole 3.

Tabulka 5.1 Součinitele vzlaku křídla pro dosažení V_{s0} vybraných letounů

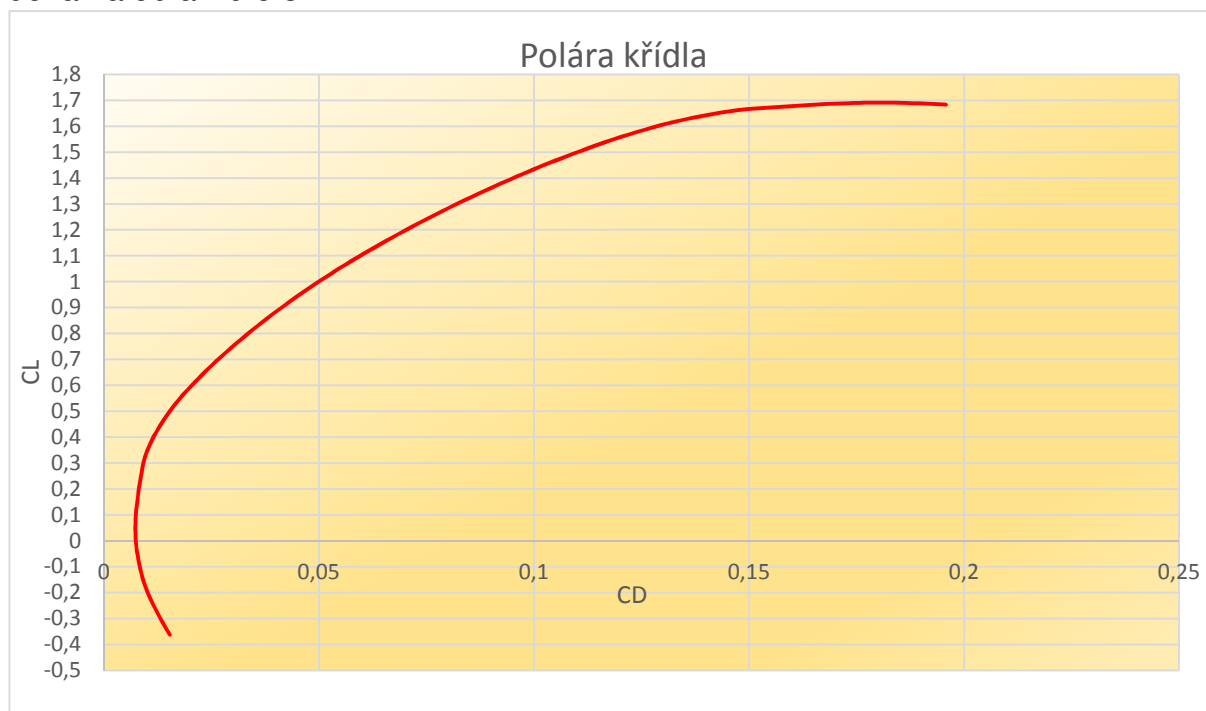
Typ letounu	C_L pro dosažení V_{s0}
Atec 212 SOLO	2,06
Merlin 100 UL	2,29
Skyleader 100	3,48

¹ Plošné zatížení je uvažováno pro maximální vzletovou hmotnost, tj. 300kg.

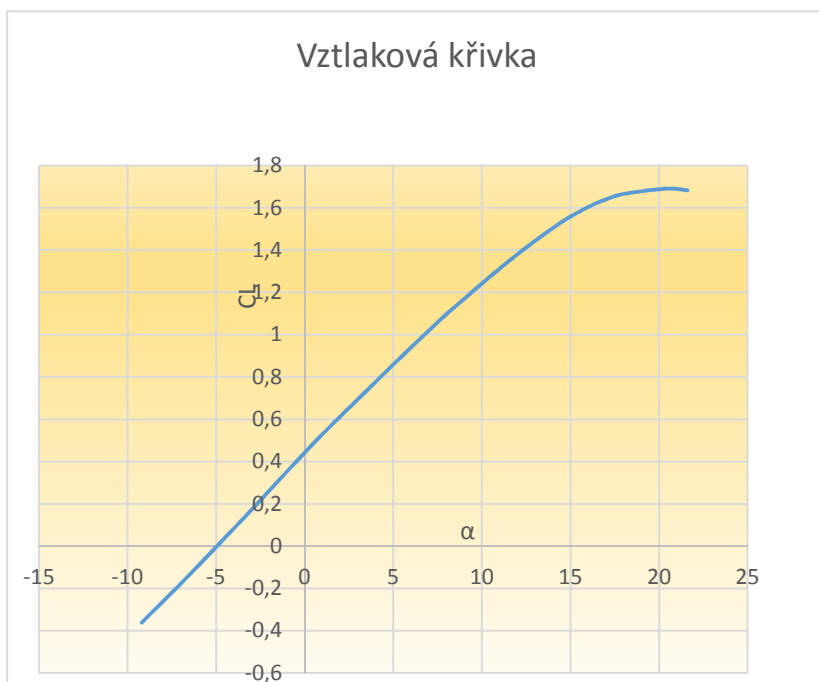
5.3 Polára křídla

Polára křídla byla získána volně dostupným programem XFLR5. Nejprve byly spočítány poláry profilu pro hodnoty Reynoldsova čísla v rozmezí od 1 400 000 do 5 600 000 a k nim příslušná Machova čísla. Úhel náběhu byl volen od -15° do $+25^\circ$ s přírůstkem $0,2^\circ$.

Polára křídla byla spočítána pro různé rychlosti letu. Polára pro rychlost V_A je uvedena na obrázku 5.3.



Obrázek 5.3 Polára křídla



Obrázek 5.4 Vztlaková křivka

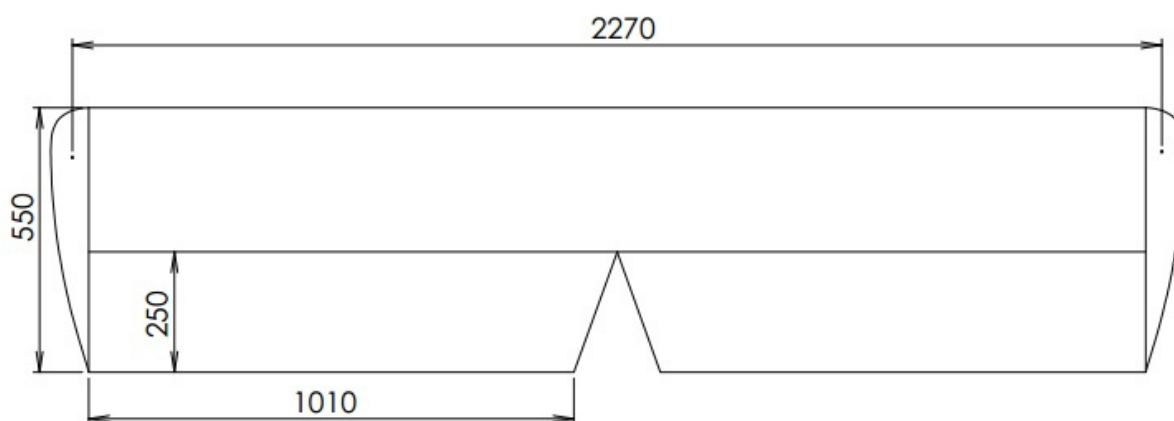
Dále byly spočítány vztlakové křivky křídla pro určení úhlu vztlakové čáry, potřebné k výpočtu poryvové obálky. Na obrázku 5.4 je uvedena vztlaková křivka pro rychlost V_A .

6 Ocasní plochy

6.1 Vodorovná ocasní plocha

6.1.1 Půdorysný tvar

Tvar a plocha VOP byla zvolena na základě geometrických charakteristik křídla, aby byly splněny poměrné rozměry uvedené v literatuře. Půdorys je opět obdélníkového tvaru a konce jsou doplněny kompozitními díly, hlavně z důvodu vizuální podoby s křídlem. Výsledný tvar je obrázku 6.1.



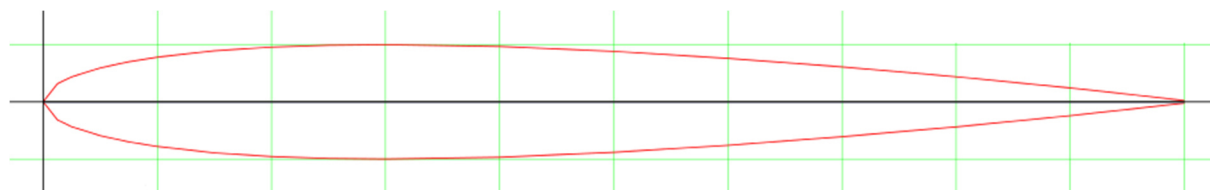
Obrázek 6.1 Půdorysný tvar VOP

Geometrické charakteristiky VOP:

- | | |
|------------------------------|---------------------------------|
| • Střední rozpětí | $b_{VOP}=2,27 \text{ m}$ |
| • Plocha | $S_{VOP}=1,22 \text{ m}^2$ |
| • Hloubka | $c_{VOP}=0,55 \text{ m}$ |
| • Štíhlost | $\lambda_{VOP}=4,22$ |
| • Mohutnost | $V_{VOP}=0,6$ |
| • Plocha kormidla | $S_{kormidla}=0,52 \text{ m}^2$ |
| • Relativní hloubka kormidla | $c_{kormidla}=0,45$ |

6.1.2 Profil VOP

Pro ocasní plochy bývá volen symetrický profil. Pro VOP byl zvolen symetrický profil NACA 0009, na obrázku 6.2. Parametry profilu NACA 0009 jsou uvedeny v příloze 3.

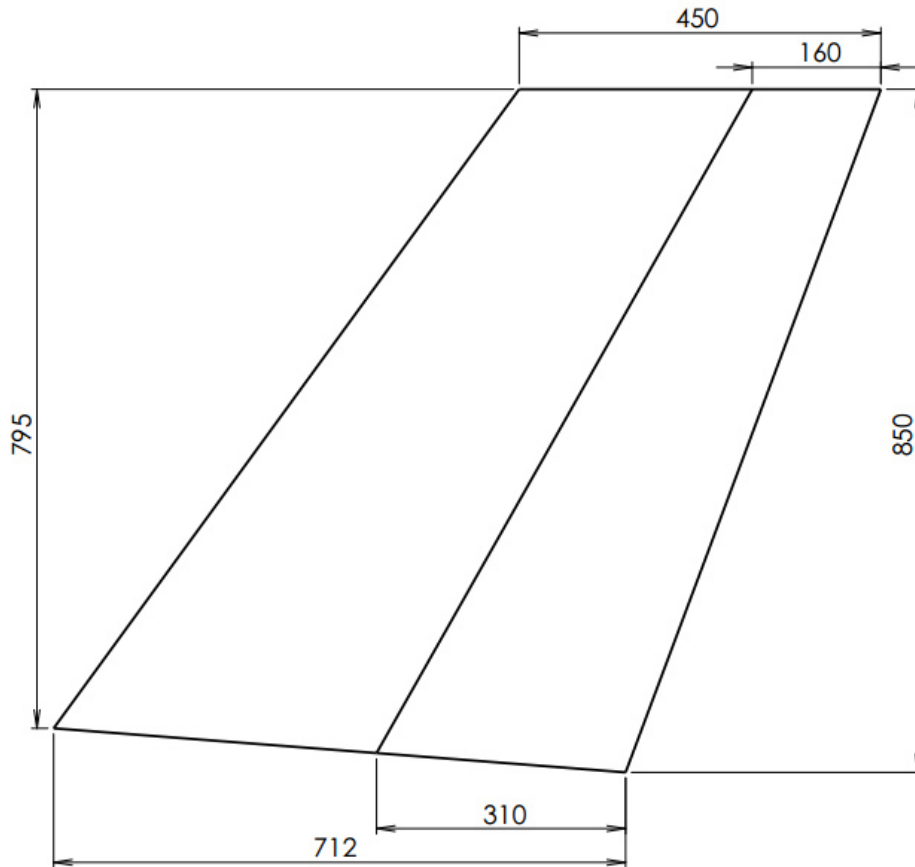


Obrázek 6.2 Profil NACA 0009 [13]

6.2 Svislá ocasní plocha

6.2.1 Geometrický tvar

Tvar SOP je volen tak, aby geometrické parametry odpovídali doporučeným hodnotám dle literatury. Výsledný tvar SOP je na obrázku 6.3.



Obrázek 6.3 Geometrický tvar SOP

Geometrické charakteristiky SOP:

- Plocha $S_{SOP}=0,49 \text{ m}^2$
- Mohutnost $A_{SOP}=0,23$
- Hloubka u kořene 0,712 m
- Hloubka na konci 0,45 m
- Plocha kormidla $S_{kormidla}=0,2 \text{ m}^2$

6.2.2 Profil SOP

Profil SOP je zvolen stejně jako u VOP, tedy NACA 0009. Obrázek 6.2.

7 Volba motoru

Před vytvořením hmotnostního rozboru je důležité vybrat motor, jelikož může tvořit třetinu i více prázdné hmotnosti letounu a je třeba tuto hmotnost v dalších výpočtech vzít v potaz.

Volba motoru byla provedena na základě statistických údajů uvedených v kapitole 3. Výkon motoru musí být alespoň 60 koňských sil. Z hmotnostního hlediska byla dána přednost motorům dvoutaktním, u nichž by mělo být dosaženo lepšího poměru výkon/váha. Také jsou tyto motory konstrukčně jednodušší, čímž je minimalizována pravděpodobnost poruchy.

7.1 Možné varianty motoru

Výrobců motorů existuje celá řada. Jsou zde uvedeny a porovnány 2 typy od větších výrobců s dostatečnou servisní sítí.

7.1.1 Rotax 582 UL DCDI

Motory Rotax jsou ve světě velmi hojně zastoupeny a za dobu své existence dostatečně prověřeny. Velmi často se objevují v přehledu v kapitole 3. Rotax 582 UL DCDI je nejvýkonnější a momentálně jedinný z dvoutaktní řady. Dosahuje výkonu 65Hp. V tabulce jsou uvedeny základní parametry.

Tabulka 7.1 Parametry motoru Rotax 582 UL DCDI [19]

Maximální výkon	65 Hp při 6500 /min
Maximální krouticí moment	75 Nm při 6000 /min
Maximální otáčky	6800 /min
Zdvihový objem	580 ccm ³
Chlazení	Vodou
Celková hmotnost s reduktorem	Cca 48 kg ¹
Poměr výkon/váha	1,35 Hp/kg
Celková cena	Cca 5500 € ²
Generální oprava	300 hodin

¹ Hmotnost se může lišit v závislosti na použitém reduktoru, a dalších volitelných dílech.

² Cena se liší v závislosti na použitém reduktoru a množství volitelných dílů. Kompletní ceník motoru Rotax je uveden v příloze 4.

7.1.2 Hirth 3203 E/V

Alternativou k motoru Rotax 582 je motor německého výrobce Hirth typ 3203 E/V. Jedná se o dvoutaktní, vzduchem chlazený motor. Základní parametry jsou uvedeny v tabulce 7.2.

Tabulka 7.2 Parametry motoru Hirth F3203 E/V [12]

Maximální výkon	65 Hp při 6300 /min
Maximální krouticí moment	73 Nm při 6000 /min
Maximální otáčky	-
Zdvihový objem	625 ccm ³
Chlazení	Vzduchem
Celková hmotnost s reduktorem	Cca 47k g ³
Poměr výkon/váha	1,38 Hp/kg
Celková cena	Cca 7000 € ⁴
Generální oprava	1000 hodin

7.2 Výsledný výběr

Obě pohonné jednotky jsou si výkonově velice podobné. Rotax 582 má dokonalejší vodní chlazení. Motor Hirth má jednoznačnou výhodu v delším intervalu generální opravy, což vyváží jeho vyšší pořizovací náklady.

Vzhledem k tomu, že motory Rotax jsou celosvětově v této kategorii nejrozšířenější a vzhledem k počtu negativních názorů na motory Hirth je i přes výrazně kratší interval generální opravy zvolen motor Rotax 582 UL DCDI.



Obrázek 7.1 Motor Rotax 582 UL DCDI [2]

³ Hmotnost závisí na použitém typu reduktoru a dalších dílů.

⁴ Cena se odvíjí od použitých dílů.

8 Hmotnostní rozbor

8.1 Odhad prázdné hmotnosti

Odhad hmotnosti byl proveden na základě hmotností konstrukčních prvků podobných letounů a konzultace s vedoucím práce. Skutečná hmotnost se bude ve výsledku od odhadované pravděpodobně nepatrně lišit.

V tabulce jsou uvedeny jednotlivé prvky, odhad jejich hmotnosti a vzdálenosti jejich těžiště v podélné ose od špičky vrtulového kužele.

Tabulka 8.1 Hmotnostní rozbor

Číslo prvku	Název hmoty	Hmotnost (m) [kg]	Souřadnice těžiště (x) [mm]
1	Motor	48	560
2	Vrtule	5	140
3	Přístroje	8	1110
4	Řízení	8	1410
5	Křídlo	30	1850
6	VOP	3,5	5080
7	Trup + SOP	30	2700
8	Ostruha	2	5080
9	Hlavní podvozek	10	1350
10	Palivo	1 ¹	1660
Prázdná hmotnost		145,5	

Hmotnost prázdného letounu byla odhadnuta na 145,5 kg. Maximální vzletová 300 kg.

8.2 Centrážní diagram

Maximální hmotnost pilota je pro další výpočty uvažována 110 kg, objem nádrží stanoven na 50 l, tj. necelých 40 kg paliva, hmotnost zavazadel 5 kg.

Centrážní diagram je stanoven na základě odhadu hmotnosti pro všechny mezní hodnoty proměnlivého zatížení a odhadu poloh těžiště jednotlivých prvků.

-CSAT=950 mm

-XSAT=1470 mm

Poloha těžiště v podélné ose byla určena z aktuálního zatížení dle vztahu:

$$x_T = \frac{\sum x_i \cdot m_i}{\sum m_i}$$

¹ Hmotnost nevyčerpatelného množství paliva je stanovena na 1 kg, což je asi 1,3 l a je započítána dle předpisu UL-2 do hmotnosti prázdného letounu.

Dále rozdíl polohy těžiště a počátku střední aerodynamické tětiny:

$$\bar{x}_T = x_T - x_{SAT}$$

Z čehož se stanoví centráž v [%]:

$$\bar{x} = \frac{\bar{x}_T}{c_{SAT}}$$

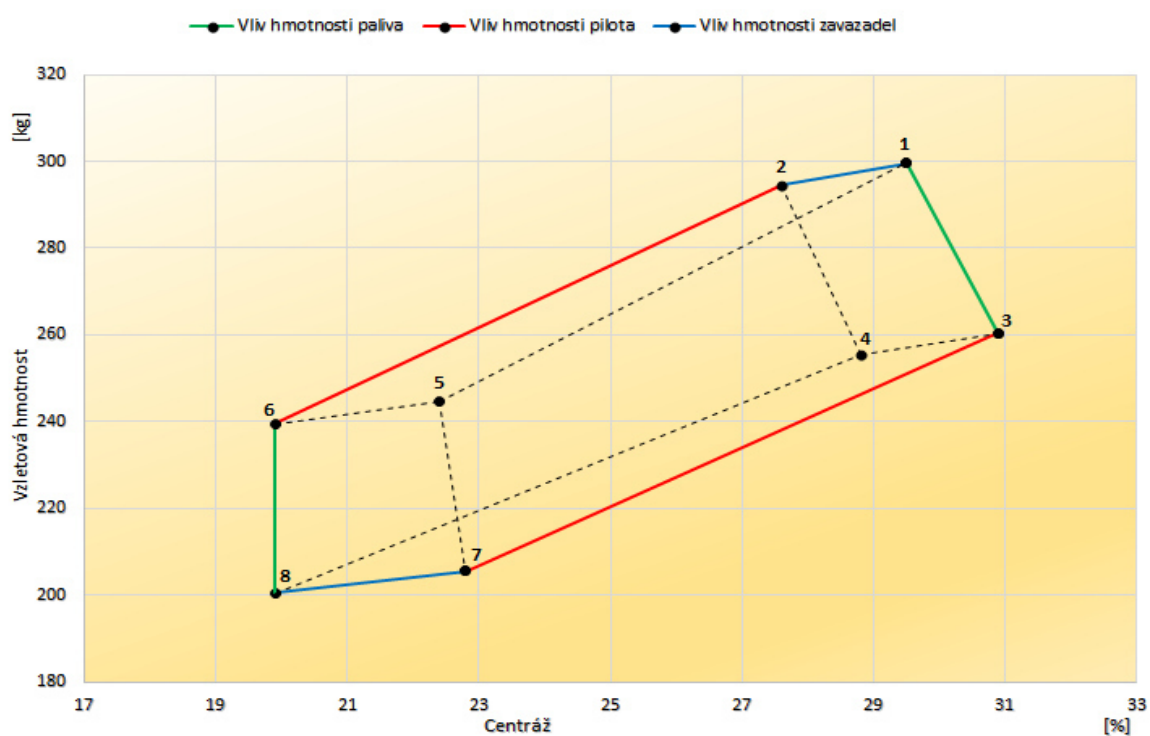
Hodnoty centráže a aktuální vzletové hmotnosti pro jednotlivá mezní zatížení jsou uvedeny v tabulce.

Tabulka 8.2 Centráže

Číslo konfigurace [-]	Prázdná hmotnost [kg]	Hmotnost pilota [kg]	Hmotnost paliva [kg]	Hmotnost zavazadel [kg]	Vzletová hmotnost [kg]	Centráž [%]
1	144,5	110	40	5	299,5	29,5
2	144,5	110	40	0	294,5	27,6
3	144,5	110	1	5	260,5	30,9
4	144,5	110	1	0	255,5	28,8
5	144,5	55	40	5	244,5	22,4
6	144,5	55	40	0	239,5	19,9
7	144,5	55	1	5	205,5	22,8
8	144,5	55	1	0	200,5	19,9

Pro různé hodnoty zatížení a vzletové hmotnosti leží těžiště mezi 20% a 31% c_{SAT} . Se středně těžkým pilotem, 85kg, plnou nádrží a zavazadly leží těžiště ve 26% c_{SAT} .

Centrážní diagram



Obrázek 8.1 Centrážní diagram

9 Obálky zatížení

9.1 Obálka obrátů

Předpis UL-2 stanovuje minimální hodnoty provozních násobků dle kapitoly C, oddílu III, bodu 3 následovně:

- $n_1 = 4g$
- $n_2 = 4g$
- $n_3 = -1,5g$
- $n_4 = -2g$

Na základě toho byla stanovena obálka obrátů.

Rychlost V_{s0} byla stanovena na 65km/hod, rychlost V_{s1} je spočítána ze vztahu:

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot G}{\rho \cdot c_L \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1 \cdot 2943}{1,225 \cdot 1,509 \cdot 7,35}} = 75 \text{ km/hod}$$

n = násobek
 G = tíhová síla
 c_L = maximální součinitel vztlaku křídla

Obdobně se určí návrhová rychlost obrátu V_A pro $n_1 = 4$ a V_G pro $n_4 = -2$:

$$V_A = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot G}{\rho \cdot c_L \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4 \cdot 2943}{1,225 \cdot 1,509 \cdot 7,35}} = 150 \text{ km/hod}$$

$$V_G = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot G}{\rho \cdot c_{LZ} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2 \cdot 2943}{1,225 \cdot 1,207 \cdot 7,35}} = 118 \text{ km/hod}$$

c_{LZ} = maximální součinitel vztlaku křídla při letu na zádech, uvažován $0,8 \cdot C_L$

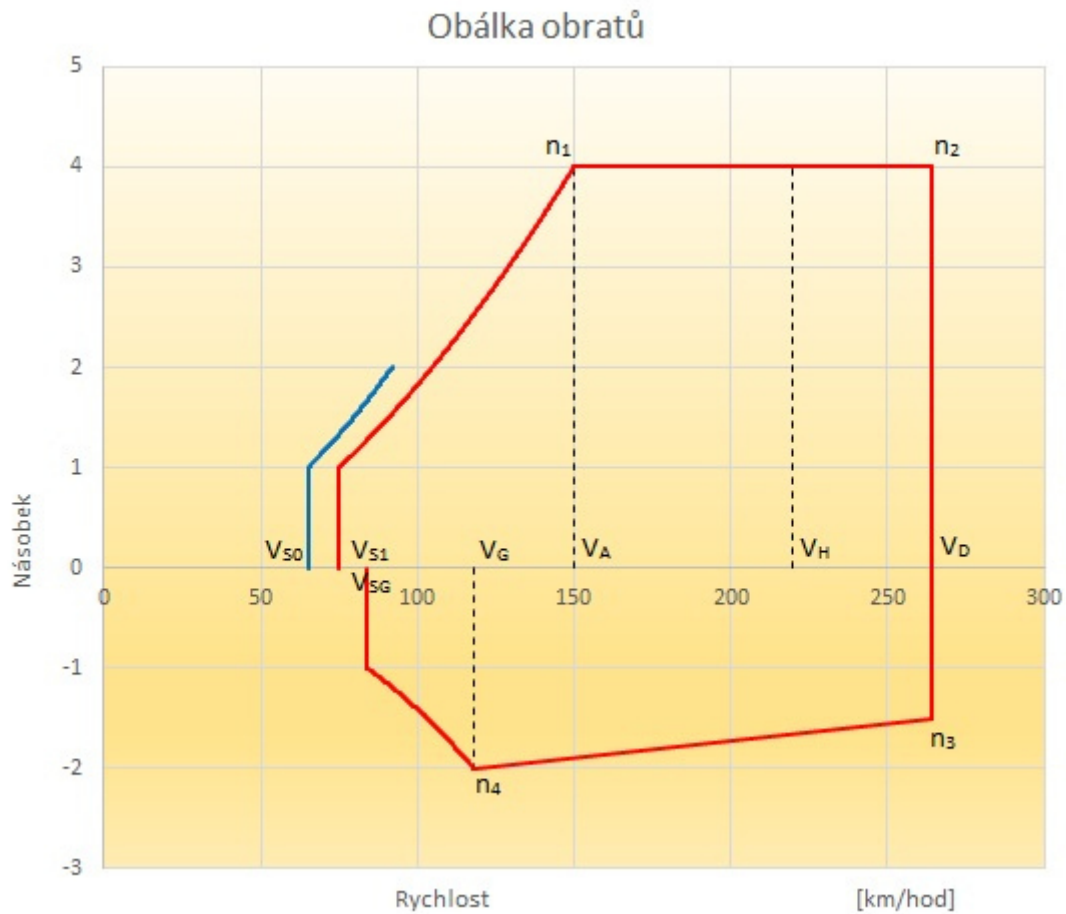
A pádová rychlost letu na zádech pro $n = -1$:

$$V_{SG} = 84 \text{ km/hod}$$

Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru V_H byla odhadnuta na 220km/hod.

Na základě toho byla dle předpisu UL-2 určena návrhová maximální rychlost strmého letu V_D :

$$V_D = 1,2 \cdot V_H = 264 \text{ km/hod}$$



Obrázek 9.1 Obálka obrátů

9.2 Poryvová obálka

Dle předpisu UL-2 se stanovují násobky od poryvů pro rychlost V_A a hodnotu poryvů $\pm 15 \text{ m/s}$ a pro rychlost V_D a hodnoty poryvů $\pm 7,5 \text{ m/s}$.

Násobky byly určeny na základě vztahu:

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot V \cdot a \cdot U}{m \cdot \frac{g}{S}}$$

V = rychlost (V_A respektive V_D)

b = hloubka křídla

S = plocha křídla

Sklon křivky vztlaku křídla byl určen na základě poláry, získané v programu XFLR5.

$$a = \frac{\Delta c_L}{\Delta \alpha} = \frac{1,625 - 0,06}{0,2757 + 0,0802} = 4,39 \text{ rad}^{-1}$$

Zmírňující součinitel:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} = \frac{0,88 \cdot 13,563}{5,3 + 13,563} = 0,633$$

Relativní hmotnostní poměr:

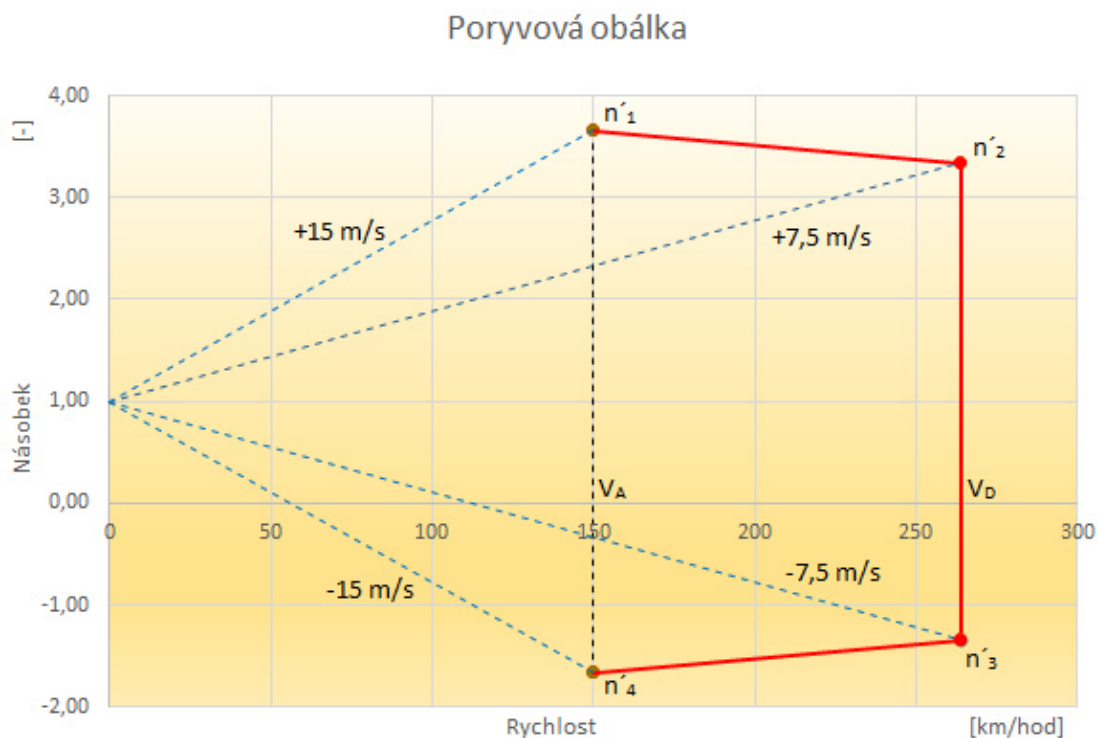
$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho_0 \cdot b \cdot a} = \frac{2 \cdot \frac{300}{7,35}}{1,225 \cdot 0,95 \cdot 4,39} = 15,98$$

Hodnoty násobků byly vypočteny dle předešlých rovnic následovně:

- $n'1 = 3,66g$
- $n'2 = 3,34g$
- $n'3 = -1,34g$
- $n'4 = -1,66g$

Dle předpisu UL-2 kapitoly C, oddílu III, bodu 6 nemusí být násobek větší než $1,25 \cdot \left[\frac{V}{V_{S1}} \right]^2$. Kde V je uvažovaná rychlost V_A respektive V_D .

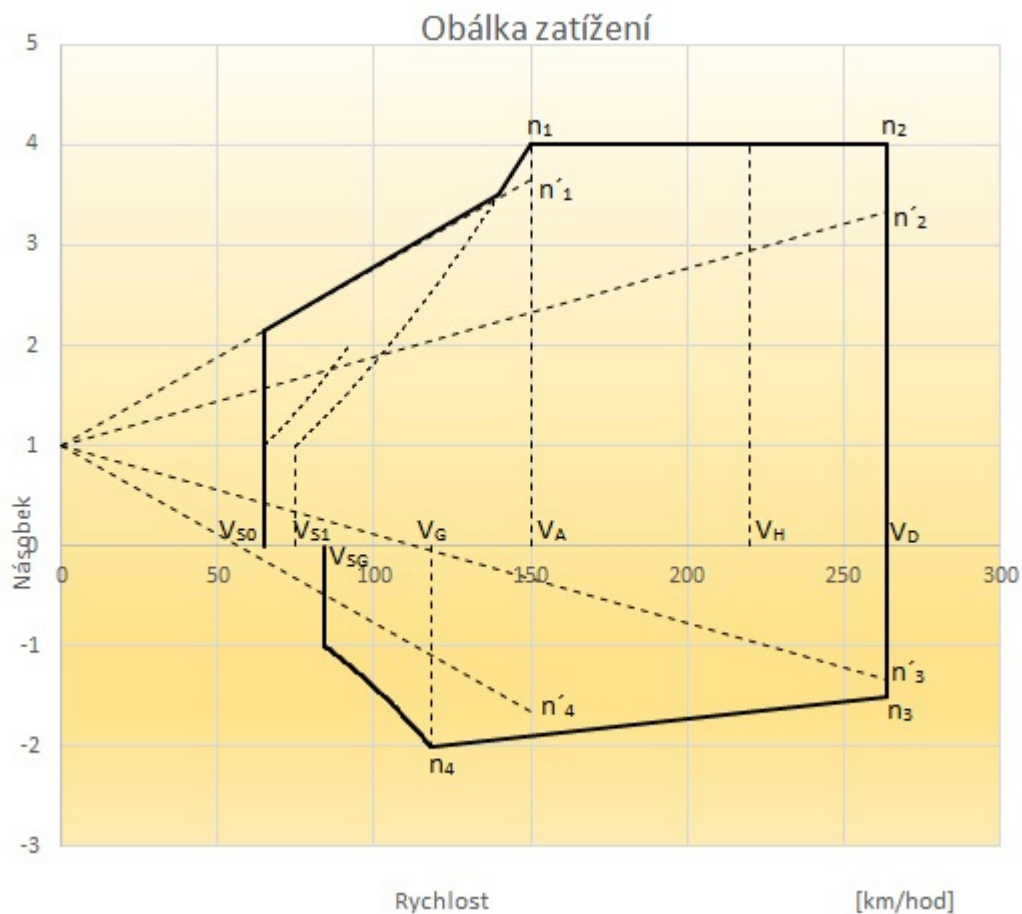
Na základě těchto násobků a rychlostí byla sestavena obálka poryvů.



Obrázek 9.2 Poryvová obálka

9.3 Obálka zatížení

Jelikož obálka obrátů poryvovou obálku téměř celou překrývá, jsou rozhodující násobky od obrátů, až na kladné násobky mezi rychlostí V_{S1} a 140 km/hod. Zde převyšuje násobek od poryvu.



Obrázek 9.3 Obálka zatížení

10 Návrh motorového lože

Byl zvolen dvoutaktní, dvouválcový motor Rotax 582 UL DCDi, čemuž odpovídá dle předpisu UL-2 součinitel pro výpočet provozního krouticího momentu $k = 3$. Je použit reduktor s převodovým poměrem $i = 2,58$. Hmotnost motoru byla včetně vrtule a reduktoru stanovena na 53kg. Smysl otáčení vrtule je dle směru hodinových ručiček z pohledu pilota.

10.1 Zatížení motorového lože

Dle kapitoly C, oddílu II, bodu 6, předpisu UL-2 musí být motorové lože navrženo na případy zatížení

1. provozním krouticím momentem od motoru, které odpovídá vzletovému výkonu a příslušným otáčkám vrtule který působí spolu se 75% provozního zatížení podle provozních podmínek v bodě "A", viz ustanovení kapitoly C, oddíl III, bod 1.
2. provozním krouticím momentem od motoru, které odpovídá maximálnímu trvalému výkonu a příslušným otáčkám vrtule který působí spolu s provozním zatížením podle provozních podmínek z případu "A", viz. ustanovení kapitoly C, oddíl III, bod 1. [18]

Parametry významných režimů motoru potřebných pro výpočet jsou uvedeny v tabulce

Tabulka 10.1 Parametry významných režimů motoru

Režim	P[kW]	n[1/min ⁻¹]	M _k [Nm]
P _{max}	48	6250	73
M _{kmax}	47	6000	75
75% P _{max}	36	5100	65
Cestovní V _A	26,4	4300	57

10.1.1 Výpočet zatížení pro případ 1 – maximální krut.

Vzlet se provádí obvykle v režimu maximálního výkonu motoru P_{max}=48kW, čemuž odpovídá krouticí moment 73Nm.

Efektivní krouticí moment:

$$M_{KEF} = M_K \cdot i \cdot k = 73 \cdot 2,58 \cdot 3 = 565 Nm$$

Síla působící na lože při rychlosti V_A a 75% násobku n₁:

$$F_G = 0,75 \cdot n_1 \cdot m_M \cdot g = 0,75 \cdot 4 \cdot 53 \cdot 9,81 = 1560 N$$

$m_M = \text{hmotnost motoru}$

Vyosení síly:

$$R = \frac{M_{KEF}}{F_G} = \frac{565}{1560} = 0,362m$$

Síla od tahu motoru:

$$T = \frac{P}{V_A} = \frac{26400}{41,66} = 633,7N$$

10.1.2 Výpočet zatížení pro případ 2 – maximální ohyb.

Maximální trvalý výkon je uvažován jako 75% maximálního výkonu motoru, tedy 36kW, čemuž odpovídá krouticí moment 65Nm.

Efektivní krouticí moment:

$$M_{KEF} = M_{Kmax} \cdot i \cdot k = 65 \cdot 2,58 \cdot 3 = 503,1Nm$$

Síla působící na lože při rychlosti V_A a násobku n_1 :

$$F_G = n_1 \cdot m_M \cdot g = 4 \cdot 53 \cdot 9,81 = 2079,7N$$

Vyosení síly:

$$R = \frac{M_{KEF}}{F_G} = 0,242m$$

Síla od tahu motoru:

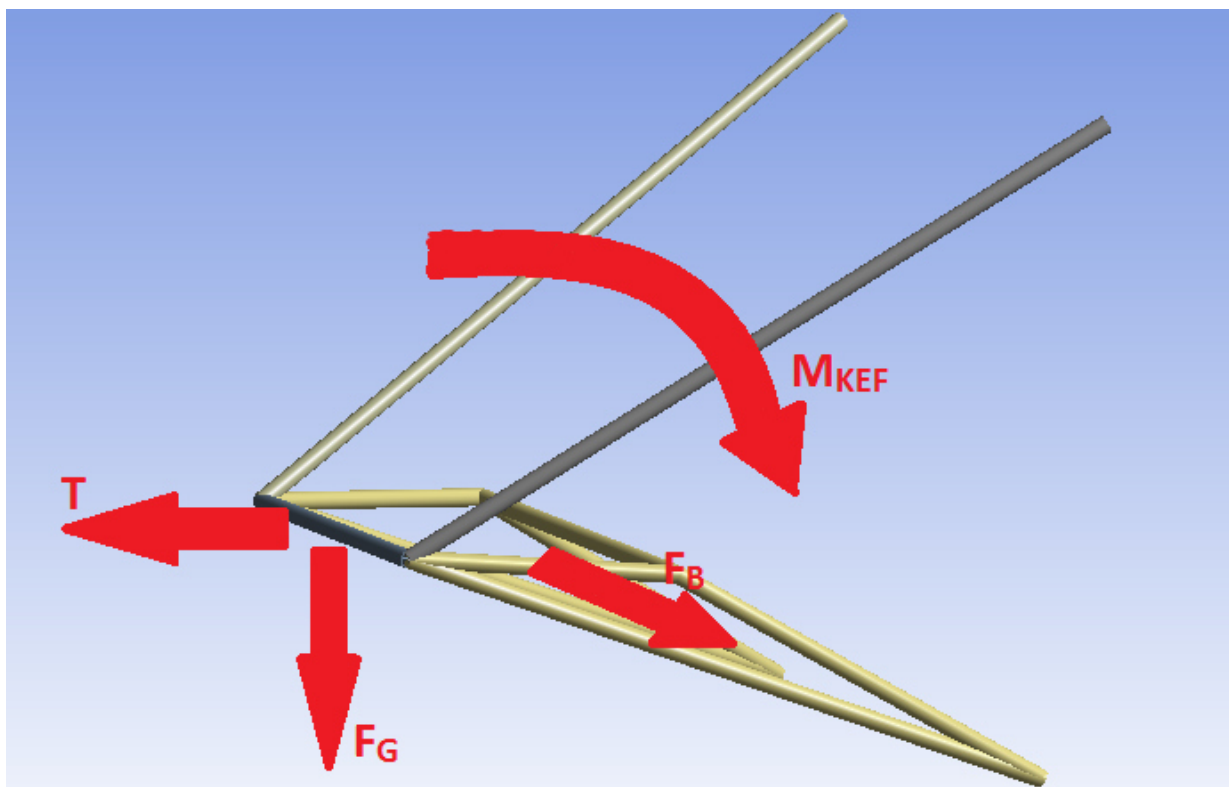
$$T = \frac{P}{V_A} = \frac{26400}{41,66} = 633,7N$$

10.1.3 Výpočet pro případ bočního zatížení.

Dále musí být lože navrženo na provozní obrátový násobek zatížení v bočním směru ne menší než 1/3 násobku obrátu pro případ "A" obálky obrátů, tj. 1/3 n_1 dle ustanovení kapitoly C, oddíl III, bod1.

$$F_B = \frac{1}{3} \cdot n_1 \cdot m_M \cdot g = \frac{1}{3} \cdot 4 \cdot 53 \cdot 9,81 = 693,24N$$

Žádná další síla v tomto směru nepůsobí.

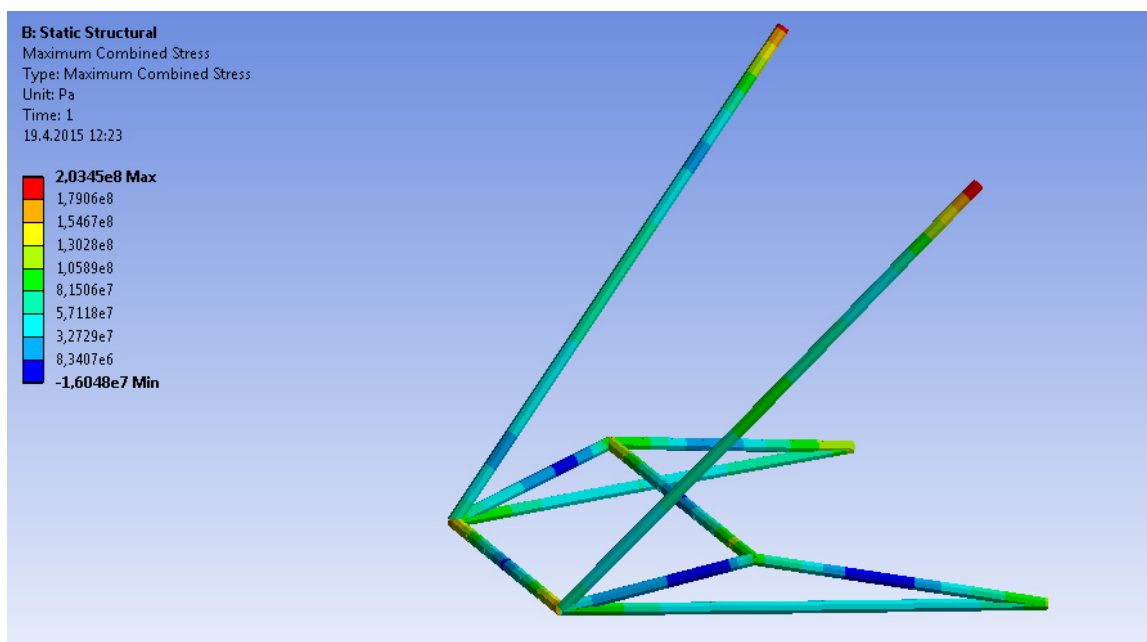


Obrázek 10.1 Zatížení motorového lože

10.2 Konstrukční Návrh motorového lože

Návrh motorového lože byl proveden na základě konstrukcí loží pro tento typ motoru, požadavku předpisu UL-2 na minimální koeficient bezpečnosti $k_k = 1,5$ a na základě rozměrů motoru. Konstrukce je příhradová z oceli 11 503 s mezí kluzu $R_e = 335 \text{ MPa}$. Trubky mají mezikruhový průřez o vnitřním průměru 14 mm a tloušťce stěny 1,5 mm.

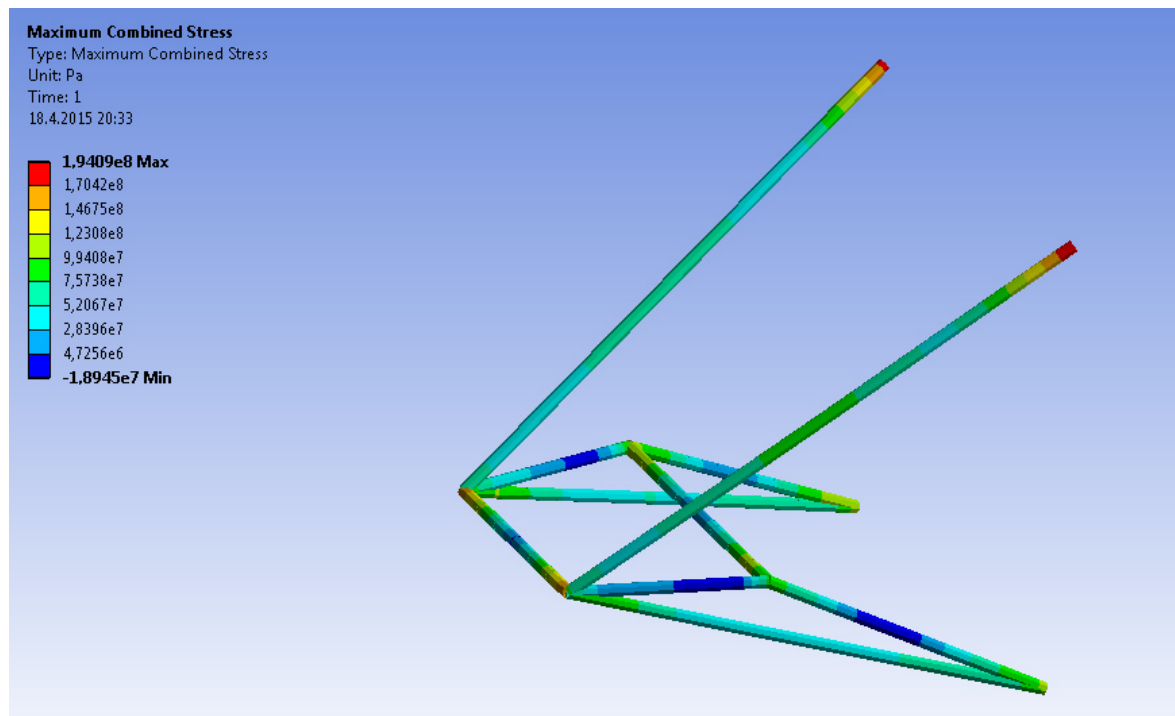
Pevnostní výpočet byl proveden v programu ANSYS. Maximální kombinované napětí pro případ zatížení dle bodu 1 je $\sigma_{red} = 203 \text{ MPa}$, maximální kombinované napětí pro zatížení dle bodu 2 $\sigma_{red} = 194 \text{ MPa}$. Koeficient bezpečnosti je počítán k mezi kluzu. Výkres motorového lože je uveden v příloze 5.



Obrázek 10.2 Zátížení motorového lože dle bodu 1 – maximální krut

Koeficient bezpečnosti vůči mezi kluzu pro případ zatížení dle bodu 1:

$$k_k = \frac{R_e}{\sigma_{red}} = \frac{335}{203} = 1,64$$



Obrázek 10.3 Zátížení motorového lože dle bodu 2 – maximální ohyb

Koeficient bezpečnosti vůči mezi kluzu pro případ zatížení dle bodu 2:

$$k_k = \frac{R_e}{\sigma_{red}} = \frac{335}{194} = 1,72$$

11 Závěr

Cílem práce bylo provést koncepční návrh jednomístného hornokřídleho letounu kategorie UL-2, do 300kg maximální vzletové hmotnosti, celokovové konstrukce a s využitím kompozitních dílů, na základě letounů podobných parametrů.

V první části práce bylo porovnáno 9 ultralehkých jednomístných letounů, spadajících svými vlastnostmi do této kategorie. Na základě výsledků této analýzy byly navrženy základní koncepční parametry.

Byl vytvořen koncepční návrh hornokřídleho letounu s motorem umístěným v přídi a s ostruhovým podvozkem. Tato koncepce na trhu zatím není, k čemuž bylo přihlíženo. Konstrukce je celokovová, s kompozitními konci křídel a VOP a podvozkových noh hlavního podvozku.

Rozpětí křídla činí 7,7 m, plocha křídla je 7,35 m². Pádová rychlost bez vztlačových klapek je stanovena na 75 km/hod. Pádová rychlost v přistávací konfiguraci je díky vztlačovým klapkám nižší než požadovaných 65 km/hod.

Bylo zvoleno křídlo obdélníkového půdorysného tvaru, které vyniká svými vhodnými vlastnostmi při přetažení a je snadné na výrobu.

Hmotnost prázdného letounu byla odhadnuta na 144,5 kg. Užitečné zatížení potom činí 155,5 kg.

Jako pohonná jednotka byl zvolen dvoutaktní motor Rotax 582 UL DCDi o výkonu 65 Hp, vzhledem k jeho celosvětovému rozšíření, pozitivním zkušenostem a velmi husté síti servisních středisek.

V poslední části bylo spočítáno zatížení motorového lože na základě zvoleného motoru, proveden jeho návrh a výpočet únosnosti navržené konstrukce programem ANSYS.

12 Seznam použitých zdrojů

- [1] 1700 R Hi-MAX. *Team Mini-Max: The World's Finest Ultralight and Light Sport Aircraft Kits and Plans* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.teammini-max.com/aircraft/1700r-hi-max/>
- [2] 582 UL. *Nisso Dekalo LTD - Aircraft Parts, Engines, Avionics, Autopilot, Navigation, Instruments* [online]. © 2015 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: <http://www.fly-supply.net/Default.asp?sType=0&PageId=59871>
- [3] ATEC 212 SOLO Technická data. *ATEC V.O.S: Český výrobce ultralightů* [online]. ©2007-2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.atecaircraft.eu/letadla/solo/technicka-data/>
- [4] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PÍŠTĚK. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*. Brno: -, 1997. ISBN -
- [5] *Dat Wiki* [online]. 2015 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: www.datwiki.net/
- [6] Earthstar Gull 2000. *Sport Aviation Magazine* [online]. 2015 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: http://www.sportaviationmagazine.com/gull2000_earthstar_aircraft/pictures.html
- [7] Gryf ULM-1. *Gryfair* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.gryfair.cz/cz/gryf-design/ul-letadla/350-gryf-ulm-1>
- [8] Interplane ZJ-Viera, G-CFAP, Flylight Airsports Ltd. *Air-Britain Photografic Images Collection* [online]. © 2006 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: <http://www.abpic.co.uk/photo/1173541/>
- [9] OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů*. 1999.
- [10] Letov LK-2 Sluka. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Letov_LK-2_Sluka
- [11] Merlin 100 UL. *TechProAviation* [online]. 2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://techproaviation.com/katalog-detail/letadla/merlin-100-ul?lang=cz>
- [12] Motor 3203 E/V. *Hirth motoren* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-22]. Dostupné z: <http://www.hirth-motoren.de/de/motor-3203.html>
- [13] NACA 0009. *Airfoil Tools* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-22]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0009-il>
- [14] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O Letadlech* [online]. 2006- [cit. 2015-03-22]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/>

- [15] Opory - Konstrukce. *Letecký ústav FSI VUT v Brně* [online]. 2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/construction.php#9.2>
- [16] Photos: Team Hi-Max Aircraft Pictures. *Airliners.net* [online]. ©2015 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/Team-Hi-Max/2336204/&sid=9a1ef21797baaccdd8dd079dbe0dc2d7>
- [17] *Pilot's operating handbook and flight manual for Gryf ULM-1* [PDF]. 1990, 15 s. [cit. 18.3.2015]. Dostupné z: <http://www.gryfair.cz>
- [18] LETECKÁ AMATÉRSKÁ ASOCIACE ČR. *Předpis UL-2 I. Část: Požadavky letové způsobilosti SLZ* [PDF]. 2002, 58 s. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/>
- [19] *Rotax: Aircraft Engines* [online]. ©2011- [cit. 2015-03-22]. Dostupné z: www.flyrotax.com
- [20] SD 1. *SD Planes* [online]. ©2013 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.sdplanes.com/new/category/sd-1/>
- [21] SD-1 Minisport. *Skyraft Airplanes* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.skyraftairplanes.com/sd-1-minisport/>
- [22] Skyleader 100. *Skyleader* [online]. ©2014 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.skyleader.aero/en/skyleader-100>
- [23] SM 701. *Airfoil Tools* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-22]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sm701-il>
- [24] Specifications. *Earthstar Aircraft* [online]. ©2015 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.thundergull.com/specifications.htm>
- [25] Where are these different types of aircraft wing shapes used ?. *Function Space* [online]. © 2014 [cit. 2015-04-20]. Dostupné z: <http://functionspace.org/topic/3958/Where-are-these-different-types-of-aircraft-wing-shapes-used-->
- [26] ZJ-Viera. *Ivanov Aircraft s.r.o.* [online]. ©2012 [cit. 2015-03-18]. Dostupné z: <http://www.ivanovaero.cz/zj-viera/>

13 Seznam použitých symbolů a zkratek

Tabulka 13.1 Seznam použitých symbolů a zkratek

Symbol	Jednotka	Význam
α	[°]	Úhel
λ	[-]	Štíhlost
ρ	[kgm ³]	Hustota vzduchu
σ	[Pa]	Napětí
μ	[-]	Relativní hmotnostní poměr
a	[rad ⁻¹]	Sklon křivky vztlakové čáry křídla
A_{SOP}	[-]	Mohutnost SOP
b	[m]	Rozpětí
c	[m]	Hloubka křídla
c_l	[-]	Součinitel vztlaku profilu
c_L	[-]	Součinitel vztlaku křídla
c_{SAT}	[m]	Hloubka střední aerodynamické tělivy
F	[N]	Síla
g	[ms ⁻²]	Gravitační zrychlení
G	[N]	Gravitační síla
k	[-]	Zmírňující součinitel
k_k	[-]	Koeficient bezpečnosti vůči mezi kluzu
l	[m]	Délka
l_{VOP}	[m]	Rameno vodorovné ocasní plochy
L	[N]	Vztlaková síla
m	[kg]	Hmotnost
M	[Nm]	Krouticí moment
n	[min ⁻¹]	Otáčky
R_e	[Pa]	Mez kluzu
S	[m ²]	Plocha
T	[N]	Tah
V_A	[km/hod]	Návrhová rychlost obratu
V_D	[km/hod]	Návrhová maximální rychlost strmého letu
V_G	[km/hod]	Návrhová rychlost obratu při letu na zádech
V_H	[km/hod]	Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním
V_{S0}	[km/hod]	Pádová rychlost v přistávací konfiguraci
V_{S1}	[km/hod]	Pádová rychlost
V_{SG}	[km/hod]	Pádová rychlost letu na zádech
V_{VOP}	[-]	Mohutnost VOP
$\bar{x}$	[%]	Centráž
SAT	[-]	Střední aerodynamická těliva
SOP	[-]	Svislá ocasní plocha
ULL	[-]	Ultra lehký letoun
VOP	[-]	Vodorovná ocasní plocha

14 Seznam obrázků a tabulek

14.1 Seznam obrázků

Tabulka 14.1 Seznam obrázků

Číslo	Popis	Stránka
3.1	Letoun ATEC 212 SOLO	14
3.2	Letoun Sky-craft SD-1 Minisport	15
3.3	Letoun Gryf ULM-1	16
3.4	Letoun Letov LK-2 Sluka	17
3.5	Letoun Skyleader 100	18
3.6	Letoun ZJ-Viera	19
3.7	Letoun Gull 2000	20
3.8	Letoun 1700R Hi-Max	21
3.9	Letoun Merlin 100	22
4.1	Vertikální umístění hlavních nosných ploch	26
4.2	Půdorysné tvary křídla	26
4.3	Přídový podvozek	27
4.4	Ostruhový podvozek	27
4.5	Vertikální uspořádání ocasních ploch	28
5.1	Profil SM 701	29
5.2	Výsledný tvar křídla	30
5.3	Polára křídla	32
5.4	Vztlaková křivka	32
6.1	Geometrický tvar VOP	33
6.2	Profil NACA 0009	33
6.3	Geometrický tvar SOP	34
7.1	Motor Rotax 582 UL DCDi	36
8.1	Centrážní diagram	38
9.1	Obálka obrátů	40
9.2	Poryvová obálka	41
9.3	Obálka zatížení	42
10.1	Zatížení motorového lože	45
10.2	Zatížení motorového lože dle bodu 1 – maximální krut	46
10.3	Zatížení motorového lože dle bodu 2 – maximální ohyb	46
P1.1	Bokorys	53
P1.2	Přední pohled	53
P1.3	Půdorys	54
P2.1	Charakteristiky profilu SM 701	55
P3.1	Vztlaková čára profilu NACA 0009	57
P4.1	Ceník motoru Rotax 582 UL DCDi	58
P5.1	Výkresová dokumentace motorového lože	59

14.2 Seznam tabulek

Tabulka 14.2 Seznam tabulek

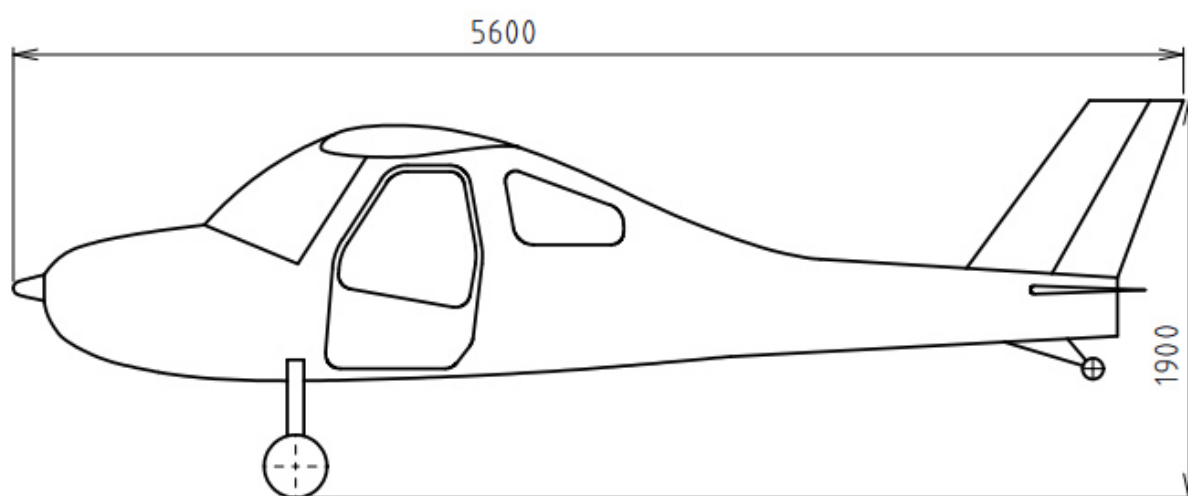
Číslo	Popisek	Stránka
3.1	Parametry letounu Atec 212 SOLO	14
3.2	Parametry letounu Sky-craft SD-1 Minisport	15
3.3	Parametry letounu Gryf ULM-1	16
3.4	Parametry letounu Letov LK-2 Sluka	17
3.5	Parametry letounu Skyleader 100	18
3.6	Parametry letounu ZJ-Viera	19
3.7	Parametry letounu Gull 2000	20
3.8	Parametry letounu 1700R Hi-Max	21
3.9	Parametry letounu Merlin 100	22
3.10	Shrnutí parametrů	24
5.1	Součinitele vztlaku křídla pro dosažení V_{S0} vybraných letounů	31
7.1	Parametry motoru Rotax 582 UL DCDi	35
7.2	Parametry motoru Hirth F3203 E/V	36
8.1	Hmotnostní rozbor	37
8.2	Centráže	38
10.1	Parametry významných režimů motoru	43
13.1	Seznam použitých symbolů a zkratek	50
14.1	Seznam obrázků	51
14.2	Seznam tabulek	52
P3.1	Parametry profilu NACA 0009	56

Přílohy

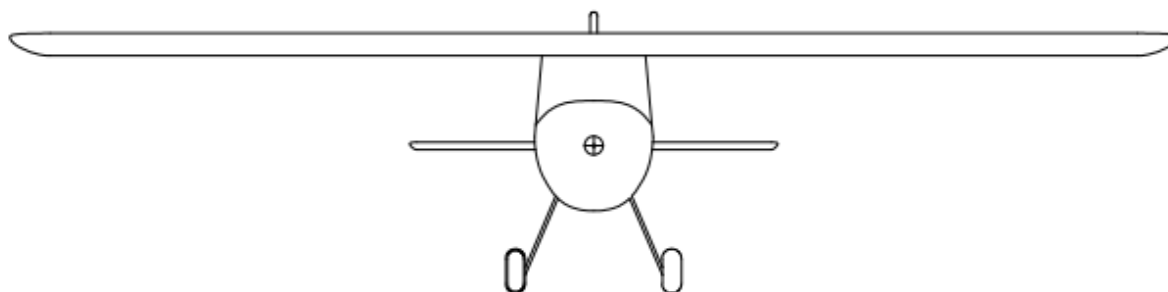
Seznam příloh

- 1 Muška letounu
- 2 Parametry profilu SM 701
- 3 Parametry profilu NACA 0009
- 4 Ceník motoru Rotax 582 UL DCDi
- 5 Výkresová dokumentace motorového lože

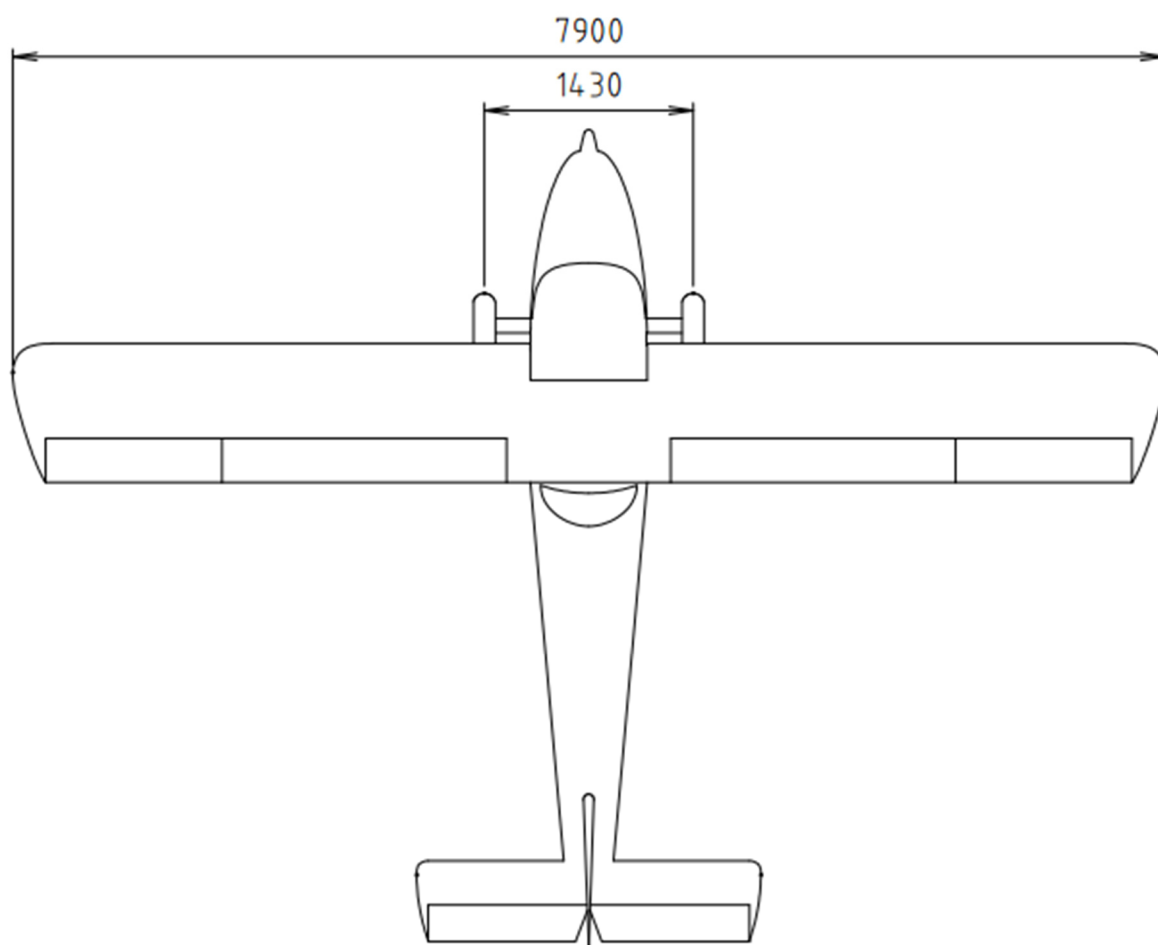
Příloha 1: Výkresová dokumentace



Obrázek P1.1 Bokorys

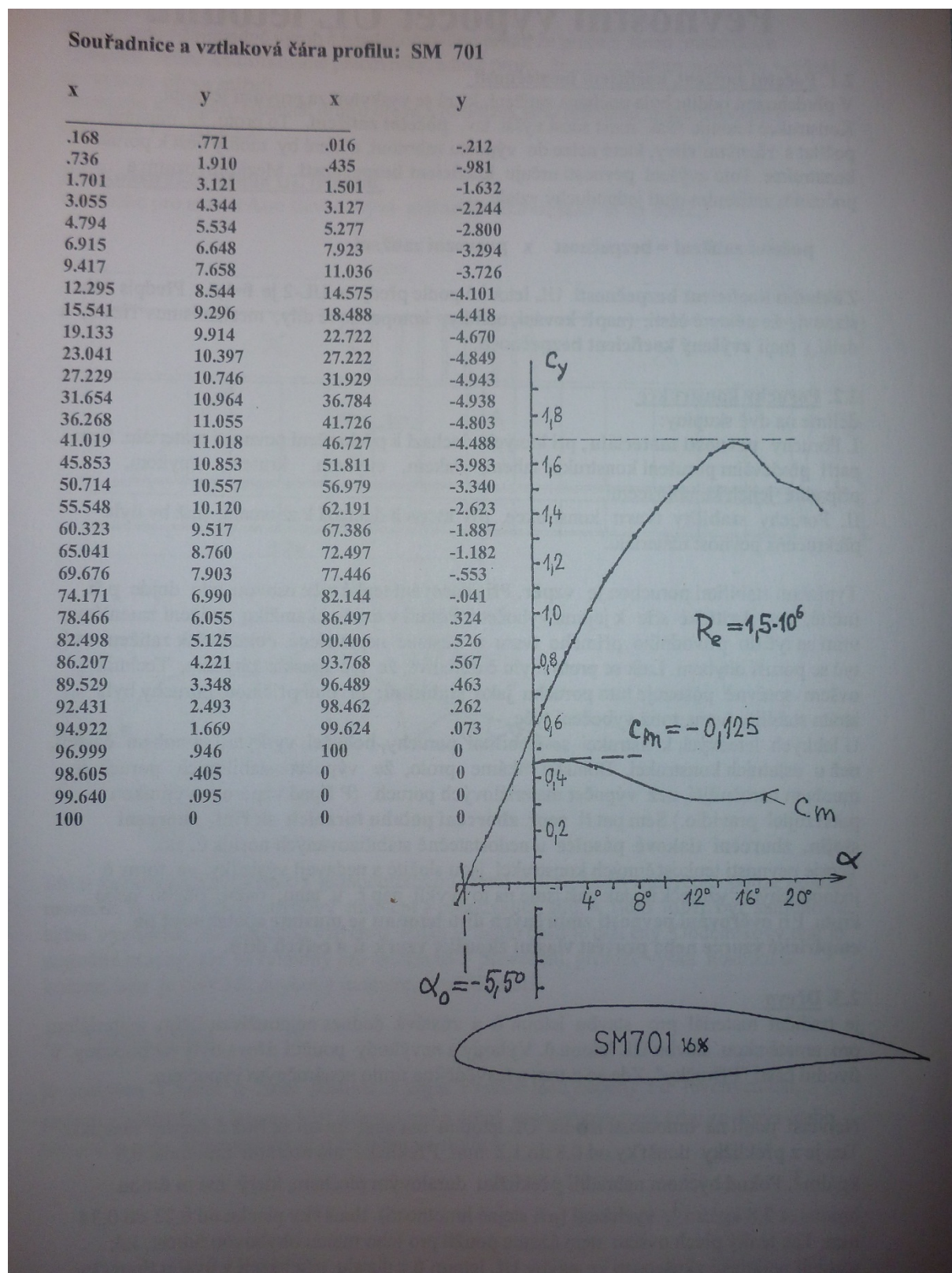


Obrázek P1.2 Přední pohled



Obrázek P1.3 Půdorys

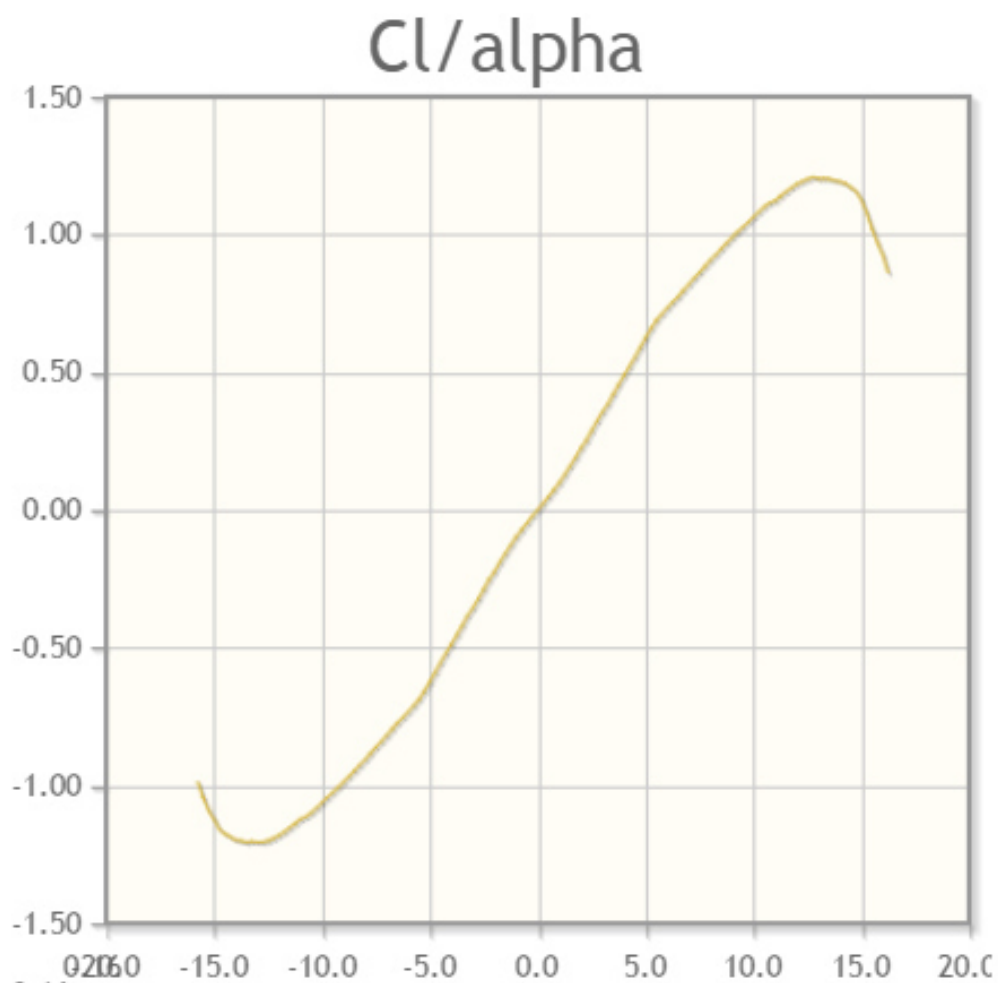
Příloha 2 Parametry profilu SM 701



Obrázek P2.1 Charakteristiky profilu SM 701 [9]

Příloha 3 Parametry profilu NACA 0009

x	y	x	y
1	0	0	0
0,99572	0,00057	0,00107	-0,00349
0,98296	0,00218	0,00428	-0,00767
0,96194	0,00463	0,00961	-0,01214
0,93301	0,0077	0,01704	-0,01646
0,89668	0,01127	0,02653	-0,02039
0,85355	0,01522	0,03806	-0,02395
0,80438	0,01945	0,05156	-0,0272
0,75	0,02384	0,06699	-0,03023
0,69134	0,02823	0,08427	-0,03305
0,62941	0,03247	0,10332	-0,03564
0,56526	0,03638	0,12408	-0,03795
0,5	0,03978	0,14645	-0,03994
0,43474	0,04248	0,17033	-0,04161
0,37059	0,04431	0,19562	-0,04295
0,33928	0,04484	0,22221	-0,04397
0,30866	0,04509	0,25	-0,04466
0,27886	0,04504	0,27886	-0,04504
0,25	0,04466	0,30866	-0,04509
0,22221	0,04397	0,33928	-0,04484
0,19562	0,04295	0,37059	-0,04431
0,17033	0,04161	0,43474	-0,04248
0,14645	0,03994	0,5	-0,03978
0,12408	0,03795	0,56526	-0,03638
0,10332	0,03564	0,62941	-0,03247
0,08427	0,03305	0,69134	-0,02823
0,06699	0,03023	0,75	-0,02384
0,05156	0,0272	0,80438	-0,01945
0,03806	0,02395	0,85355	-0,01522
0,02653	0,02039	0,89668	-0,01127
0,01704	0,01646	0,93301	-0,0077
0,00961	0,01214	0,96194	-0,00463
0,00428	0,00767	0,98296	-0,00218
0,00107	0,00349	0,99572	-0,00057
0	0	1	0



Obrázek P3.1 Vztlaková křivka profilu NACA 0009

Příloha 4 Ceník motoru Rotax 582 UL DCDi

TEVESO s.r.o.Prodej a servis
leteckých motorů ROTAXAUTHORISED DISTRIBUTOR
ROTAX
AIRCRAFT ENGINES**CENÍK MOTORU ROTAX 582 PRO ROK 2015**Ceny platí od 1.1.2015 do 31.12.2015
Ceny jsou uvedeny v EUR bez DPH**MOTOR ROTAX 582 UL DCDi**

cena bez DPH

4 053,00verze 395820020* NEBO 395820030** - Model 99, necertifikovaný
ASTM- splňuje požadavky pro experimentní a light sport aircraftzdvojené bezkontaktní zapalování (dual C.D.I.)
chlazený kapalinou
2 válcový motorruční startér
2 karburátory BING
olejové čerpadlo odděleného mazání
palivové čerpadlo
olejová nádržka pro mazání náhonu rotačního šoupátka
vodní čerpadlo
termostát
viskozitní tlumič
AC alternátor (12V 170 W)
výfukový systém

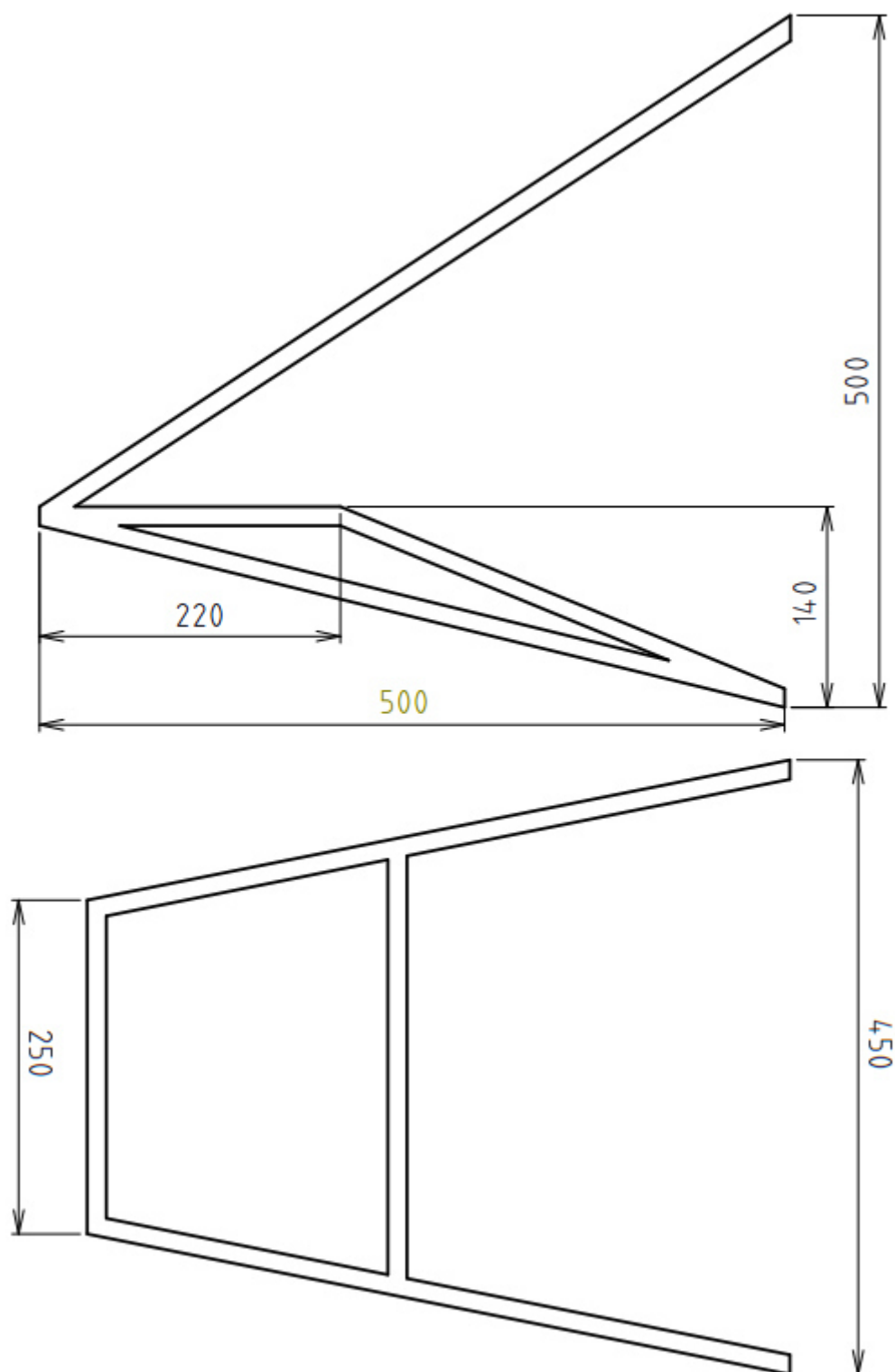
obrázek motoru 582 s příslušenstvím

* verze s karburátory otryskovanými na provoz bez tlumiče sání
** verze s karburátory otryskovanými na provoz s tlumičem sání

REDUKTOR TYP "B" i = 2,58	556,00
pro vrtule s hmotnostním momentem setrvačností do max. 3000 kgm ²	
REDUKTOR TYP "C" i = 2,62/3,00/3,47/4,00	972,00
pro vrtule s hmotnostním momentem setrvačností do max. 6000 kgm ²	
REDUKTOR TYP "E" s vestavním el.startérem i = 2,62/3,00/3,47/4,00+*	1 377,00
pro vrtule s hmotnostním momentem setrvačností do max. 6000 kgm ²	
995 926 ELEKTRICKÝ STARTÉR (na straně alternátoru)	495,00
264 870 USMĚRŇOVAČ TRÍFÁZOVÝ	69,00
881 465 OLEJOVÁ NÁDRŽ S KONZOLOU	117,00
881 460 OLEJOVÁ NÁDRŽ	88,00
825 551 VZDUCHOVÝ FILTR KUŽELOVÝ	27,10
825 723 VZDUCHOVÝ FILTR ZDVOJENÝ	47,00
825 511 VZDUCHOVÝ FILTR PRO TLUMIČ SÁNÍ	36,00
825 743 TLUMIČ SÁNÍ S MONTÁŽNÍ SADOU	153,00
978 650 DOTLUMOVAČ VÝFUKU	81,00
995 698 CHLADIČ JEDNODÍLNÝ BEZ ZÁTKY	292,00
881 433 CHLADIČ DVOUDÍLNÝ VYSOKÝ	490,00
922 312 EXPANZNÍ NÁDRŽ	78,00
922 317 PŘEPADOVÁ NÁDRŽ	26,00
861 620 NASTŘIKOVACÍ PUMPA PRIMER	55,00
966 405 ELEKTRONICKÝ OTÁČKOMĚR	125,00
874 240 TLAKOMĚR PALIVA	72,00
336 010 CHT TEPLOMĚR POD SVÍČKU včetně čidla	B=N 86,00
336 020 DCHT ZDVOJENÝ TEPLOMĚR POD SVÍČKU včetně čidla	B=N 115,00
336 030 EGT TEPLOMĚR VÝFUKOVÝCH PLYNŮ včetně čidla	B=N 88,00
336 040 DEGT ZDVOJENÝ TEPLOMĚR VÝFUKOVÝCH PLYNŮ včetně čidla	B=N 151,00
336 050 CHT/EGT KOMBINOVANÝ TEPLOMĚR HLAVY VÁLCE A VÝFUKU včetně čidla	B=N 150,00
336 060 TEPLOMĚR CHLADICÍ KAPALINY včetně čidla	B=N 83,00
B=N na tyto položky se nevztahuje sleva	

Obrázek P4.0.1 Ceník motoru Rotax 582 UL DCDi

Příloha 5 Výkresová dokumentace motorového lože



Obrázek P5.0.1 Výkresová dokumentace motorového lože

