

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA STROJNÍ
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNICKY**



**DIPLOMOVÁ PRÁCE
NÁVRH ALTERNATIVNÍHO
ELEKTRICKÉHO POHONU LETOUNU
L13 VIVAT**

2019

EVA RAICHLOVÁ

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Raichlová** Jméno: **Eva** Osobní číslo: **419784**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh alternativního elektrického pohonu letounu L13 Vivat

Název diplomové práce anglicky:

Design of alternative electric propulsion for L13 Vivat airplane

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Návrh remotorizace ohledně letové výkony
- 3) Návrh konstrukčních úprav
- 4) Návrh dimenzí konstrukčních úprav

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **02.08.2019**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracovala samostatně a že jsem uvedla v příloženém seznamu veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací, vydaným ČVUT v Praze 1. 7. 2009.

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

V Praze dne 2.7.2019

Podpis

Poděkování

Tímto bych chtěla poděkovat svému vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Jiřímu Brabcovi Ph.D. za cenné rady a připomínky, ochotu a trpělivost při vedení této práce. Dále bych chtěla poděkovat svým kolegům především panu Ing. Oldřichu Cimbálkovi, panu Ing. Václavu Křížkovi, panu Jaroslavou Nedorostovi a panu Ing. Iliyasu Boztayevovi za cenné rady a sdělené zkušenosti z praxe. V neposlední řadě bych chtěla poděkovat za rady ohledně elektrické oblasti práce panu Borisovi Guičovi. Dále bych chtěla poděkovat svojí rodině za důležitou podporu během celého studia.

Anotace

Tato diplomová práce se zabývá návrhem remotorizace motorizovaného kluzáku L-13 Vivat elektrickým pohonem. Součástí práce je rozbor současného stavu letounu a předpisové základny, ze kterého se následně vychází při výběru elektrického pohonu a baterií, výpočtu letových výkonů, konstrukčním návrhu zástavby a pevnostním výpočtu vedoucím k dimenzování návrhu zástavby.

Klíčová slova:

Letoun, elektromotor, baterie, předpisová základna, výkon, účinnost, kapacita baterií, násobek, zatížení

Abstract:

This thesis deal with draft of remotorization with electric motor of motorized glider L-13 Vivat. The part of the thesis is analysis of actual condition of the glider and regulation base, which are used for choise of electric motor and batteries, calculation of flight performance, design of placement electric motor and batteries and strenght calculation which for dimensioning design of placement.

Key words:

Airplane, electric motor, batteries, regulation base, performance, efficiency, capacity of batteries, load

Obsah

Seznam použitých symbolů	7
1. Úvod	11
2. Rozbor současného stavu	12
2.1 Všeobecný popis	12
2.2 Aerodynamické charakteristiky	14
2.3 Návrhové rychlosti	14
2.4 Hmotnosti a centráže	15
2.4.1 Hmotnosti	15
2.4.2 Centráž	15
2.5 Provozní násobky, výkony	16
3. Rozbor předpisů	18
3.1 CS-22	18
3.2 EASA.A.083	21
4. Návrh remotorizace	25
4.1 Výběr pohonné jednotky a baterií	25
4.1.1 Výpočet kapacity baterií při zástavbě motoru REX 90	26
4.1.2 Výpočet kapacity baterií při zástavbě motoru REB 90	27
5. Letové výkony	28
5.1 Stanovení poláry letounu	28
5.2 Výpočet potřebného tahu a výkonu	31
5.3 Výpočet vytrvalosti a doletu v různých režimech	32
5.3.1 Výpočet stoupacích rychlostí	32
5.3.2 Výpočet rozjezdu, rozletu a přechodového oblouku	33
5.3.3 Navigační let	36
5.3.4 Lety v zóně	38
5.3.5 Okruhy	40
5.3.6 Srovnání	44
6. Umístění baterií a motoru	45
7. Návrh konstrukčních úprav	49
7.1 Uložení bateriových článků	49
7.2 Modifikace motorového lože a krytů motoru	59
8. Návrh dimenzí konstrukčních úprav	62
8.1 Postup výpočtu	62
8.2 Pevnostní výpočet konstrukcí pro uložení baterií	63
8.2.1 Popis úprav návrhu konstrukce	66

8.2.2	Kontrola pevnosti šroubů	68
8.3	Pevnostní výpočet motorového lože.....	69
9.	Závěr	72
10.	Zdroje.....	73
	Seznam příloh.....	75

Seznam použitých symbolů

P_{max}	Maximální výkon motoru
$P_{max,omezeno}$	Maximální výkon motoru omezený kvůli minimalizaci ztrát výkonu vlivem vybíjení baterií
$U_{\check{c}l max}$	Maximální napětí bateriového článku
$U_{\check{c}l nom}$	Nominální napětí bateriového článku
n_s	Počet článků řazených sériově
$U_{potř}$	Napájecí napětí elektromotoru
$U_{\check{c}l max}$	Maximální napětí bateriového článku
$m_{\check{c}l}$	Hmotnost bateriového článku
m_s	Hmotnost článků řazených sériově
n_p	Počet paralelně řazených sériových sekcí článků
$c_{\check{c}l}$	Kapacita jednoho bateriového článku
c	Celková kapacita baterií
\bar{U}	Střední hodnota napětí článku
C_e	Celková hustota energie uložená v plně nabitých bateriích
P_{cest}	Výkon při cestovním režimu
C_{nev}	Nevyčerpatelná hustota energie baterií
η_p	Účinnost pohonné jednotky
η_e	Účinnost elektrické soustavy
v_z	Stoupací rychlost
v_x	Rychlost letu v přímém směru
v	Rychlost letu
$\bar{\gamma}$	Úhel stoupání
C_L	Součinitel vztlaku
C_D	Součinitel odporu
$\bar{C}_{dp min}$	Minimální součinitel odporu
C_{Li}	Součinitel vztlaku při minimálním odporu
C_{Lmax}	Maximální součinitel vztlaku

C_{Dp}	Součinitel vztlaku určený výpočtem
T_p	Potřebný tah
ρ	Hustota vzduchu na hladině moře dle MSA
S	Plocha křídla
P_p	Potřebný výkon
v_{zmax}	Maximální stoupací rychlost
ΔP_{max}	Rozdíl výkonu maximálního a potřebného k překonání odporu
G	Gravitační síla
γ_{max}	Maximální úhel stoupání
m	Hmotnost letounu
a	Zrychlení
$\eta_{p,vzlet}$	Účinnost pohonné jednotky při vzletu
t	Čas
l_0	Délka přechodového oblouku
g	Gravitační konstanta
C_{start}	Kapacita potřebná pro vzlet letounu
t_{stoup}	Čas potřebný pro vystoupení do určité výšky
h	Výška letu
C_{stoup}	Kapacita spotřebovaná pro vystoupení do určité výšky
t_{celk}	Vytrvalost pro navigační let
l_{trasa}	Dolet
n_{stoup}	Počet možných vystoupení do určité výšky
t_{let}	Vytrvalost pro lety v zóně
n_{Tmax}	Násobek v zatáčce pro maximální tah
$r_{min,Tmax}$	Minimální poloměr zatáčky při maximálním tahu
T_{max}	Maximální tah
$r_{min,C_{Lmax}}$	Minimální poloměr zatáčky při maximálním součiniteli vztlaku
$r_{min,n_{max}}$	Minimální poloměr zatáčky při maximálním povoleném násobku
Φ	Úhel příčného sklonu
n_ϕ	Násobek v ustálené zatáčce při daném úhlu příčného sklonu

$r_{min,\phi}$	Minimální poloměr ustálené zatáčky při daném úhlu příčného sklonu
$t_{min,CLmax}$	Minimální čas potřebný pro provedení zatáčky o 360° při uvažování omezením maximálním součinitelem vztlaku
$t_{min,Tmax}$	Minimální čas potřebný pro provedení zatáčky o 360° při uvažování omezením maximálním tahem
$t_{min,\phi}$	Minimální čas potřebný pro provedení zatáčky o 360° při uvažování omezením maximálním určeným úhlem příčného sklonu
$t_{vod.let}$	Čas ve vodorovném přímočarém letu
t_{zat}	Čas potřebný pro provedení zatáčky o 360°
$P_{P,zat}$	Potřebný výkon pro provedení zatáčky
C_{okruh}	Kapacita potřebná pro provedení okruhu
$n_{okruhů}$	Maximální možný počet okruhů proveditelný na jedno nabití baterií
m_{oew}	Prázdná hmotnost letounu
$m_{fl,max}$	Maximální hmotnost paliva
x_t	Poloha těžiště prázdného letounu
x_{fl}	Poloha těžiště plné nádrže
$x_{t,s palivem}$	Poloha těžiště letounu s plně natankovanou nádrží
m_{mot}	Hmotnost motoru
x_{mot}	Poloha těžiště motoru
$x_{t,bez mot.}$	Poloha těžiště prázdného letounu bez motoru
m_{bat}	Hmotnost bateriových článků v jednom boxu
$m_{el.mot}$	Hmotnost elektromotoru
$x_{i,bat}$	Poloha těžiště bateriového boxu
$x_{el.mot}$	Poloha těžiště elektromotoru
$x_{t1,nové}$	Nová poloha těžiště prázdného letounu se všemi instalovanými bateriovými boxy
$x_{t2,nové}; x_{t3,nové}$	Nové polohy těžiště prázdného letounu s částí bateriových boxů
f	Součinitel bezpečnosti
F_i	Síla působící na úložiště bateriových boxů od hmotnosti bateriových článků
P_F	Tlak od síly F_i působící na úložiště bateriových boxů
$S_{i,ú}$	Plocha úložiště bateriových boxů na kterou působí tlak P_F
F_S	Maximální střížná síla, kterou je možno působit na šroub

R_m	Mez pevnosti v tahu
S_{ξ}	Plocha šroubu určená nejmenším průměrem šroubu
f_{ξ}	Rozšiřující součinitel bezpečnosti pro šroubové spoje
σ	Tahové napětí
F_T	Tahová síla
$M_{K,max}$	Maximální kroutící moment motoru
F_k	Síla od kroutícího momentu motoru přenášená šrouby
F_{mot}	Síla působící na lože od hmotnosti elektromotoru a vrtule
m_{vrt}	Hmotnost vrtule
l_{mot}	Vzdálenost těžiště elektromotoru od přední části motorového lože
l_{vrt}	Vzdálenost těžiště vrtule od přední části motorového lože
$M_{o,\xi r}$	Ohybový moment působící na šrouby od hmotnosti elektromotoru a vrtule

1. Úvod

Tato diplomová práce se zabývá výběrem a návrhem zástavby elektrického pohonu pro letoun L-13 Vivat jako náhradu původní motorové jednotky Walter Mikron III. Diplomová práce je zpracovávána na základě zadání od firmy Blanik Aircraft CZ, s.r.o., dle tohoto zadání je vyžadováno splnění následujících požadavků:

- 1) Výběr elektrického motoru a baterií, tak aby byly splněny následující výkonové a provozní parametry:
 - Maximální výkon motoru v rozmezí 50 až 80 kW
 - Schopnost navigačního letu na cestovním režimu ve výšce 1000 metrů v trvání dvou hodin
 - Provádění letů v zóně ve smyslu vystoupaní do výšky 1200 metrů a následné klesání zpět k zemi s případným prováděním obrátů. Tyto lety by měly být uvažovány v trvání 20 až 30 minut a letoun by měl být schopen je dvakrát až třikrát zopakovat na jedno nabytí baterií.
 - Provádění okruhů ve výšce 300 metrů v trvání okolo deseti minut.
- 2) Zhodnocení, zda současné dostupné prostředky pro elektrickou zástavbu jsou schopny plnit požadované výkonnostní a provozní parametry s ohledem na zachování stávající maximální vzletové hmotnosti.
- 3) Hrubý konstrukční návrh elektrického pohonu a baterií s ohledem na požadavky platných předpisů, zachování stávajícího rozsahu centráží, maximální vzletové hmotnosti a minimalizaci významných zásahů do konstrukce draku letounu.
- 4) Pevnostní rozvaha uchycení elektrického pohonu a baterií s ohledem na požadavky předpisu CS-22, zejména na požadavky odolnosti konstrukce letadla a zástavby při nouzovém přistání.

Cílem práce je tedy stanovit optimální řešení zástavby letounu L-13 Vivat elektrickým pohonem. Téma elektrických pohonů je v dnešní době stále aktuálnější, neboť se nabízí jako jedna z možných alternativ ke stávajícím spalovacím motorům, které jsou v dnešní době závislé na fosilních palivech a jako takové jsou do budoucna neudržitelné. Nicméně v letectví je použití elektrických pohonů poměrně novou záležitostí, což se odráží jak v nabídce takovýchto leteckých motorů, tak i zdrojů elektrické energie, jež by jednak byly certifikovány pro letectví a které respektovaly potřebu vysoké kapacity, a především nízké hmotnosti, jež je pro letectví obvykle důležitější než pro jiné obory.

Postup řešení diplomové práce je popsán v následujících odstavcích. Nejdříve je potřeba dohledat a provést rozbor veškerých podkladů potřebných pro návrh remotorizace, především z hlediska umístění elektrického motoru a baterií, a to i s ohledem na povolené centráže. Důležité je tedy zjistit umístění jednotlivých hmot na letounu, dále hmotnosti částí, jež budou při remotorizaci z letounu vyjmuty, jako je např. hmotnost původního motoru, plné nádrže atd. a také konstrukci letounu s ohledem na možnosti uchycení nově instalovaných hmot.

Pro návrh zástavby je také potřeba provést rozbor certifikační základny, podle které by se remotorizace certifikovala a nalézt a popsat body, jež budou touto změnou ovlivněny a jejichž splnění tedy bude potřeba dokázat. Vzhledem k tomu, že L-13 Vivat je motorizovaný kluzák, jeho certifikační základnou bude předpis CS-22. Původně byl kluzák certifikovaný podle předpisu BCAR, avšak veškeré významné změny prováděné v rámci Evropské unie se musí certifikovat dle platného předpisu podle kategorie, do které letoun spadá. Vzhledem k tomu, že předpis CS-22 počítá pouze s možností zástavby spalovacího motoru, je potřeba se také řídit dodatkem vydaným pro zástavby elektromotorů, tímto dodatkem je EASA.A.083.

V prvním kroku návrhu elektrické zástavby je tedy potřeba vyhledat použitelné elektrické motory určené pro letectví, které jsou na trhu a s ohledem na požadovaný výkon a minimální hmotnost vybrat nejvhodnější možnost pro zástavbu. V dalším kroku je potřeba nalézt a vybrat takové baterie, které budou schopny během letu dodat požadované napětí a výkon pro pohon motoru při maximálním výkonu. Množství baterií se bude odvíjet od maximální vzletové hmotnosti, hmotnost nového motoru a baterií tak přibližně nahradí hmotnost původního motoru a palivové nádrže.

Pro určené množství baterií se následně vypočítá jejich kapacita. Dále se spočítají z aerodynamických podkladů a z požadavků na letové režimy potřebné výkony. Z těchto vypočtených podkladů se určí vytrvalosti a dolety pro jednotlivé režimy, ty se potom srovnají jednak s charakteristikami letounu s původní motorizací, tak se případně porovnájí různé možnosti motorizace mezi sebou. Z tohoto srovnání se vybere optimální zástavba, která bude nejlépe vyhovovat výkonovým, letovým a vytrvalostním požadavkům.

Následně se již přejde k samotnému konstrukčnímu návrhu zástavby elektrického motoru a baterií. Pro uchycení motoru je stanoven požadavek, pokud možno využít motorové lože navržené pro uchycení motoru ROTAX 912. Vzhledem k tomu, že většina bateriových článků bude pravděpodobně umístěna v motorovém prostoru, je vhodné na toto lože uchytit i tyto baterie. Motorové lože tak bude potřeba modifikovat pro potřebu uchycení nového motoru a případně i baterií.

Po prvotním hrubém návrhu zástavby je potřeba pevnostně nadimenzovat jednotlivé prvky konstrukce zástavby a jejich uchycení, a to s ohledem na veškerá možná letová zatížení a zatížení při nouzovém přistání, zatížení od kroutícího momentu motoru a případně od pozemního zatížení, jež jsou stanoveny a popsány v předpisech.

V závěru práce se zhodnotí proveditelnost a vhodnost takové zástavby ve srovnání s letounem s původní zástavbou s motorem Walter Mikron III. Co se týče výkonů, vytrvalostí a doletů, složitosti konstrukce a náročnosti prováděné obsluhy a údržby.

2. Rozbor současného stavu

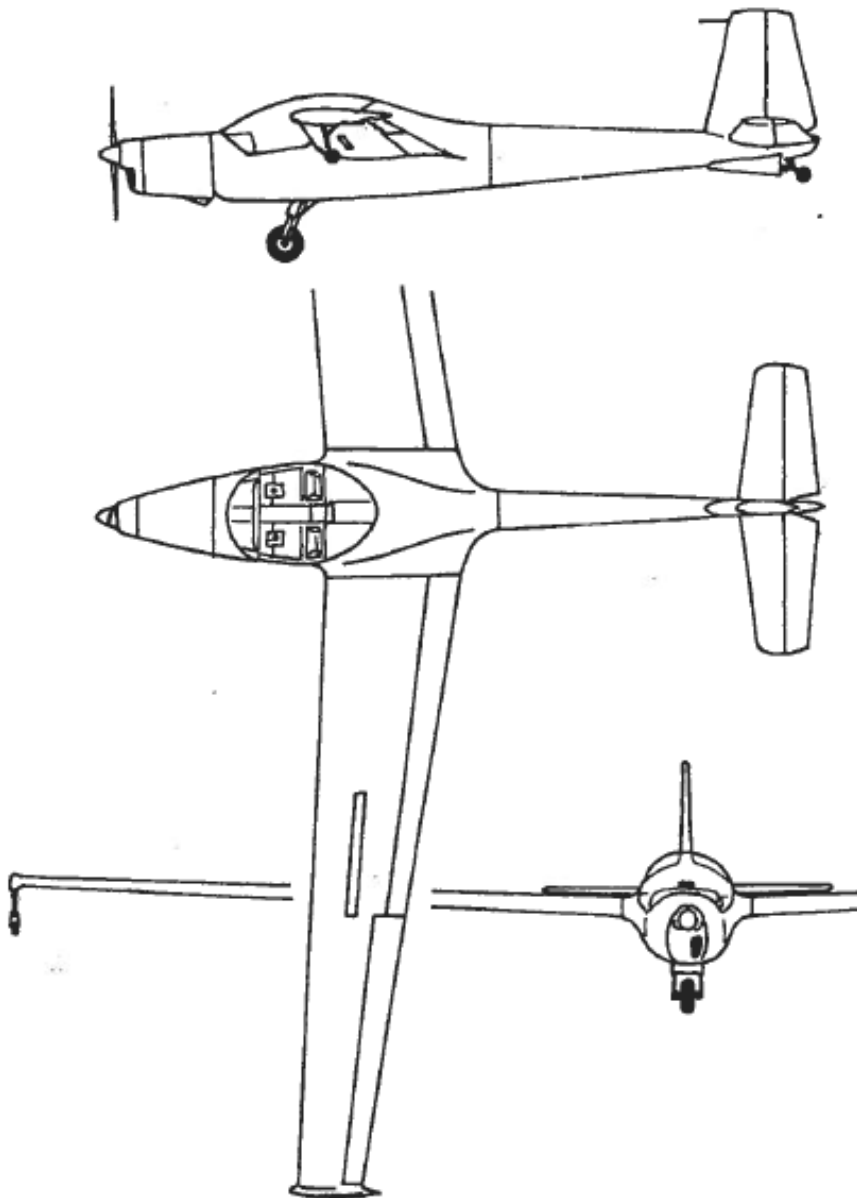
2.1 Všeobecný popis

L 13 Vivat je dvoumístný motorizovaný kluzák, středoplošník se sedadly vedle sebe. Jeho konstrukce vychází z kluzáku L 13 Blaník, konkrétně z něj byla převzatá konstrukce křídla, ocasních ploch a zadní části trupu. Střední část trupu je tvořena příhradovou konstrukcí ze svařených chrommolybdenových ocelových trubek překrytovaná skelným laminátem. Zadní část trupu tvoří duralová poloskořepina. Původní podvozek byl zatahovací typu tandem stejně jako je tomu u kluzáku L-13 Blaník.² Postaveny byly však i verze s pevným dvoukolovým podvozkem, ty nesly označení L-13SDM, pro letoun s motorem Mikron a L13-SDL, pro letoun s motorem Limbach.

Křídlo je jednonosníkové celokovové konstrukce tvořené z duralu s ocelovými závěsy. Křídlo je opatřeno vzdušnými brzdami a křídélky z duralové konstrukce potažené plátnem. V koncových vřetenech se nacházejí zatažitelné podvozky.²

Ocasní plochy jsou klasického uspořádání, použité jsou plechové duralové potahy na pevné plochy, na kormidla je použita duralová konstrukce potažená plátnem. Výšková kormidla jsou navíc vybavena vyvažovacími ploškami.²

Letoun L 13 Vivat byl vyráběn v různé motorizaci, a to konkrétně s motory: Walter Mikron III S, Mikron III A, Mikron III AE a Limbach L 2000 E01, přičemž většina Vivatů s motory Walter Mikron III S a Mikron III A byla remotorizována na motor s elektrickým startérem Mikron III AE. Letoun byl také vyráběn s ve verzích se dvěma typy vrtulí, a to s pevnou vrtulí V 218 a se stavitelnou vrtulí HO-V 62R.²



Obrázek 1 Třípohledový výkres motorizovaného kluzáku L-13 Vivat⁴

2.2 Aerodynamické charakteristiky

Konstrukce křídla použitého u letounu L 13 Vivat je stejná, jaká je použita pro kluzák L 13 Blaník. Na křídle je u kořene použit profil NACA 63₂A-615, který plynule přechází do profilu NACA 63₂A-612, který se nachází na konci křídla. Výsledné zkroucení křídla je -3°, křídlo má negativní šípovitost -5° a úhel vzepětí 3°. Hloubka křídla u kořene je 1,665 m a na konci křídla 0,71 m.

Plocha křídla 20,2 m² ⁴

Rozpětí 16,8 m ⁴

Hloubka SAT 1,276 m ⁴

2.3 Návrhové rychlosti

Maximální přípustná rychlost	230 km/h ⁴	
Maximální rychlost obrátů nebo v turbulenci	160 km/h ⁴	
Maximální rychlost pro manipulaci s podvozkem	140 km/h ⁴	
Maximální rychlost pro let se vztlačovými klapkami	105 km/h ⁴	
Minimální rychlost s klapkami	55 km/h ⁴	
Minimální rychlost bez klapek	62 km/h ⁴	
Maximální horizontální rychlost	180 km/h	pro 0 m ⁴
	170 km/h	pro 1000 m ⁴
	160 km/h	pro 2000 m ⁴
Maximální stoupací rychlost:	2,3 m/s	pro 0 až 1000 m ⁴
	1,85 m/s	pro 1000 až 2000 m ⁴
	1,35 m/s	pro 2000 až 3000 m ⁴

Rychlosti pro výkony:

- Maximální trvalý 175 km/h – vrtule V 218
180 km/h – vrtule HO-V 62R
- Cestovní 153 km/h – vrtule V 218
155 km/h – vrtule HO-V 62R
- Úsporný 100 km/h – vrtule V 218
102 km/h – vrtule HO-V 62R

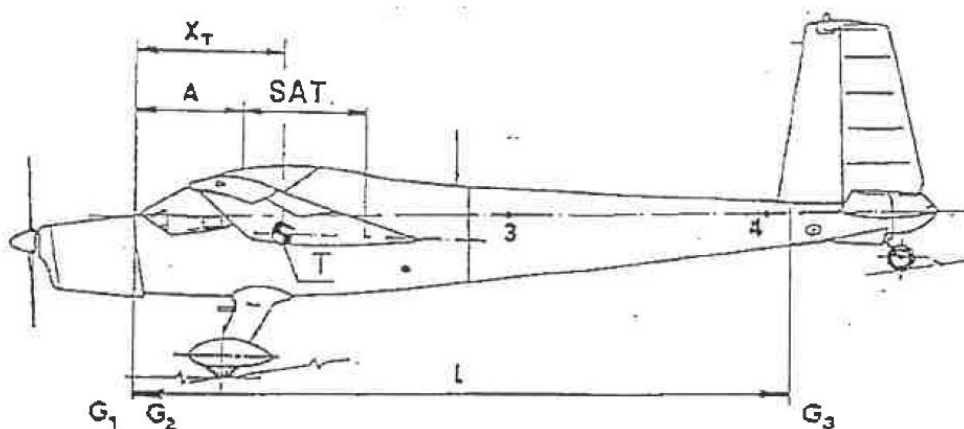
2.4 Hmotnosti a centráže

2.4.1 Hmotnosti

Hmotnost prázdného letounu	485 kg \pm 3% ²
Maximální vzletová hmotnost	705 kg ²
Maximální hmotnost paliva	36 kg (50l) ²
Maximální hmotnost užitečného zatížení	220 kg ²
Maximální hmotnost posádky	205 kg ²
Minimální hmotnost posádky	55 kg ²
Maximální hmotnost zavazadel	15 kg ²
Hmotnost vrtule	3,2 kg \pm 3% (pro vrtuli V 218) ² 9,45 kg + 1,1 kg příslušenství (pro vrtuli HO-V 62 R) ²
Hmotnosti motorů:	Walter Mikron III A; S 64 kg ³ Walter Mikron III AE 70 kg ³ Limbach L 2000 E01 70 kg ⁵

2.4.2 Centráž

Přípustná poloha těžiště prázdného letounu je 33 % \pm 2,5 % SAT tj. 1299 až 1363 mm od polohy protipožární stěny.¹ Povolená centráž letounu při m_{TOW} je v rozsahu 24 % až 38,5 % SAT čili 1216 až 1401 mm za protipožární stěnou.²



$$A = 910 \text{ mm}$$

$$SAT = 1276,4 \text{ mm}$$

Obrázek 2 Zobrazení důležitých poloh pro výpočet centráže²

Polohy těžiště

Motor	- 487 mm (487 mm před požární stěnou)
Nádrž	2200 mm ²
Posádka	1030 mm ²
Zavazadla	1630 mm ²

2.5 Provozní násobky, výkony

Maximální kladný násobek + 5,0 (pro vzletovou hmotnost 700 kg; 5,3 pro vzletovou hmotnost 670 kg)¹²

Maximální záporný násobek -2,65¹²

Typ motoru	Maximální výkon [kW]	Cestovní výkon [kW]
Mikron III S, Mikron III A	48	35
Mikron III AE	48	35
Limbach L 2000 E01	51	-

Tabulka 1 Výkony motorů¹

Typy letadel s jednotlivými motory¹

Walter Mikron III S nebo Mikron III A: L 13 SW Vivat

Walter Mikron III AE: L 13 SE Vivat, L 13 SEH Vivat, L 13 SDM Vivat

Limbach L 2000 E01: L 13 SL Vivat, L 13 SL Vivat

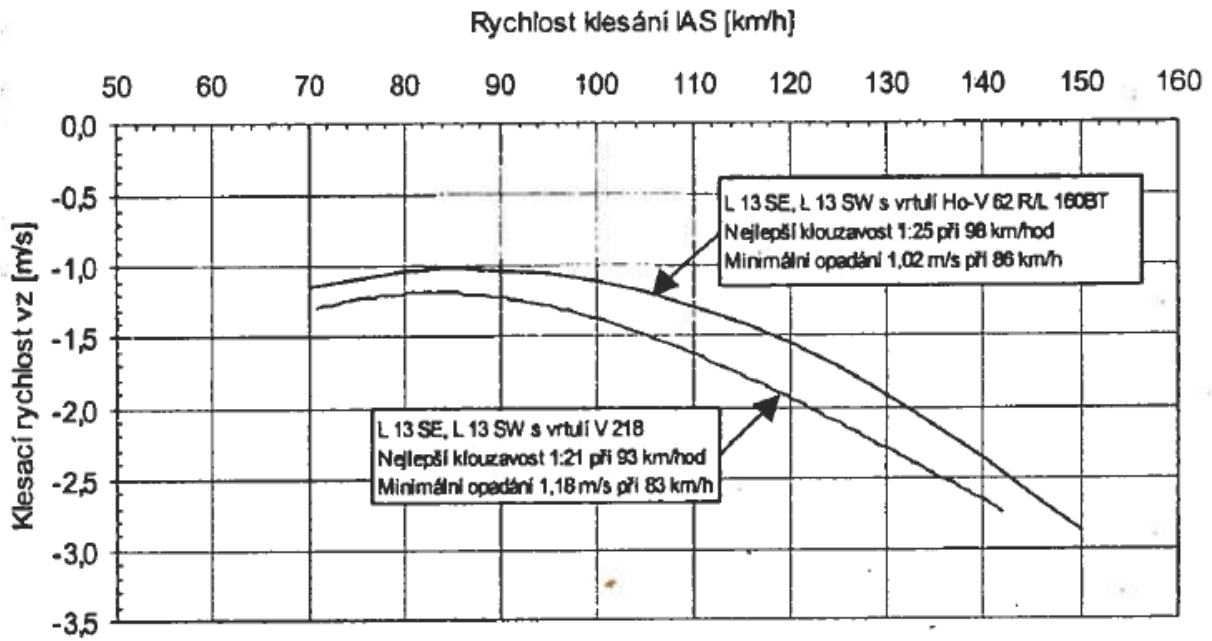
Nejlepší klouzavost 1:21 při rychlosti 90 km/h⁴

Nejmenší opadání 1,2 m/s při rychlosti 85 km/h⁴

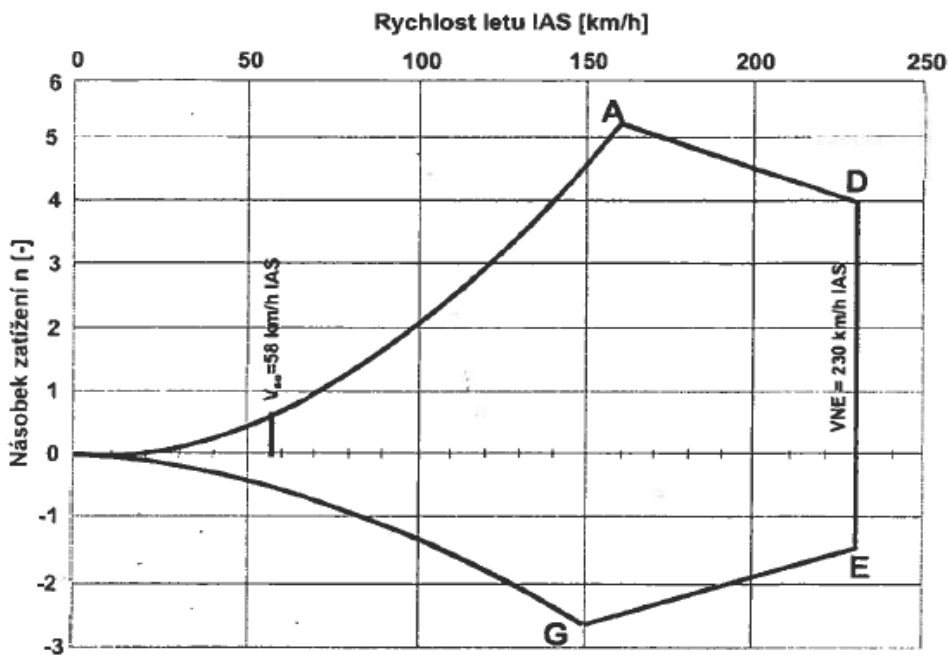
Praktický dostup 5000 m⁴

Výkony:		Maximální trvalý	Cestovní	Úsporný
Dolet	Vrtule V 218	320 km	410 km	400 km
	Vrtule HO-V 62 R	330 km	415 km	410 km
Vytrvalost		1 hod 50 min	2 hod 40 min	4 hod 0 min

Tabulka 2 Dolet a vytrvalost při zásobě paliva na 30 minut⁴



Graf 1 Rychlostní polára⁴



Bod obálky	A	D	E	G
Rychlost letu IAS [km/h]	160	230	230	150
Násobek n [1]	5,3	4	-1,5	-2,65

Graf 2 Letová obálka⁴

3. Rozbor předpisů

Následující kapitola shrnuje body předpisu, kterých se remotorizace letounu týká, zabývá se jejich rozбором a rozбором požadavků pro prokázání jejich splnění. Z tohoto rozboru se bude vycházet v následujících kapitolách, a to především při návrhu konstrukčních úprav a jejich dimenzování.

Letoun L-13 Vivat byl původně certifikován dle britské předpisové základny BCAR, veškeré významné změny se ale musí řídit platnými předpisy. Jelikož se jedná o motorizovaný větroň, veškeré jeho přestavby se dnes řídí předpisem CS-22. Protože nová motorová zástavba by byla elektrická a předpis CS-22 se týká jen nemotorizovaných větroňů nebo větroňů se spalovacím pístovým motorem, je potřeba se také řídit dodatkem EASA.A.083 týkajícím se motorizovaných větroňů s elektrickým pohonem.

3.1 CS-22

Předpis CS-22 se tedy v tomto případě týká pouze konstrukce letounu, zástavba motoru a baterií je zde řešena pouze s ohledem na hmotnosti, centráže, letová zatížení a zatížení při nouzovém přistání. Následuje výpis ovlivněných bodů předpisu s komentářem o jejich aplikaci.

CS 22.23 Meze rozložení zatížení

Bod předpisu CS 22.23 stanovuje, že musí být stanoveny rozsahy hmotností a těžišť, ve kterých je možné kluzák bezpečně provozovat. V tomto konkrétním případě jsou centráže letounu, ve kterých je možné ho bezpečně provozovat, již určeny, protože se jedná pouze o motorovou přestavbu na již hotovém vyrobeném letounu. S centrážemi letounu s novou motorovou zástavbou se tedy bude potřeba dostat do mezí popsaných v kapitole 1.4.2.¹¹

CS 22.25 Hmotnostní omezení

V předpisu je stanoven výpočet minimální a maximální hmotnosti letounu, rozsah hmotností je však u letounu již stanoven, letoun s novou zástavbou se tedy musí svou maximální a minimální hmotností pohybovat v těchto mezích. Vzhledem k tomu, že předpis požaduje maximální hmotnost posádky 180 kg pro dvousedadlový kluzák a v letové příručce je uvedena hmotnost až 205 kg posádky, teoreticky by bylo možné ještě hmotnost posádky dodatečně omezit a zvýšit si tak hmotnost pro zástavbu baterií a motoru.

CS 22.29 Hmotnost prázdného kluzáku a odpovídající těžiště

Tento bod předpisu stanovuje způsob stanovení hmotnosti prázdného letounu a jeho těžiště. Tento bod není v práci ovlivněn, ovšem by bylo potřeba ho brát na zřetel během certifikace nové zástavby.

CS 22.45, CS 22.49, CS 22.51, CS 22.65

Tyto body předpisu stanovují prokázání výkonových charakteristik kluzáku. Tyto body budou remotorizací zcela jistě ovlivněny, nicméně jejich prokazování je požadováno specifikovanou letovou zkouškou viz bod CS 22.45.

CS 22.301 Zatížení

Tento bod předpisu stanovuje definici provozního zatížení jako maximální zatížení, které lze v provozu očekávat a početního zatížení jako zatížení provozní vynásobené příslušným/mi součiniteli bezpečnosti. Dále stanovuje, že pokud není uvedeno jinak, veškerá zatížení uvedená v předpise jsou zatížení provozní. Také stanovuje, že určená zatížení musí blíže aproximovat skutečné podmínky a že vlivem deformace je potřeba počítat s přerozdělením sil. ¹¹

CS 22.303 Součinitel bezpečnosti

„Není-li uvedeno jinak, musí být použit součinitel bezpečnosti 1,5.“ ¹¹

CS 22.305 Pevnost a deformace

Z tohoto bodu předpisu je pro tuto práci důležité především konstatování: „Konstrukce musí být schopna snášet provozní zatížení bez trvalé deformace. Při všech zatíženích až do provozních zatížení nesmí deformace bránit bezpečnému provozu. Konstrukce musí být schopna snést početní zatížení bez poruchy alespoň po dobu tří sekund.“ ¹¹

CS 22. 307 Průkaz konstrukce

Tento bod určuje, že veškeré kritické podmínky zatížení je nutno testovat dle bodu CS 22.305. Dále specifikuje, kdy je možno použít pouze konstrukční analýzu místo zkoušek a to, že některé části musí být testovány dle dodatečných specifikací uvedených v hlavě D. Tento bod předpisu se opět zabývá pouze testováním, není tedy nijak zvlášť důležitý pro tuto práci. ¹¹

CS 22.321 Všeobecně

Tento bod stanovuje definici letových násobků jako poměr aerodynamické síly působící kolmou na směr letu a hmotnosti kluzáku a její kladný smysl při směřování aerodynamické síly směrem vzhůru. Dále stanovuje, že musí být prokázáno vyhovění požadavkům v každé kritické nadmořské výšce a pro každou kombinaci hmotnosti. ¹¹

CS 22.333 Letová obálka

Tento bod předpisu stanovuje sestavení letové obálky a to, že požadavky na pevnost musí být stanoveny ve všech mezích obálky pro dané kombinace rychlostí a násobků. Požadavek zadavatele práce je původní letovou obálku, pokud možno neovlivnit, pevnostní výpočty tedy budou probíhat v rámci původní letové obálky. ¹¹

CS 22.337 Provozní násobky zatížení při obracech

Tento bod předpisu stanovuje násobky při obracech pro různé rychlosti letu. Pro rychlost v_A je určena podmínka maximálního násobku minimálně 5,3, v letové příručce kluzáku L-13 Vivat je ale uveden násobek 5,3 pouze pro hmotnost letounu 670 kg, pro hmotnost vyšší je uveden násobek 5. Vzhledem k tomu, že nová zástavba se bude certifikovat podle požadavků předpisu CS 22, je potřeba u ní splnit požadavek násobku 5,3 i pro maximální vzletovou hmotnost letounu. ^{11, 12}

CS 22.341 Násobky zatížení při poryvu

Tento bod předpisu stanovuje způsob výpočtu násobků zatížení od poryvu.

CS 22.361 Kroutící moment od motoru

Tento bod předpisu stanovuje zatížení, na které musí být motorového lože dimenzováno. Pro elektrické pohony je však bod předpisu CS 22.361 popsán v dodatku EASA.A.083. Dodatek EASA.A.083 bude popsán níže v kapitole 2.2.

CS 22.363 Boční zatížení motorového lože

Motorové lože musí být navrženo na násobek v bočním směru, který nesmí být menší než 1/3 násobku zatížení v bodě A letové obálky, dále stanovuje, že toto zatížení může být považováno nezávislé na ostatních letových podmínkách.¹¹

CS 22.371 Gyroskopická zatížení

Uložení motoru a jeho nosná konstrukce musí být schopny přenášet gyroskopická zatížení vznikající z maximálních trvalých otáček.¹¹

CS 22.561 Všeobecně

Tento bod předpisu stanovuje násobky při nouzovém přistání takové, při kterých musí být osoby na palubě chráněny. Prakticky to znamená, že při těchto násobcích musí vydržet bezpečnostní pásy, ale především co je pro tuto práci důležité, žádná část kluzáku se při takových násobcích nesmí uvolnit ve směru do kabiny. Tyto násobky jsou 7,5 g ve směru nahoru, 15 g ve směru dopředu, 6 g v bočním směru a 9 g směrem dolů.¹¹

CS 22.597 Zatížení z jednotlivých hmot

Upevňovací prostředky pro veškeré jednotlivé hmoty musí odolat maximálním násobkům, které lze předpokládat při stanovených zatíženích čili musí vyhovět všem požadavkům popsaným výše.¹¹

CS 22.603 Materiály

Vhodnost materiálů použitých pro části, jež by mohly ovlivnit bezpečnost, musí být ověřena zkouškami, zkušenostmi a musí splňovat schválené specifikace o dodržení pevnosti a ostatních vlastností materiálů.¹¹

CS 22.605 Výrobní metody

Použité výrobní metody musí vést k výrobě trvale spolehlivých konstrukcí. Speciální metody a procesy vyžadující přísnou kontrolu, musí být prováděny podle schválené specifikace procesu.¹¹

CS 22.607 Zajišťování spojů

Veškeré spojovací prvky primární konstrukce a systémů podstatných pro bezpečný provoz musí být zajištěny schválenými prostředky.¹¹

CS 22.609 Ochrana konstrukce

Každá část konstrukce musí být chráněna proti snížení nebo ztrátě pevnosti, a to i vlivem stárnutí, koroze, opotřebení a otěru, také musí být zajištěno dostatečné odvodnění a větrání konstrukce.¹¹

CS 22.611 Přístupnost

Musí být zajištěna možnost kontroly hlavních konstrukčních prvků a řízení, možnost výměny dílů, u kterých se výměna předpokládá a možnost seřizování a mazání.¹¹

CS 22.612 Opatření pro montáž a demontáž

Poškození při montáži a demontáži nevyškolenými osobami musí být možnost poškození nepravděpodobná, nesprávné montáži musí být konstrukčně zamezeno a musí být zajištěna možnost snadné kontroly montáže. ¹¹

CS 22.613 Pevnostní vlastnosti materiálu a návrhové hodnoty

Pevnostní vlastnosti materiálu musí být založeny na statistické základně, musí být tedy proveden dostatečný počet zkoušek. Návrhové pevnosti musí být zvoleny tak, aby poddimenzování vlivem odchylky materiálu bylo nepravděpodobné. Dále je potřeba vzít v úvahu vliv vysoké teploty na pevnost materiálu. ¹¹

CS 22.619 Zvláštní součinitele

Součinitel bezpečnosti uvedený v CS 22.303 musí být vynásoben dalšími příslušnými součiniteli bezpečnosti uvedenými v CS 22.621 až CS 22.625, CS 22.657, CS 22.693 a CS 22.619(b) a každá konstrukce, jejíž pevnost je z jakéhokoliv důvodu nejistá. ¹¹

CS 22.623 Součinitele pro uložení

Tento bod předpisu stanovuje jeden ze součinitelů uvedených v CS 22.619, jehož využití je v této práci předpokládáno. Udává, že pro šroubové a kolíkové spoje je tento součinitel roven 2. Dále se odkazuje na závěsy řídicích ploch a spoje řídicího systému, ty však nejsou předmětem této práce a nebudou tedy nijak ovlivněny. ¹¹

CS 22.625 Součinitele pro spoje

Každý spoj, jež není při svém uložení vyzkoušen do provozního a početního zatížení musí být vynásoben součinitelem 1,15 pro každou jeho část a pro uložení spojených článků. Tento součinitel nemusí být použit pro spoje založené na obsáhlých zkušebních údajích. V integrálním spoji je za spoj považována součást až do bodu, kde vlastnosti průřezu jsou typickou vlastností členu. V tomto bodě jsou také předepsány součinitele pro bezpečnostní pásy, sedadla a závěsů řídicích ploch, ty však nebudou touto prací ovlivněny. ¹¹

CS 22.627 Únavová pevnost

Konstrukce musí být navržena tak, aby neobsahovala místa s koncentrací napětí takovou, že by došlo k napětím překračujícím meze únavy. ¹¹

3.2 EASA.A.083

Tento anex se vztahuje na motorizované kluzáky s elektromotorem, soustředí se tedy pouze na předpisy související s elektrickými motory a zdroji elektrické energie. Následuje výpis požadavků, které budou v práci ovlivněny a krátký komentář k nim.

CS 22.561 General

Tento bod předpisu vychází z původního předpisu CS 22, v dodatku je však konkrétnější a uvádí, že pokud by zařízení pro ukládání elektrické energie mohlo v případě nouzového přistání ohrozit pilota, jeho uložení musí být dimenzováno na 15 g. ¹²

CS 22.903 Engines

Tento bod předpisu stanovuje, že motor musí splňovat podmínky stanovené agenturou. Vzhledem k tomu, že tato práce se nezabývá konstrukcí motoru, nebudou tyto podmínky dále rozebírány, pouze je potřeba vzít v potaz, že vybraný motor musí tyto podmínky splňovat.¹²

CS 22.951 General

Musí být zajištěn dostatečný tok energie pro správný provoz motoru za běžných podmínek. U samonabíjecích kluzáků musí být zajištěn dostatek energie minimálně pro 5 minut letu na maximálním výkonu a napájení přístrojů. Dále musí být stejná kapacita všech článků baterie, ruční přepnutí na jiné zdroje energie není povoleno. Také musí být zajištěna ochrana proti přebíjení a kritickému vybíjení článků, pokud je to nezbytné pro daný typ akumulátoru, také musí být instalováno varování o kritických parametrech akumulátorů potencionálně kritických článků. Řídicí jednotky motoru a bateriových článků musí být navrženy s ohledem na elektromagnetické rušení a další vlivy.¹²

CS 22.361 Engine torque

Tento bod předpisu je ekvivalentem k původnímu CS 22.361 a stanovuje, že soustava uložení motoru musí odolat maximálnímu krouticímu momentu od motoru.¹²

CS 22.959 Unusable remaining energy quantity

Musí být stanoveno nevyužitelné množství energie. Úplné vybití některých zdrojů energie vede k jejich zničení.

CS 22.963 Batteries or other energy storage devices

Bateriové články by měly být kvalifikovány podle přijatých norem, vhodnost bateriových článků musí být podložena zkušeností nebo zkouškou. Měly by být stanoveny charakteristiky zařízení pro uchování energie včetně režimů vedoucích k jejich selhání. Bateriové články a jejich příslušenství musí být sestaveny tak, aby se minimalizovaly následky jejich selhání.¹²

CS 22.967 Installation of energy storage devices

Musí být zabráněno případnému odírání zařízení pro uchování energie s částmi okolní konstrukce. Pokud u zařízení pro uchování energie není prokázáno, že z něj nemohou uniknout provozní kapaliny a plyny, je požadováno zajištění odvodu a odvodnění jejich uložení. Je-li zařízení pro uchování energie umístěno v přepravním prostoru, je potřeba zajistit jeho odvodu a odvodnění tak, aby v žádném případě nedošlo ke kontaktu posádky s jeho provozními kapalinami a výpary. Konstrukce uložení zařízení pro uchování energie musí být navržena tak, aby se minimalizovali účinky případné poruchy a minimalizovala se pravděpodobnost jejího vzniku.¹²

CS 22.1041 Cooling - General

Chlazení musí být navrženo tak, aby za všech podmínek bylo možné udržet teplotu všech částí elektrické zástavby ve stanovených provozních mezích.¹²

CS 22.1091 Air induction for engine cooling

Musí být zajištěno vzduchové chlazení motoru za všech provozních podmínek.¹²

CS 22.1103 Induction system ducts

V potrubí vzduchového chlazení nesmí kondenzovat a hromadit vzdušná vlhkost. Pokud by mohlo dojít k pohybu mezi vzduchovým potrubím a zbytkem konstrukce, je potřeba toto potrubí uchytit pomocí pružných členů. ¹²

CS 22.1141 General

Každá část ovládní motoru, která se nachází v motorovém prostoru musí být vyrobena z žáruvzdorného materiálu. ¹²

CS 22.1145 Engine master switch

Startér motoru musí být chráněn proti neúmyslnému spuštění motoru. ¹²

CS 22.1149 Propeller speed and pitch controls

Otáčky a nastavení listů vrtule musí být omezeny na hodnoty, při kterých je zajištěn bezpečný provoz. Vrtule, které nejsou stavitelné za letu, musí při vzletu a stoupání mít omezené otáčky tak, aby nebyly přesaženy maximální povolené otáčky při vzletu. Během klouzání na maximální rychlosti, při maximální rychlosti bez řízení konstantní rychlosti nebo regulátoru výkonu, anebo s vypnutým pohonem vrtule je potřeba zajistit, že motor nedosáhne vyšších otáček, než je 110 % jeho otáček maximálních. Vrtule stavitelná za letu ale bez řízení konstantních otáček musí být navrhovaná v celém rozsahu natočení jejích listů. Vrtule stavitelné za letu s řízením konstantních otáček musí mít zařízení omezující maximální otáčky při vzletu a při nefunkčnosti řídicí jednotky musí mít zařízení omezující maximální otáčky motoru na maximálně 103 % maximálních kontinuálních otáček při nastavení nejmenšího možného úhlu listů vrtule bez uvažování vlivu větru. ¹²

CS 22.1191 Firewalls

Motor musí být od zbytku kluzáku oddělen protipožární stěnou, krytem nebo jiným vhodným zařízením, které zabrání úniku nebezpečného množství kapalin, plynů a plamenů šířit se do ostatních částí kluzáku. Tato stěna musí být ohnivzdorná a chráněná proti korozi. V případě remotorizace L-13 Vivat by původní protipožární stěna splňující tyto požadavky zůstala ponechána, není tedy potřeba se tímto bodem předpisu dále zabírat, pokud nebudou zásahy do protipožární stěny příliš rozsáhlé. ¹²

CS 22.1193 Engine cowling and nacelle

Kryty motoru a jejich uchycení musí odolávat vibracím, hmotám a vzdušným silám, kterým mohou být v provozu vystaveny. Musí být zajištěno odvodnění v případě, že hrozí únik látek způsobený netěsnostmi. Kryty motoru musí být ohnivzdorné v případě, že hrozí možnost vzniku požáru. ¹²

CS 22.1305 Power plant monitoring instruments

Kluzák musí být vybaven těmito přístroji: otáčkoměr, indikátor množství zbývající energie v zařízení pro ukládání energie, ukazatel teploty motoru, v případě vodou chlazeného motoru ukazatel teploty chladicí kapaliny, měřič uplynulého času. ¹²

CS 22.1353 Design and installation of energy storage devices

Zařízení pro ukládání energie musí být instalovány tak, aby v případě nouzového přistání nemohlo dojít k ohrožení cestujících. Měly by být poskytnuty varování, štítky a postupy pro pozemní personál. Zařízení pro uchování energie by měly být zakrytovány v samostatných oddílech odolným všem zatížením včetně nouzového přistání aby se minimalizovalo nebezpečí od chemických roztoků článků baterie. Zařízení pro uchovávání energie a všechny části pod vysokým napětím by měly být chráněny

před případně uniklým palivem, vodní zátěží a zkondenzovanou vzdušnou vlhkostí. Baterie by měly být chráněny hlavní pojistkou pro případ zkratu, měla by se zvážit možnost mechanického odpojovače který by odpojil oba póly vysokonapěťových baterií, takový systém by neměl být řízen softwarově. ¹²

CS 22.1365 Electric cables and equipment

Elektrické kabely musí být umístěny tak, aby vzájemná elektromagnetická indukce neohrožovala bezpečný provoz. Návrh kabelové instalace musí být takový, aby bylo minimalizováno riziko úrazu elektrickým proudem na vysokonapěťových systémech. Konstrukce musí být obsahovat takové materiály, aby byla zajištěna ochrana cestujících a pozemního personálu izolací vysokého napětí za všech provozních podmínek. Žádné kontakty ve vysokonapěťovém systému nesmí být odhalené, pokud jsou pod napětím. Kabely vysokého napětí by měly být odděleny od palivového systému, řídicího systému a kabelů nízkého napětí. Na jakýkoliv elektrický systém přesahující hodnoty napětí 50 V AC nebo 120 V DC by měl mít systém pro rozpoznání poruchy pro případ ztráty izolace draku letounu. Tento systém může mít dva stupně výstražný a kritický. Kabely vysokého napětí musí být jasně identifikovatelné a označené oranžovou barvou, v potaz by se také měla vzít možnost označení systémů vysokého napětí výstražnými značkami. Pro všechny bezpečnostně důležité systémy vysokého napětí by měly být automatické bezpečnostní systémy. Následuje popis takového bezpečnostního systému a požadavků na něj, takovýto systém není v rámci této práce realizován, požadavky na něj tedy není potřeba dále rozebírat, patří mezi ně např. maximální čas povolený k poklesu napětí pod určenou mez. ¹²

CS 22.1553 Energy quantity indicator

Indikátor zbytkového množství energie by měl pilota informovat o množství zbývající energie v zařízení pro ukládání energie a o dostupnosti této energie. Tato informace by měla být intuitivní, s barevným označením a varováním. U samonabíjecích kluzáků musí být zřejmé, zda je dostatek energie pro 5 minut letu na maximálním výkonu viz. CS 22.951. Pokud to vyžaduje technologie baterie, mohou být požadovány další informace např. potřeba zahřátí baterií na provozní teplotu před startem motoru.

Dále je v AMC CS 22.1553 uvedeno, že vhodnou jednotkou k zobrazení zbývající energie je např. kWh, procenta kapacity a další jednotky odpovídající energetické úrovni. ¹²

Všechny tyto body předpisu by se týkaly remotorizace elektromotorem, ne všechny však budou využity v této práci. Využity budou pouze předpisy týkající se přímo bodů zadání, které jsou vypracovávány. Jednotlivé body předpisu, které se v práci přímo použijí budou vždy vypsány v konkrétních kapitolách u konkrétních případů.

4. Návrh remotorizace

Následující kapitola se týká srovnání a následným výběrem elektrického motoru a baterií jako zdroje elektrické energie pro jeho napájení.

4.1 Výběr pohonné jednotky a baterií

Na začátku úvah o charakteristikách remotorizovaného kluzáku je potřeba nalézt nejvhodnější elektrický motor a baterie co se týče výkonu, kapacity a hmotnosti. V současné době na trhu není příliš mnoho elektrických motorů určených pro letectví, výkonově a hmotnostně vhodných pro tento typ motorizovaného kluzáku. V následující tabulce je uvedeno několik existujících typů elektromotorů s maximálním výkonem podobným maximálnímu trvalému výkonu původního spalovacího motoru.

Typ motoru	Společnost	Výkon [kW]	Hmotnost [kg]	Napájecí napětí [V]	Pracovní otáčky [ot/min]
REB 50	Rotex Electric	20-40	12,5	250	3000
Power drive 40	Yuneec International	40	19	133	2400
ENGINEUS	Safran S.A.	45	18	-	2500
REX 90	Rotex Electric	60	17	380	2200
REB 90	Rotex Electric	80	20	380	2200
SP260D	Siemens AG	260	50	580	2500
Magni250	Magnix Co., Ltd.	280	60	540	1900

Tabulka 3 Výpis leteckých elektrických motorů

Protože maximální výkon původního motoru Walter Mikron III je 48 kW a jako maximální výkon pro navrhovaný motor je stanoven požadavek 50 až 80 kW, jako nejvhodnější použitelný motor se jeví buď motor REX 90 nebo REB 90 od společnosti Rotex Electric, a to i s ohledem na co nejnižší hmotnost motoru.

Jako zdroj elektrické energie byly vybrány lithium polymerové baterie SLC-203 od společnosti Eagle-Picher Corporation. Splňují požadavek na dodávku výkonu minimálně 50 kW, což je požadovaný minimální navrhovaný výkon motoru. a z článků splňujících tento požadavek mají při zástavbě největší kapacitu energie. Co se týče kapacity energie zástavby, vliv na ní má nejen specifická kapacita, ale také hmotnost a napětí článku jako takového, respektive variabilita při uskupování. Je totiž potřeba články poskládat tak, aby bylo co nejpřesněji dosaženo požadovaného napětí pro napájení motoru, počet takto uskupených sekcí, který ovlivňuje celkovou kapacitu zástavby, je potom omezen maximální hmotností zástavby. Tento vliv je patrný zejména při srovnání zástavby článků SLPB065070180 a SLC-203, kde výsledná zástavba bateriovými články SLPB065070180 vychází poměrně výrazně hůře, ačkoliv jsou specifické kapacity obou druhů článků téměř totožné. Sestavení, při kterém je splněn požadavek maximálního napětí, je natolik nevhodné, že z celkové hmotnosti, která je k dispozici, vychází téměř 12 kg, které nejsou nijak využity.

Vybrané články SLC-203 jsou specifikovány jako vhodné pro letectví. Rozměry jednoho článku jsou 116 x 115 x 6,5 mm.

Typ článku	SLPB065070180	SLC-203	NCR-18650B	LCF-134	MR18650
Společnost	Kokam Co.	Eagle-Picher Corporation	Panasonic Corporation	Eagle-Picher Corporation	Samsung Corporation
Rozsah napětí [V]	-	2,5 – 4,3	2,5 – 4,2	1,5 – 3,3	2,5 – 4,2
Nominální napětí [V]	3,7	3,7	3,6	-	3,6
Kapacita [Ah]	12	10	3,35	4,4	2,5
Specifická kapacita [Wh/kg]	260	261	243	458	200
Vybíjecí proud [A]	2C	3C	6,5	2	20
Hmotnost článku [g]	170	130	47,5	25	45
Dodávaný výkon zástavbou [kW]	46 886	87 912	50 544	19 872	162 000
Kapacita zástavby [Wh]	23 338	26 928	26 050	43 718	20 250

Tabulka 4 Srovnání bateriových článků

4.1.1 Výpočet kapacity baterií při zástavbě motoru REX 90

Vzhledem k velkému rozsahu provozního napětí lithium polymerových článků, které se pohybuje od 4,3 voltů pro plně nabitý článek po 2,5 voltu u vybitého článku, je vhodné omezit výkon motoru při plně nabitých bateriích. Díky tomuto omezení se nebudou výkonové charakteristiky v průběhu letu tolik lišit. Nominální napětí článků je 3,7 V, pokud bychom tedy chtěli, aby výkon motoru při maximálním nabití článků byl stejný jako při jejich nominálním napětí, je potřeba aby byl maximální výkon motoru omezen na:

$$P_{max,omezeno} = \frac{U_{\text{čl max}}}{U_{\text{čl nom}}} \cdot P_{max} = \frac{4,3}{3,7} \cdot 60 = 51,6 \text{ kW}$$

V následujícím kroku je potřeba rozhodnout o způsobu zapojení jednotlivých článků. Při jejich sériovém zapojení se sčítají hodnoty nominálního napětí jednotlivých článků, pokud je potřeba dosáhnout napětí 380 V, potom je potřebný počet článků řazených do série roven:

$$n_s = \frac{U_{potř}}{U_{\text{čl max}}} = \frac{380}{4,3} = 88,4$$

počet článků v sérii tedy bude 88, aby v žádném z režimů nebyl motor napájen větším, než maximálním dovoleným napětím 380 V, viz. *tabulka 3*.

V tuto chvíli je počítáno, že nová zástavba elektromotoru a baterií bude mít přibližně stejnou hmotnost, jako původní zástavba spalovacího motoru. Pokud se vezme v úvahu, že původní motor vážil 70 kg, maximální hmotnost paliva byla 36 kg, hmotnost motorového oleje byla přibližně 5 kg a váha původní akumulátorové baterie Sonnenschein A212/24G5 byla přibližně 8 kg, pro elektromotor s bateriemi je k dispozici 119 kg.

V původní konfiguraci byla maximální hmotnost užitečného zatížení 220 kg viz kapitola 1.4.1, výše popsáno úvahou by 36 kg z této hmotnosti bylo pevně zabráno bateriemi, což je ekvivalent, jako by letoun létal neustále s plnou nádrží. Pro posádku a zavazadla tedy zbývá 184 kg, dle CS-22 je pro

dvousedadlový kluzák určena maximální hmotnost posádky minimálně jako 180 kg viz. kapitola 2.1, pokud by tedy letoun letěl s dvoučlennou posádkou, maximální hmotnost zavazadel by byla omezena na 4 kg, v případě jednočlenného obsazení letounu by hmotnost zavazadel mohla být původních maximálně 15 kg.

Nový motor váží 17 kg, baterie tedy celkově mohou vážit maximálně 102 kg. Počet sekcí baterií v paralelním zapojení se tedy vypočítá z hmotnostního omezení. Jedna sekce sériově řazených baterií má hmotnost:

$$m_s = m_{\text{čl}} \cdot n_s = 0,13 \cdot 88 = 11,44 \text{ kg}$$

Počet sekcí propojených paralelně potom vychází $n_p = \frac{m}{m_s} = \frac{102}{11,44} = 8,87$, paralelně propojených sekcí bylo zvoleno 9, čímž se přesáhne původně počítaná váha baterií přibližně o jeden kilogram. Celková hmotnost baterií potom reálně vychází 102,96 kg.

Protože kapacity článků se sčítají při paralelním zapojení, celková kapacita baterií je potom:

$$c = n_p \cdot c_{\text{čl}} = 9 \cdot 10 = 90 \text{ Ah}$$

Celková hustota energie uložená v bateriích tak vychází:

$$C_e = c \cdot \bar{U} = 90 \cdot \frac{4,3 + 2,5}{2} = 26\,928 \text{ Wh.}$$

Dále je potřeba vypočítat nevyčerpatelnou zásobu energie jako ekvivalent nevyčerpatelné zásoby paliva, která byla u Vivata se spalovacím motorem stanovena na 30 minut letu. Tato energie má také za účel chránit lithium iontové články před přílišným vybitím, při kterém dochází k jejich degradaci. Nevyčerpatelná zásoba energie tedy vychází z energie potřebné pro 30 minut letu v cestovním režimu a je stanovena:

$$C_{\text{nev}} = 0,5 \cdot P_{\text{cest}} = 10\,957 \text{ Wh}$$

Kde potřebný výkon pro cestovní režim $P_{\text{cest}} = 21,195 \text{ kW}$. Skutečná nevyčerpatelná zásoba je potom ještě ovlivněna účinností pohonné jednotky a účinností elektrické soustavy:

$$C_{\text{nevskut}} = \frac{C_{\text{nev}}}{\eta_p \cdot \eta_s} = 16\,526 \text{ Wh}$$

Přičemž účinnost pohonné jednotky byla stanovena jako $\eta_p = 0,8$ a účinnost elektrické soustavy jako $\eta_e = 0,95$.

V následujícím kroku se již spočítá vytrvalost letounu pro jednotlivé režimy.

4.1.2 Výpočet kapacity baterií při zástavbě motoru REB 90

Stejným způsobem se provede výpočet pro motor REB 90, bateriové články budou uvažovány stejného typu, jiný tedy bude pouze jejich počet z důvodu omezení hmotnosti.

Maximální výkon motoru bude omezen na:

$$P_{\text{max,omezeno}} = \frac{U_{\text{čl max}}}{U_{\text{čl nom}}} \cdot P_{\text{max}} = \frac{4,3}{3,7} \cdot 80 = 68,8 \text{ kW}$$

Napájecí napětí motoru je stejné jako u předchozího modelu, tudíž i počet článků v sérii tedy zůstává 88.

Pro elektromotor s bateriemi je stále počítáno, že je k dispozici 119 kg, motor REB 90 váží 20 kg, baterie tedy celkově mohou vážit maximálně 99 kg. Počet sekcí baterií v paralelním zapojení se opět vypočítá z hmotnostního omezení. Jedna sekce sériově řazených baterií má stále hmotnost $m_s = 11,44 \text{ kg}$. Počet sekcí propojených paralelně potom vychází $n_p = \frac{m}{m_s} = \frac{99}{11,44} = 8,6$, paralelně řazených sekcí tedy může být 8.

Celková kapacita baterií vychází:

$$c = n_p \cdot c_{\text{cl}} = 8 \cdot 10 = 80 \text{ Ah}$$

Celková hustota energie uložená v bateriích je tedy:

$$C_e = c \cdot \bar{U} = 80 \cdot \frac{4,3 + 2,5}{2} = 23\,936 \text{ Wh.}$$

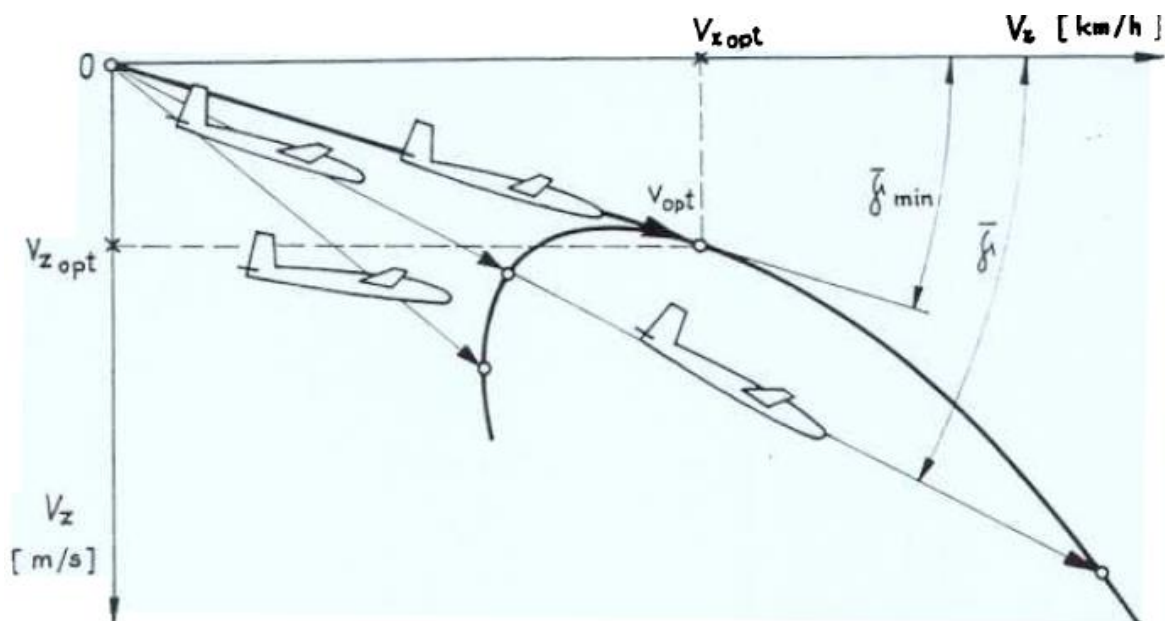
Účinnost zůstává stejná, tj. elektrické soustavy zůstává $\eta_s = 0,8$. Obdobně zůstává stejně velká nevyčerpatelná zásoba energie $D_{nev} = 10\,597 \text{ Wh}$.

5. Letové výkony

Následující kapitola se týká výpočtu letových výkonů, vytrvalostí a doletů v různých letových režimech při zástavbě vybranými elektromotory a bateriemi.

5.1 Stanovení poláry letounu

Pro navrhované zástavby je potřeba určit vytrvalosti a dolety letounu pro různé režimy letu. Vzhledem k tomu, že nebyla k dispozici aerodynamická polára, je potřeba jí nejprve potřeba na základě poláry rychlostí letounu uvedené v letové příručce viz. graf 2. Polára letounu ukazuje součinitel odporu v závislosti na součiniteli vztlaku.

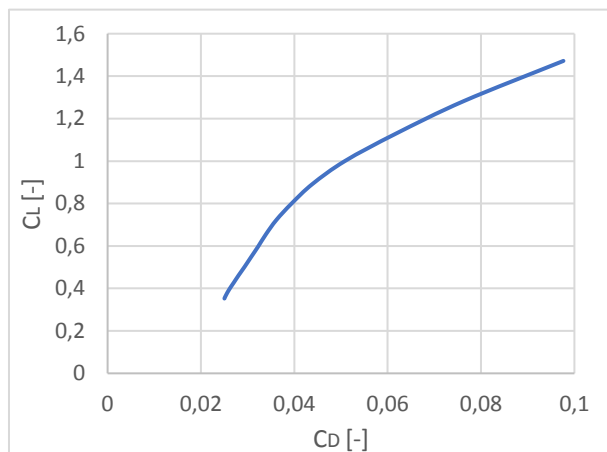


Obrázek 3 Popis rychlostní poláry⁷

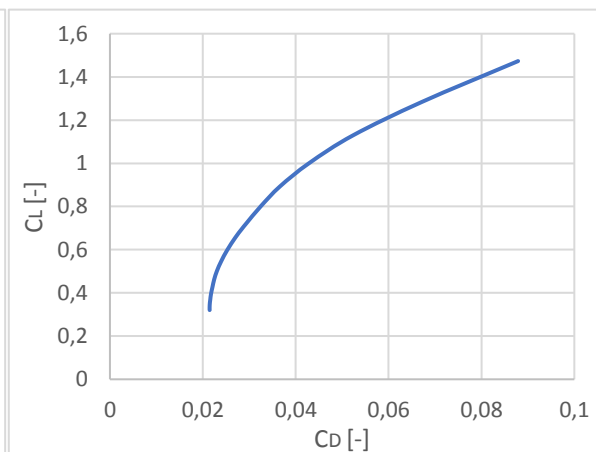
Z obrázku 3 je patrné, že úhel $\bar{\gamma} = \text{tg} \left(\frac{v_z}{v_x} \right) = \sin \left(\frac{v_z}{v} \right)$, pro rychlost letu např. 100 km/h tedy vychází $\bar{\gamma} = \sin \left(\frac{1,13 \cdot 3,6}{100} \right) = 2,33^\circ$.

Z úhlu klouzání je pak již možno stanovit součinitel odporu, a to podle vztahu:

$$C_D = C_L \cdot \text{tg}(\bar{\gamma}) \quad [7]$$



Graf 3 Část poláry letounu L 13 Vivat s vrtulí V 218



Graf 4 Část poláry letounu L 13 Vivat s vrtulí HO-V 62R

Pro rychlost 100 km/h tedy vychází $C_D = 0,72325 \cdot \text{tg}(2,33) = 0,02942$.

Následně určená polára je stanovena pouze pro rozsah rychlostí z rychlostní poláry.

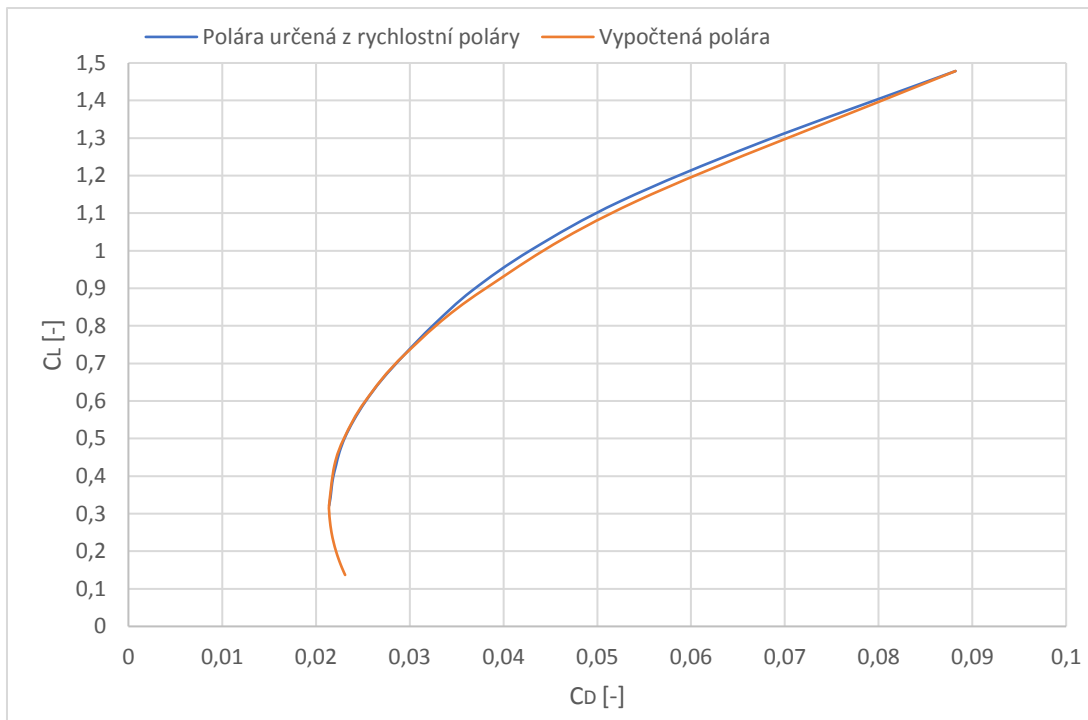
Protože z uvedené rychlostní poláry se nezíská polára letounu pro celý rozsah rychlostí, pro který by byla potřeba, pro další přibližné hodnoty součinitele vztlaku se součinitel odporu vypočítá podle vzorce:

$$C_{Dp} = \bar{C}_{dp \min} \cdot \frac{S_{net}}{S} + 0,75 \cdot (\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref} \cdot \left(\frac{C_L - C_{Li}}{C_{Lmax} - C_{Li}} \right)^{[2]}$$

Následující výpočty se již týkají pouze letounu s vrtulí typu HO-V 62R. Z již sestavené části poláry letounu se odečtou hodnoty: $\bar{C}_{dp \min} \cdot \frac{S_{net}}{S} = 0,0214$, což je hodnota odpovídající odečtenému minimálnímu součiniteli odporu, $C_{Li} = 0,3219$, je odečtená hodnota součinitele vztlaku při minimálním součiniteli odporu. Hodnota $(\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref} = C_{d \max} - C_{d \min}$, byla určena tak, aby při rychlosti 70 km/h vypočtený součinitel odporu odpovídal skutečnému součiniteli odporu určenému z rychlostní poláry, tato hodnota byla určena jako $(\Delta_l \bar{C}_{dp})_{ref} = 0,1626$. Maximální součinitel vztlaku byl vypočítán $C_{Lmax} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{min}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 705 \cdot 9,81}{1,225 \cdot \left(\frac{70}{3,6}\right)^2 \cdot 20,2} = 1,4785$, kde m je maximální vzletová hmotnost letounu, g je gravitační zrychlení, ρ je hustota vzduchu, zde v 0 m MSA, S je plocha křídla a v je rychlost letu.

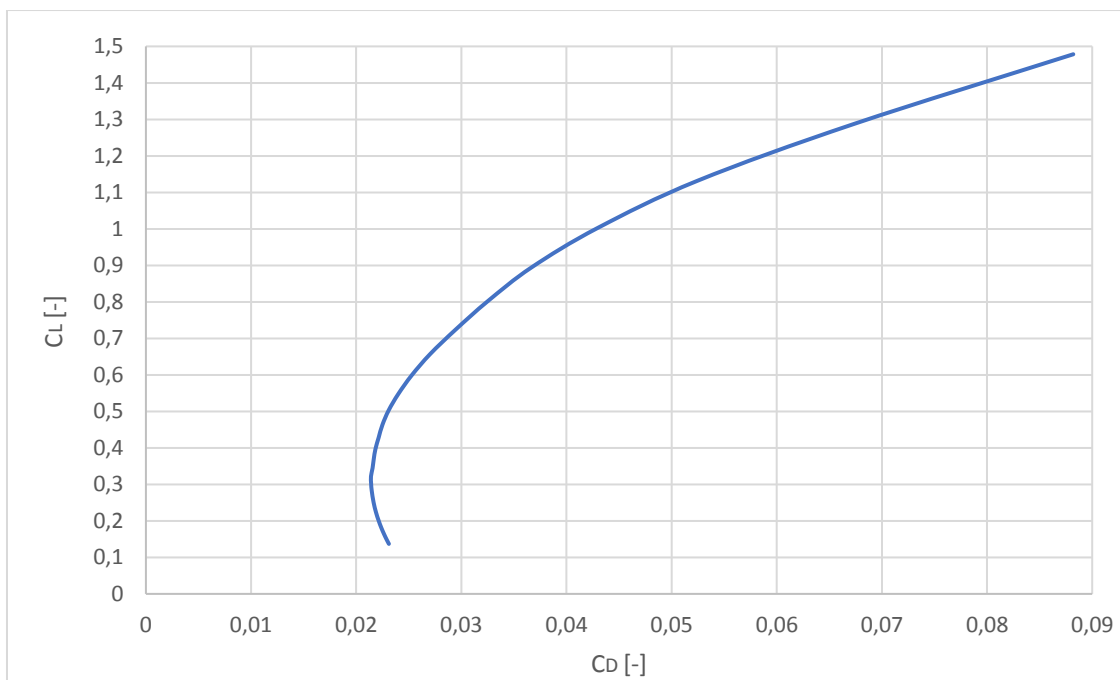
Například pro rychlost letu 100 km/h vypočtený součinitel odporu vychází $C_{Dp} = 0,02146 + 0,75 \cdot 0,06643 \cdot \left(\frac{0,72325 - 0,31}{1,4785 - 0,31} \right) = 0,02773$.

Srovnání vypočtené poláry a poláry letounu získané z rychlostní poláry je zobrazena na grafu 5.



Graf 5 Srovnání poláry letounu určené z rychlostní poláry a vypočtené poláry letounu

Z grafu 5 je patrné, že pro nižší součinitele vztlaku čili pro vyšší rychlosti letu jsou poláry téměř totožné, avšak při vyšších součinitelích vztlaku, tedy pro nižší rychlosti letu, se poláry mírně rozcházejí. Bylo tedy rozhodnuto, že aby bylo dosaženo co nejužšího rozsahu hodnot, výsledná polára letounu bude složena ze dvou částí. První částí je oblast určená pomocí rychlostní poláry, a to pro rychlosti od 70 km/h do 150 km/h. Zbývá část poláry pro vyšší rychlosti, je převzatá z vypočtené poláry, a to pro součinitele vztlaku a odporu až do rychlosti letu 230 km/h. Toto rozhodnutí je postaveno na předpokladu, že odečet z poláry rychlostí získané letovými zkouškami je přesnější než metoda aproximačního výpočtu. Výsledná takto sestavená polára letounu pro potřebný rozsah rychlostí je zobrazena na grafu 6.



Graf 6 Polára motorizovaného kluzáku L-13 Vivat

5.2 Výpočet potřebného tahu a výkonu

Pro výše zjištěné součinitele odporu se dále vypočítá potřebný tah pro vodorovný přímočarý let, a to podle vzorce:

$$T_p = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad [7]$$

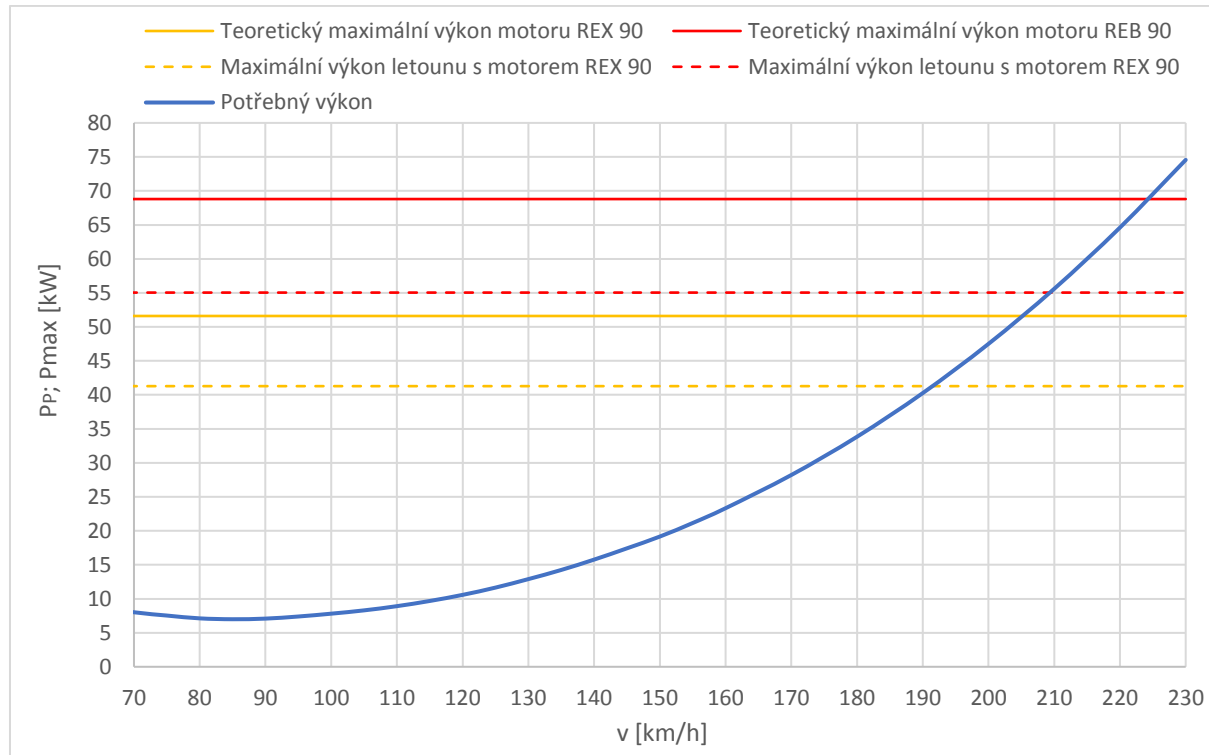
Pro rychlost 100 km/h potřebný tah vychází $T_p = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{100}{3,6}\right)^2 \cdot 20,2 \cdot 0,02942 = 280,9 \text{ N}$.

A z potřebného tahu se následně vypočítá potřebný výkon pro vodorovný přímočarý let:

$$P_p = T_p \cdot v \quad [7]$$

Pro rychlost 100 km/h potřebný výkon vychází $P_p = 280,9 \cdot \frac{100}{3,6} = 7\,802 \text{ W}$.

Tyto vypočtené hodnoty byly srovnány s maximálním výkonem motorů REX 90 a REB 90. Hodnoty maximálního dosažitelného výkonu motoru se u elektromotorů nemění s rychlostí, jsou pouze ovlivněny teplotou, s rostoucí teplotou klesá jejich účinnost, a tedy i maximální dosažitelný výkon. Vliv teploty motoru v tuto chvíli nebudeme uvažovat, neboť je to hodnota, kterou ovlivňuje mnoho faktorů, kterými mimo otáček motoru jsou to např. vliv okolní teploty, délka letu, chlazení motoru atp. Vliv těchto faktorů je těžko odhadnutelný, zjistitelný by byl až letovými zkouškami. Maximální využitelný výkon byl vypočten na základě odhadu účinnosti pohonné jednotky $\eta_p = 0,8$. Účinnost byla odhadnuta na základě účinností podobných typů elektromotorů z důvodu absence přesných údajů konkrétních elektromotorů.



Graf 7 Potřebný a maximální výkon motoru při vodorovném přímočarém letu

Z grafu 7 je tedy patrné, že maximální rychlost pro vodorovný přímočarý let je 192 km/h pro zástavbu s motorem REX 90 a 208 km/h pro zástavbu s motorem REB 90.

5.3 Výpočet vytrvalosti a doletu v různých režimech

Byly stanoveny provozní požadavky, které by v ideálním případě měl letoun na jedno nabití baterií splňovat. Prvním z požadavků je navigační let ve výšce 1000 m v trvání kolem dvou hodin. Dalším stanoveným požadavkem byly takzvané lety v zóně definované jako let dlouhý 20 až 30 minut s dvěma až třemi vystoupeními do výšky 1200 metrů a s prováděním otoček, vývrtek a pádů. Poslední požadavek byl stanoven jako výpočet počtu možných provedených okruhů určených jako vystoupení do výšky 300 m, provedení otočky o 360° a následné přistání, předpokládaný počet takto definovaných okruhů byl okolo deseti na jedno nabití baterií.

5.3.1 Výpočet stoupacích rychlostí

Protože z předchozího kroku je spočítaný potřebný výkon pro jednotlivé rychlosti letu, je následně vhodné spočítat stoupací rychlosti letounu pro různé rychlosti letu. Následující příklady konkrétních výpočtů budou provedeny pro zástavbu s motorem REX 90 a pro rychlost 100 km/h, pokud nebude uvedeno jinak.

Stoupací rychlosti při maximálním výkonu motoru se vypočítá podle vzorce:

$$v_{zmax} = \frac{\Delta P_{max}}{G} \cdot \eta_p \quad [7]$$

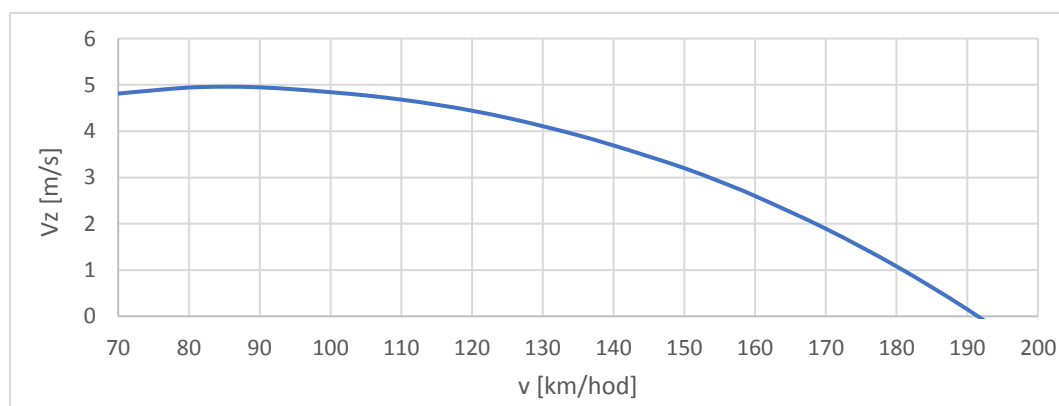
Maximální stoupací rychlost tak vychází $v_{zmax} = \frac{51600 - 7802}{705 \cdot 9,81} \cdot 0,8 = 4,84 \text{ m/s}$.

Kde ΔP_{max} se rovná rozdílu maximálního výkonu a výkonu potřebného pro překonání odporové síly. Dále se dá určit úhel stoupání, který je roven:

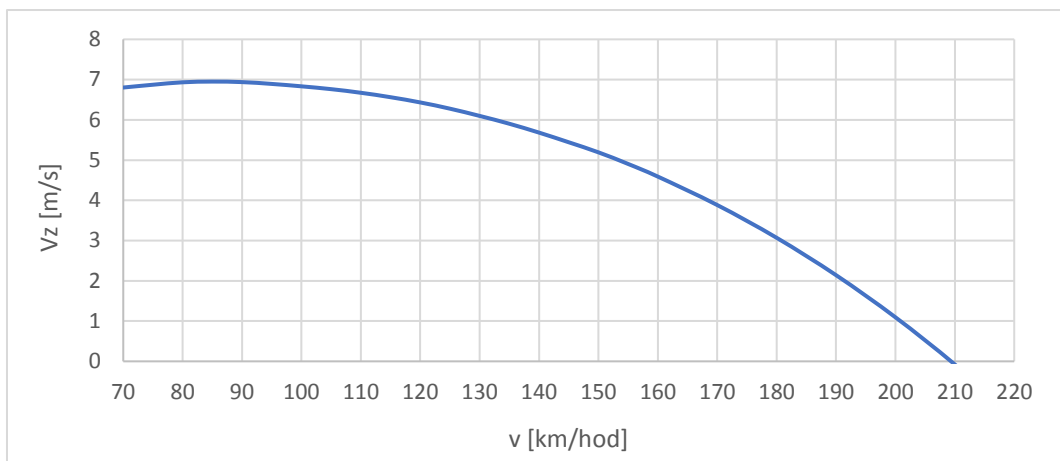
$$\gamma_{max} = \arcsin\left(\frac{v_{zmax}}{v}\right) \quad [7]$$

Ten potom vychází $\gamma_{max} = \arcsin\left(\frac{4,84}{\frac{100}{3,6}}\right) = 10^\circ$.

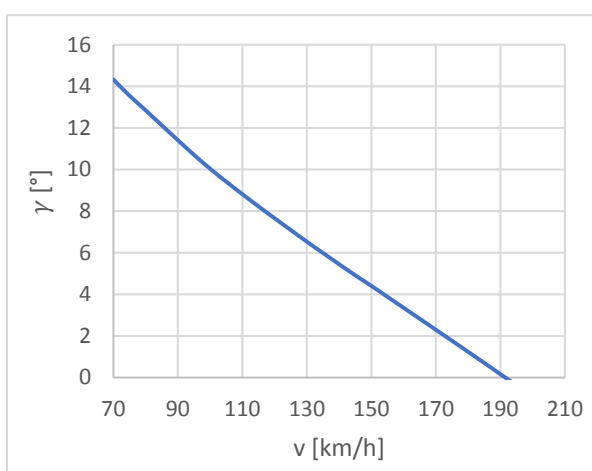
Stoupací rychlosti pro jednotlivé rychlosti letu jsou zobrazeny v grafu 8 a 9, v grafu 10 a 11 jsou potom zobrazeny maximální úhly stoupání pro jednotlivé rychlosti.



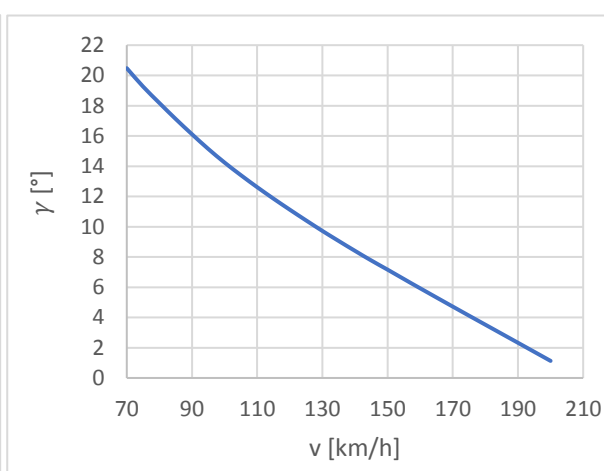
Graf 8 Stoupací rychlosti s motorem REX 90



Graf 11 Stoupací rychlosti s motorem REB 90



Graf 10 Úhel stoupání s motorem REX 90



Graf 9 Úhel stoupání s motorem REB 90

5.3.2 Výpočet rozjezdu, rozletu a přechodového oblouku

Pro výpočet jednotlivých režimů letu je také nutné určit potřebný čas pro rozjezd letounu, vzdušnou část vzletu a přechodový oblouk. Z vypočteného času se potom určí kapacita energie spotřebovaná pro start letounu. Při výpočtu je uvažováno, že start letounu probíhá při maximálním výkonu motoru kromě začátku rozjezdu, kde bylo odhadem zrychlení omezeno na 0,5 g tedy $4,905 \text{ m/s}^2$, pro zajištění dostatečné adheze při rozjezdu. Omezení zrychlení je provedeno čistě odhadem, pro zjištění skutečné hodnoty by bylo potřeba provést měření.

Časový krok pro výpočet byl zvolen 0,2 sekundy. Pro každý čas se určí odpor, vztlak a tah letounu pro rychlost vypočtenou v předchozím kroku, z těchto hodnot se dopočítá hodnota aktuálního zrychlení a z té pak i rychlost na konci tohoto časového úseku. Pro rychlosti, u kterých je zrychlení z důvodu zajištění dostatečné adheze omezeno, je potřeba navíc dopočítat potřebný výkon pro toto zrychlení. V tomto úseku se totiž nevyužívá maximálního výkonu.

Na začátku vzletu při nízkých je také potřeba počítat s jinou účinností pohonné jednotky než při letu například na cestovní rychlosti, to je také potřeba zohlednit ve výpočtu. Účinnost pro rozjezd byla stanovena odhadem ze statistických údajů jako $\eta_{p,vzlet} = 0,6$, s touto účinností se počítá do okamžiku odlepení letounu od země. ^[10]

Takto uskutečněný výpočet sice není přesný, účinnost se nemění skokově, ale je stále bližší realitě než by byl výpočet s účinností pro cestovní režim použitou pro veškeré fáze letu. Pro zjištění reality by bylo potřeba provést letová měření.

Rozjezd

Pro výpočet potřebného času pro rozjezd je tedy nezbytné určit pro každý časový krok odpor a vztlak letounu, třecí sílu podvozku a potřebný tah.

Výpočet odporu v konkrétním čase se vypočítá:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot v_{i-1}^2 \cdot S \quad [7]$$

Ten se tedy vypočítá za pomoci rychlosti letu pro předchozí časový krok. Určení součinitele odporu C_D vychází z předpokladu, že minimální rychlost na klapkách je 55 km/h (viz kapitola 1.3), což je tedy bráno jako čas, kdy dojde k odlepení letounu od země, tedy vztlak je roven tíze letadla, a pro tuto hodnotu součinitele vztlaku se určí příslušný součinitel odporu. Odpor letounu např. v čase $t = 5$ s vychází $D_i = \frac{1}{2} \cdot 0,236 \cdot 1,225 \cdot \frac{38,7}{3,6} \cdot 20,2 = 360 \text{ N}$.

Obdobně se vypočítá vztlaková síla letounu:

$$L_i = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v_{i-1}^2 \cdot S \quad [7]$$

V čase $t = 5$ s tak vychází $L_i = \frac{1}{2} \cdot 2,395 \cdot 1,225 \cdot \frac{38,7}{3,6} \cdot 20,2 = 2424 \text{ N}$

Valivý odpor působící na přední a ostruhový podvozek se vypočítá pomocí vzorce:

$$(T_{i1} + T_{i2}) = f(G - L_i) \quad [7]$$

Kde f je součinitel tření pro travnatý terén, který je určen jako $f = 0,08$ ^[10].

Pro rychlost 40 km/h odporová síla podvozků vychází $(T_{i1} + T_{i2}) = 0,15 \cdot (705 \cdot 9,81 - 3956,5) = 359 \text{ N}$

Maximální dosažitelné zrychlení při rozjezdu se potom vypočítá ze silové rovnáhy:

$$T_i - D_i - (T_{i,1} + T_{i,2}) = m \frac{dv_i}{dt} = m \cdot a_i \quad [7]$$

Kde T_i je maximální tah letounu pro rychlost z předchozího kroku, ten je pro využití maximálního výkonu motoru roven $T_i = \frac{P_{max}}{v_i} \eta_{p,vzlet}$.

V čase $t = 5$ s dosažitelné zrychlení pro motor REX 90 vychází $a_i = \frac{dv_i}{dt} = \frac{\frac{51600 \cdot 0,6}{41,6} - 360 - (359)}{705} = 2,27 \text{ m/s}^2$

Rychlost letu na konci časového kroku se potom vypočítá:

$$v_i = a_{i-1} \cdot \frac{t_i - t_{i-1}}{2} + v_{i-1}$$

Celkový čas potřebný pro rozjezd se potom určí jako čas od začátku rozjezdu do okamžiku, kdy se letoun odlepí od země. Při určování rychlosti, při které se letoun odlepí od země se počítá z důvodu bezpečnosti s rezervou oproti pádové rychlosti. Ve výpočtu je tedy uvažováno, že se letoun odlepí od

země přibližně při rychlosti o 10 % větší, než je pádová rychlost letounu s plně vysunutými klapkami. Rychlost pro odlepení od země je tak stanovena jako $v_{odlepení} = 1,1 \cdot v_{min,kl} = 1,1 \cdot 55 = 60,5$ km/h. Čas pro dosažení této rychlosti byl určen jako $t = 14,6$ s.

Rozlet

Stejným způsobem, jakým se počítaly rychlosti a zrychlení a z nich se určil potřebný čas pro rozjezd se určí potřebný čas pro rozlet s tím rozdílem, že z rovnice odpadnou třecí síly od podvozku, které budou během letu již nulové. Z grafů 8 a 9 je zřejmé, že nejvyšší stoupací rychlosti je dosaženo při rychlosti letu 85 km/h, potřebný čas pro rozlet se tedy bude určovat jako potřebný čas pro zrychlení z rychlosti letu 60,5 km/h na rychlost 85 km/h, přičemž tento čas byl určen jako $t = 12,4$ s.

Přechodový oblouk

Výpočet dráhy pro uskutečnění přechodového oblouku se provede výpočtem při uvažování přebytku vztlaku a úhlu stoupání:

$$l_0 = r \sin \gamma = \left(\frac{v^2}{g \left(\left(\frac{v}{v_s} \right)^2 - 1 \right)} \right) \sin \gamma \quad [7]$$

Kde v_s je pádová rychlost letounu bez klapek a $\gamma = 12,1^\circ$ pro rychlost 85 km/h.

Dráha přechodového oblouku pro rychlost 85 km/h potom vychází:

$$l_0 = \left(\frac{\left(\frac{85}{3,6} \right)^2}{g \left(\left(\frac{85}{62} \right)^2 - 1 \right)} \right) \sin(12,1) = 13,6 \text{ m} \quad [7]$$

Protože je rychlost letu konstantní, dá se dopočítat, že potřebný čas pro uskutečnění přechodového oblouku je: $t = \frac{l_0}{v} = \frac{13,6}{\frac{85}{3,6}} \cdot 60 = 0,57$ s.

Potřebný čas a kapacita

Pro začátek rozjezdu je, jak již bylo popsáno výše, zrychlení letounu omezeno na hodnotu $4,905 \text{ m/s}^2$, toto omezení platí až do rychlosti 35 km/h, od které je dosažitelná hodnota zrychlení při maximálním tahu nižší než toto omezení. Pro počáteční fázi rozjezdu je tedy potřeba ještě pro každý časový úsek spočítat potřebný výkon, který se určí jako:

$$P_i = F_i \cdot v_i = m \cdot a_i + D_i + (T_{i,1} + T_{i,2}) \quad [7]$$

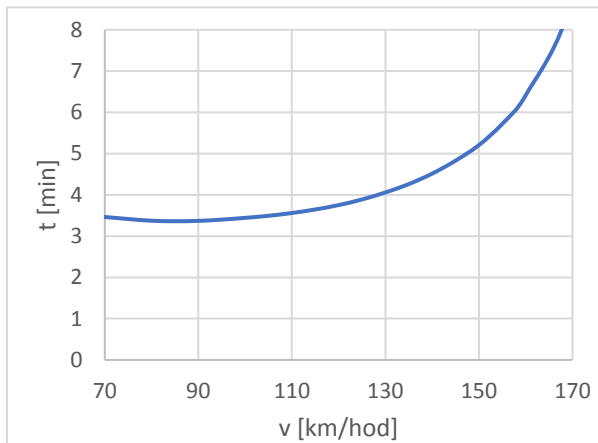
Od rychlosti 35 km/h je předpoklad využití maximálního výkonu motoru.

Celkový čas potřebný pro vzlet před započítáním stoupání je součet jednotlivých časů: $t = 14,6 + 12,4 + 0,6 = 27,6$ s. Spotřebovaná kapacita pro tento úkon vychází: $C_{start} = t_i \cdot P_{pi} \cdot \eta_e = 402 \text{ Wh}$.

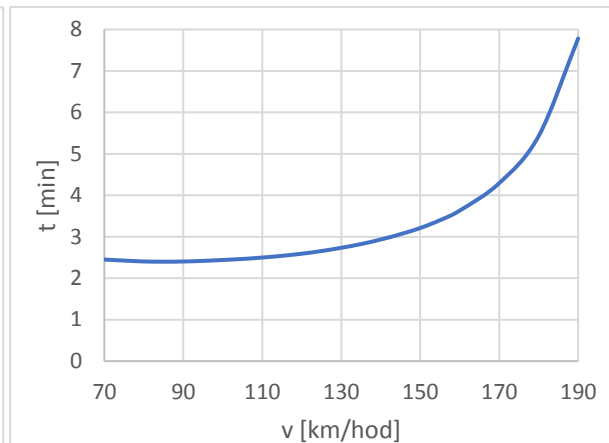
5.3.3 Navigační let

Následující výpočet je proveden pro vodorovný přímočarý let po vystoupení do výšky 1000 metrů. Následující příklady konkrétních výpočtů budou provedeny pro zástavbu s motorem REX 90 a pro rychlost 100 km/h pokud nebude uvedeno jinak. V grafu 12 a 13 je zobrazena doba stoupaní do 1000 m při různých rychlostech letu, která se vypočítá podle vzorce:

$$t_{stoup} = \frac{h}{v_{zmax}}$$



Graf 12 Potřebný čas pro vystoupení do 1000 m s motorem REX 90



Graf 13 Potřebný čas pro vystoupení do 1000 m s motorem REB 90

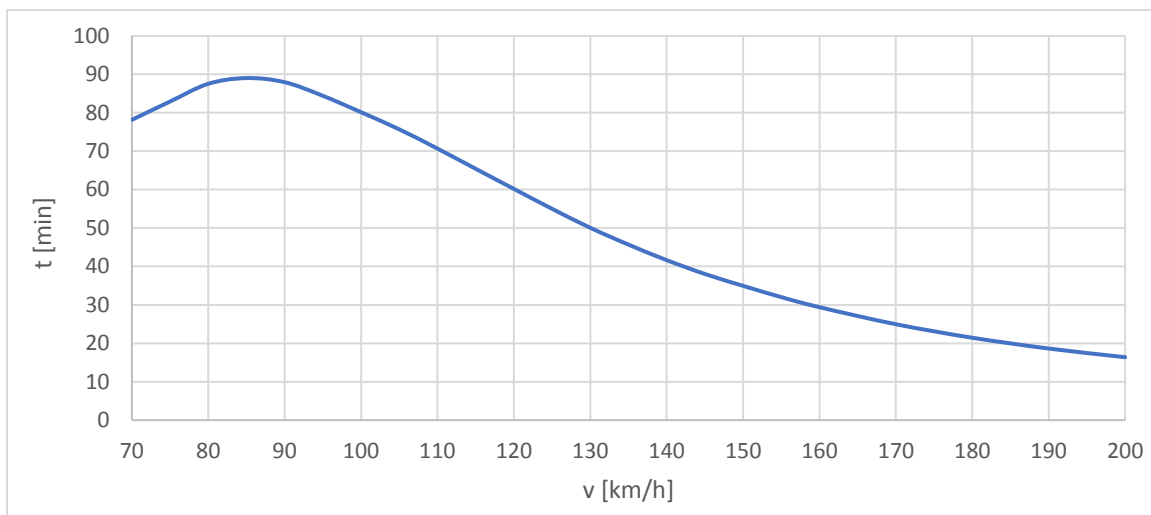
Tento čas tedy vychází $t_{stoup} = \frac{1000}{5,22} = 206,6 \text{ s} = 3,2 \text{ min}$.

Jako potřebné časy pro vystoupení do 1000 metrů byly vzaty v úvahu potřebné časy při rychlosti letu 85 km/h. Pro 3,13 minuty stoupaní na maximálním výkonu s motorem REX je potřeba zásoba energie pro stoupaní $C_{stoup} = t \cdot P_{max} \cdot \eta_e = \frac{3,13}{60} \cdot 51600 \cdot 0,95 = 2557 \text{ Wh}$, pro motor REB 90 je čas pro vystoupení 2,24 minuty, čemuž odpovídá kapacita $C_{stoup} = t \cdot P_{max} \cdot \eta_e = \frac{2,24}{60} \cdot 68800 \cdot 0,95 = 2440 \text{ Wh}$

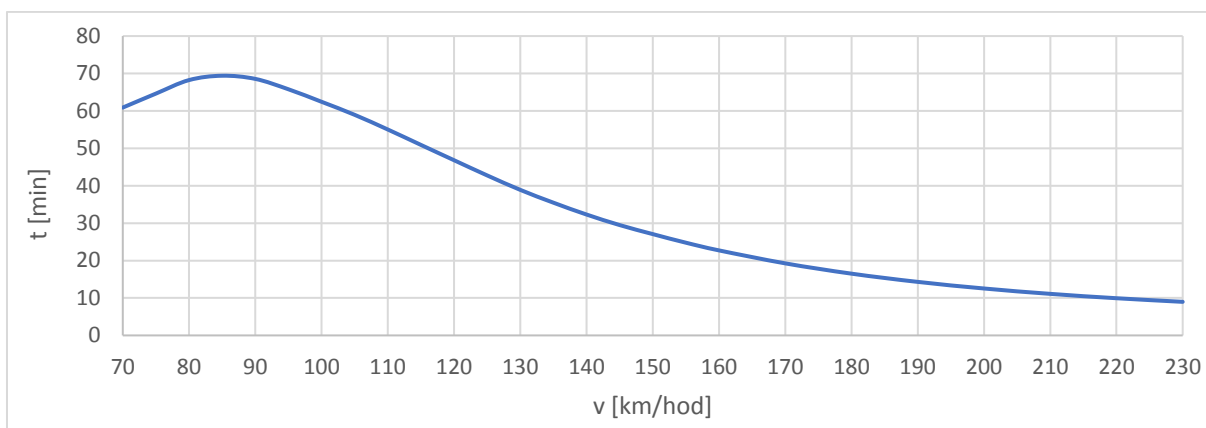
Vytrvalost pro tento režim se následně vypočítá podle vzorce:

$$t_{clek} = \frac{(C_e - C_{stoup} - C_{start} - C_{nev})}{P_p} \cdot \eta_e + t_{stoup} + t_{start}$$

Ta tedy vychází $t_{celk} = \frac{(26928 - 2689 - 574 - 10597)}{7802} \cdot 0,95 + 3,13 = 1,42 \text{ hod} = 80,1 \text{ min}$.

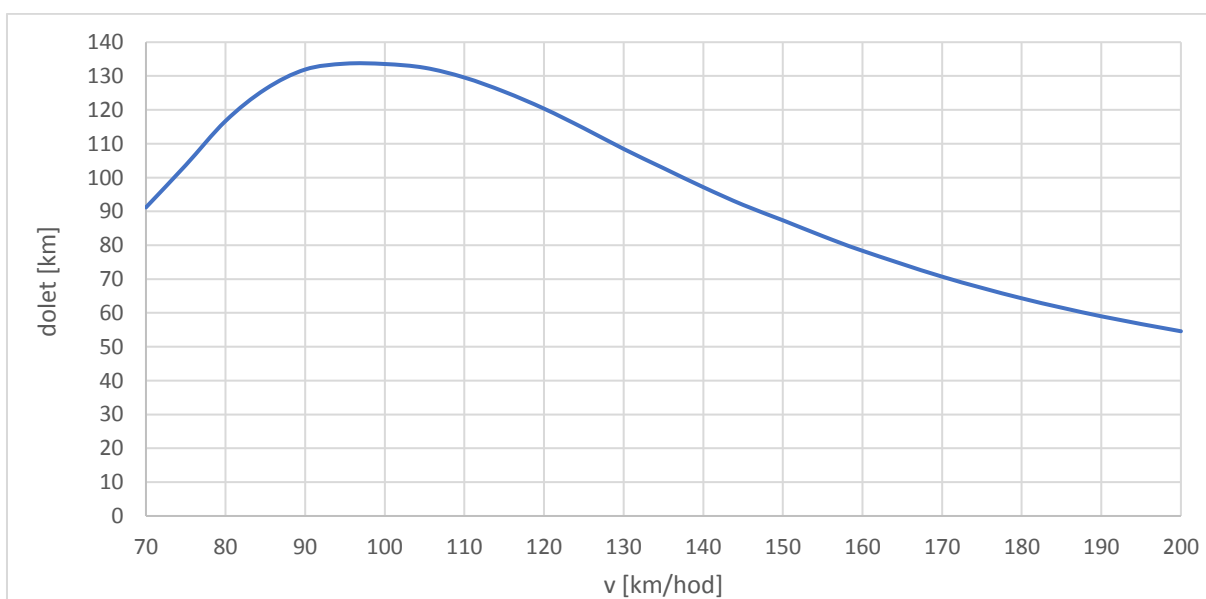


Graf 14 Vytrvalost letounu s elektrickým motorem REX 90 při navigačním letu ve výšce 1000 m

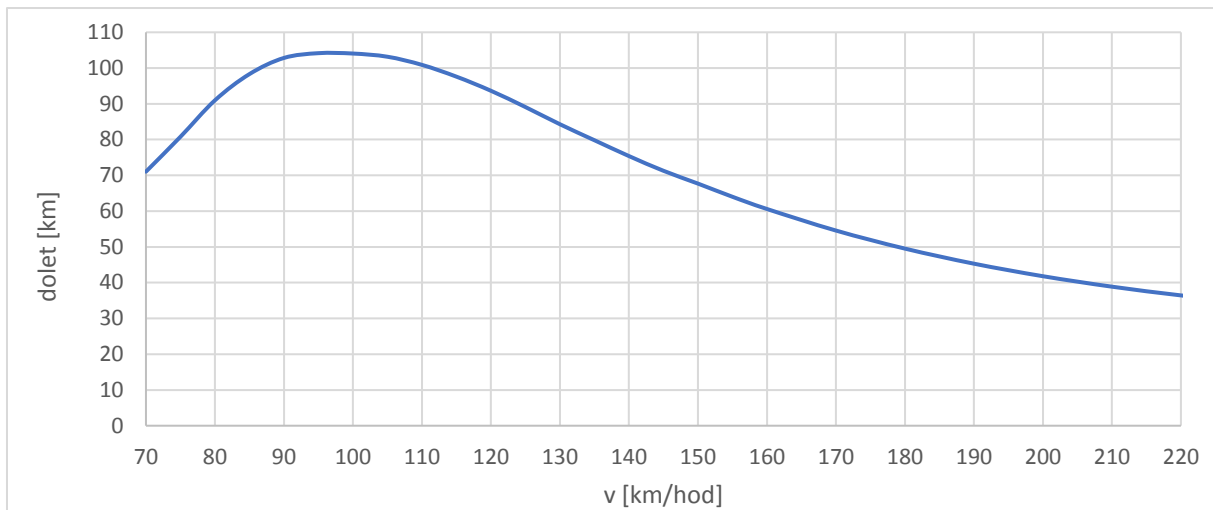


Graf 15 Vytrvalost letounu s elektrickým motorem REB 90 při navigačním letu ve výšce 1000 m

Výpočet doletu při dané rychlosti se potom uskuteční jednoduše podle vzorce: $l_{trasa} = v \cdot t$, dolet tak vychází $l_{trasa} = 100 \cdot 1,336 = 133,6 \text{ km}$.



Graf 16 Dolet letounu s elektrickým motorem REX 90 při navigačním letu ve výšce 1000 m



Graf 17 Dolet letounu s elektrickým motorem REB 90 při navigačním letu ve výšce 1000 m

Srovnání vytrvalostí a dolety pro jednotlivé režimy letu a motorizace jsou potom uvedeny v *tabulce 5*.

5.3.4 Lety v zóně

Výpočet letů v zóně dle toho, jak byly popsány na začátku kapitoly 3.4, byl proveden tak, že bylo předpokládáno, že letoun vystoupá na určité rychlosti do výšky 1200 metrů, odkud bude klouzat zpět k zemi bez použití motoru. Použití motoru např. pro provádění či vybrání manévru je těžko definovatelné, nicméně je potřeba vzít v úvahu, že by vytrvalost letounu v tomto režimu letu snižovalo. Následující příklady konkrétních výpočtů budou provedeny pro zástavbu s motorem REX 90 a pro rychlost 100 km/h, pokud nebude uvedeno jinak.

Z potřebného času pro vzlet a stoupání do určité výšky se tedy spočítá možný počet stoupání letounu pro určitou rychlost letu na jedno nabití baterií:

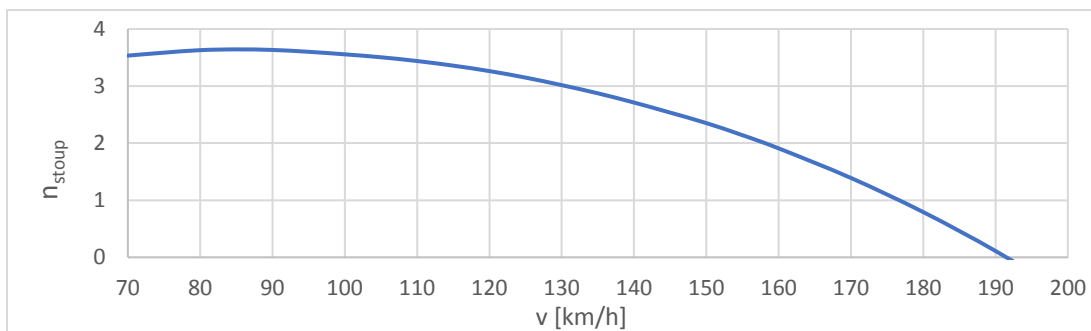
$$n_{stoup} = \frac{C_e - C_{nev} - C_{start}}{P_{max} \cdot t_{stoup}}$$

Takovýto počet vystoupaní potom vychází $n_{stoup} = \frac{26928 - 10597 - 574}{51600 \cdot \frac{4,13}{60}} = 3,6$. Graf 18 a 19 zobrazuje

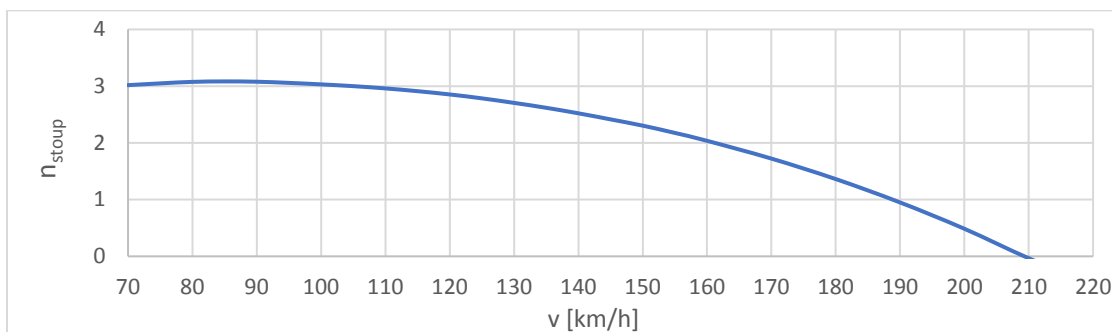
možný počet vystoupaní do výšky 1200 m, graf 20 a 21 zobrazuje maximální dobu letounu ve vzduchu při určité rychlosti letu. Výpočet maximální doby letu byl uskutečněn podle vzorce:

$$t_{let} = n_{stoup} \cdot t_{stoup} + \frac{h}{v_z}$$

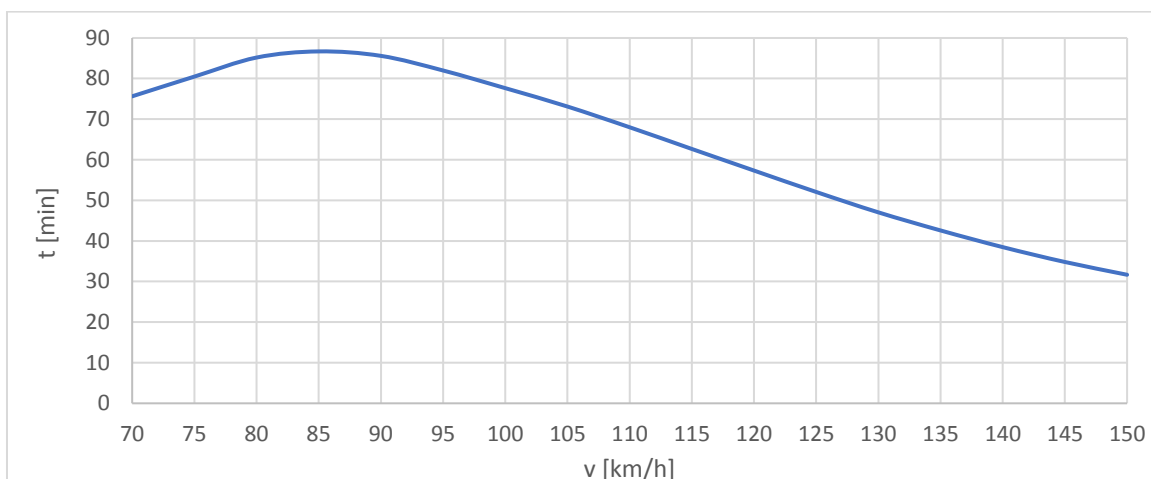
s tím, že poslední stoupání letounu by obvykle nebylo provedeno až do výšky 1200 metrů, ale jen tak vysoko, kam by umožnila kapacita baterií tak, aby byla veškerá kapacita během letu využita. Klesací rychlost v_z je brána z rychlostní poláry letounu, pro rychlost 100 km/h tak maximální čas letu vychází $t_{let} = 3,6 \cdot 4,13 + \frac{1200}{1,33 \cdot 60} \cdot 3,6 = 77,6 \text{ min}$.



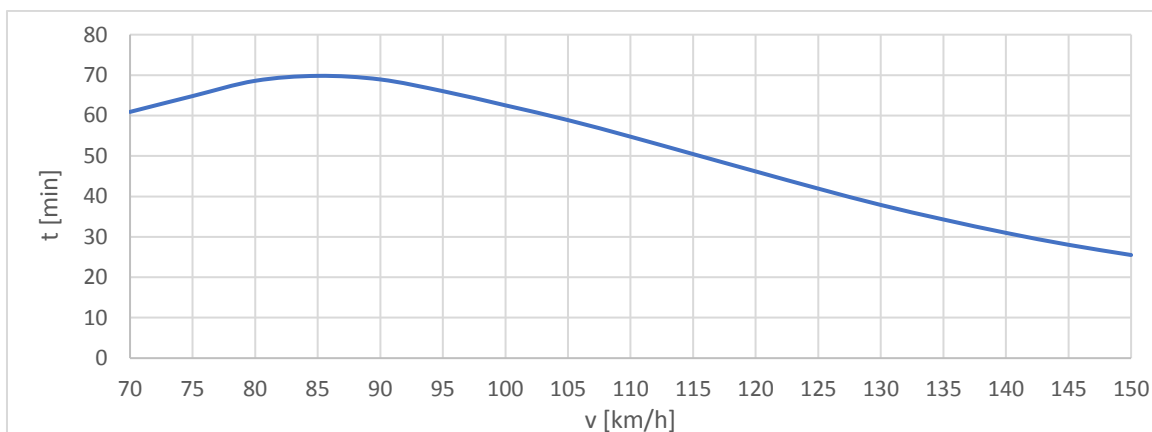
Graf 18 Počet stoupání s vy stoupáním do výšky 1200 m při zástavbě motoru REX 90



Graf 19 Počet možných stoupání do výšky 1200 metrů při zástavbě motoru REB 90



Graf 20 Čas ve vzduchu při letech v zóně s motorem REX 90



Graf 21 Čas ve vzduchu při letech v zóně s motorem REB 90

5.3.5 Okruhy

Následující výpočet se týká letu v definovaných okruzích. Definovaný okruh byl stanoven jako vystoupení do výšky 300 m, provedení zatáčky o 360° a následné přistání. Přičemž je bráno, že po odečtení času pro provedení zatáčky na minimálním možném poloměru a odečtení času pro vzlet a přistání, je zbývající čas na okruh využit na vodorovný přímočarý let uskutečněný mezi jednotlivými zatáčkami, které tak ve skutečnosti nebudou představovat jednu zatáčku po 360° ale čtyři zatáčky po přibližně 90° případně dvě zatáčky po 180°.

Čas potřebný pro přistání je uvažován stejně dlouhý jako čas pro vzlet, přičemž se počítá, že klesání probíhá bez použití motoru. V prvním kroku byly vypočteny omezení pro minimální poloměry zatáček. Poloměr zatáčky je omezen jednak maximálním tahem dále součinitelem vztlaku, maximálním přípustným násobkem a také bylo rozhodnuto poloměr omezit úhlem příčného sklonu potřebného pro provedení správné zatáčky.

Následující příklady konkrétních výpočtů budou provedeny pro zástavbu s motorem REX 90 a pro rychlost 100 km/h, pokud nebude uvedeno jinak.

Omezení poloměru zatáčky maximálním tahem se vypočítá pomocí vzorce:

$$r_{min,Tmax} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_{Tmax}^2 - 1}} \quad [7]$$

$$\text{Minimální poloměr omezení tahem tak vychází } r_{min,Tmax} = \frac{\left(\frac{100}{3,6}\right)^2}{9,81 \cdot \sqrt{6,61^2 - 1}} = 12 \text{ m}$$

Kde n_{Fmax} se vypočítá podle vzorce:

$$n_{Tmax} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{T_{max}}{G} \quad [7]$$

Kde je F_{max} je maximální tah v pro danou rychlost, který je dán vztahem:

$$T_{max} = \frac{P_{max}}{v}$$

$$\text{Násobek v zatáčce při maximálním tahu tak vychází } n_{Tmax} = \frac{0,59765}{0,02523} \cdot \frac{\frac{51600 \cdot 0,8}{100}}{705 \cdot 9,81} = 4,79.$$

Omezení součinitelem vztlaku se vypočítá pomocí vzorce:

$$r_{min,C_{Lmax}} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{\left(\frac{v}{v_s}\right)^4 - 1}} \quad [7]$$

Kde v_s je pádová rychlost letounu, u letounu L-13 Vivat je to 62 km/h viz kapitola 1.3, při omezení

$$\text{součinitelem vztlaku vychází minimální poloměr } r_{min,C_{Lmax}} = \frac{\left(\frac{100}{3,6}\right)^2}{9,81 \cdot \sqrt{\left(\frac{100}{62}\right)^4 - 1}} = 29,3 \text{ m.}$$

Dalším omezením minimálního poloměru zatáčky je způsobeno omezením maximálního násobku, toto omezení se spočítá pomocí vzorce:

$$r_{min,n_{max}} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad [7]$$

Kde n je maximální návrhový násobek $n = 5,3$ viz kapitola 1.5, minimální poloměr tak vychází

$$r_{min,n_{max}} = \frac{\left(\frac{100}{3,6}\right)^2}{9,81 \cdot \sqrt{5,3^2 - 1}} = 15,1 \text{ m.}$$

Posledním omezením pro provedení zatáčky je omezení úhlem příčného sklonu. Toto omezení není přímo určeno výkonnostními charakteristikami nebo konstrukcí letounu, odvíjí se pouze od toho, že zvláště při cvičných letech, pro které je létání takovýchto okruhů primárně určeno, není vhodné, aby měl letoun v zatáčkách příliš velký sklon a přetížení. Jako maximální úhel příčného sklonu v zatáčce byl určen úhel $\phi = 60^\circ$. Pro výpočet minimálního poloměru omezeného úhlem příčného sklonu je potřeba vypočítat násobek vzniklý při provádění zatáčky s takovýmto úhlem:

$$n_\phi = \frac{1}{\cos(\phi)} \quad [7]$$

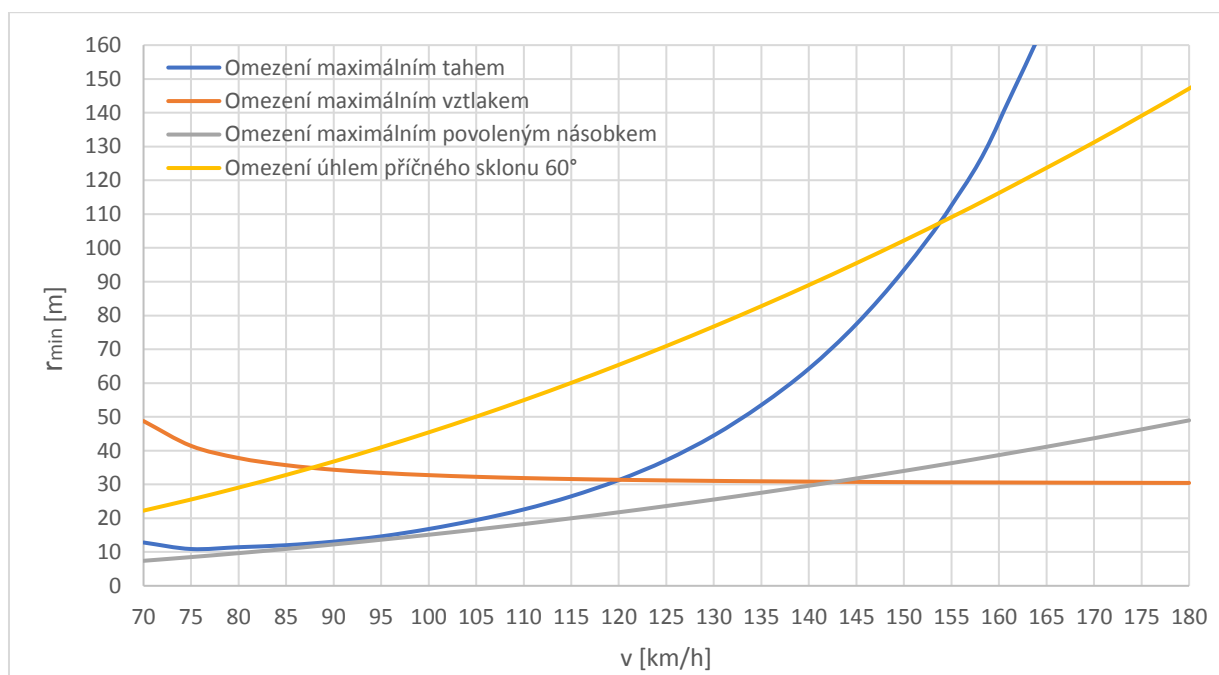
Výsledný poloměr potom je:

$$r_{min,\phi} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_\phi^2 - 1}} \quad [7]$$

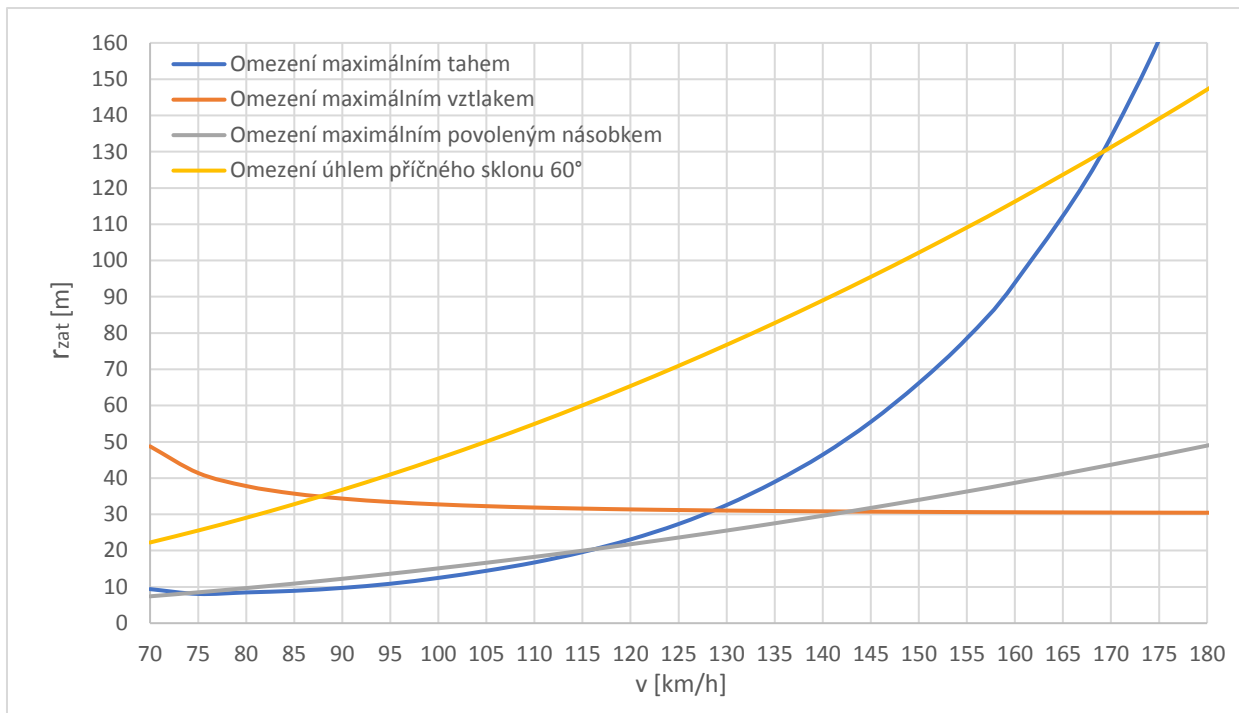
Násobek je tedy konstantní pro všechny rychlosti letu a pro $\phi = 60^\circ$ vychází $n_\phi = \frac{1}{\cos(60)} = 2$.

Minimální poloměr potom pro omezení úhlem příčného sklonu vychází $r_{min,\phi} = \frac{\left(\frac{100}{3,6}\right)^2}{9,81 \cdot \sqrt{2^2 - 1}} = 45,4 \text{ m.}$

Výsledkem je graf, jehož horní hranice omezuje minimální poloměr prováděných zatáček.



Graf 22 Omezení minimálního poloměru zatáčky s motorem REX 90



Graf 23 Omezení minimálního poloměru zatáčky s motorem REB 90

Z grafů 22 a 23 je patrné, že hlavním omezujícím faktorem pro provádění zatáček je právě úhel příčného sklonu. Ten omezuje minimální poloměr zatáčky při zástavbě s motorem REX 90 od rychlosti letu 88 km/h po rychlost 166 km/h. Od rychlosti 70 km/h do 88 km/h je minimální poloměr omezen možností maximálního vztlaku a od rychlosti 166 km/h dále je omezen maximálním tahem. Pro zástavbu s motorem REB 90 vychází omezení podobně, pouze omezení maximálním tahem je hlavním omezujícím faktorem až od rychlosti 182 km/h.

Pro omezení maximálním součinitelem vztlaku potřebný čas pro provedení zatáčky je dán vztahem:

$$t_{min, C_{Lmax}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot v}{g \cdot \sqrt{\left(\frac{v}{v_s}\right)^4 - 1}} \quad [7]$$

Pro omezení výkonem se vypočítá obdobně:

$$t_{min, T_{max}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot v}{g \cdot \sqrt{n_{Fmax}^2 - 1}} \quad [7]$$

Stejně tak pro omezení úhlem příčného sklonu:

$$t_{min, \phi} = \frac{2 \cdot \pi \cdot v}{g \cdot \sqrt{n_{\phi}^2 - 1}} \quad [7]$$

Minimální čas pro provedení zatáčky pro určitou rychlost se vždy spočítá podle vzorce pro dané omezení při této rychlosti.

V následujícím kroku je vypočítána spotřeba energie pro jeden okruh:

$$C_{okruh} = \left(\frac{t_{vod.let}}{P_P} + \frac{t_{stoup}}{P_{max}} + \frac{t_{zat}}{P_{P,zat}} \right) \cdot \eta_e + C_{start}$$

Přičemž je uvažováno, že klesání probíhá bez spotřeby elektrické energie.

Čas pro vodorovný let se spočítá $t_{vod.let} = t_{okruh} - t_{stoup} - t_{zat} - t_{kles}$, čas pro klesání a přistání letounu t_{kles} se určí z rychlostní poláry letounu pro danou rychlost letu.

Potřebný výkon pro provedení zatáčky je u omezení maximálním výkonem roven maximálnímu výkonu motoru, u omezení součinitelem vztlaku se vypočítá:

$$P_{P,zat} = \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 \cdot G \cdot \frac{C_D}{C_L} \cdot v \quad [7]$$

U omezení úhlem příčného sklonu se vypočítá jako:

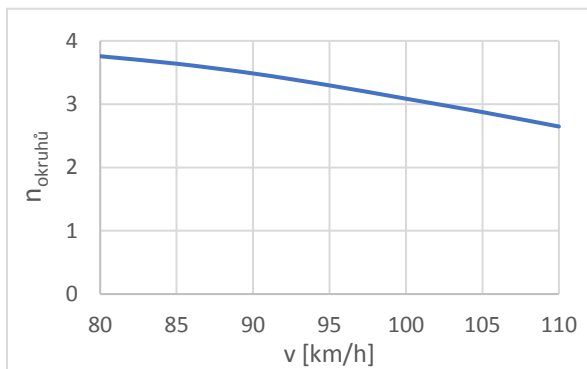
$$P_{P,zat} = n_\phi^2 \cdot G \cdot \frac{C_D}{C_L} \cdot v \quad [7]$$

Počet možných okruhů provedených na jedno nabití baterií se potom vypočítá jako:

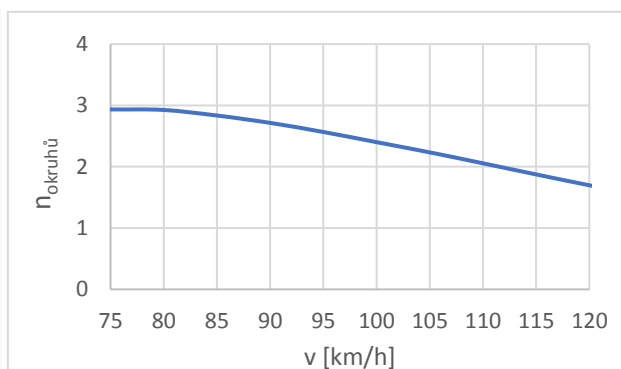
$$n_{okruhů} = \frac{\left(C_e - \frac{C_{nev}}{\eta}\right)}{C_{okruh}}$$

Původní předpoklad potřebného času pro provedení zatáčky byl 8 minut, tento čas byl při výpočtu zjištěn jako nedostačující především z důvodu omezení minimálního poloměru zatáčky. Doba pro provedení okruhů tak byla stanovena na 17 a 20 minut.

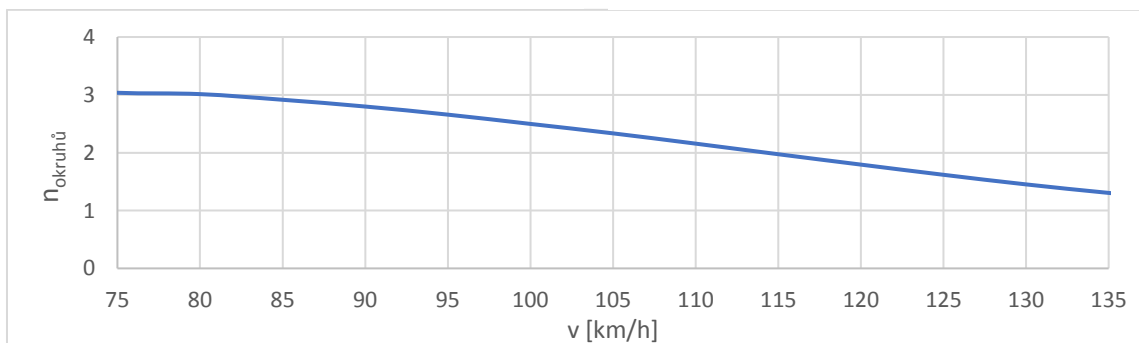
V grafech 24, 25, 26 a 27 je zobrazen maximální počet opakování takto definovaných okruhů. Graf 24 je omezen v rozsahu rychlostí 80 až 110 km/h, pro rychlosti vyšší nebo nižší, než je tento interval není doba 14 minut dostatečná na uskutečnění celého okruhu. Stejným způsobem je omezen i graf 25, 26 a 27.



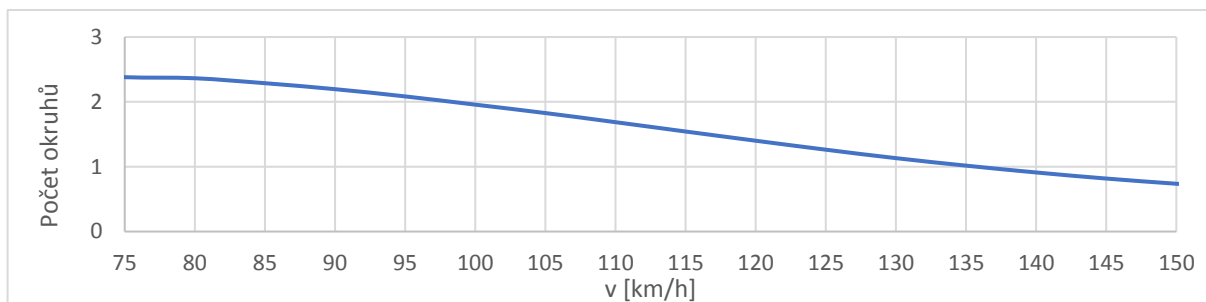
Graf 26 Maximální počet okruhů v trvání 17 minut na jedno nabití baterií s motorem REX 90



Graf 25 Maximální počet okruhů v trvání 17 minut na jedno nabití baterií s motorem REB 90



Graf 26 Maximální počet okruhů v trvání 20 minut na jedno nabití baterií s motorem REX 90



Graf 27 Maximální počet okruhů v trvání 20 minut na jedno nabití baterií s motorem REB 90

5.3.6 Srovnání

Jak je patrné z *tabulky 5*, zadané požadavky na vytrvalosti jednotlivých režimů nebyly splněny ani pro jednu z navrhovaných zástaveb. Byl tedy proveden výpočet toho, kolik by bylo za potřebí baterií pro splnění zadaných vytrvalostních požadavků, přičemž bylo zjištěno, že kritickým parametrem pro splnění zadaných požadavků je trvání navigačního letu v délce dvou hodin, celý soupis a specifikace požadavků jsou uvedeny v kapitole 1. Zjištěno bylo, že pro splnění požadavku trvání navigačního letu dvě hodiny, je potřeba 88 bateriových článků zapojených sériově a paralelně 24 takto zapojených sekcí, celková hmotnost baterií by potom byla 274,5 kg. Přičemž pro baterie i s motorem bylo určeno, že je k dispozici hmotnost 119 kg viz. kapitola 4.1.1. Poslední dva sloupce v tabulce 5 jsou věnovány výpočtům zástaveb navržených tak, aby splňovaly požadované vytrvalosti. U těchto zástaveb by ovšem při zachování zbylé stávající konfigurace letounu, nebyla dodržena maximální vzletová hmotnost.

Nebylo tedy nalezeno žádné vhodné řešení, které by splňovalo veškeré stanovené požadavky, navrhované zástavby buď nesplňují požadované vytrvalosti letounu, nebo jeho maximální vzletovou hmotnost, konkrétní parametry jednotlivých zástaveb jsou popsány v *tabulce 5*.

Motor	REX 90	REB 90	REX 90 - přetíženo	REB 90 - přetíženo
Hmotnost zástavby [kg]	120	111,5	291,5	294,5
Zvýšení hmotnosti oproti původní zástavbě [kg]	+ 1	- 7,5	+ 172,5	+ 175,5
Výkon motoru teoretický [kW]	60	80	60	80
Výkon motoru omezený [kW]	51,6	68,8	51,6	68,8
Vytrvalost na cestovním režimu [min]	34	26	126	125
Dolet na cestovním režimu [km]	88	68	325	324
Vytrvalost na ekonomickém režimu [min]	86	67	336	336
Dolet na ekonomickém režimu [km]	143	112	558	559
Vytrvalost při maximálním výkonu [min]	15	9	52	45
Dolet při maximálním výkonu [min]	56	43	183	150
Počet vystoupení do 1200 m (v=100 km/h)	4	3,5	18,6	19,7
Počet okruhů v trvání 17 min (v=85 km/h)	4	3,2	16	16
Maximální stoupací rychlost [m/s]	5,33	7,45	-	-
Maximální rychlost vodorovného letu [km/h]	206	226	-	-

Tabulka 5 Srovnání parametrů různých možností zástavby elektromotorů

6. Umístění baterií a motoru

Následující výpočty se vztahují k navrhované zástavbě motoru REX 90, která byla zvolena jako vhodnější především vzhledem k vytrvalosti letu.

Následující tabulka uvádí nejvhodnější možnosti elektrického propojení jednotlivých bateriových článků. Bateriové články jsou umístěny do boxů, které jsou následně rozmístěny po letadle. Články jsou v boxech propojeny do sériových sekcí, které jsou následně mezi sebou propojeny paralelně, stejně tak samotné bateriové boxy mohou být mezi sebou propojeny jak sériově, tak paralelně.

Počet článků v boxu		Propojení boxů		Napětí boxu [V]	Hmotnost boxu [kg]	Délka boxu [mm]	Počet boxů
sériově	paralelně	sériově	paralelně				
8	9	11	1	34,4	9,4	468	11
11	9	8	1	47,3	12,9	643,5	8
8	3	11	3	34,4	3,1	156	33
11	3	8	3	47,3	4,3	214,5	24
22	3	4	3	94,6	8,6	429	12
88	1	1	9	378,4	11,4	572	9

Tabulka 6 Srovnání možností propojení jednotlivých bateriových článků

Při výběru zapojení hraje roli několik vlivů. Prvním z těchto vlivů je hmotnost, čím budou bateriové články rozděleny na více úseků, tudíž bude použito více boxů, tím větší bude hmotnost celé zástavby, a to jak vlivem hmotnosti propojovacích kabelů, tak vlivem hmotnosti samotných boxů. Dalším vlivem je jednoduchost a rychlost výměny baterií, s ohledem na rychlost výměny baterií je opět vhodné mít bateriových boxů co nejméně, na druhou stranu je ale zase vhodné omezit jejich hmotnost na rozumnou přijatelnou mez, aby výměnu mohl provést snadno i jeden člověk. Dalším vlivem je možnost rozmístění jednotlivých hmot po letadle s ohledem na konstrukci letounu, zde je z hlediska zvýšení možností umístění vhodné mít boxy co nejmenší. Velký počet menších boxů je vhodný i z hlediska hledání jejich ideálního umístění s ohledem na povolené centráže. Posledním takovým hlediskem je bezpečnost při manipulaci s bateriovými boxy, zde je vhodné mít napětí jednotlivých boxů co nejmenší, což by znamenalo malý počet článků v boxu vzájemně propojených sériově.

Konkrétně v tomto případě je také vhodné mít možnost letu při zástavbě pouze části navrhovaných článků baterie, a to z důvodu, že maximální hmotnost paliva byla celá využita jako hmotnost pro baterie, takže odpadla možnost úpravy vzletové hmotnosti nebo hmotnosti platícího zatížení množstvím paliva. To tedy znamená mít alespoň některé sekce boxů řazené paralelně tak, aby sériově řazené sekce dávaly požadované napětí pro provoz motoru a některé z těchto paralelně řazených sériových sekcí se tak daly z letounu vyjmout.

Po zvážení všech kritérií a požadavků bylo rozhodnuto použít variantu zapojení článků a boxů mezi sebou popsanou na pátém řádku tabulky 6. Počet jednotlivých bateriových boxů je tedy 12, každý o hmotnosti 8,6 kg.

V dalším kroku je tedy uskutečněn návrh umístění jednotlivých bateriových boxů a motoru a z něho vyplývající výpočet rozsahu centrál při nové zástavbě. Těžiště prázdného letounu L-13 Vivat je

umístěno přibližně 1331 mm za protipožární stěnou viz. kapitola 1.4.2. Plně natankovaný letoun bez platicího zatížení má těžiště ve vzdálenosti:

$$x_{t,s\text{ palivem}} = \frac{x_t \cdot m_{oew} + x_{fl} \cdot m_{fl,max}}{m_{oew} + m_{fl,max}} = \frac{1331 \cdot 485 + 2200 \cdot 36}{485 + 36} = 1391 \text{ mm}$$

Po umístění baterií a motoru do letounu, který má těžiště v 1704,5 mm je potřeba, aby těžiště bylo v rozmezí 1331 a 1391 mm.

Po vyndání motoru s jeho příslušenstvím, v tuto chvíli je uvažován motor, olejová instalace a původní akumulátor, se těžiště posune do vzdálenosti:

$$x_{t,bez\ mot.} = \frac{x_t \cdot m_{oew} - x_{mot} \cdot m_{mot}}{m_{oew} - m_{mot}} = \frac{1331 \cdot 485 - (-478) \cdot (70 + 5 + 8)}{485 - (70 + 5 + 8)} = 1704,5 \text{ mm}$$

Nová zástavba má rozepsány polohy těžiště jejích jednotlivých částí v tabulce 7.

bateriový box 1	-250 mm	bateriový box 7	58 mm
bateriový box 2	-250 mm	bateriový box 8	-67 mm
bateriový box 3	-250 mm	bateriový box 9	-192 mm
bateriový box 4	-250 mm	bateriový box 10	2433 mm
bateriový box 5	-295 mm	bateriový box 11	2433 mm
bateriový box 6	-295 mm	bateriový box 12	2578 mm
		motor	-748,5 mm

Tabulka 7 Těžiště jednotlivých částí nové zástavby elektromotoru s bateriemi

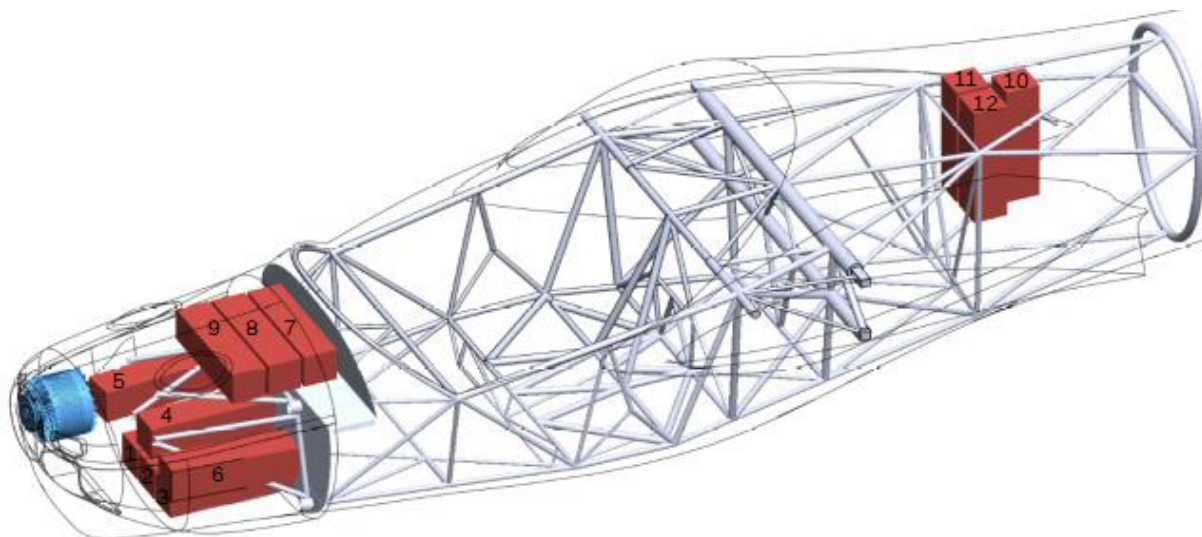
Prázdný letoun s novou zástavbou bude mít tedy těžiště ve vzdálenosti:

$$x_{t1,nové} = \frac{x_t \cdot m_{oew} + \sum_1^{12} x_{i,bat} \cdot m_{bat} + x_{el.mot} \cdot m_{el.mot}}{m_{oew} + 12 \cdot m_{bat} + m_{el.mot}} = 1381 \text{ mm}$$

Pro případ vyjmutí jedné třetiny baterií byly určeny dvě možnosti nejlépe vyhovující povoleným rozsahům centrází, a to:

$$x_{t2,nové} = \frac{x_t \cdot m_{oew} + \sum_1^8 x_{i,bat} \cdot m_{bat} + x_{el.mot} \cdot m_{el.mot}}{m_{oew} + 8 \cdot m_{bat} + m_{el.mot}} = 1352 \text{ mm}$$

$$x_{t3,nové} = \frac{x_t \cdot m_{oew} + \sum_1^8 x_{i,bat} \cdot m_{bat} + x_{el.mot} \cdot m_{el.mot}}{m_{oew} + 8 \cdot m_{bat} + m_{el.mot}} = 1391 \text{ mm}$$



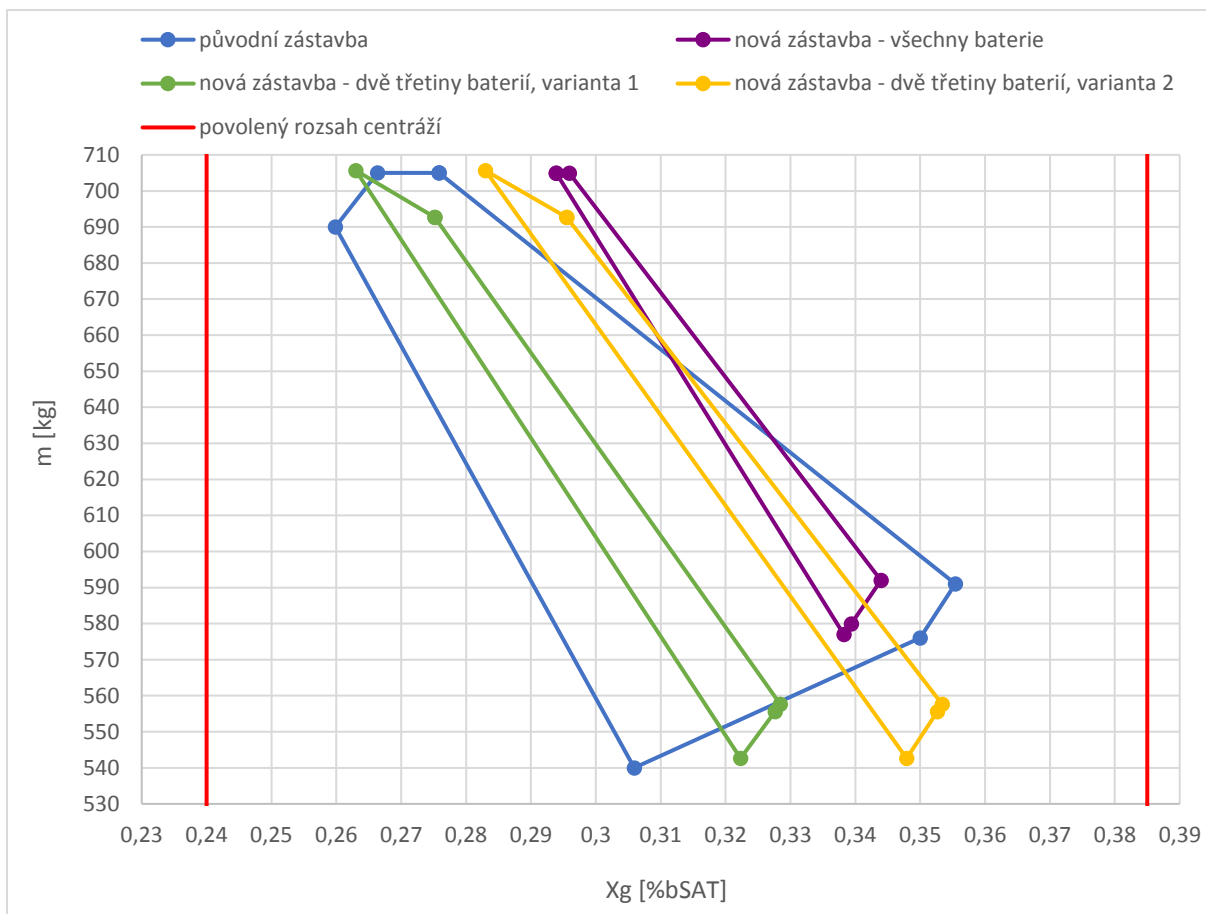
Obrázek 4 Umístění elektromotoru a baterií

V prvním případě jsou odebrány bateriové boxy 4, 10, 11 a 12, v druhém případě jsou to boxy 7, 8, 11 a 12.

Oproti původní motorové zástavbě jsou odlišná hmotnostní omezení užitečného zatížení, jak je popsáno v kapitole 3.1.1. Maximální hmotnost posádky a zavazadel při zástavbě všech baterií je tak určena jako 183 kg. Při obsazení letounu jednočlennou posádkou tedy maximální hmotnost zavazadel zůstává 15 kg, v případě dvoučlenné posádky, jejíž hmotnost je nyní omezena na maximálně 183 kg nejsou při dosažení této hmotnosti povolena žádná zavazadla. V případě že celková hmotnost posádky dosahuje hmotnosti pouze 180 kg, přítomnost zavazadel by byla povolena, jejich hmotnost by však byla omezena maximální hmotností 3 kg.

Při zástavbě pouze osmi bateriovými boxy je maximální hmotnost posádky zachována jako 205 kg, v případě jejího plného využití je maximální hmotnost zavazadel omezena na 13 kg, pokud je celková hmotnost posádky nižší než 203 kg, zůstává maximální hmotnost zavazadel nezměněna oproti původní zástavbě a dosahuje tak 15 kg.

Výsledná hmotnostní obálka pro všechny tři navrhované zástavby bateriových boxů je zobrazena v grafu 28.



Graf 28 Hmotnostní obálka letounu s původní a novou motorovou zástavbou

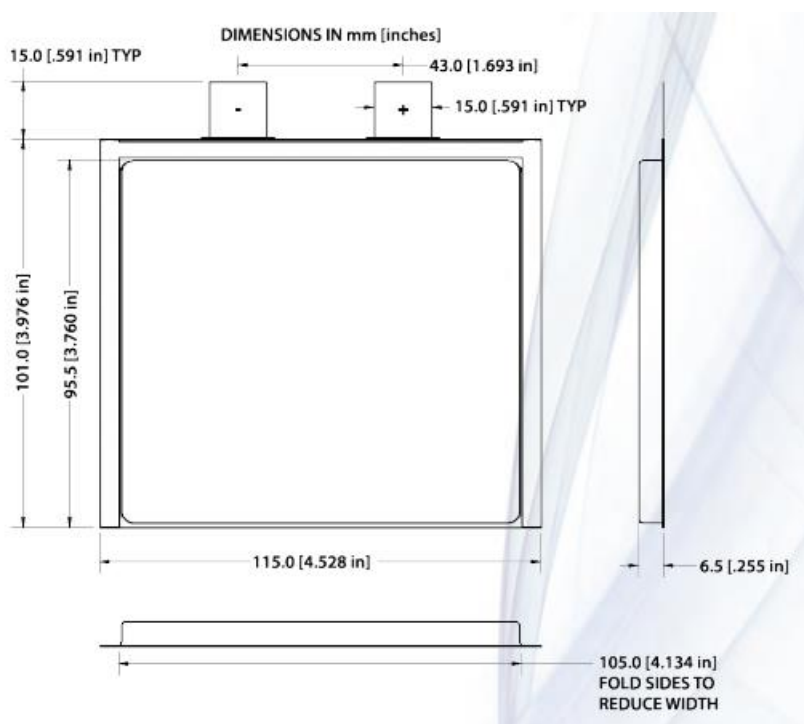
Vzhledem k tomu, že se u výpočtu vychází pouze z odhadů celkové hmotnosti zástavby, hodnoty by se u skutečného motorizovaného kluzáku mírně lišily a bylo by potřeba je určit po zvažení hotového prázdného letounu s provedenou remotorizací.

7. Návrh konstrukčních úprav

Následující kapitola se zabývá popisem konstrukčních úprav pro provedení zástavby baterií a elektrického motoru.

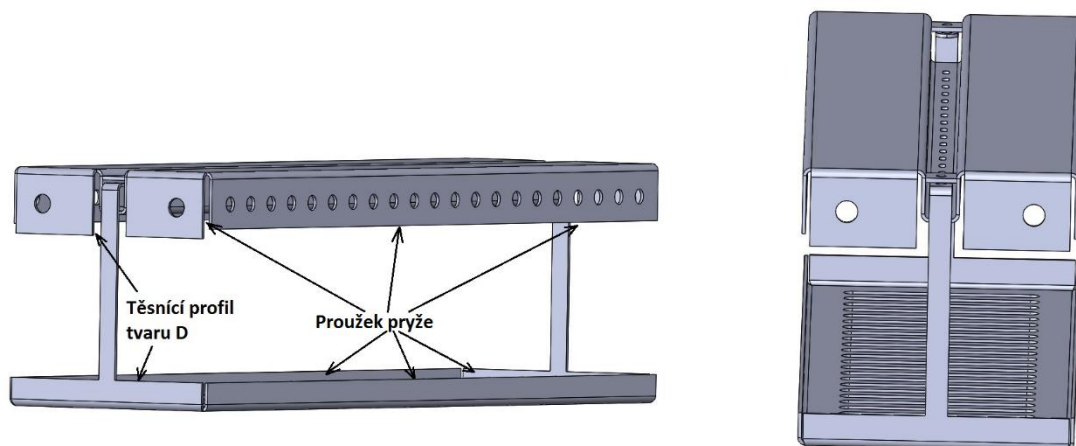
7.1 Uložení bateriových článků

Návrh konstrukčního řešení začíná návrhem obalu pro bateriové články rozdělené do sekcí, jak bylo popsáno výše v kapitole 6. Bateriový článek je zobrazen na *obrázku 5*, počet článků v jedné sekci je 88. Jedna takováto sekce poskládaných bateriových článků tak měří 572 mm. Funkcí obalu je ustavení článků vůči sobě především z důvodu snadné manipulace, přenosu sil do samotné konstrukce uložení baterií a také ochranná funkce se snahou minimalizovat možnost úrazu obsluhy elektrickým proudem. Obal by měl také splňovat možnost dostatečného proudění vzduchu pro chlazení článků.



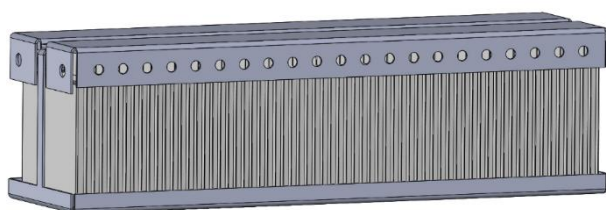
Obrázek 5 Bateriový článek SLC 203 s rozměry⁹

Návrh obalu, který je zobrazen v *obrázku 6* se skládá ze dvou částí k sobě spojených dvěma šrouby M5 se samojistnými maticemi. Spodní i vrchní část mají po obvodu nalepený vymežovací proužek pryže o tloušťce 2 mm, přičemž na jedné straně je tento proužek nahrazen pryžovým těsnícím profilem tvaru D z důvodu zamezení vůlí mezi bateriovými články a obalem, které by mohly vést k odírání článků. Proužky pryže se nalepí také na dno obalu tak, aby bateriové články dosedaly na pryž, a nikoliv na materiál samotného obalu. Jednotlivé pryžové elementy jsou k obalu přilepeny lepidlem 3M EC-9323 B/A Scotch-Weld™. Navržené šroubové spojení obě části obalu stáhne k sobě, což zamezí vzniku vůlí mezi obalem a články ve vertikálním směru.



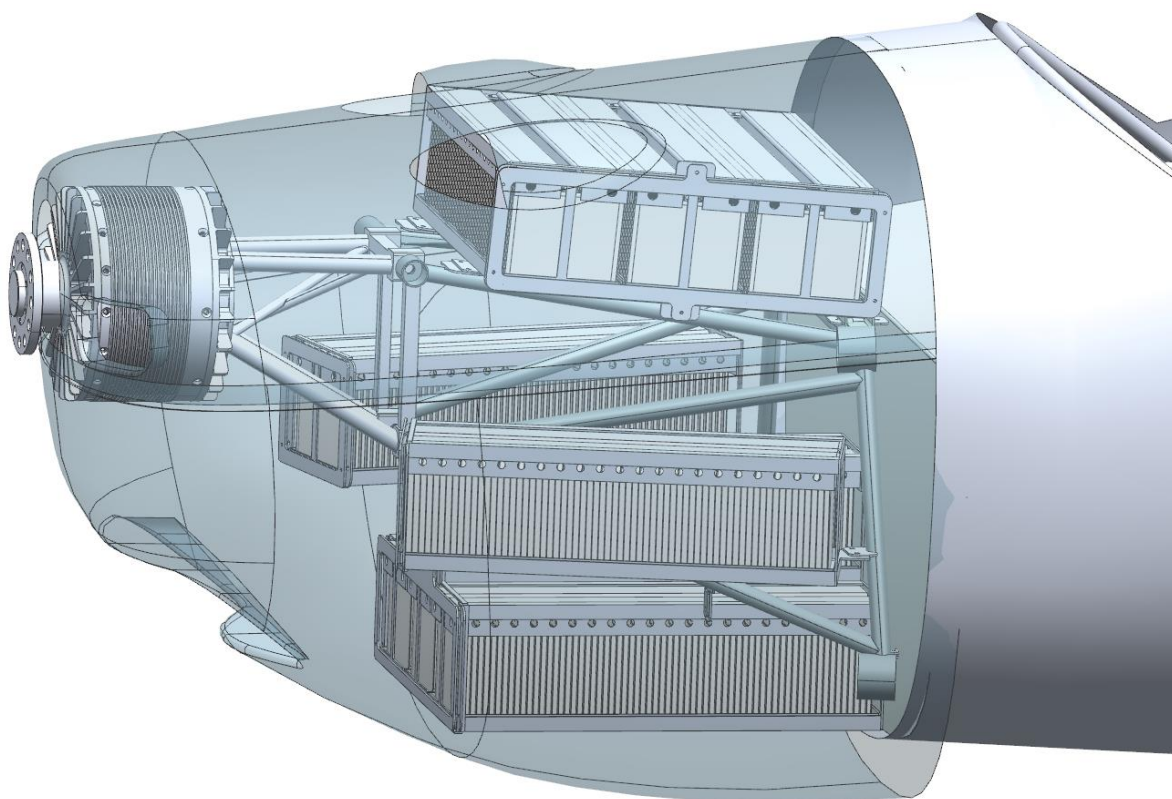
Obrázek 6 Obal na bateriové články

Obě části jsou vyrobené z ohýbaného duralového plechu o tloušťce 2 mm, jako povrchová úprava je použito eloxování, které zároveň působí u nízkého napětí jako elektrický izolant. V obou dílech jsou navrženy otvory tak, aby docházelo k lepšímu proudění vzduchu z důvodu chlazení článků. Na *obrázku 7* je potom pro ilustraci zobrazena sestava obalu i s bateriovými články.



Obrázek 7 Obal s bateriovými články

Návrh uložení bateriových boxů a jejich uchycení v motorovém prostoru se odvíjí od velikosti motorového prostoru a od konstrukce motorového lože. Návrh uložení bateriových boxů ve střední části trupu se odvíjí od příhradové konstrukce trupu a od umístění dalších soustav a systémů. Vzhledem k tomu, že dle požadavků zadavatele je potřeba zachovat navrženou konstrukci motorového lože pro uložení motoru ROTAX 912S, je návrh uložení boxů v motorovém prostoru tímto požadavkem poměrně limitován. V případě, že by bylo navrhováno lože nové, byla by možnost celé uložení značně zjednodušit. V tomto případě je však potřeba využít prostor který je k dispozici co nejefektivněji a zároveň tak, aby montáž a demontáž bateriových boxů byla, pokud možno co nejjednodušší a nejrychlejší. Návrh uložení bateriových boxů v motorovém prostoru a elektrického motoru je zobrazen na *obrázku 8*.



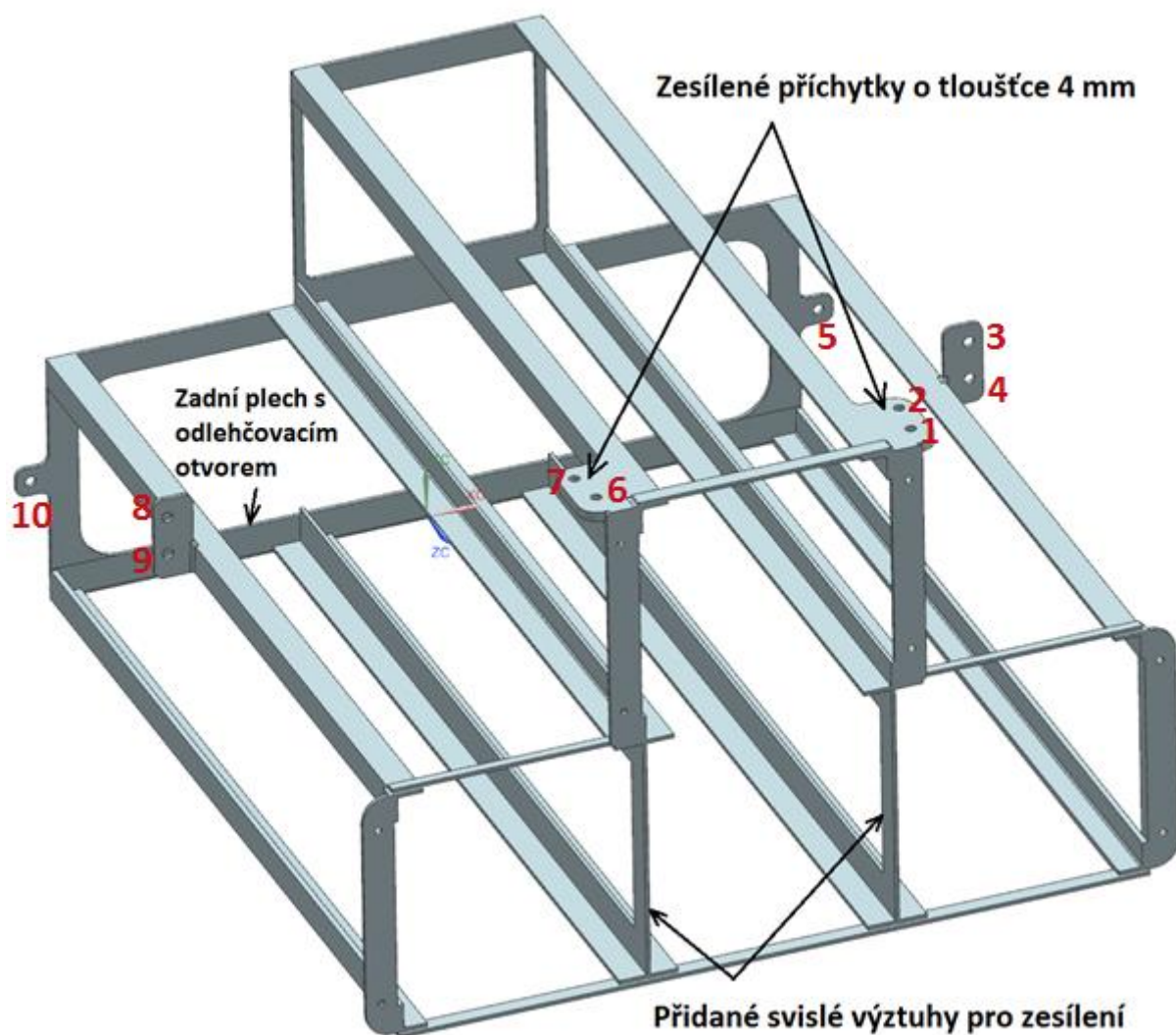
Obrázek 8 Zobrazení umístění bateriových boxů a elektrického motoru

Samotné uložení bateriových boxů je uskutečněno za pomoci konstrukcí svařených z L a T profilů z hliníkové slitiny EN AW 6082. K těmto konstrukcím úložišť bateriových boxů jsou dále přivařeny příchytky, pomocí kterých se konstrukce uchycuje k motorovému loži. Na obrázcích úložišť jsou uvedeny číselná označení umístění šroubů pro uchycení k motorovému loži. Toto číselné označení slouží pro lepší orientaci při výpočtu pevnosti šroubů v kapitole 8.2.

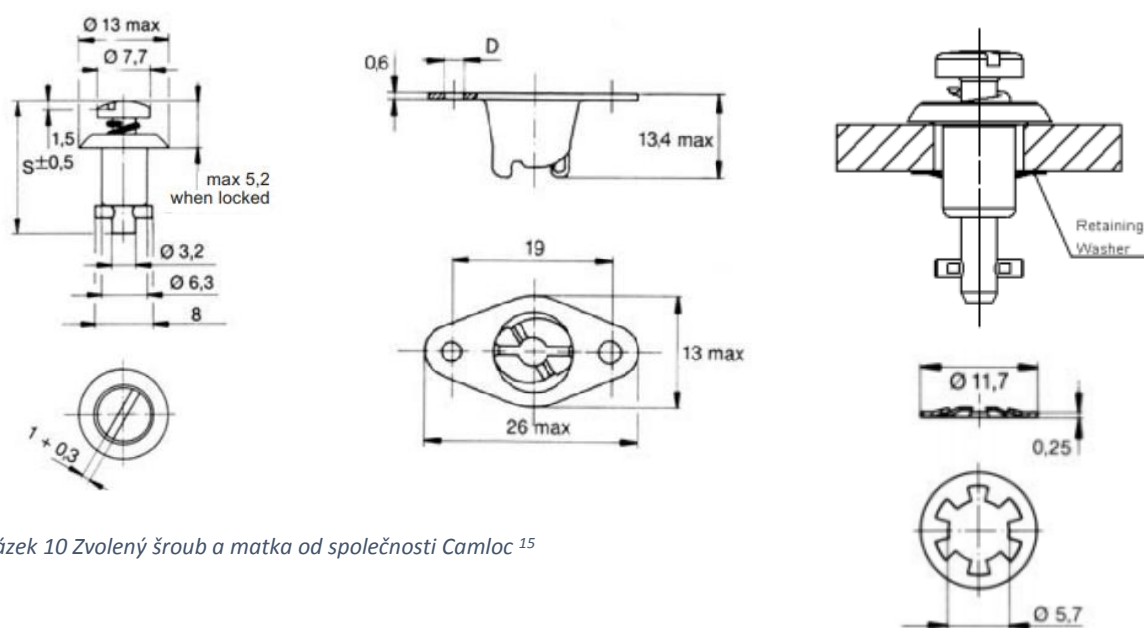
První úložiště je navrženo pro uložení čtyř bateriových boxů a je umístěno ve spodní části motorového lože, toto úložiště je zobrazeno na *obrázku 9*. Pomocí několika přivařených příchytek z plechu z hliníkové slitiny EN AW 6082 je konstrukce připevněna deseti šrouby M5 a samojistnými maticemi k příchytkám přivařeným k motorovému loži.

Příchytky sloužící pro přišroubování úložiště k motorovému loži byly původně navrženy z plechu z hliníkové slitiny EN AW 6082 o tloušťce 2 mm, během pevnostního výpočtu bylo zjištěno, že tato tloušťka plechu je u předních příchytek nedostačující a bylo rozhodnuto v tomto místě použít příchytky o tloušťce 4 mm. Druhou úpravou, která na konstrukci uložení byla udělána v důsledku pevnostního výpočtu je přidání svislých výtuh ve spodní části konstrukce, která spojuje spodní a horní profily. Dále bylo potřeba zmenšit otvor pro odlehčení v plechu v zadní části úložiště a zvětšit poloměry zaoblení tohoto otvoru. Všechny tyto provedené úpravy jsou vyznačené na *obrázku 9*.

Bateriové boxy jsou do úložiště zasunuty a upevněny přišroubovaným víčkem z plechu z hliníkové slitiny EN AW 6082 o tloušťce 2 mm. Tento plech je ke konstrukci přišroubován osmi šroubovými spoji od společnosti Camloc, který je zobrazen na *obrázku 10*, vybraný typ šroubu dosahuje pevnosti 1 330 N.¹⁵ Matice jsou přinýtovány ke konstrukci pro uložení baterií, šroub je k víčku přichycen pomocí zajišťovací podložky zobrazené na *obrázku 11*. Tento typ šroubového spoje byl vybrán z důvodu urychlení montáže a demontáže bateriových boxů.



Obrázek 9 Úložiště pro bateriové boxy 1

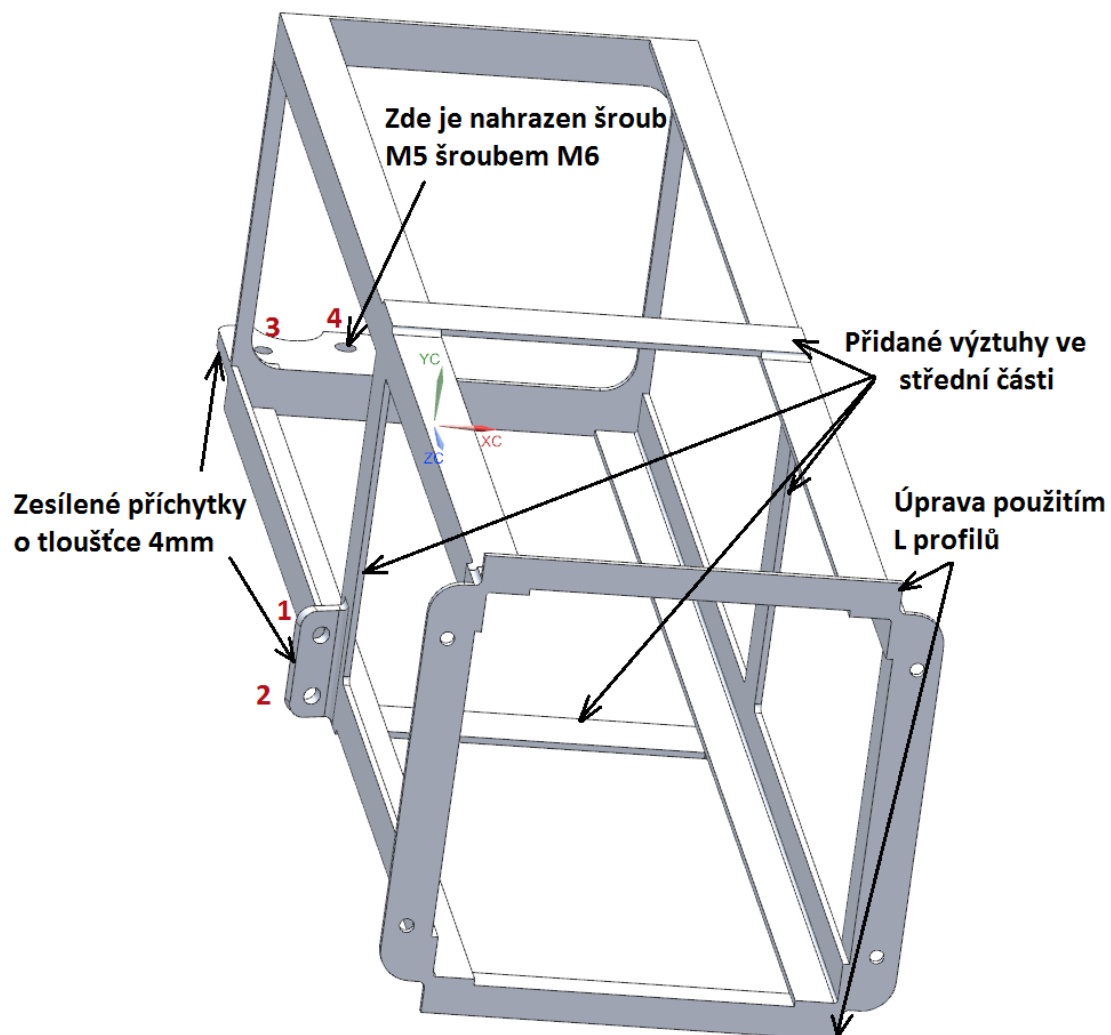


Obrázek 10 Zvolený šroub a matka od společnosti Camloc¹⁵

Obrázek 11 Podložka k zajištění šroubu Camloc¹⁵

Druhá dvě úložiště pro bateriové boxy jsou navrženy každá pro uložení jednoho bateriového boxu a jsou symetrické vzhledem k rovině symetrie letounu. Vzhledem k tomu, že je potřeba respektovat původní návrh motorového lože a krytu motoru, je potřeba, aby úložiště byla instalována pod úhlem 14° vzhledem k rovině symetrie letounu, aby se tak vešla do motorového prostoru. Princip uložení bateriových boxů je stejný jako v předchozím případě. Obě úložiště jsou vždy uchyceny pomocí tří šroubů M5 a jednoho šroubu M6 a samojistných matic k příchýtkám motorového lože. Víčko držící bateriové boxy v konstrukci je ke konstrukci přišroubováno čtyřmi šroubovými spoji od společnosti Camloc viz *obrázek 10*. Tento typ konstrukce je zobrazen na obrázku 13, kde je konkrétně zobrazeno úložiště použité na pravé straně letounu. Použitým materiálem pro celou konstrukci druhého úložiště je stejně jako v předchozím případě hliníková slitina EN AW 6082.

V důsledku pevnostního výpočtu bylo provedeno několik úprav oproti původnímu návrhu. První z těchto úprav je použití L profilů místo 10 mm pruhů plechu pro spojení L profilů v přední části úložiště. Druhou úpravou je přidání výztuh ve střední části úložiště. Další úpravou je potom zesílení příchýtek sloužících pro přišroubování k motorovému loži, místo původně navrhované tloušťky plechu 2 mm je použit plech o tloušťce 4 mm. Poslední úpravou provedenou oproti původnímu návrhu je nahrazení jednoho původního šroubu M5 pro uchycení k motorovému loži šroubem M6. Veškeré tyto úpravy jsou popsány na *obrázku 12*.

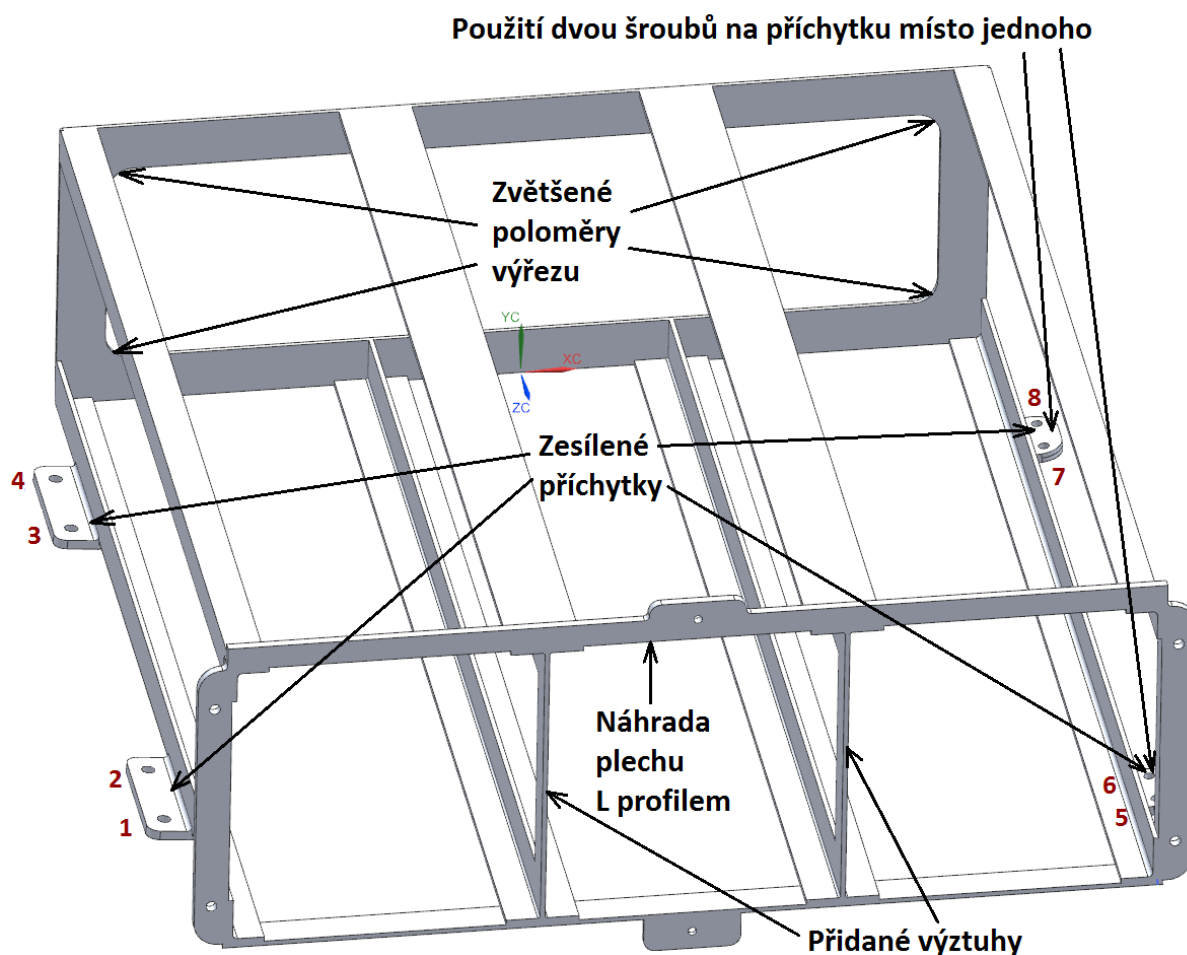


Obrázek 12 Úložiště pro bateriové boxy 2

Třetí typ úložiště pro bateriové boxy je navržen pro uložení tří bateriových boxů a je umístěn navrchu motorového lože. Princip jeho uchycení a uložení bateriových boxů je obdobný jako v předchozích případech. Pro jeho uchycení je použito šest šroubových spojů M5 a pro přichycení víčka je použito šest šroubových spojů od společnosti Camloc viz *obrázek 10*. Použitým materiálem je opět hliníková slitina EN AW 6082.

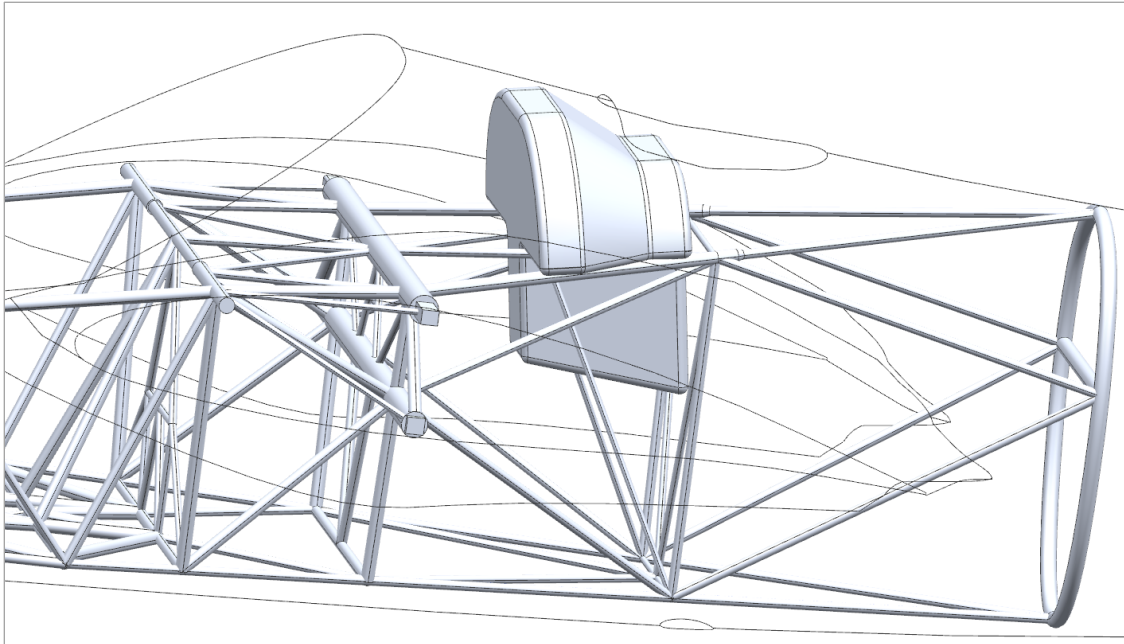
V důsledku pevnostního výpočtu bylo opět provedeno několik změn oproti původnímu návrhu. První z těchto úprav je zvětšení poloměrů u výřezu odlehčovacieho otvoru v zadním plechu konstrukce. Druhou úpravou bylo opět zesílení přichytek, pro přichytky byla použita tloušťka plechu 4 mm oproti původně navrhovaným 2 mm. Dále bylo rozhodnuto, že v každé ze zadních přichytek budou použity dva šrouby pro přichycení k motorovému loži místo původně zamýšleného jednoho šroubu. Další úpravou je použití L profilu místo 10 mm širokého plechu pro spojení L a T profilů v přední části úložiště. Poslední úpravou je přidání výztuh v přední části úložiště.

Třetí úložiště pro bateriové boxy s vyznačenými úpravami oproti původnímu návrhu je zobrazeno na *Obrázek 13*.

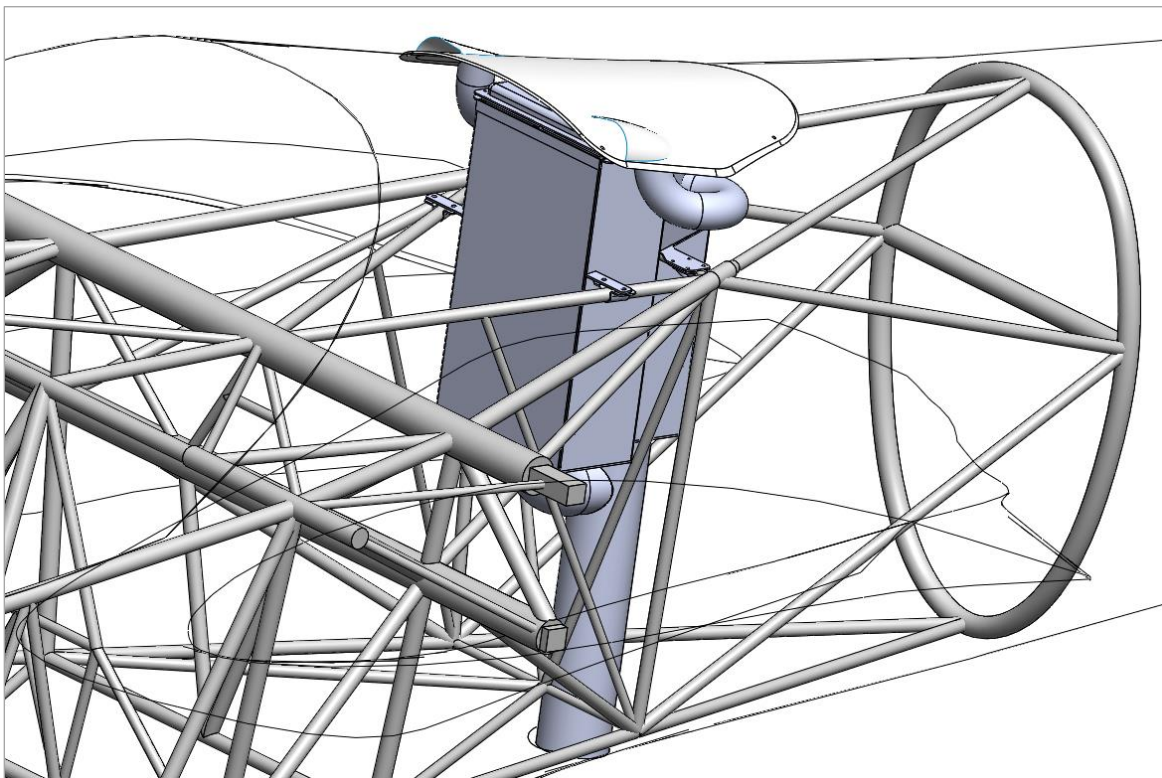


Obrázek 14 Úložiště pro bateriové boxy 3

Uložení baterií ve střední části trupu se odvíjí od příhradové konstrukce trupu letounu a zároveň je při návrhu vhodné vycházet také z původního uložení a uchycení palivové nádrže, a to vzhledem k předpokladu, že toto místo je na uchycení osamělé hmotnosti o podobné velikosti navrženo. Umístění původní palivové nádrže je zobrazeno na obrázku 16. Nádrž byla uchycena ke dvěma vrchním trubkám příhradové konstrukce, na nichž je umístěna. Návrh umístění baterií je zobrazen na *obrázku 17*, uchycení konstrukce pro uložení bateriových boxů je realizováno pomocí šesti šroubových spojů o velikosti M6, jimiž je konstrukce uchycena k objímkám přichyceným k příhradové konstrukci.



Obrázek 15 Umístění palivové nádrže při zástavbě se spalovacím motorem



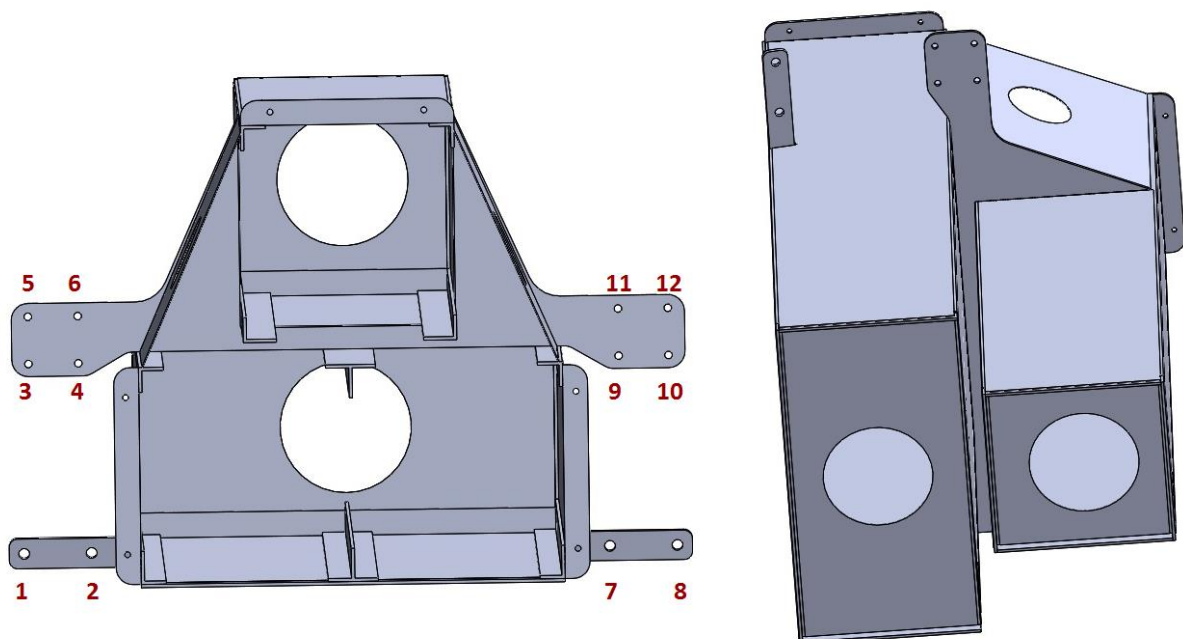
Obrázek 16 Umístění baterií ve střední části trupu

Baterie ve střední části trupu musí být izolovány od okolního prostoru tak, aby bylo zamezeno případnému kontaktu plynů a kapalin, jež by teoreticky mohly uniknout z bateriových článků. Z tohoto důvodu je konstrukce pro uložení baterií pokryta hliníkovými plechy o tloušťce 0,5 mm, které jsou ke konstrukci přilepeny. K potahovým plechům konstrukce jsou přivařeny dvě tvarované trubky, na jejichž vstupu je nalepeno těsnění tvaru P, které je zobrazené na *obrázku 20*. Laminátové víčko dosedá při instalaci na trup letounu tak, že prostor mezi trubkami a víčkem je utěsněn těsněním nalepeným k trubkám.

K odvodu vzduchu pro chlazení potom slouží dvě roury typu Semiflex, to jsou tvarovatelné hliníkové trubky, jež po svém natvarování drží požadovaný tvar, trubka o průměru 80 mm vedoucí z přední části konstrukce ústí do trubky o průměru 100 mm, která vede ze zadní části konstrukce. Tato trubka je potom u svého vývodu přilepena k laminátovému potahu trupu. Pro lepení všech částí je použito lepidlo 3M EC-9323 B/A Scotch-Weld™.

Jedinou změnou oproti původnímu návrhu je použití oceli 42CrMo4 (AISI 4140) namísto původně navrhované hliníkové slitiny. Úložiště pro bateriové boxy umístěné ve střední části trupu je zobrazeno na *obrázku 17*.

Celá konstrukce je umístěna v těsné blízkosti vrchní části trupu letounu, a to z důvodu, aby nezasahovala do oblasti tras směrového a výškového řízení.

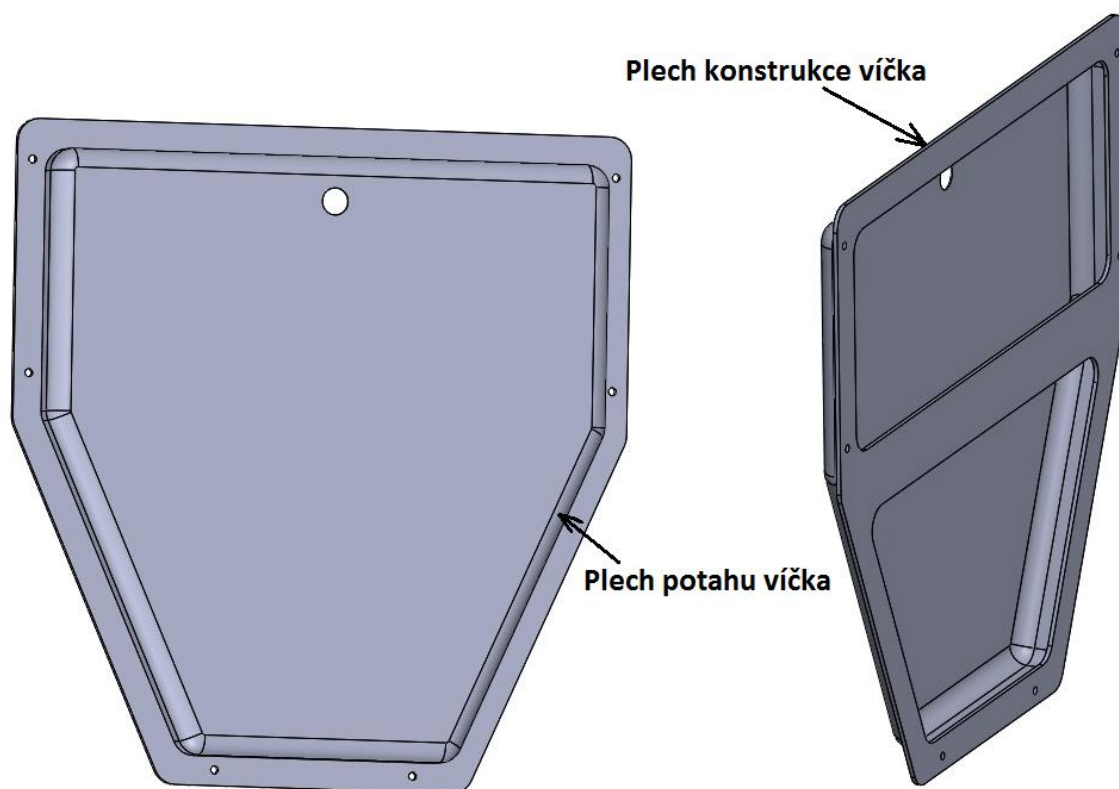


Obrázek 17 Úložiště pro bateriové boxy 4 umístěné ve střední části trupu

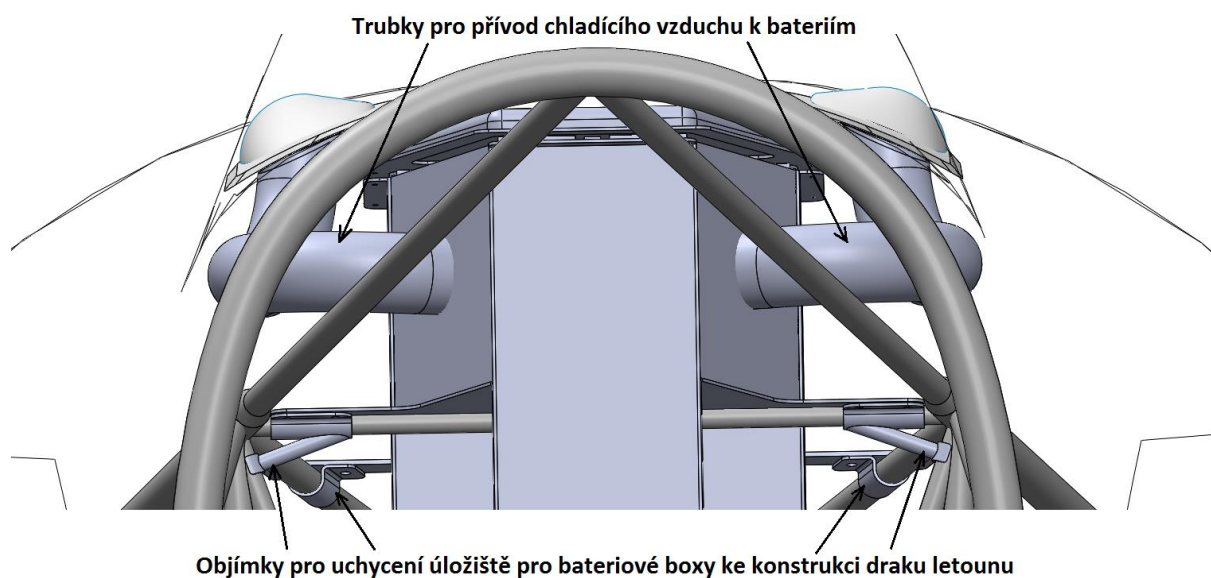
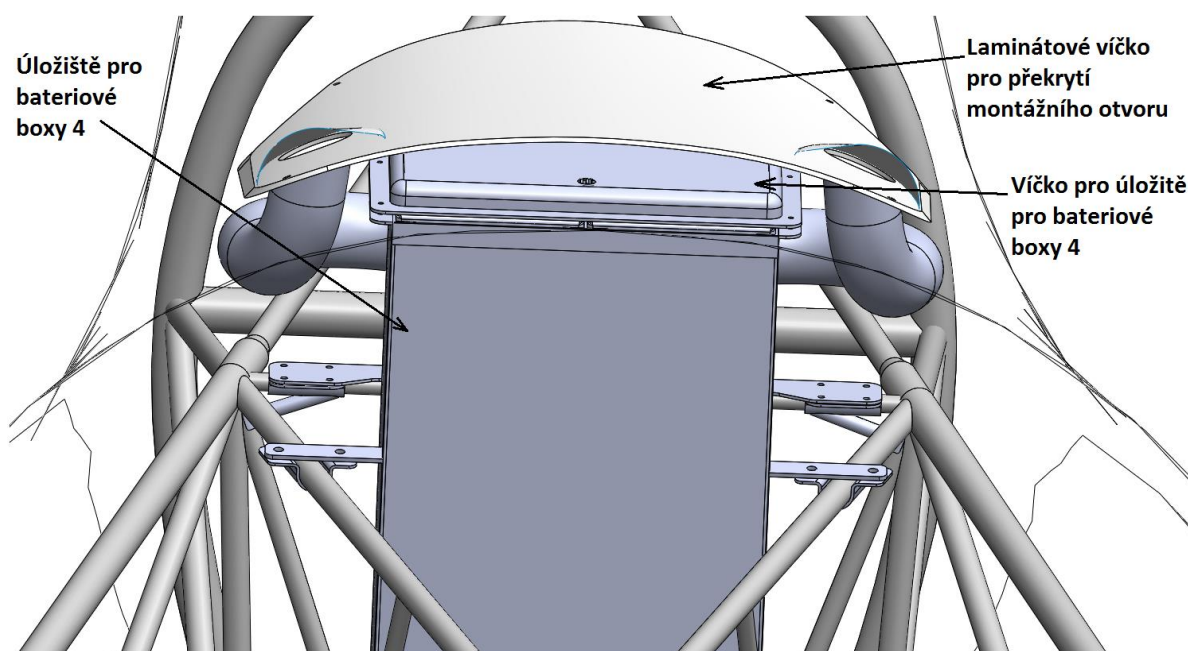
Návrh víčka k této konstrukci je zobrazen na *obrázku 18*. Víčko se skládá z vylisovaného plechu o tloušťce 0,5 mm přivařeného ke konstrukci víčka, která je vyrobena z plechu o tloušťce 2 mm, který má za úkol držet bateriové boxy na místě. Víčko je ke konstrukci přišroubováno opět šrouby od společnosti Camloc, které jsou upevněny k víčku, matice jsou přinýtovány ke konstrukci uložení.

K okraji víčka je opět přilepeno těsnění tvaru P, které slouží k utěsnění prostoru mezi víčkem a konstrukcí uložení. V horní části víčka je umístěn otvor, který je opět oblepen těsnící pryží, a který slouží

pro vývod kabelového svazku od baterií. Pro přilepení všech lepených částí je obět použito lepidlo 3M EC-9323 B/A Scotch-Weld™.



Obrázek 18 Víčko k úložišti pro bateriové boxy 4



Obrázek 19 Detaily umístění a uchycení úložiště pro bateriové boxy 4

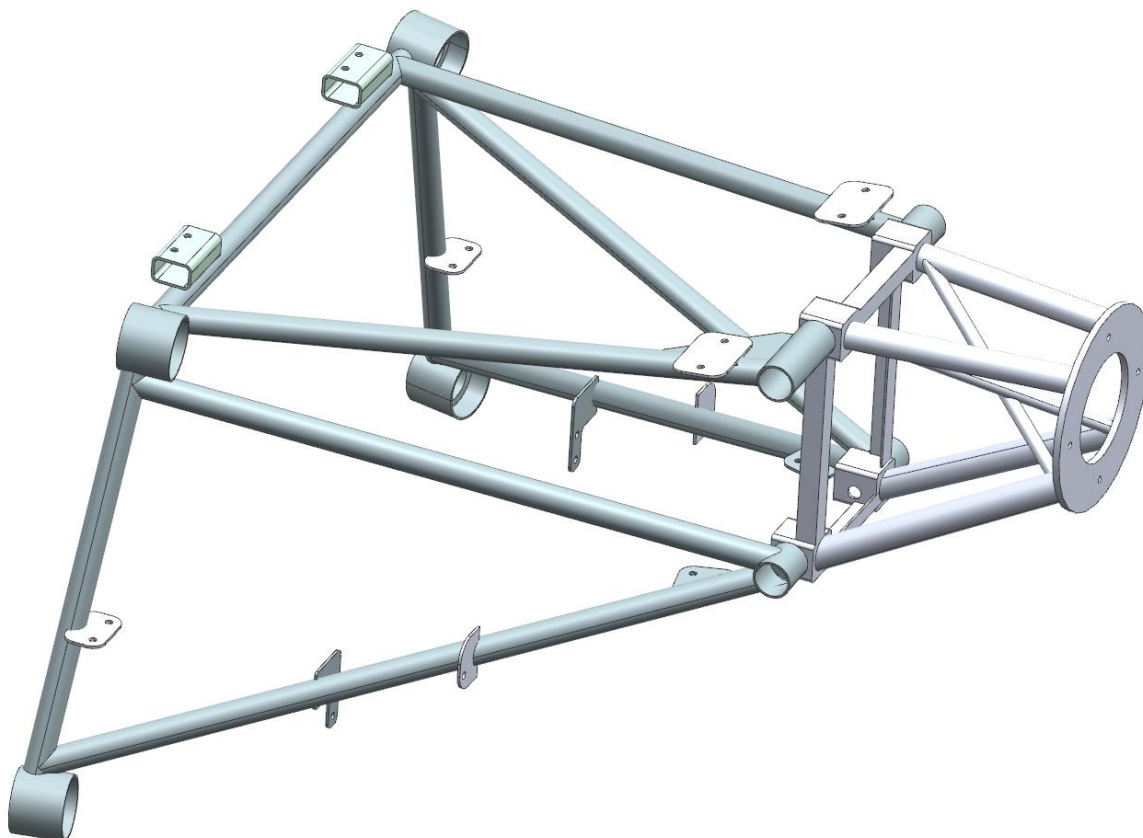
	Úložiště 1	Úložiště 2	Úložiště 3	Úložiště 4
Hmotnost konstrukce [g]	1238	434	978	5888
Hmotnost s bateriemi [kg]	35,6	9,0	26,8	31,7

Tabulka 8 Hmotnosti konstrukcí úložišť pro bateriové boxy

Jak je patrné z tabulky 8 hmotnost zástavby se oproti původním výpočtům ještě poměrně výrazně zvýšila, nicméně v původním výpočtu nebyly zahrnuty hmotnosti veškerých součástí původní zástavby, jako je například hmotnost samotné nádrže, kabeláže, palivových a olejových hadic atp. Zda by rozdíl v hmotnosti původní a nové zástavby odpovídal vypočteným hodnotám by bylo možné zjistit přesně pouze po zvážení letounu po uskutečnění remotorizace.

7.2 Modifikace motorového lože a krytů motoru

Upravené motorové lože je zobrazeno na *obrázku 20*. Mezi úpravy motorového lože patří přivaření několika příchytok z ocelového plechu sloužících k přišroubování konstrukcí pro uložení bateriových boxů. Další úpravou je pak nástavba pro uchycení elektromotoru.

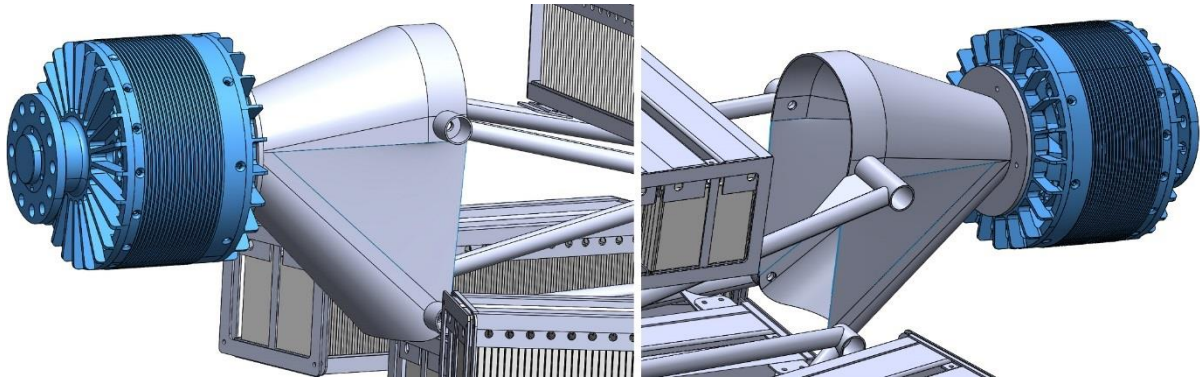


Obrázek 20 Upravené motorové lože

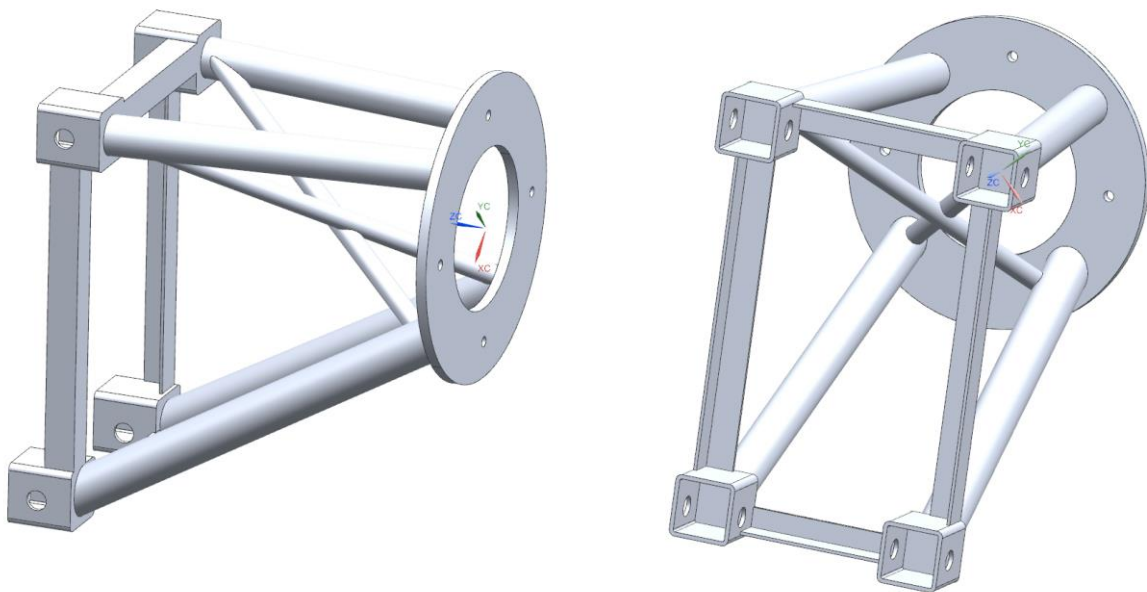
Nástavba motorového lože je potřeba jednak z důvodu k rozdílného způsobu uchycení původního spalovacího a nového elektrického motoru a také z důvodu jejich odlišné velikosti, elektrický motor je značně kratší než motor spalovací.

Navrženy byly dvě možnosti této nástavby, u první z možností se uvažuje, že dominantním zatížením v přední části lože je kroutící moment od motoru a je tedy navrhována především pro přenos kroutícího momentu. Tato varianta je zobrazena na *obrázku 21*.

Pro další návrhy a výpočty je však uvažována možnost druhá, která byla zvolena jako vhodnější. Její konstrukce je zhotovena z ocelové desky kruhového tvaru, ke které se přišroubovává samotný elektromotor, tento způsob uchycení vyplývá z umístění montážních otvorů elektromotoru. K desce jsou dále přivařeny čtyři ocelové trubky, které mají na svém konci přivařený plech, který slouží k přivaření ocelových jeklů. Tyto jekly v sobě mají vyvrtané otvory pro šrouby tak, aby byla možnost celou nástavbu přišroubovat k původnímu loži. K přišroubování k původnímu loži slouží čtyři šrouby M10 s korunovými maticemi zajištěnými závlačkou. Celá konstrukce je dále vyztužena dvěma menšími trubkami přivařenými napříč pro zvýšení tuhosti viz *obrázek 22*.



Obrázek 21 První návrh nástavby motorového lože

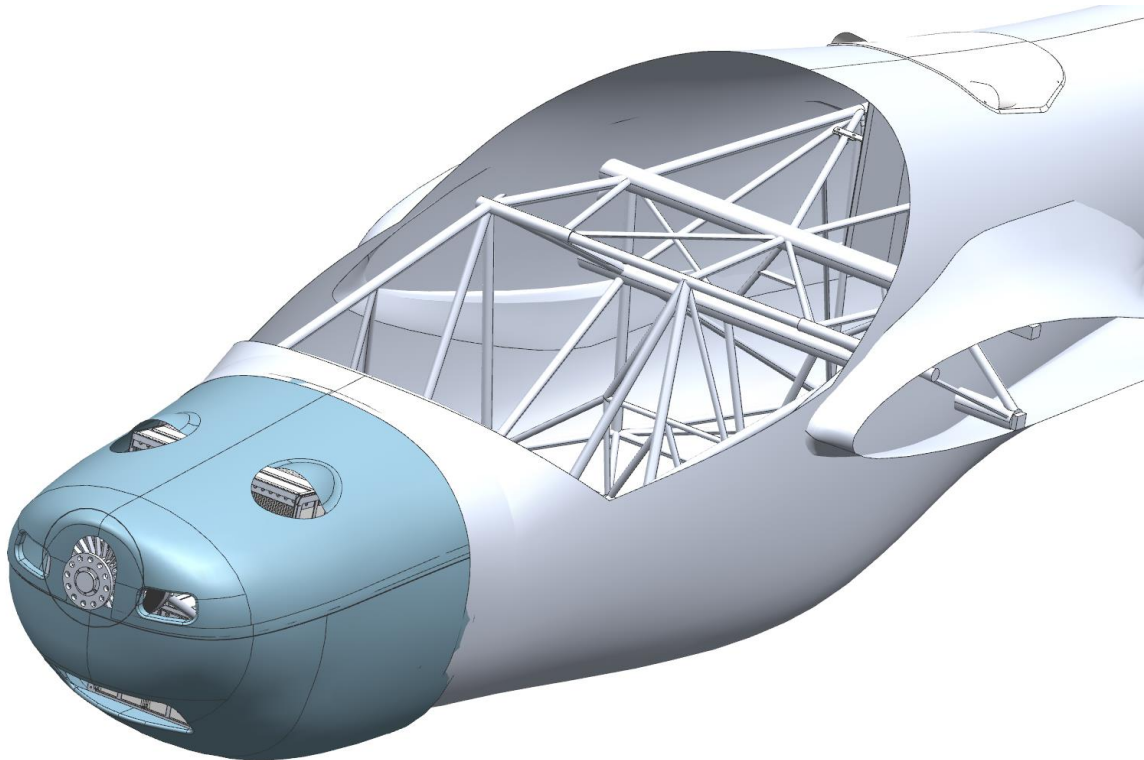


Obrázek 22 Druhý návrh motorového lože zvolený jako optimálnější

Vzhledem k požadavku, že má být využito co nejvíce prvků stávající konstrukce je uvažováno použití motorového krytu, který je navržen pro letoun L 13 Vivat remotorizovaný motorem Rotax 912S. U tohoto krytu motoru jsou uvažovány pouze dvě konstrukční změny. Jednak je uvažováno použití šroubových spojů od společnosti Camloc po celém obvodu krytu. Tento typ šroubových spojů je u stávajícího krytu použit pouze pro spojení obou částí krytu. Druhou navrhovanou změnou je odříznutí poloviny dvou výčnělků na vrchní části krytu. Tyto výčnělky původně byly vytvořeny kvůli táhlům přístupu paliva do karburátoru, které by se pod kryt bez této úpravy nevešly v celém rozsahu poloh. Odříznutím předních polovin těchto výčnělků se zajistí přívod vzduchu pro chlazení baterií umístěných na vrchní části motorového lože.

Pro baterie umístěné ve střední části trupu je potřeba vyříznout v laminátovém potahu otvor pro jejich instalaci. Tento otvor bude překryt laminátovým víčkem kopírujícím obrys trupu. Je uvažováno, že rozměry vrchních vrstev tkaniny se budou postupně mírně zmenšovat tak aby bylo dosaženo hladšího přechodu mezi víčkem a trupem letounu. Vzhledem k umístění baterií bude potřeba na víčko také nainstalovat část kolejnic určených k vedení překrytu kabiny, které tímto místem prochází. Z důvodu zajištění vzduchu pro chlazení baterií jsou na víčku umístěny dva přívody vzduchu. Rozměry těchto přívodů jsou limitovány především rozměry překrytu kabiny, konkrétně jejím umístěním nad obrysem trupu letounu v místě těchto přívodů ve chvíli, kdy je kabina otevřená.

Kryt motorového lože, zadní víčko na trupu a jejich umístění na letounu je zobrazeno na *obrázku 23*.



Obrázek 23 Zobrazení krytů na trupu letounu

Dále je potřeba vzít v úvahu, že pro ovládání motoru bude ještě nutné zastavět několik elektronických zařízení jako jsou například regulátor, přednabíječ, vypínače atp. Vzhledem k tomu, že návrh těchto zařízení se týká elektrotechnické části remotorizace, která není náplní této diplomové práce, jejich zástavba zde nebude podrobně rozebírána. Předpokládané umístění těchto zařízení je na vrchní části protipožární stěny. Na tomto místě je při zástavbě spalovacím motorem standardně umístěna akumulátorová baterie o hmotnosti 8 kg, je tedy předpoklad, že by toto místo mělo pevnostně vyhovovat i pro potřebná elektronická zařízení.

Další potřebnou úpravou by potom také byla úprava původní palubní desky, kde by místo klasických přístrojů bylo potřeba umístit zařízení, které by bylo schopné zobrazovat napětí v elektrické soustavě, zbývající kapacitu baterií, teplotu článků a elektromotoru atp. Protože však u letounu L-13 Vivat s motorem Rotax 912S je zastavěn na palubní desce přístroj G3X Touch™, je uvažováno, že stejná zástavba by se použila i v tomto případě.

Další úpravou by byla instalace víčka na krytu motoru, pod kterým by se nacházela elektrická přípojka pro kabeláž rozvádějící elektrický proud k bateriovým článkům, takže by nebylo nutné při každém dobíjení baterií vyjmout bateriové boxy z letounu. Toto víčko by bylo umístěno na vrchní části krytu. Vzhledem k tomu, že v těchto místech je na původním krytu umístěno víčko sloužící pro kontrolu hladiny oleje, nejedná se o modifikaci jako takovou.

8. Návrh dimenzí konstrukčních úprav

Následující kapitola se zabývá pevnostním výpočtem konstrukčních úprav a následným návrhem dimenzí jejich jednotlivých částí. Pevnostní výpočty v této kapitole jsou prováděny především metodou konečných prvků, a to z důvodu geometrické složitosti navrhovaných úprav. Pro uskutečnění výpočtů byl použit program Siemens NX verze 12.

V Tabulce 8 jsou uvedeny použité materiály s výpisem důležitých vlastností, kterých materiály dosahují po tepelném zpracování při použitých tloušťkách materiálu.

Materiál	Mez pevnosti [MPa]	Mez kluzu [MPa]	Svařitelnost
EN AW 6082	300	240	Dobrá
AISI 4130	1100	700	Dobrá
AISI 4140	1300	900	Obtížná

Tabulka 9 Srovnání charakteristik materiálů použitých pro konstrukční úpravy ^{22, 23, 25}

8.1 Postup výpočtu

V následující kapitole je popsán zjednodušený postup řešení pevnostního výpočtu dílu pomocí MKP v programu Siemens NX je popsán v následujících odstavcích.

V prvním kroku je potřeba vytvořit z modelu tzv. fem díl, vytvořením tohoto souboru se zároveň vytvoří idealizovaný part. V tomto kroku výpočtu se dílu přiřadí materiál, materiálem pro konstrukci motorového lože je ocel AISI 4130. Použitým materiálem na úložiště pro bateriové boxy je hliníková slitina EN AW 6082. Pouze pro úložiště 4 umístěné ve střední části trupu, kde bylo rozhodnuto použít ocel AISI 4140 z důvodu potřeby dostatečné pevnosti i při zatížení 15 G vznikajícím při nouzovém přistání. V tomto kroku se také vytvoří síť bodů pro výpočet, krok určující vzdálenosti bodů v síti je potřeba zvolit s ohledem na rozměry a složitost dílu. Je potřeba vzít v potaz, že určený rozměr nebude použit nutně v celém rozsahu stejný, v místech s menší tloušťkou se upravuje, a to až do minimální velikosti nastavené uživatelem. Dále je potřeba mít na paměti, že čím více bodů bude síť obsahovat, tím bude výpočet složitější a náročnější na výpočtový čas.

V dalším kroku se již vytváří soubor sim, neboli simulace zatížení. V tomto kroku se definují jednak vazby dílu, tzn. obvykle jeho uchycení k další konstrukci. Vazeb se dá definovat několik typů, patří mezi ně například vazba posuvná, rotační, pevná, kloubová atd. V případě pevnostního výpočtu uchycení konstrukcí pro uložení bateriových boxů jsou tímto způsobem vazbeny otvory pro šrouby, jimiž jsou konstrukce uchyceny k motorovému loži. V případě samotného motorového lože jsou takto zavazbeny čtyři otvory určené pro uložení silentbloků, jimiž je motorové lože uchyceno k příhradové konstrukci trupu.

Dále je potřeba v tomto souboru definovat typ zatížení a zavést ho do příslušného místa na konstrukci. Typů zatížení se dá opět zvolit několik typů, mezi ně patří např. síla, tlak, ohybový moment, kroučící moment atd. V tomto konkrétním případě se při pevnostním výpočtu konstrukcí pro uložení baterií využije tlak, který se vypočítá jako síla od násobku zatížení vydělená plochou, na níž bateriové boxy dosedají. U výpočtu motorového lože se potom stanoví kroučící moment od motoru, ten je na

motorové lože přenášen pomocí čtyř šroubů, takže se dále přepočítá na síly působící v těchto šroubech. Dále na motorové lože působí síly v uloženích pro uchycení úložišť pro bateriové boxy vznikající vlivem hmotového zatížení od baterií.

V tuto chvíli je již vše připraveno a výpočet stačí zahájit. Program určí deformace, napětí, síly a momenty vznikající při daném zatížení v počítané konstrukci.

8.2 Pevnostní výpočet konstrukcí pro uložení baterií

V této kapitole budou popsány výsledky MKP výpočtů pro jednotlivé konstrukce pro uložení baterií tak jak jsou popsány v kapitole 7.1.

Při výpočtu byly zohledněny čtyři typy zatížení, které vychází z předpisu CS.22 viz kapitola 3. V prvním výpočtu se kontroluje splnění požadavků dostatečné pevnosti v bodě A letové obálky. Rychlost letu nemá na tento typ zatížení vliv, takže se uvažuje pouze hmotové zatížení od baterií o velikosti $n_1 = 5,3G$. V druhém případě se počítá případ největšího záporného zatížení, kterým je $n_2 = -2,65 G$. Třetí případ počítá s bočním zatížením, v předpise je uvedeno, že motorové lože musí být navrženo na boční zatížení o velikosti minimálně 1/3 maximálního kladného násobku, pro tento případ jsou tedy navrhovány i konstrukce pro uložení baterií, boční násobek, kterému musí odolávat, je tedy $n_3 = 1,77$. Posledním případem je případ nouzového přistání, kdy je předpisem stanoveno, že se žádná z jednotlivých hmot nesmí dostat do kabiny viz kapitola 3.1. Na tento případ je navrhováno pouze úložiště ve střední části trupu, které tak musí vydržet sílu 15 G v dopředném směru.

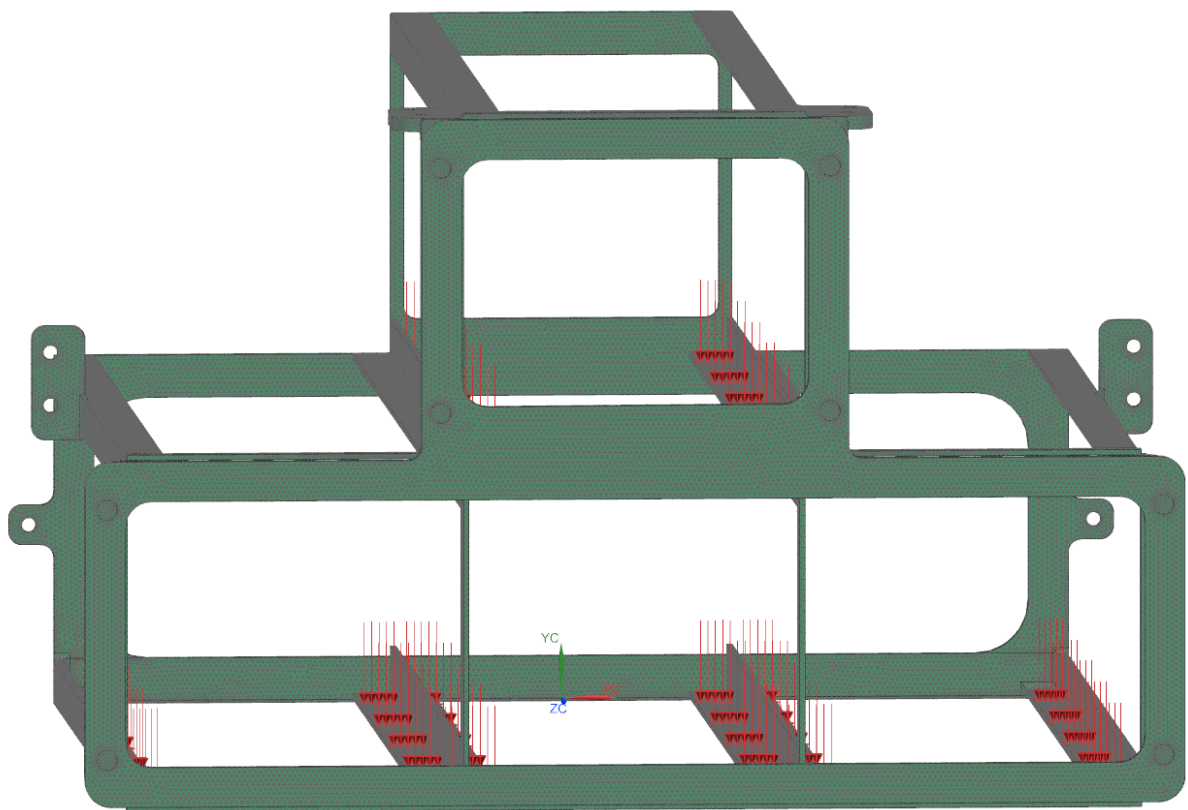
Výpočet zatížení je tedy realizován podle vzorce:

$$F_i = m_{bat} \cdot g \cdot n_i \cdot f^{11}$$

Při výpočtu je zároveň nutné zohlednit součinitel bezpečnosti, který je v předpisu CS.22 určen jako $f=1,5$. Vypočítané provozní zatížení je tedy potřeba tímto součinitelem vynásobit a stanovit tak zatížení početní.

Protože vypočtené síly působí na konstrukci na ploše L profilů, do MKP výpočtu jsou zahrnuty přepočtené jako tlak na dané ploše, tedy jako $P_F = \frac{F_i}{S_{i,u}}$.

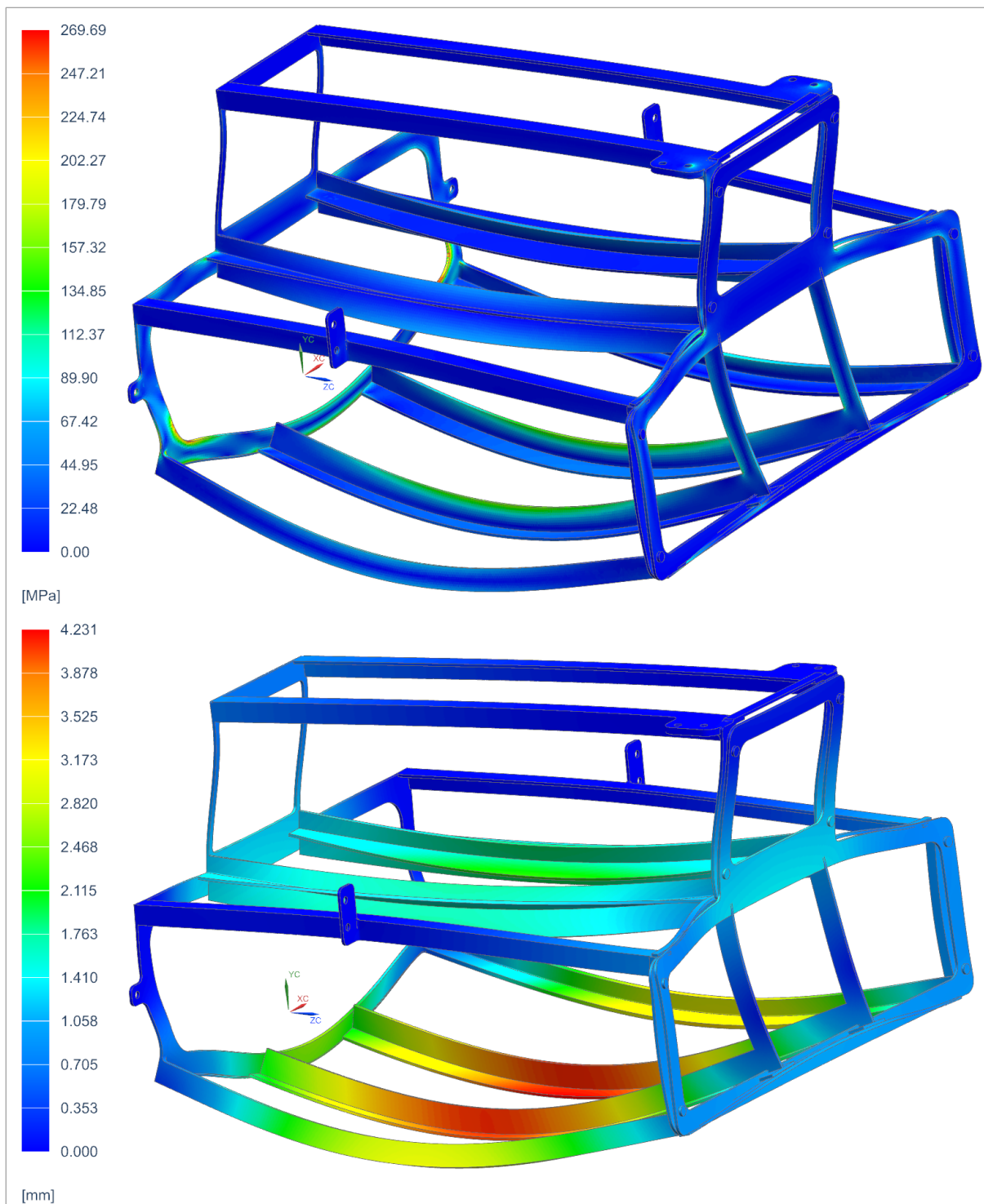
Na *obrázku 24* je zobrazen příklad zasíťovaného dílu s definovanou silou.



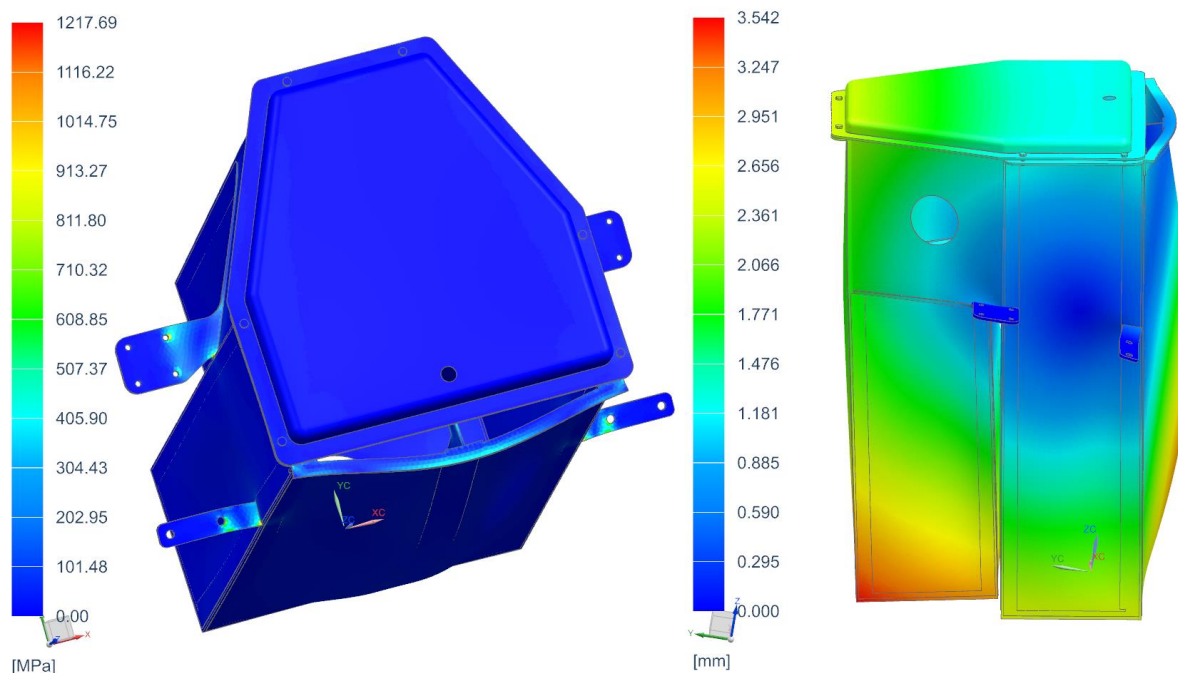
Obrázek 24 Úložišťe pro bateriové boxy 1 s definovanou sítí bodů a působícími silami

Na obrázcích 25 a 26 jsou zobrazeny příklady výsledku výpočtu MKP. Zobrazované deformace konstrukcí jsou pouze ilustrační, jsou oproti skutečnému stavu několikanásobně větší z důvodu, aby byl průběh deformace na konstrukci dobře patrný. Orientačními hodnotami, které odpovídají skutečnosti, jsou barevná škála a k ní odpovídající stupnice po levé straně obrázků.

Uvedeny jsou výsledky pouze pro jeden typ zatížení pro úložišťe 1, výsledky ostatních zatížení i pro zbytek úložišť jsou uvedeny v Příloze 1.



Obrázek 25 Napětí a průhyb úložiště pro bateriové boxy 1 při násobku $n = 5,3$



Obrázek 26 Napětí a průhyb úložiště pro bateriové boxy 4 při násobku $n = 15$

8.2.1 Popis úprav návrhu konstrukce

V následující kapitole bude popsáno vyhodnocení pevnostních výpočtů, které vedlo ke změnám na konstrukcích, které jsou popsány v kapitole 7.1.

U úložiště pro bateriové boxy 1 byl zmenšen odlehčovací otvor a zvětšeny jeho zaoblení z důvodu koncentrace napětí v místech zaoblení tohoto otvoru. Také byly přidány výztuhy mezi spodními a horními L profily ve spodní polovině úložiště, důvodem byl značný průhyb vznikající v přední části úložiště a také zlepšení rozložení napětí. Další úpravou bylo použití pro přední příchytky plech tloušťky 4 mm oproti původním 2 mm, a to z důvodu koncentrace napětí v místě připojení této příchytky ke zbytku konstrukce.

U úložiště 2 je největším problémem z hlediska zatížení její uchycení. Oproti původnímu návrhu tak musely být přidány výztuhy ve střední části konstrukce z důvodu snížení značného kroucení celé konstrukce. Další změnou bylo použití L profilů místo prostého proužku plechu v přední části konstrukce, který spojuje jednotlivé L profily, důvodem byla opět snaha eliminovat kroucení celého úložiště při zatížení. Dále byl použit u příchyttek plech o tloušťce 4 mm oproti 2 mm v původním návrhu, důvodem bylo značné napětí ve spojích příchyttek se zbytkem konstrukce a také v otvorech pro šrouby. Poslední změnou oproti původnímu návrhu je použití šroubu M6 místo jednoho původního šroubu M5 v zadní části konstrukce, důvodem byla opět koncentrace napětí v jednom z otvorů pro šroub.

U úložiště 3 byly oproti původnímu návrhu přidány výztuhy spojující horní a spodní L profily v přední části konstrukce, ty byly přidány z důvodu lepšího rozložení napětí a snížení deformace konstrukce. Druhou úpravou bylo použití L profilů místo původního proužku plechu pro spojení jednotlivých L a T profilů, důvodem opět byla značná deformace konstrukce a koncentrace napětí u spojů s L profily. Další úpravou potom bylo zvětšení poloměrů u odlehčovacího výřezu v zadním plechu úložiště, důvodem byla opět koncentrace napětí v místech těchto zaoblení. Další úpravou bylo opět zesílení příchyttek, oproti plechu 2 mm pro ně byl použit plech o tloušťce 4 mm, důvodem opět byla koncentrace napětí

v místě připojení příchytek ke zbytku konstrukce. Poslední úpravou bylo přidání šroubu ke každé ze zadních příchytek, a to z důvodu značného napětí, které vznikalo v otvorech pro šrouby.

Jedinou úpravou provedenou na konstrukci 4 je změna materiálu, oproti původnímu předpokladu, že i tato konstrukce bude zhotovena z hliníkové slitiny, bylo rozhodnuto, že použitým materiálem bude ocel 42CrMo4 (AISI 4140).

V *tabulce 10* jsou uvedeny jistoty vypočtené pro každé zatížení pro všechny úložíště.

Zatížení	Úložíště 1	Úložíště 2	Úložíště 3	Úložíště 4
n = 5,3	1,112	1,033	1,046	2,544
n = -2,65	2,512	3,027	1,896	4,451
Boční zatížení n = 1,77	1,103	5,806	1,074	30,254
Havarijní zatížení n = 15	-	-	-	1,068

Tabulka 10 Výpis jistot pro jednotlivá zatížení

Z MKP výpočtu byly také zjištěny silové reakce v jednotlivých uloženíh, které souží jednak jako síly určené pro zavedení do MKP výpočtu motorového lože, tak jako podklad pro pevnostní výpočet šroubů. *Tabulka 11* obsahuje výčet těchto sil.

Úložíště 1												
Označení šroubu	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
n = 5,3	715	149	15	153	353	715	149	15	153	353	-	-
n = -2,6	271	150	13	34	29	239	128	11	29	21	-	-
n = 1,77	356	74	7	76	176	356	74	7	76	176	-	-
Úložíště 2												
Označení šroubu	1	2	3	4								
n = 5,3	236	134	98	240	-	-	-	-	-	-	-	-
n = -2,6	102	104	43	104	-	-	-	-	-	-	-	-
n = 1,77	37	32	60	109	-	-	-	-	-	-	-	-
Úložíště 3												
Označení šroubu	1	2	3	4	5	6	7	8				
n = 5,3	444	69	35	334	471	137	108	490	-	-	-	-
n = -2,6	198	68	53	159	222	49	74	223	-	-	-	-
n = 1,77	94	32	25	75	107	24	35	107	-	-	-	-
Úložíště 4												
Označení šroubu	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n = 5,3	28	528	29	122	35	266	28	528	29	122	35	266
n = -2,6	13	239	14	56	17	164	13	239	14	56	17	164
n = 1,77	4	200	4	61	3	57	210	7	65	4	57	4
n = 15	34	627	31	575	64	1535	34	627	31	575	64	1535

Tabulka 11 Výpis sil působících v jednotlivých šroubech [N]

8.2.2 Kontrola pevnosti šroubů

V Dalším kroku se kontroluje, zda zvolené šrouby pro uchycení konstrukcí při daném zatížení dosahují dostatečné pevnosti. Pro uchycení byly vybrány šrouby pevnostní třídy 8.8, které dosahují meze pevnosti 800 MPa v tahu.¹⁸ Podle předpisu CS-22 je potřeba šroubové spoje počítat navíc se zvyšujícím součinitelem pro šroubové a kolíkové spoje $f_s = 2$, viz kapitola 3.1.

Šrouby pro uchycení konstrukcí jsou namáhány dvěma typy zatížení, buď jsou namáhány tahově nebo na stříh, je potřeba vypočítat jejich pevnost ve stříhu, ta se určí podle vzorce:

$$F_s = \frac{\alpha_v \cdot R_m \cdot S_s^{19}}{\gamma_{M2} \cdot f_s \cdot f}$$

Kde R_m je mez pevnosti v tahu, S_s je plocha šroubu určená nejmenším průměrem. Součinitel $\alpha_v = 0,6$ je určený z experimentů a $\gamma_{M2} = 1,25$ je součinitel materiálu pro šrouby a svary, jehož hodnota je stanovena v normě ČSN EN 1993-1-8.²⁷

Počítány zde budou pouze šrouby, které jsou zatíženy největšími silami. Výpočty tedy budou provedeny pro šroub M5, který je zatížen silou 715 N v tahu, šroub M5 zatížený silou 3506 N ve stříhu a šroub M6 zatížený silou 1535 N ve stříhu. Na tah jsou šrouby M6 zatíženy nižšími silami, než je největší síla, kterou je zatížen šroub M5. Podle předpisu CS-22 je potřeba šroubové spoje počítat navíc se zvyšujícím součinitelem pro šroubové a kolíkové spoje $f_s = 2$.

Šroub M5 namáhaný na tah je zatížen napětím:

$$\sigma = \frac{F_T}{S_s} \cdot f_s \cdot f = \frac{715}{4,019^2 \cdot \pi} \cdot 2 \cdot 1,5 = 169 \text{ MPa} < 800 \text{ MPa}^{20, 21}$$

Šroub M5 namáhaný na stříh může být zatížen maximálně silou:

$$F_s = \frac{0,6 \cdot 800 \cdot \frac{4,019^2 \cdot \pi}{4}}{1,25 \cdot 2 \cdot 1,5} = 1015 \text{ N} > 356 \text{ N}^{21}$$

Šroub M6 namáhaný na stříh může být zatížen maximálně silou:

$$F_s = \frac{0,6 \cdot 800 \cdot \frac{4,773^2 \cdot \pi}{4}}{1,25 \cdot 2 \cdot 1,5} = 1909 \text{ N} > 1535 \text{ N}^{21}$$

Vzhledem k tomu, že byly zkontrolovány všechny nejvíce namáhané šrouby a všechny pevnostně vyhověly, je zřejmé, že jsou všechny šrouby pevnostně dostačující.

8.3 Pevnostní výpočet motorového lože

Na motorové lože působí kombinace několika zatížení. Jedním ze zatížení jsou z předchozí kapitoly stanovené síly působící v přichytkách motorového lože. Dalším zatížením působícím na motorové lože je hmotové zatížení od elektrického motoru, které se vypočítá obdobně jako hmotové zatížení v předchozí kapitole, a zatížení od kroutícího momentu motoru. Kroutící moment motoru se vypočítá podle vzorce:

$$M_{K,max} = P_{max} \cdot \frac{30}{\pi \cdot n} = 51600 \cdot \frac{30}{\pi \cdot 2200} = 223,97 \text{ Nm}$$

Tento kroutící moment je na konstrukci motorového lože přenášen pomocí čtyř šroubů M10, které jsou ve vzdálenosti $l = 57 \text{ mm}$ od osy otáčení. Na každý z těchto šroubů tak působí síla vlivem kroutícího momentu o velikosti:

$$F_k = \frac{M_{K,max}}{4 \cdot l} \cdot f = \frac{223,97}{4 \cdot 0,057} \cdot 1,5 = 1473,5 \text{ N}$$

Síla od hmotnosti elektromotoru a vrtule při jednotlivých násobcích se vypočítá obdobně jako v kapitole 8.2:

$$F_{mot} = (m_{mot} + m_{vrt}) \cdot g \cdot n_i \cdot f^{11}$$

Vzhledem k tomu, že je působí síla přesunuta z těžiště elektromotoru a vrtule na začátek motorového lože, je potřeba ještě určit přídatný ohybový moment, jehož působí se opět umístí do šroubů pro uchycení elektromotoru. Tento ohybový moment pro každý ze šroubů vychází:

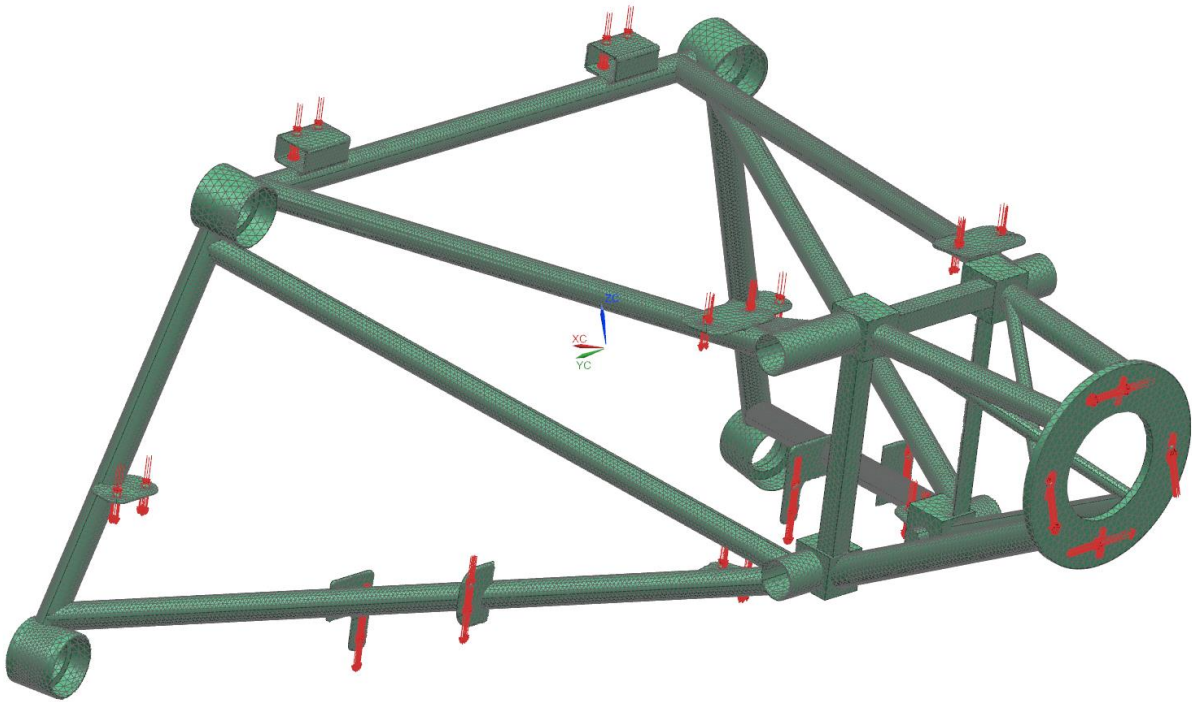
$$M_{o,\text{šr}} = \frac{m_{mot} \cdot g \cdot n_i \cdot f \cdot l_{mot} + m_{vrt} \cdot g \cdot n_i \cdot f \cdot l_{vrt}}{4}^{20}$$

Kde l_{mot} je vzdálenost těžiště elektromotoru od přední části motorového lože a l_{vrt} je vzdálenost těžiště vrtule od přední části motorového lože. Vybrána byla kompozitová vrtule typ KA-1 $\varnothing 1620 \text{ mm}$ dvoulístá, levotočivá, tažná od společnosti Kašpar a synové – strojírna Kalmar s.r.o. Vrtule je za letu stavitelná a váží $6,7 \text{ kg}$.²⁶

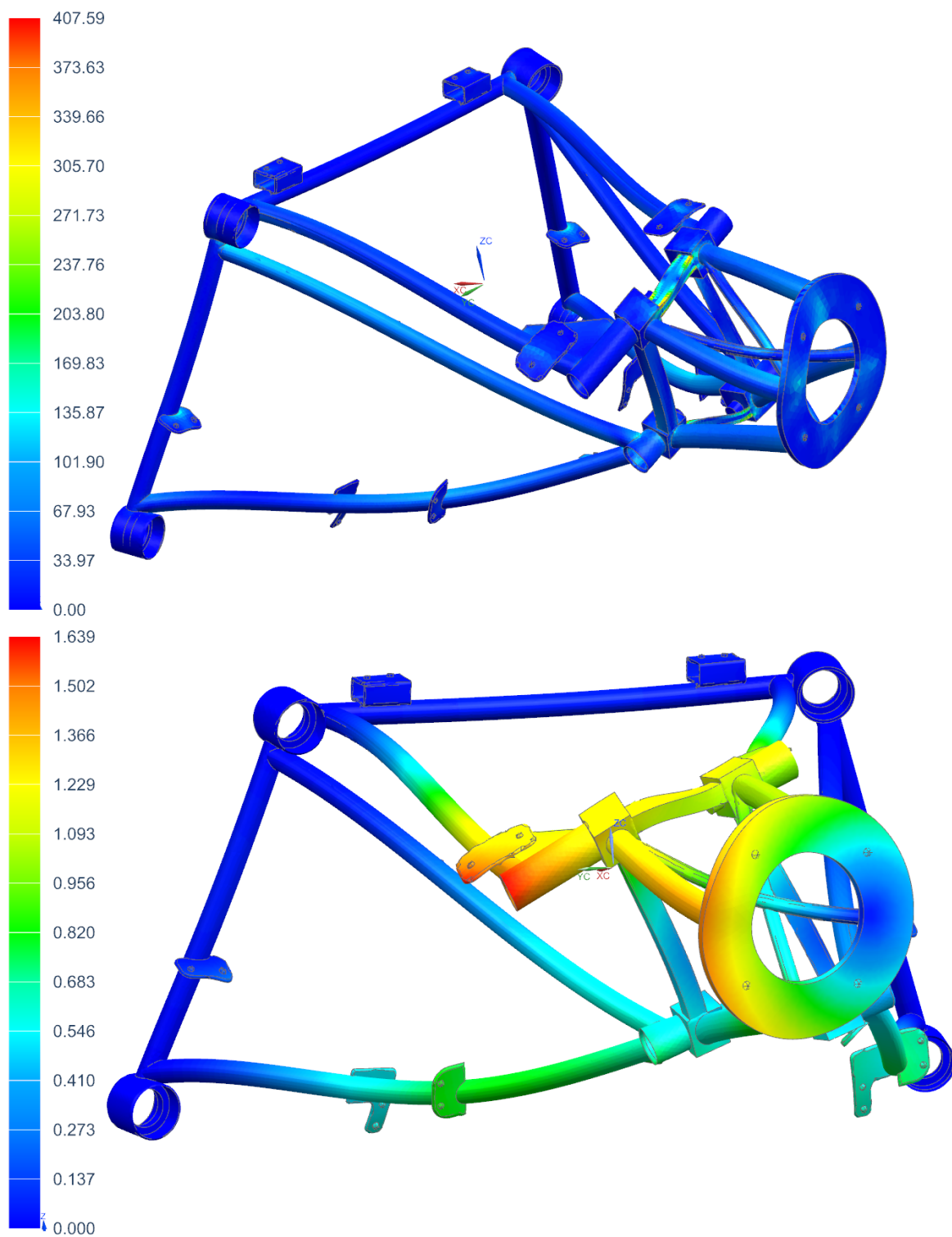
Pro zavedení ohybového momentu je ve fem dílu navíc potřeba vytvořit tzv. 1D connection typu RBE2, které se v simulaci vyberou jako působí síla ohybového momentu.

Materiálem pro motorové lože je ocel AISI 4130 (25CrMo4), která dosahuje po zakalení pevnosti až $1\,100 \text{ MPa}$.^{23,24}

Na *obrázku 27* je zobrazen zasiťovaný model se zavedenými silami a na *obrázku 28* jsou zobrazeny výsledky MKP výpočtu pro $n = 5,3$. Výsledky pro ostatní zatížení jsou uvedeny v Příloze 1.



Obrázek 27 Model motorového lože se sítí bodů pro MKP se zavedenými silami pro zatížení při násobku $n = 5,3$



Obrázek 28 Napětí a průhyb motorového lože při násobku $n = 5,3$

Navržený model motorového lože pevnostně vyhověl, nebylo tedy potřeba původní návrh nijak předělávat. V tabulce 12 jsou uvedeny jistoty vypočtené pro různá zatížení.

Zatížení při $n = 5,3$	Zatížení při $n = -2,65$	Boční zatížení
2,600	3,716	3,196

Tabulka 12 Jistoty vypočtené pro motorové lože

9. Závěr

V této práci bylo zjištěno, že remotorizace letounu L-13 Vivat pomocí elektromotoru je sice možná, ale v porovnání s původní motorizací z hlediska doletu a vytrvalosti se nezdá být vhodná. Při navržené zástavbě nejsou splněny požadavky stanovené zadavatelem, co se týče právě doletů a vytrvalostí. Výkon elektromotoru je v porovnání s původním motorem dostačující, problémem by mohly být pouze snižující se napětí baterií v průběhu jejich vybíjení. Důvodem těchto problémů jsou charakteristiky dostupných baterií, a to především jejich kapacita. Z tohoto hlediska se zdá být nejvhodnějším doporučením počkat s pokusem o remotorizaci elektromotorem ještě několik let, neboť vývoj v oblasti bateriových článků postupuje poměrně rychle. Navíc v leteckém oboru je možnost pohonu letounu elektrickým motorem poměrně novou záležitostí, tudíž v tuto chvíli není příliš velký výběr, co se týče elektromotorů, tak baterií, nicméně i v této oblasti se dá v nejbližší době očekávat poměrně značný rozvoj. Elektrifikace dopravních prostředků je v dnešní době aktuální téma, neboť se nabízí jako jedna z alternativ k motorům poháněným fosilními palivy.

Vzhledem k tomu, že palivo již není variabilní hmotou umístěnou v letounu, je rozsah provozních centrál užší než u původní motorizace. Problémem však může být zvýšená hmotnost prázdného letounu, ta se však dá, jak je v práci uvedeno, upravovat případným vyjmutím části bateriových článků.

Případné změny jednotlivých konstrukčních úprav byly prováděny tak, aby bylo dosaženo pevnostních požadavků stanovených v platných předpisech. Dostatečné pevnosti bylo nakonec dosaženo u všech konstrukčních úprav.

Aby byl návrh remotorizace kompletní, tak aby byla remotorizace realizovatelná, bylo by potřeba provést ještě několik úkonů. Bylo by potřeba vybrat další elektrická zařízení nezbytná pro provoz letounu, jako je regulátor, spínače, jističe atp. a zpracovat návrh elektrického propojení všech komponent včetně návrhu vedení jednotlivých kabelů. Co se týče konstrukce bylo by potřeba zpracovat návrh zástavby těchto pomocných komponent a vytvořit výkresovou dokumentaci pro všechny díly a sestavy. Dále by bylo potřeba zpracovat technologické postupy pro výrobu a montáž veškerých součástí. Poté by následovala samotná výroba dílů a sestav a jejich montáž na letoun. Po vytvoření programů zkoušek by bylo potřeba realizovat samotné zkoušky. Zkoušky by se týkaly jak pevnosti jednotlivých součástí, tak jejich uložení, pevnost by se zkoušela do úrovně provozního i početního zatížení. Dalším typem zkoušek by byly zkoušky funkční, zjišťovala by se funkčnost veškerých systémů a jejich spolupráce. Dále by proběhlo vážení a následná kontrola dodržení maximální hmotnosti a výpočet centráže. Posledním typem zkoušek by potom byly zkoušky letové, kdy by se ověřovali letové výkony a další parametry letu, které je potřeba splňovat.

Z celkového hlediska je tedy remotorizace letounu L-13 Vivat proveditelná. Nicméně nebylo dosaženo požadovaných hodnot doletů a vytrvalostí, jež jsou omezeny kapacitou baterií, která je omezena množstvím bateriových článků, a tedy maximální vzletovou hmotností letounu. Ve srovnání s motorizací spalovacím motorem vychází parametry elektrické zástavby podstatně hůře, z tohoto důvodu není v tuto chvíli remotorizace elektromotorem doporučena.

10. Zdroje

- [1] EASA.A.046 Type certificate data sheet for L 13 Vivat, 04 September 2018
- [2] Technický popis a návod k obsluze a údržbě motorový kluzák L 13 SW Vivat, L 13 SE Vivat, Aerotechnik Kunovice, 2/1999
- [3] Typové osvědčení 92-05, Pístový motor Mikron III, ÚCL, 24.4.2004
- [4] Letová příručka pro motorový kluzák L 13SW, L 13SE Vivat, OK-0114, Kunovice 12/1998
- [5] EASA. E.083 Type certificate for L 2000 series engines, 16 April 2009
- [6] L – 13 „Blaník“ Technická příručka, 17.2.2017, číslo dokumentu: Do-L13.1132.1
- [7] Doc. Ing. Vladimír Danek, CSc., Mechanika letu I – letové výkony, Brno, 1994
- [8] Rotex electric [online]. © Copyright - Rotex Electric - Enfold WordPress Theme by Kriesi. [vid. 10.11.2018]. <http://www.rotexelectric.eu/products/bldc-motors/rex-series/>
- [9] EaglePicher Technologies. [online] © Copyright 2019 EaglePicher Technologies. [vid. 5.12.2018]. Dostupné z WWW: https://www.eaglepicher.com/sites/default/files/Data%20Sheet%20Catalog_Part2_Part5.pdf
- [10] Snorri Gudmundsson, General aviation aircraft design: Applied methods and procedures
- [11] CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO KLUZÁKY A MOTOROVÉ KLUZÁKY CS-22, Změna Amdt. 2 05. 0 3. 2009, Konsolidované znění
- [12] Letová příručka pro motorový kluzák L 13SW, OK-9118, Kunovice 8/1989
- [13] EASA.A.083 – LAK-17B FES, 20.9.2017
- [14] Egbert Torembeek with foreword with H. Wittenberg, Synthesis of subsonic airplane design, 1976, Delft University Rotterdam, ISBN 90 298 2505 7
- [15] Camloc motion control [online]. © copyright 2019 Arconic Fastening Systems. [vid. 2.4.2019]. Dostupné z WWW: <https://www.afscamloc.net/downloads.php?lang=en>
- [16] Aditeg s.r.o. gumové výrobky [online]. © 2016 Provozovatel Aditeg. [vid. 20.4.2019]. Dostupné z WWW: <https://www.aditeg.cz/files/dokumenty/aditeg-profil-cz.pdf>
- [17] Ing. Daniel Hanus, CSc., EUR ING: Pohon letadel
- [18] Česká technická norma ČSN EN ISO 898-1, 2014
- [19] Spoje ocelových konstrukcí [online]. VUT v Brně, FAST | Ing. Václav Röder. [vid. 12.7.2019]. Dostupné z WWW: <http://ocel.wz.cz/download/sroubove-spoje/sroubove-spoje.pdf>
- [20] Doc. Ing. Pavel Puchmajer, CSc, Pružnost a pevnost, Praha, 1999, ISBN 80-01-02059-2
- [21] Ing. Jan Leinveber, Ing. Pavel Vávra, Strojnické tabulky druhé doplněné vydání, Praha, 2005, ISBN 80-7361-011-6

- [22] Ehlinik.cz [online]. © 2019 Hliníkové profily, hliníkové plechy | Provozovatelem e-shopu je A+A Pardubice, spol. s r.o. [vid. 13.7.2019]. Dostupné z WWW: <https://www.ehlinik.cz/prilohy/zakladni-technicke-informace.pdf>
- [23] Bohdan Bolzano [online]. © 2019 Bohdan Bolzano, s.r.o. [vid. 13.7.2019]. Dostupné z WWW: <https://www.bolzano.cz/cz/technicka-podpora/technicka-prirucka/tycove-oceli-uhlikove-konstrukcni-a-legovane/oceli-k-zuslechtovani-podle-en-10083-1>
- [24] HK Trading steal s.r.o. [online]. © HK STEEL TRADING, s.r.o. 2019. [vid. 13.7.2019]. Dostupné z WWW: <http://www.hk-trading.cz/tabulky-norem.php>
- [25] AZO Materials [online]. Owned and operated by AZoNetwork, © 2000-2019. [vid. 13.7.2019]. Dostupné z WWW: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=6742>
- [26] Kašpar a synové – strojírna Kalmar s.r.o. [online]. Copyright © 2009 Kašpar a synové - strojírna Kalmar s.r.o. [vid. 25.7.2019]
http://www.kasparaero.cz/category/kompozitova_vrtule_typ_ka_1_pr1620mm/1.html
- [27] České vysoké učení technické, fakulta stavební [online]. ©2007 ČVUT v Praze, Fakulta stavební, Thákurova 7, 166 29 Praha 6 – Dejvice. [vid. 30.7.2019]. Dostupné z WWW: <http://people.fsv.cvut.cz/~machacek/prednaskyNNK/NNK-7.pdf>

Seznam příloh

Příloha 1: Výsledky MKP výpočtů.docx

Příloha 2: Výpočty výkonů.xlsx

Příloha 3: Hmotnosti a centráže.xlsx