

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

ZÁSTAVBA MOTORU ROTAX 915 DO UL LETOUNU

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2019

ŠIMON SCHREIBER

ANOTAČNÍ LIST

Jméno autora: Šimon

Příjmení autora: Schreiber

Název práce česky: Zástavba motoru Rotax 915 do UL letounu

Název práce anglicky: Installation of Rotax 915 in an UL aircraft

Rozsah práce:

počet stran: 77

počet obrázků: 45

počet tabulek: 20

počet příloh: 7

Akademický rok: 2019/2020

Jazyk práce: český

Ústav: Ústav letadlové techniky

Studijní program: Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Helmich Martin

Oponent: Ing. Filip Suk

Konzultant práce: Ing. Helmich Martin

Zadavatel: Ing. Helmich Martin

ANOTACE

Předkládaná diplomová práce obsahuje rozbor pohonného agregátu, jeho hmotnostní analýzu, řešení předpisů, stanovení provozního a početního zatížení. Součástí diplomové práce je konstrukční návrh, model a výkresová dokumentace motorového lože, včetně pevnostní kontroly lože a instalace motorových systémů.

KLÍČOVÁ SLOVA

Motorové lože, instalace, konstrukce, ultralehký letoun, Rotax R915iS, MKP analýza

ANNOTATION

This diploma thesis analyses power unit of the light sport aircraft. It focuses on weight analysis, calculation of forces in the engine mount and calculates it's strength under such conditions using the FEM analysis. The important part of the thesis is a design and installation of the engine and engine systems into an airframe in compliance with the actual legislation.

KEYWORDS

Engine mount, installation, mechanical design, light sport aircraft, Rotax R915iS, FEM analysis

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Praze dne

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Schreiber** Jméno: **Šimon** Osobní číslo: **423356**
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:

Zástavba motoru Rotax 915 do UL letounu

Název diplomové práce anglicky:

Installation of the Rotax 915 in a UL aircraft

Pokyny pro vypracování:

Zásady pro vypracování:

- rešerše používaných motorových loží pro instalaci motoru Rotax 915/912 na UL letoun
- hmotnostní analýza pohonného agregátu a souvisejících komponentů
- stanovení zatížení motor. lože dle staveb. předpisu LAA ČR (UL-2), LTF-UL a ASTM 2245 a výběr kritických případů
- ověření motorového lože dodaného výrobcem letounu, případné provedení úprav na základě pevnostní kontroly a instalace, systémový výkres
- pevnostní kontrola konstrukce motorového lože
- návrh zástavby jednotlivých motorových systémů

Seznam doporučené literatury:

- Letecká amatérská asociace: Předpis UL 2 -část I., ČR, 2019
- DFS Deutsche Flugsicherung, LTF-UL, 2019
- ASTM 2245 – 15 Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane
- Installation manual for Rotax engine type 915, Teveso, s.r.o.
- Maintenance Manual Line for Rotax Engine Type 915 / Maintenance Manual Heavy For Engines Rotax 915, Teveso
- Operators Manual for Rotax engine 915, Teveso, s.r.o.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Martin Helmich, ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **31.10.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **13.01.2020**

Platnost zadání diplomové práce:



Ing. Martin Helmich
podpis vedoucí(ho) práce



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




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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

30.10.2019

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

PODĚKOVÁNÍ:

Tímto bych rád poděkoval svému vedoucímu práce Ing. Martinu Helmichovi za jeho odbornou pomoc, cenné rady a poskytnuté materiály, které mi pomohly při zpracování diplomové práce.

OBSAH

1	ÚVOD	14
2	LETOUN SKYLEADER 400	15
3	POHONNÝ AGREGÁT ROTAX R915IS	16
3.1	TECHNICKÉ SPECIFIKACE MOTORU:.....	16
3.2	DEFINICE SOUŘADNICOVÉHO SYSTÉMU MOTORU.....	17
4	VOLBA VRTULE	18
4.1	VRTULE WHIRL WIND AP430CTF-WWR72B.....	19
4.2	ODSAZENÍ VRTULE.....	20
5	PŘEHLED ŘEŠENÍ MOTOROVÉHO LOŽE	22
5.1	DRUHY MOTOROVÝCH LOŽÍ.....	22
6	HMOTNOSTNÍ ROZBOR MOTORU A MOTOROVÝCH AGREGÁTŮ	25
6.1	VÝSLEDNÁ POLOHA TĚŽIŠTĚ HMOT PŮSOBÍCÍCH NA MOTOROVÉ LOŽE.....	26
6.2	LETADLOVÝ SOUŘADNÝ SYSTÉM.....	27
7	LEGISLATIVA PRO STAVBU SPORTOVNÍCH LÉTAJÍCÍCH ZAŘÍZENÍ	28
7.1	LAA ČR.....	28
7.2	LTF UL.....	29
7.3	ASTM.....	29
8	LETOVÁ OBÁLKA NÁSOBKŮ	30
9	ZATÍŽENÍ	32
9.1	PŘÍPAD ZATÍŽENÍ I DLE UL-2 § 361, A.....	33
9.1.1	<i>Zatížení setrvačnými silami</i>	34
9.1.2	<i>Zatížení tahovou silou</i>	34
9.1.3	<i>Zatížení od momentu setrvačnosti</i>	35
9.2	PŘÍPAD ZATÍŽENÍ II. DLE UL-2 § 361, B.....	35
9.2.1	<i>Zatížení setrvačnými silami</i>	35
9.2.2	<i>Zatížení tahovou silou</i>	36
9.2.3	<i>Zatížení od momentu setrvačnosti</i>	37
9.3	BOČNÍ ZATÍŽENÍ.....	37
9.3.1	<i>Boční zatížení UL-2, LTF-UL</i>	37
9.3.2	<i>Boční zatížení ASTM</i>	38
9.4	POZEMNÍ ZATÍŽENÍ.....	39
9.5	ZATÍŽENÍ OD LETOVÝCH PŘÍPADŮ.....	39
9.6	VÝSLEDNÁ ZATÍŽENÍ.....	41
10	VÝPOČET NAPĚTÍ V KONSTRUKCI MOTOROVÉHO LOŽE	42
10.1	ČÍSLOVÁNÍ PRUTOVÉ KONSTRUKCE MOTOROVÉHO LOŽE.....	42
10.2	VÝPOČET NAPĚTÍ V 1D MODELU POMOCÍ PROGRAMU NX SIEMENS.....	43
10.2.1	<i>Výběr kritických případů zatížení pro pevnostní zkoušku</i>	45
10.3	VÝPOČET NAPĚTÍ V 3D MODELU POMOCÍ PROGRAMU NX SIEMENS.....	46
10.3.1	<i>Vyhodnocení výsledků 3D MKP analýzy</i>	48
11	PEVNOSTNÍ KONTROLA	49
11.1	PEVNOSTNÍ KONTROLA PRUTŮ DLE 1D SIMULACE.....	51
11.2	PEVNOSTNÍ KONTROLA LOŽE DLE 3D SIMULACE.....	52
11.3	KONTROLA VZPĚRNÉ STABILITY.....	52
11.3.1	<i>Určení ztráty stability</i>	52
11.3.2	<i>Výpočet bezpečnosti pro ztrátu stability</i>	54
12	ZÁSTAVBA MOTORU ROTAX R915 IS	56

12.1	SÁNÍ.....	57
12.2	ZÁSTAVBA MAZACÍHO OKRUHU	60
12.3	ZÁSTAVBA PALIVOVÉHO OKRUHU.....	62
12.4	ZÁSTAVBA CHLADÍCÍHO OKRUHU	64
13	ZÁVĚR.....	66
14	POUŽITÁ LITERATURA	67
15	PŘÍLOHY	68
	PŘÍLOHA I: PŘEDPIS UL-2.....	68
	PŘÍLOHA II: PŘEDPIS LTF-UL	70
	PŘÍLOHA III: PŘEDPIS ASTM.....	71
	PŘÍLOHA IV: VÝSLEDKY SIMULACÍ MKP	73
	PŘÍLOHA V: AXIÁLNÍ SÍLY V PRUTECH	77

Seznam obrázků

Obrázek 1: Skyleader 400 [1]	14
Obrázek 2: motor Rotax R915 iS [5]	16
Obrázek 3: Souřadnicový systém motoru Rotax R915 iS [5].....	17
Obrázek 4: Směr točení vrtule [5].....	18
Obrázek 5: Vrtule Airmaster AP430CTF-WWR72B [6]	19
Obrázek 6: Schéma pro volbu distančního členu vrtule [5].....	21
Obrázek 7: Motorové lože, příhradová konstrukce	23
Obrázek 8: Dynafokální motorové lože (1)	24
Obrázek 9: Motorové lože, nosníková konstrukce	24
Obrázek 10: R915 iS, těžiště, přední pohled [5].....	26
Obrázek 11: R915 iS, těžiště, horní pohled [5].....	26
Obrázek 12: R915 iS, těžiště, boční pohled [5]	26
Obrázek 13: Letadlový souřadný systém.....	27
Obrázek 14: Rotax R915iS [5].....	29
Obrázek 15: V-n diagram [1].....	30
Obrázek 16: V-n diagram poryvů [1]	30
Obrázek 17: Schéma rozkladu setrvačných sil do souřadných os letounu	40
Obrázek 18: Číslování komponent motorového lože	42
Obrázek 19: 1D model pro Nastran se silovými účinky pro letové případy.....	43
Obrázek 20: Výsledné napětí Von-Mises pro případ C početního zatížení.....	44
Obrázek 21: 3D FEM model lože se zavedenými silovými účinky pro případ C	46
Obrázek 22: Výsledné napětí Von-Mises pro případ C početního zatížení	47
Obrázek 23: Deformace konstrukce (případ C).....	47
Obrázek 24: Graf oblastí teorií výpočtu vzpěrné stability.....	53
Obrázek 25: Zástavba motoru Rotax R915iS	56
Obrázek 26: Detail vstupu vzduchu na mezichladič.....	58
Obrázek 27: Vzduchová zástavba.....	58
Obrázek 28: Popis komponent vzduchového okruhu [5].....	59
Obrázek 29:schéma vzduchového okruhu [5]	59
Obrázek 30: Mazací zástavba	60
Obrázek 31: Schéma mazacího okruhu [5].....	61
Obrázek 32: Detail uchycení olejového chladiče	61

Obrázek 33: Schéma palivového okruhu	62
Obrázek 34: Detail vedení palivového okruhu	63
Obrázek 35: Popis komponent palivového okruhu [5]	63
Obrázek 36: Schéma chladícího okruhu [5]	64
Obrázek 37: Zástavba chladícího okruhu	65
Obrázek 38: Detail vodního chladiče a jeho připevnění.....	65
Obrázek 39: Výsledné napětí Von-Mises pro případ C početního zatížení.....	73
Obrázek 40: Výsledné napětí Von-Mises pro případ F početního zatížení	73
Obrázek 41: Deformace konstrukce (případ F).....	74
Obrázek 42: Deformace konstrukce (případ C).....	74
Obrázek 43: Výsledné napětí Von-Mises pro případ F početního zatížení.....	75
Obrázek 44: Výsledné napětí Von-Mises dle ASTM pro boční početního zatížení	75
Obrázek 45: Deformace konstrukce (případ F)	76

Seznam tabulek

Tabulka 1: Výkonnostní režimy motoru R915iS	17
Tabulka 2: Hmotnostní rozbor motoru a motorových agregátů	25
Tabulka 3: Souřadnice těžiště motoru a souvisejících komponent.....	26
Tabulka 4: Letová obálka násobků letounu Jihlavan 400.....	30
Tabulka 5: Návrhová zatížení	37
Tabulka 6: Boční zatížení	38
Tabulka 7: Pozemní zatížení.....	39
Tabulka 8: Zatížení od letových případů	39
Tabulka 9: Výsledná provozní zatížení	41
Tabulka 10: Výsledná početní zatížení	41
Tabulka 11: Výsledná provozní napětí Von-Mises	45
Tabulka 12: Výsledná početní napětí Von-Mises.....	45
Tabulka 13: Výsledná max. napětí a max. posunutí	48
Tabulka 14: Bezpečnosti provozního zatížení dle 1D simulace	51
Tabulka 15: Bezpečnosti početního zatížení dle 1D simulace	51
Tabulka 16: Hodnoty bezpečnosti případů C, F, ASTM	52
Tabulka 17: Tabulka pomocných hodnot výpočtu ověření stability prutů konstrukce... 54	

Tabulka 18:Bezpečnosti vzpěrné stability pro případ provozního zatížení.....	55
Tabulka 19: Bezpečnosti vzpěrné stability pro případ početního zatížení	55
Tabulka 20: Axiální síly v prutech pro provozní a početní zatížení.....	77

Seznam příloh

Příloha I: Předpis UL-2.....	68
Příloha II: Předpis LTF-UL	70
Příloha III: Předpis ASTM.....	71
Příloha IV: Výsledky simulací MKP	73
Příloha V: Axiální síly v prutech	78
Příloha VI: Systémový výkres motorového lože	
Příloha VII: DVD disk s 3D modely zástavby pohonné jednotky	

Seznam použitých zkratk

UL-2	Požadavky letové způsobilosti
ASTM	American Society for Testing and Materials
LTF-UL	LuftTüchtigkeitsForderungen für aerodynamisch gesteuerte UltraLeichtflugzeuge
MKP	Metoda konečných prvků
FEM	Final Element Analysis
LAA ČR	Letecká Amatérská asociace ČR
LSA	Light Sport Aircraft
PCV	Positive Crankcase Ventilation
ECU	Electronic Control Unit
MTOM	Maximum Takeoff Mass
SLZ	Sportovní létající zařízení

Seznam použitých programů

Microsoft Word

Microsoft Excel

NX Siemens

Seznam použitých symbolů

$S_{KŘ}$	[m ²]	plocha křídla
$l_{KŘ}$	[m]	délka křídla
$\eta_{KŘ}$	[-]	zúžení
$\lambda_{KŘ}$	[-]	štíhlost
E	[GPa]	Youngův modul
F _b	[N]	setrvačná síla působící v souřadnici y
F _g	[N]	setrvačná síla

F_{gx}	[N]	setrvačná síla působící v ose x
F_{gz}	[N]	setrvačná síla působící v ose z
F_{poz}	[N]	síla ve směru z při havarijním přistání
g	[m.s ⁻²]	tíhové zrychlení
h	[m]	výška letounu
i	[-]	převodový poměr
j	[-]	jistota
J	[kg.cm ⁻³]	moment setrvačnosti
k	[-]	bezpečnost
m_{mot}	[kg]	hmotnost motoru
M_r	[N.m]	moment setrvačnosti vrtule
n	[-]	násobek tíhového zrychlení
n_{mot}	[-]	otáčky motoru
P_{mot}	[kW]	výkon motoru
P_{trv}	[kW]	trvalý výkon motoru
P_{vzl}	[kW]	vzletový výkon motoru
R_m	[GPa]	mez pevnosti
rpm	[-]	otáčky za minutu
T	[N]	Tah
v	[m.s ⁻¹]	rychlost
α	[°]	úhel náběhu
σ	[MPa]	Napětí
η	[-]	účinnost vrtul

Úvod

Cílem této diplomové práce je návrh zástavby motoru Rotax 915 iS do UL letounu Skyleader 400. Práce probíhá ve spolupráci se společností Zall Jihlavan Airplanes s.r.o., která se rozhodla rozšířit řadu svých produktů a doplnit řadu úspěšného modelu letounu kategorie ultralight, Skyleader 400 o výkonnější pohonnou jednotku. Volba motoru byla provedena na základě výkonnostních požadavků plynoucích od zatížení pro účelovou přestavbu letounu na vlekání kluzáků.

Základním úkolem je tedy zástavba daného typu motoru do konstrukce letounu. Vzhledem k vyšším výkonům motoru Rotax 915 iS oproti u tohoto typu letounu konvenčně využívaným motorům Rotax řady 912 je konstrukce více zatěžována jak samotnou vyšší hmotností motoru, tak i vyšším momentem setrvačnosti a tahem od výkonnější pohonné soustavy. Konstrukce musí plnit pevnostní požadavky ve všech bodech letové obálky předepisované stavebním předpisem Letecké amatérské asociace UL-2, německým předpisem LTF-UL a americkou legislativou předepsanou normou ASTM, kterým se tato diplomová práce také věnuje. To vše při maximální tuhosti a minimální hmotnosti konstrukce.

Zástavba pohonné jednotky také musí splňovat prostorové možnosti motorové části letounu Skyleader 400 s ohledem na snadnou montáž a nekomplikovanou údržbu letounu.



Obrázek 1: Skyleader 400 [1]

2 Letoun Skyleader 400

Letoun Skyleader 400 patří do portfolia letounů společnosti Zall Jihlavan Airplanes s.r.o., do kategorie ultralehkých letounů. Skyleader 400 tak vyhovuje požadavkům českého předpisu pro letouny váhové kategorie nižší než 600 Kg UL2 [1], amerického předpisu pro sportovní letouny ASTM [2] a německého předpisu LTF-UL [3]. Tento typ se dá specifikovat jako dvoumístný samonosný dolnoplošník s uspořádáním sedaček vedle sebe a je tak díky své konstrukci vhodný pro provádění pilotních výcviků v leteckých školách a aeroklubech. Letoun s lichoběžníkovým křídlem má klasické uspořádání ocasních ploch a je vybaven pevným tříkolovým podvozkem s řízeným předním kolem. Standartně je letoun poháněn čtyřválcovým motorem Rotax 912, k dispozici je však i v jiných motorizacích. Verze vybavená silnějším motorem Rotax 915 iS bude sloužit primárně pro aerovlek. [4]

Rozměry	[m]
Rozpětí křídel	9,1
Délka	6,3
Výška	2,36
Plocha křídel	11,47
Šířka kabiny	1,28
Štíhlost	7,78 [-]

3 Pohonný agregát Rotax R915iS

Motor R915iS je jednou z výkonnějších verzí motorů z rodiny Rotax a ve společnosti Zall Jihlavan Airplanes s.r.o. doplňuje od tohoto dodavatele běžně využívané motory třídy Rotax 912 a 914.

Jedná se o zážehový čtyřdobý motor se čtyřmi protilehlými vzduchem chlazenými válci. Hlavy válců jsou chlazeny kapalinou. Narozdíl od motorů 912 a 914 je motor R915iS doplněn o sání s mezichladičem a v kombinaci s turbodmychadlem motor dosahuje maximálního vzletového výkonu 104kW (141 hp) a cestovního výkonu 99kW (135 hp). Převodový poměr reduktoru motoru je $i = 2,54$. [5]



Obrázek 2: motor Rotax R915 iS [5]

3.1 Technické specifikace motoru:

4 válce

4taktní motor s horizontálně protilehlými válci

Vzduchem chlazené válce

Kapalinou chlazené hlavy válců

Mazání se suchou skříní

Elektronické vstřikování paliva

Elektrický startér (12V/ 24V)

Turbodmychadlo s výfukovým potrubím z nerezové oceli

Sání s mezichladičem

Maximální výška 24000ft

Čas do generální opravy 1200h

Hmotnost 84,6Kg

Vrtání 84 mm

Zdvih 61 mm

Kompresní objem 1352 cm³

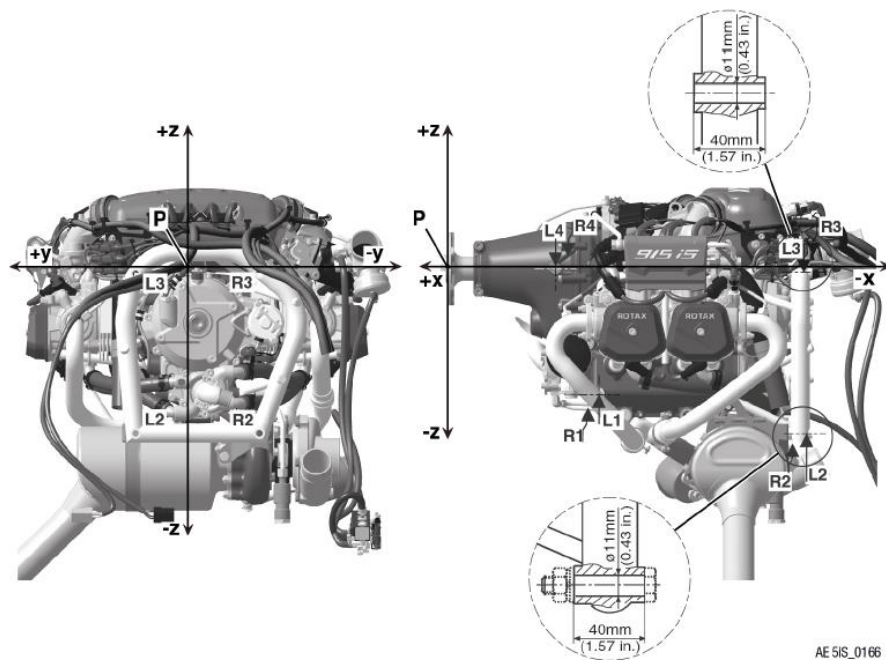
Palivo: Letecký benzin Ron 95

Tabulka 1: Výkonnostní režimy motoru R915iS

	Výkon [kW]	Výkon [hp]	Otáčky [1/n]
Max. vzletový výkon	104	141	5800
Cestovní výkon	99	135	5500

3.2 Definice souřadnicového systému motoru

Souřadný systém je volen dle instalačního manuálu (viz. obr. 3). [5]

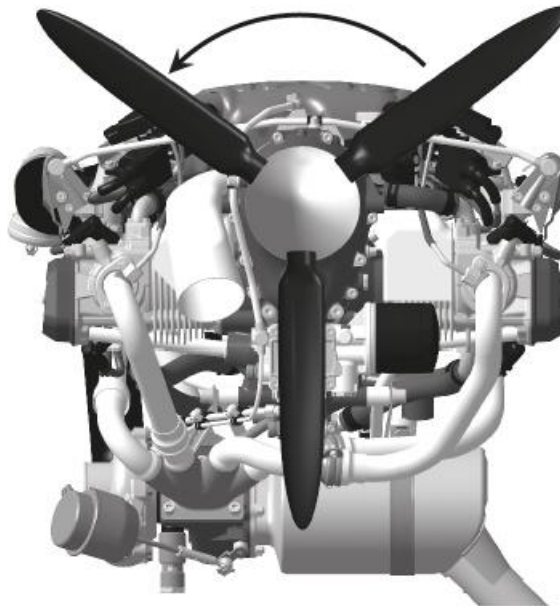


Obrázek 3: Souřadnicový systém motoru Rotax R915 iS [5]

4 Volba vrtule

Pro aplikaci motoru Rotax R915 iS, který má přírubu pro vrtuli uzpůsobenou pro vrtuli constant speed a pohon s hydraulickým nebo elektrickým přestavením listů, je vycházeno z těchto vstupních hodnot získaných z instalačního manuálu motoru [5]:

Min. moment setrvačnosti na vrtuli:	1500 kg.cm ⁻³
Max. moment setrvačnosti na vrtuli:	7500 kg.cm ⁻³
Prodloužení vrtulové hřídele:	0 – 70 mm
Spotřeba výkonu regulátorem:	max 600W
Převodový poměr:	$i = 2,54 [-]$
Max. otáčky na vrtuli:	2283 rpm



Obrázek 4: Směr točení vrtule [5]

4.1 Vrtule Whirl Wind AP430CTF-WWR72B

Na základě vstupních hodnot a okrajových podmínek pro aplikaci vrtule pro daný motor byla po zvážení z mnoha možností zvolena vrtule od společnosti Airmaster Propellers Ltd model Whirl Wind AP430CTF-WWR72B. [6]



Obrázek 5: Vrtule Airmaster AP430CTF-WWR72B [6]

Vrtule AP430CTF-WWR72B je třílistá tažná pravotočivá vrtule plně kompatibilní s motory Rotax 915 iS. Výkon a technologie elektrického systému přestavování listů vrtule v kombinaci s designem listů zvyšuje efektivitu vrtule ve velmi širokém rychlostním rozmezí.

Charakteristické vlastnosti vrtule:

1. Rychlé přestavování listů díky výkonnému servomotoru Maxon
2. Kompozitní listy vrtule s ochrannou niklovou vrstvou na náběžných hranách
3. Uživatelsky jednoduchý elektronický systém přestavování úhlu náběhu listů vrtule AC200F
4. Snadná montáž

Technické specifikace vrtule:

- | | |
|---|-------------------------|
| • Maximální absorbovatelný výkon motoru | až 145hp |
| • Maximální otáčky | 2600 rpm |
| • Hmotnost | 12,3 kg |
| • Moment setrvačnosti | 7400 kg.cm ² |
| • Průměr vrtule | 1829 mm |
| • Vzdálenost těžiště od příruby motoru | 83 mm |

4.2 Odsazení vrtule

Odsazení vrtule musí splňovat požadavky předpisu UL-2, který dle § 925 stanovuje vzdálenost vrtule zajišťující její bezpečný chod včetně tlumení škodlivých vibrací. Bezpečná vzdálenost mezi ostatními rotujícími částmi vrtule nebo vrtulového náboje (i jeho krytu) a ostatními částmi letounu musí být dodržena při všech provozních podmínkách. [\[1\]](#)

UL 2 § 925 Bezpečná vzdálenost vrtule

Pro nezakrytovanou vrtuli nesmí překročit bezpečná vzdálenost při maximální hmotnosti, nejneprůzračnější poloze těžiště a nejneprůzračnějším nastavení listů následující hodnoty:

1. Vzdálenost od země: nejméně 170 mm mezi vrtulí a zemí (pro každý letoun s předřovým podvozkem) nebo 230 mm (pro každý letoun s ostruhovým podvozkem). Přitom podvozek musí být staticky stlačený a letoun se nachází buď v normální vodorovné poloze při vzletu, nebo v poloze při poježdění, podle toho, která poloha je kritičtější. Kromě toho musí být ve vodorovné poloze při startu dodržena bezpečná vzdálenost, jestliže

a. kritická pneumatika je zcela bez tlaku a příslušná vzpěra podvozku je staticky zatížena nebo

b. kritická vzpěra podvozku je na doraze a příslušná pneumatika je staticky zatížena.

2. Vzdálenost od jiných částí letounu:

a. Nejmenší radiální vzdálenost 25 mm mezi koncem vrtulového listu a sousedními částmi letounu a k tomu přidavná radiální vzdálenost, která je nutná k utlumení škodlivých vibrací (mimořádnou pozornost věnovat propérování pružných závěsů).

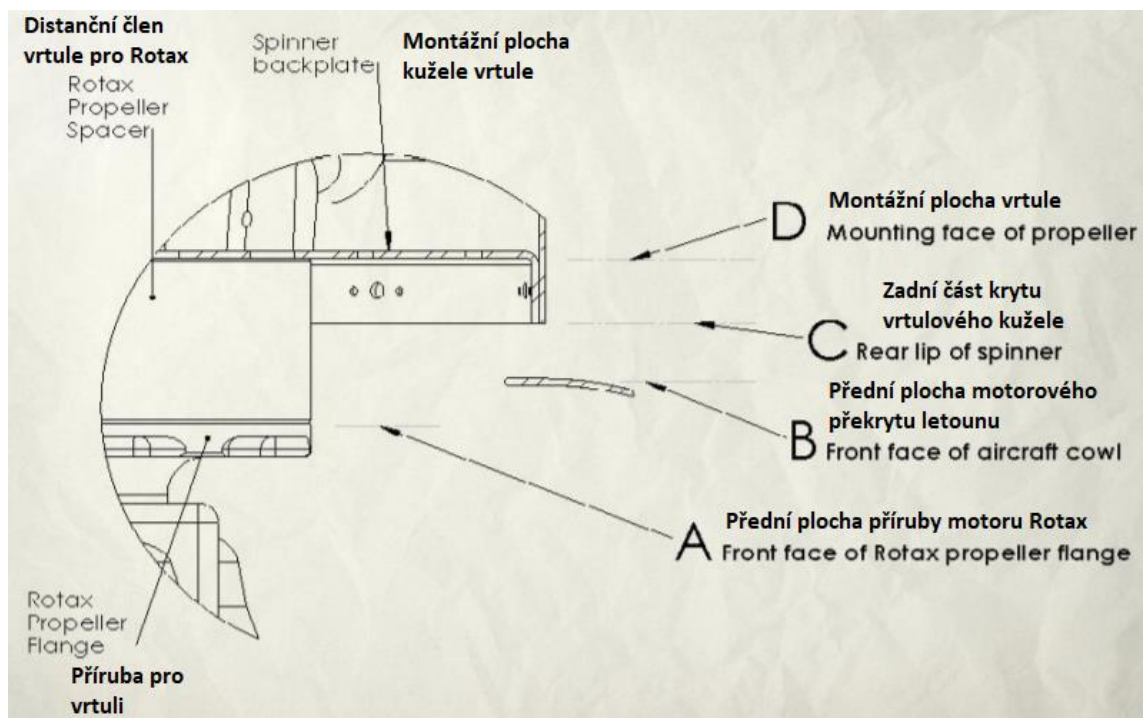
b. Nejméně 13 mm délkové vzdálenosti mezi vrtulovými listy nebo jejich kapotáží a jinými částmi letounu.

c. Bezpečná vzdálenost mezi ostatními rotujícími částmi vrtule nebo vrtulového náboje (i jeho krytu) a ostatními částmi letounu musí být dodržena při všech provozních podmínkách.

Výrobce musí dodržet tyto vzdálenosti:

Vzdálenost vrtule od země:	170 mm
Radiální vzdálenost vrtulových listů a jiných částí letounu:	25 mm
Délková vzdálenost vrtulových listů a jiných částí letounu:	13 mm

Výrobce vrtule Airmaster Propellers Ltd poskytl řadu distančních členů a manuál pro správné odsazení vrtule vyhovující předpisům (viz obr.6). Vzhledem k rozměrům motoru, rozměrům lože a motorového překrytu v našem případě postačuje distanční člen nejkratší poskytované délky, tedy 3 mm.



Obrázek 6: Schéma pro volbu distančního členu vrtule [5]

5 Přehled řešení motorového lože

Motorové lože slouží k uchycení motoru a jeho přidruženým komponentám k draku či trupu letounu. Další důležitou sekundární funkcí je distribuce zatížení od motoru, tedy tahu, kroutícího momentu a setrvačných sil a pohlcení vibrací generovaných motorem. Všechna tato zatížení musí odolat všem letovým případům při poryvech a manévrech letounu. Konstrukce motorového lože vzhledem k povaze zatížení musí vynikat pevností i tuhostí s důrazem na nízkou hmotnost.

V praxi často většina letounů se stejným typem motoru obvykle využívá i stejný typ konstrukce motorového lože. V případě využití motorů výrobců Lycoming a Continental jsou to konická nebo dynafokální lože. Většina motorů značky Rotax využívají specificky upravená motorová lože a metody vestavby motoru.

Návrh vlastní konstrukce motorového lože vyžaduje pevnostní výpočet při zatížení a experimentální průkaz pevnosti konstrukce pro kladné i záporné násobky tíhového zrychlení.

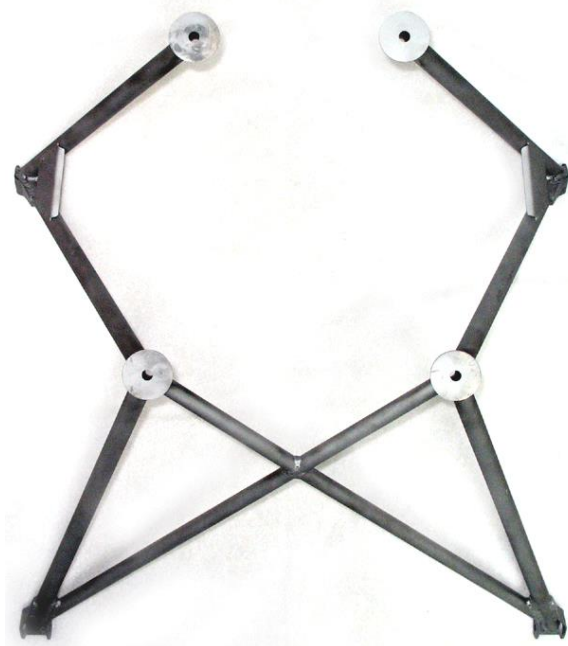
5.1 Druhy motorových loží

Většina v praxi používaných loží v této kategorii je svařena z ocelových nebo chrom molybdenových trubek. Takto zhotovená konstrukce vyniká svojí pevností a nízkou hmotností. Po svaření jednotlivých trubek, vzpěr a silentbloků lože dostává patřičnou povrchovou úpravu. Pro snazší kontrolu trhlin je vhodné volit bílou barvu.

Většina čtyřválcových motorů v současné době využívá podobný typ lože. Motor je k loži šroubovým spojem připevněn k zadní stěně klikové skříně.

- **Příhradová konstrukce**

Konické lože této kategorie má obvykle 4 šroubové spoje s motorem a 4 šroubové spoje s požární přepážkou. Šroubové spoje jsou v rovnoběžné rovině s požární přepážkou, což je výhodné i z hlediska montáže.



Obrázek 7: Motorové lože, příhradová konstrukce

- **Dynafokální konstrukce**

Tato konstrukce je výhodnější z hlediska distribuce vibrací a kroucího momentu, neboť montážní plochy pro připevnění neleží v jedné rovině, jak je tomu u příhradové, konické konstrukce, ale jsou natočeny a směřují do těžiště motoru. Při sváření je třeba dbát preciznosti při dodržení úhlů. V opačném případě by šrouby nebylo možné zašroubovat. Tento typ konstrukce je nejlepší z hlediska tlumení vibrací a pohybů motoru. Nižší vibrace způsobující hluk v kokpitu snižuje i únavu posádky a sekundárně tak zvyšuje bezpečnost letounu. Nevýhodou je geometrická složitost, a tedy i vyšší cena takové konstrukce, stejně jako složitější montáž.



Obrázek 8: Dynafokální motorvé lože (1)

- **Nosníková konstrukce**

Tento typ se od dynafokálních a příhradových loží značně liší. Toto lože je s motorem spojeno 4 šroubovými spoji ke spodní straně klikové skříně a na druhé straně je zavěšeno na požární přepážku. Tento typ je využíván v kombinaci s některými dieselovými motory a některými typy motorů Rotax.



Obrázek 9: Motorové lože, nosníková konstrukce

6 Hmotnostní rozbor motoru a motorových agregátů

V následující tabulce se nachází hmotnosti motoru, jeho příslušenství a dalších komponent, které mohou zatěžovat lože motoru. Mezi nejvýznamnější hmotnosti samozřejmě patří motor samotný, vrtule, motorové lože, mezichladič a další.

Hmotnosti byly použity pro výpočet těžiště motoru a jeho přidružených částí a následně zatížení motorového lože.

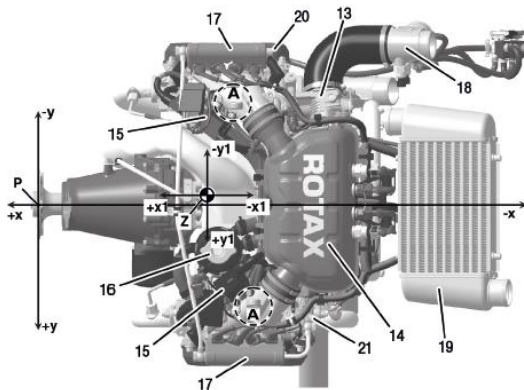
V tabulce jsou rozděleny komponenty, které motorové lože zatěžují (zeleně podbarvené) a ty, které jsou upevněny k požární přepážce, nebo jinde mimo lože (oranžově podbarvené). Tyto hmotnosti do zatížení lože tedy nevstupují.

Tabulka 2: Hmotnostní rozbor motoru a motorových agregátů

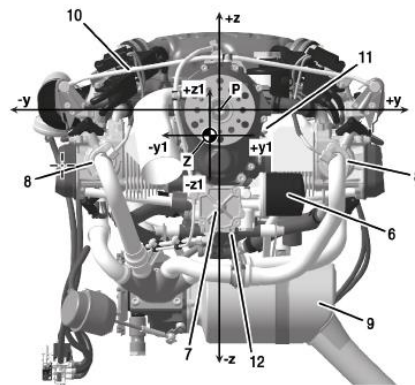
Komponenta motoru	Hmotnost [Kg]
Motor s reduktorem	74,23
Motorové lože	3
Chladič vodní	0,38
Chladící kapalina	3
PCV	0,35
Olejová nádrž	1,5
Olej	2,61
Chladič oleje	0,6
Airbox	1,3
Mezichladič	1,65
ECU	1,13
Pojistková skříň	2,02
Pomocné lože motoru	2
Okolní senzory	0,06
Elektrická kabeláž	2,5
Hadice	2
Vrtule	12,3
Výfukový systém	4,1
CELKEM NA LOŽE	104,1

6.1 Výsledná poloha těžiště hmot působících na motorové lože

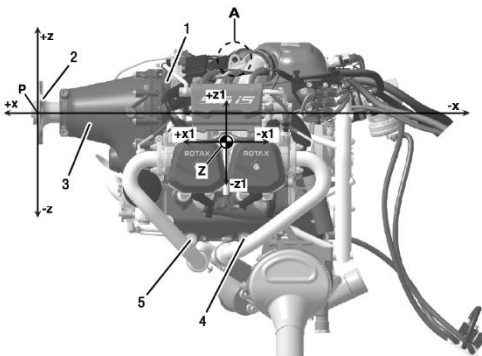
Z hodnot hmotností z tabulky 2 bylo pomocí známého vztahu vypočteno těžiště motoru, které je uvedeno v následující tabulce 3. Poloha těžiště je uvedena v souřadnicovém systému motoru s počátkem ve středu příruby pro montáž vrtule.



Obrázek 10: R915 iS, těžiště, přední pohled [5]



Obrázek 11: R915 iS, těžiště, horní pohled [5]



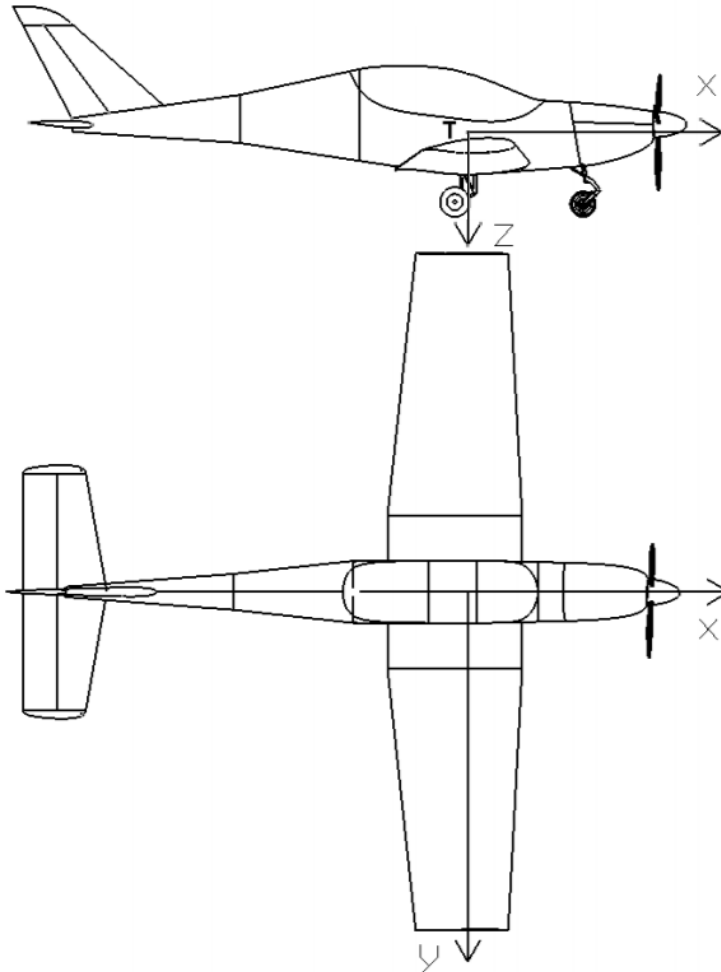
Obrázek 12: R915 iS, těžiště, boční pohled [5]

Tabulka 3: Souřadnice těžiště motoru a souvisejících komponent

Těžiště [mm]	
x	321,7666
y	-12,3458
z	-98,7666

6.2 Letadlový souřadný systém

Pro orientaci v dalších výpočtech byl zvolen standardní souřadnicový systém ISO, patrný z obrázku 13.



Obrázek 13: Letadlový souřadný systém

7 Legislativa pro stavbu sportovních létajících zařízení

Základem legislativy civilního letectví v České republice je zákon č. 49/1997 Sb., o civilním letectví. Tento zákon mimo jiné zřizuje Úřad pro civilní letectví a Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod.

Česká republika se jakožto člen Evropské unie zavazuje do svého právního řádu přejímat unijní normy a předpisy. Tyto normy mají vůči českým normám v případě nesouladu nadřazenou pozici.

Na výrobce komponent pro všechny kategorie letadel se vztahují národní předpisy jednotlivých států, kde má výrobce zájem své výrobky provozovat. V České republice tyto předpisy připravuje Úřad pro civilní letectví, dále ÚCL, převážně v souladu se standardy a doporučenými postupy Mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO.

Pro případ letounů nepřekračující maximální vzletovou hmotnost 600 kg (650 kg na vodě) a pádové rychlosti nepřevyšující 83 km/h, často označovanými pojmem ultralight, jsou předpisy vydávány Leteckou amatérskou asociací LAA.

7.1 LAA ČR

Občanské sdružení LAA ČR založené v roce 1990 podléhá Odboru civilního letectví Ministerstva dopravy a její náplní je vykonávat správní činnost týkající se sportovních létajících zařízení (SLZ). Zajišťuje certifikace SLZ, dohlíží nad jejich provozem a vydává odpovídající pilotní průkazy.

LAA spravuje osm kategorií SLZ: padákové kluzáky, motorové padákové kluzáky, závěsné kluzáky, motorové závěsné kluzáky, ultralehké kluzáky, ultralehké vírníky, ultralehké vrtulníky a ultralehké letouny.

Pro návrh konstrukce Sportovního létajícího zařízení a jejich provoz musí výrobce vycházet z předpisů platných na území států, ve kterých má zájem své výrobky provozovat. Pro společnost Zall Jihlavan Airplanes s.r.o. jsou to tedy především české předpisy UL-2, německé LFT – UL a ASTM platné na území Spojených států.

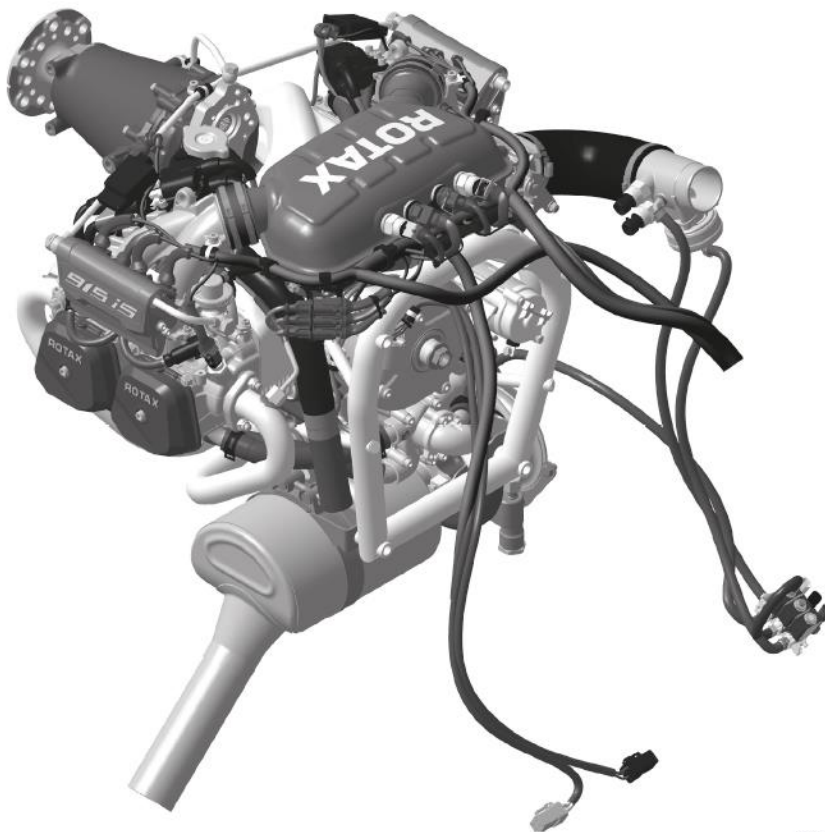
7.2 LTF UL

Německý předpis LTF UL, udává požadavky letové způsobilosti pro případ letounů nepřekračujících maximální vzletovou hmotnost 600 kg. Předpis se fakticky shoduje s českým ekvivalentem UL-2. [3]

7.3 ASTM

Americký předpis ASTM charakterizující požadavky letové způsobilosti pro letouny kategorie LSA (Light sport airplane) maximální vzletové hmotnosti 598,8 kg na území Spojených států se svými požadavky blíží předpisům LTF-UL a UL-2. Předpis ovšem uvádí přísnější doplňkový součinitel bezpečnosti pro kované součásti 1,2 na rozdíl od součinitele 1,15 platného u předpisů UL-2 a LTF-UL.

ASTM, tedy American Society for Testing and Materials, se rovněž liší předpisem pro boční zatížení, kde je celkové zatížení lože vypočteno hmotností motoru násobené bezpečnostním koeficientem 1,5 a tíhovým zrychlením g . [2]



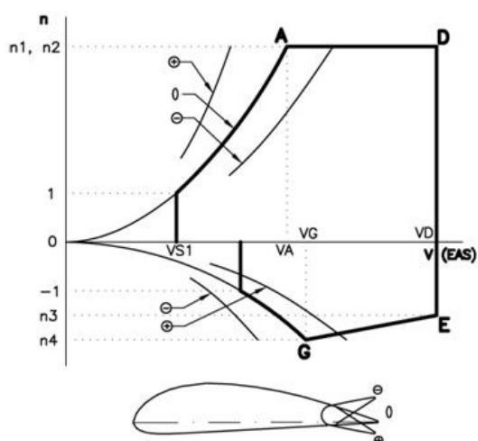
Obrázek 14: Rotax R915iS [5]

8 Letová obálka násobků

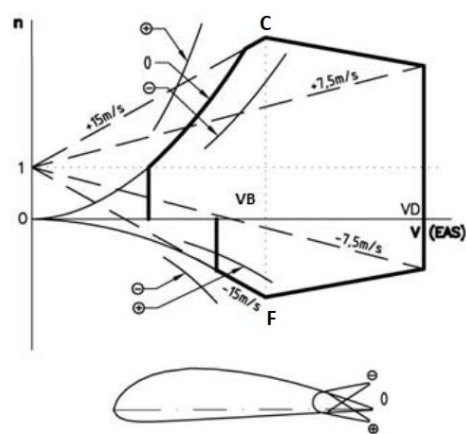
Obálka provozních násobků, známá též jako v-n diagram, vymezuje oblast možných a dovolených provozních násobků při dané rychlosti letu.

Aby bylo možné konstrukci certifikovat, pak musí být prokázáno, že pro všechny kombinace rychlostí letu a násobků zatížení, nacházejících se na hraniční křivce a uvnitř obálek zatížení na obrázcích 15 a 16 konstrukce vyhovuje všem pevnostním požadavkům.

Předpis UL2 § 333 stanovuje základní obálku obrátů pro konfiguraci letounu se vztlačovými klapkami v letové poloze a poryvovou obálku s klapkami taktéž v letové konfiguraci. Poryvová obálka ovšem zohledňuje kladný i negativní vliv poryvu působící kolmo na dráhu letu, a to v rychlostech 15 m/s a 7,5 m/s.



Obrázek 15: V-n diagram [1]



Obrázek 16: V-n diagram poryvů [1]

Pro naši aplikaci budeme vycházet z letové obálky poskytnuté výrobcem v tabulce 4.

Tabulka 4: Letová obálka násobků letounu Jihlavan 400

bod obálky	n		v		α [°]
		[-]	[m/s]	[km/hod]	
A	n_A	4,00	V_A	46 166	4,69
C	n_C	5,95	V_C	60 216	3,49
D	n_D	4,30	V_D	80 288	-1,68
E	n_E	-2,30	V_E	80 288	-7,17
F	n_F	-3,95	V_F	60 216	-11,09
G	n_G	-2,00	V_G	46 166	-10,24

- A bod při max letovém režimu, kde $n = 4$
- C bod obálky při max poryvu 15m/s , kde n dosahuje svého maxima
- D bod obálky při dosažení v_{max} a $n = 4$
- E bod obálky při dosažení v_{max} a záporného násobku $n = -2$
- F bod obálky při max negativním poryvu 15m/s , kde $-n$ dosahuje svého maxima
- G bod obálky při max negativním násobku

9 Zatížení

Při konstrukci letounu je nutné zohlednit všechny významné zdroje zatížení, která na konstrukci působí. Pro případ ověření pevnosti a velikost deformace motorového lože se zaměříme zejména na zatížení od tahu vrtule, kroutícího momentu vrtule, respektive motoru, zatížení od setrvačných sil motoru a jeho příslušenství. Mezi ověřované případy patří tzv. pozemní zatížení pro případ havarijního přistání a zejména letové případy zatížení dané letovou obálkou násobků a boční zatížení. Na motorové lože taktéž výrazně působí i vibrace generované motorem, které je snaha pohltit pomocí tlumících prvků konstrukce, silentbloků.

Případy zatížení a požadavky na konstrukci definují platné předpisy UL-2. Konkrétně se jedná o paragrafy UL 2 § 301 Zatížení, UL 2 § 305 Pevnost a deformace, UL 2 § 307 Průkaz pevnosti konstrukce, UL 2 § 361 Zatížení motorového lože. Tyto paragrafy jsou citovány níže [1]:

UL 2 § 301 Zatížení

- 1. Pevnostní požadavky jsou stanoveny formou provozního zatížení (v provozu nejvyšší očekávané zatížení) a početního zatížení (provozní zatížení násobené předepsanými součiniteli bezpečnosti). Pokud není stanoveno jinak, jsou zatížení uvedena v předpise provozní.*
- 2. Pokud není stanoveno jinak, jsou vzdušná a pozemní zatížení vždy uváděna do rovnováhy se setrvačnými silami, přičemž je nutno uvážit všechny větší osamělé hmotnosti letounu. Zatížení musí být rozložena tak, že tato rozložení musí buď odpovídat skutečným podmínkám, nebo se jim blížit z bezpečné strany.*
- 3. Jestliže rozložení vnějšího zatížení a vnitřních sil bude vlivem deformací při zatížení podstatně změněno, musí být uváženo takovéto nové rozložení.*

UL 2 § 305 Pevnost a deformace

- 1. Konstrukce musí být schopna přenést provozní zatížení bez trvalých deformací. Při všech zatíženích až do provozního zatížení nesmí vzniklé deformace omezit bezpečný provoz. To platí především pro soustavy řízení.*
- 2. Konstrukce musí být schopna přenášet početní zatížení nejméně 3 sekundy, aniž by došlo k poruše. Třísekundový limit ovšem neplatí, jestliže je pevnostní průkaz prováděn dynamickou zkouškou, při níž jsou prokazovány skutečné zatěžovací podmínky.*

UL 2 § 307 Průkaz pevnosti konstrukce

- 1. Splnění pevnostních a deformačních podmínek podle bodu UL 2 § 305 musí být prokázáno pro všechny kritické případy zatížení. Teoretický, početní průkaz může být*

uznán pouze tehdy, jestliže je o zvoleném typu konstrukce na základě zkušeností známo, že použité výpočtové metody dávají spolehlivé výsledky. Jinak musí být proveden průkaz pevnostní zkouškou.

2. Určité díly konstrukce musí být prokázány tak, jak je uvedeno v Hlavě D tohoto předpisu.

Upozornění:

V Hlavě C nejsou uvedeny všechny pevnostní požadavky pro průkaz.

UL 2 § 361 Zatížení motorového lože

1. Motorové lože a jeho uchycení musí být dimenzováno na následující případy zatížení:

a. provozní zatížení krouticím momentem od vrtule, které odpovídá vzletovému výkonu a příslušným otáčkám vrtule při současném působení 75 % provozního zatížení z případu A podle bodu UL 2 § 333.

b. provozní zatížení krouticím momentem od vrtule, které odpovídá maximálnímu trvalému výkonu a příslušným otáčkám vrtule při současném působení provozního zatížení z případu A podle bodu UL 2 § 333.

2. Pro konvenční pístové motory s přímým („tvrdým“) náhonem vrtule se provozní krouticí moment od motoru, který se používá ve výše uvedeném odstavci 1., vypočte tak, že násobíme střední (průměrný) krouticí moment příslušným součinitelem podle následující tabulky:

	dvoutaktní motor	čtyřtaktní motor
1 válec	6,0	8,0
2 válce	3,0	4,0
3 válce	2,5	3,0
4 válce	1,5	2,0
5 a více válců	1,33	1,33

Poznámka:

Pojem „tvrdý“ přenos znamená přímý náhon, náhon ozubeným kolem nebo ozubeným řemenem. Pro ostatní druhy náhonu (např. odstředivá spojka) a nekonvenční motory musí být příslušný součinitel konzultován s odpovědným úřadem. [\[1\]](#)

9.1 Příklad zatížení 1 dle UL-2 § 361, a.

Jedná se o případ zatížení krouticím momentem motoru odpovídajícímu maximálnímu vzletovému výkonu a příslušným otáčkám při působení 75% provozního zatížení případu A obrátové obálky násobků.

9.1.1 Zatížení setrvačnými silami

S ohledem na výše zmíněné předpisy tak pro výpočet setrvačné síly platí tento vztah:

$$F_g = 0,75 \cdot m_{mot} \cdot n \cdot g \text{ [N]} \quad (1)$$

Kde:

$$m_{mot} = 104,1 \text{ [kg]}$$

$$n_A = 4 \text{ [-]}$$

Setrvačná síla:

$$F_g = 0,75 \cdot 104,1 \cdot 4 \cdot 9,81 \text{ [N]} \quad (2)$$

$$F_g = 3063,66 \text{ [N]} \quad (3)$$

9.1.2 Zatížení tahovou silou

Pro vztah výkonu a tahu motoru platí rovnice:

$$P \cdot \eta = T \cdot v \text{ [W]} \quad (4)$$

Výraz pro výpočet tahu tak bude:

$$T = \frac{P_{mot} \cdot \eta}{v} \text{ [N]} \quad (5)$$

Kde účinnost vrtule η je volena 1, abychom tak byli na bezpečné straně výpočtu:

Tahová síla:

$$T = \frac{104 \cdot 1}{46,12} \text{ [N]} \quad (6)$$

$$T = 2205,1 \text{ [N]} \quad (7)$$

9.1.3 Zatížení od momentu setrvačnosti

Moment setrvačnosti je dán vzorcem:

$$M_r = k_{kr} \cdot \frac{P_{mot} \cdot i \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot n_{mot}} [Nm] \quad (8)$$

Kde:

$$k_{kr} = 2 [-]$$

$$P_{mot} = 104 [\text{kW}]$$

$$i = 2,54 [-]$$

$$n_{mot} = 5800 [-]$$

Dosažením do vztahu dostaneme moment setrvačnosti:

$$M_r = 2 \cdot \frac{104 \cdot 2,54 \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot 5800} [Nm] \quad (9)$$

$$M_r = 869,84 [Nm] \quad (10)$$

9.2 Příklad zatížení II. dle UL-2 § 361, b.

Analogicky dojdeme k výpočtu případu zatížení II. Jedná se o případ zatížení kroučícím momentem motoru odpovídajícímu maximálnímu trvalému výkonu a příslušným otáčkám při působení provozního zatížení případu A obrátové obálky násobků.

9.2.1 Zatížení setrvačnými silami

Ve vztahu tentokrát není faktor 0,75, kterým je rovnice pro případ I. násobena.

$$F_g = m_{mot} \cdot n \cdot g [N] \quad (11)$$

$$F_g = m_{mot} \cdot n \cdot g \text{ Kde:}$$

$$m_{mot} = 104,1 [\text{kg}]$$

$$n_A = 4 [-]$$

Setrvačná síla pro případ II:

$$F_g = 104,1 \cdot 4 \cdot 9,81 \text{ [N]} \quad (12)$$

$$F_g = 104,1 \cdot 4$$

$$F_g = 4084,88 \text{ [N]} \quad (13)$$

9.2.2 Zatížení tahovou silou

$$P_{mot} \cdot \eta = T \cdot v \text{ [W]} \quad (14)$$

$$T = \frac{P_{mot} \cdot \eta}{v} \text{ [N]} \quad (15)$$

$$T = \frac{99 \cdot 1}{46,12} \text{ [N]} \quad (16)$$

$$T = \frac{99 \cdot 1}{46,12} \text{ [N]} \quad (17)$$

Tahová síla pro případ II.:

$$T = 2146,60 \text{ [N]} \quad (18)$$

9.2.3 Zatížení od momentu setrvačnosti

$$M_r = 2 \cdot \frac{P_{mot} \cdot i \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot n_{mot}} [Nm] \quad (19)$$

Kde:

$$P_{mot} = 99 \text{ [kW]}$$

$$i = 2,54 \text{ [-]}$$

$$n_{mot} = 5500 \text{ [-]}$$

Moment setrvačnosti pro případ II.:

$$M_r = 2 \cdot \frac{99 \cdot 2,54 \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot 5500} [Nm] \quad (20)$$

$$M_r = 873,18 [Nm] \quad (21)$$

Tabulka 5: Návrhová zatížení

Návrhová zatížení	Síla Fg [N]	Tah T [N]	Moment Mr [Nm]
Případ zatížení I.	3063,663	2255,01	869,8421
Případ zatížení II.	4084,884	2146,596	873,1877

9.3 Boční zatížení

Pro případ bočního zatížení působí na konstrukci pouze osamělá síla ve směru osy $\pm y$.

9.3.1 Boční zatížení UL-2, LTF-UL

Pro případ bočního zatížení se české předpisy UL-2 a německé LTF-UL shodují.

UL 2 § 363 Boční zatížení motorového lože

Motorové lože a jeho uchycení musí být navrženy na boční zatížení provozním násobkem ne menším než jedna třetina provozního násobku z bodu obálky A (1/3 n1). [\[1\]](#)

S ohledem na platné předpisy dostáváme vzorec pro boční zatížení:

$$F_b = \pm \frac{1}{3} \cdot n \cdot m_{mot} \cdot g [N] \quad (22)$$

Kde:

$$n = 4 \quad [-]$$

$$m_{\text{mot}} = 104,1 \quad [\text{kg}]$$

$$g = 9,81 \quad [\text{m.s}^{-2}]$$

Boční zatížení pro UL-2 a LTF-UL:

$$F_b = \pm \frac{1}{3} \cdot 4 \cdot 104,1 \cdot 9,81 \quad [\text{N}] \quad (23)$$

$$F_b = \pm 1361,6 \quad [\text{N}] \quad (24)$$

9.3.2 Boční zatížení ASTM

V potaz je nutné brát jiný požadavek amerických předpisů ASTM, který boční zatížení stanovuje následovně:

$$F_b = \pm 1,5 \cdot m_{\text{mot}} \cdot g \quad (25)$$

$$m_{\text{mot}} = 104,1 \quad [\text{kg}]$$

$$g = 9,81 \quad [\text{m.s}^{-2}]$$

Boční zatížení dle ASTM:

$$F_b = \pm 1,5 \cdot 104,1 \cdot 9,81 \quad [\text{N}] \quad (26)$$

$$F_b = \pm 1531,8 \quad [\text{N}] \quad (27)$$

Tabulka 6: Boční zatížení

Boční zatížení	Fb [N]
UL-2	$\pm 1361,628$
LTF-UL	$\pm 1361,628$
ASTM	$\pm 1531,832$

9.4 Pozemní zatížení

Letecké předpisy UL-2, LTF-UL, ASTM předepisují stejné požadavky pro případ pozemního zatížení, tedy zatížení při náhlém tzv. havarijním přistání.

$$F_{poz} = -m_{mot} \cdot n \cdot g \text{ [N]} \quad (28)$$

$$n_{poz} = 4 \quad [-]$$

$$m_{mot} = 104,1 \text{ [kg]}$$

$$g = 9,81 \text{ [m.s}^{-2}\text{]}$$

$$F_{poz} = -104,1 \cdot 4 \cdot 9,81 \text{ [N]} \quad (29)$$

$$F_{poz} = -4084,8 \text{ [N]} \quad (30)$$

Tabulka 7: Pozemní zatížení

Pozemní zatížení	F_{poz} [N]
UL-2	-4084,884
LTF-UL	-4084,884
ASTM	-4084,884

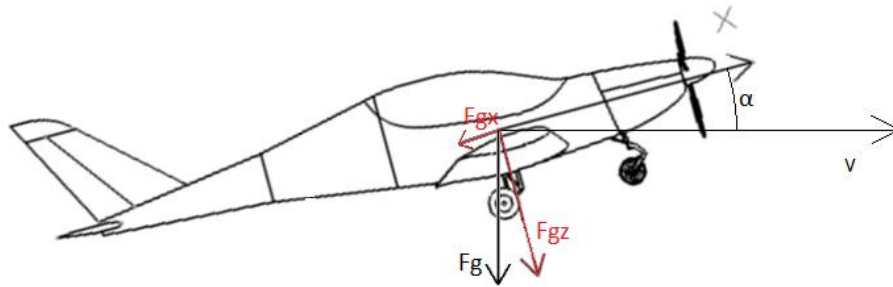
9.5 Zatížení od letových případů

Pro důležité body obálky provozních násobků byly při použití násobků z tabulky 4 vypočteny jednotlivé setrvačné síly F_g , tahové síly T a reakční momenty od motoru M_r .

Tabulka 8: Zatížení od letových případů

Bod obálky	Síla F_g [N]	Tah T [N]	Moment M_r [Nm]
A	4084,88	2255,01	-869,84
C	6077,87	1733,33	-873,19
D	4392,32	1300,00	-873,19
E	-2349,88	1300,00	-873,19
F	-4035,43	1733,33	-873,19
G	-2042,44	2253,72	-869,84

Pro pozdější aplikaci vypočtených zatěžovacích silových účinků musíme setrvačnou sílu F_g , která je kolmá na směr letu rozložit do zvoleného souřadnicového systému letounu. Síla F_g tak bude rozložena na její silové účinky F_{gx} a F_{gz} .



Obrázek 17: Schéma rozkladu setrvačných sil do souřadných os letounu

9.6 Výsledná zatížení

Celkový přehled všech zatížení, potřebných k ověření pevnosti konstrukce dle použitých předpisů uvádějí následující tabulky.

Tabulka 9: Výsledná provozní zatížení

Výsledná provozní zatížení	Síla	Tah	Síla v x	Síla v z	Síla v y	Moment
	Fg [N]	T [N]	Fgx [N]	Fgz [N]	Fgy [N]	Mr [Nm]
Případ I.	3063,7	2255,0	250,6	3053,4	-	869,8
Případ II.	4084,9	2146,6	334,1	4071,2	-	873,2
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	-	-	-	-	±1361,6	-
Boční zatížení dle ASTM	-	-	-	-	±1531,8	-
Pozemní zatížení	4084,9	-	-	4084,9	-	-
A	4084,9	2255,0	334,1	4071,2	-	869,8
C	6077,9	1733,3	370,5	6066,6	-	873,2
D	4392,3	1300,0	-128,9	4390,4	-	873,2
E	-2349,9	1300,0	293,4	-2331,5	-	873,2
F	-4035,4	1733,3	775,9	-3960,1	-	873,2
G	-2042,4	2253,7	363,0	-2009,9	-	869,8

Tabulka 10: Výsledná početní zatížení

Výsledná početní zatížení	Síla	Tah	Síla v x	Síla v z	Síla v y	Moment
	Fg [N]	T [N]	Fgx [N]	Fgz [N]	Fgy [N]	Mr [Nm]
Případ I.	4595,5	3382,5	375,9	4580,1	-	1304,8
Případ II.	6127,3	3219,9	501,2	6106,8	-	1309,8
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	-	-	-	-	±2042,4	-
Boční zatížení dle ASTM	-	-	-	-	±2297,7	-
Pozemní zatížení	6127,3	-	-	6127,3	-	-
A	6127,3	3382,5	501,2	6106,8	-	1304,8
C	9116,8	2600,0	555,7	9099,9	-	1309,8
D	6588,5	1950,0	-193,4	6585,6	-	1309,8
E	-3524,8	1950,0	440,1	-3497,2	-	1309,8
F	-6053,1	2600,0	1163,8	-5940,2	-	1309,8
G	-3063,7	3380,6	544,4	-3014,9	-	1304,8

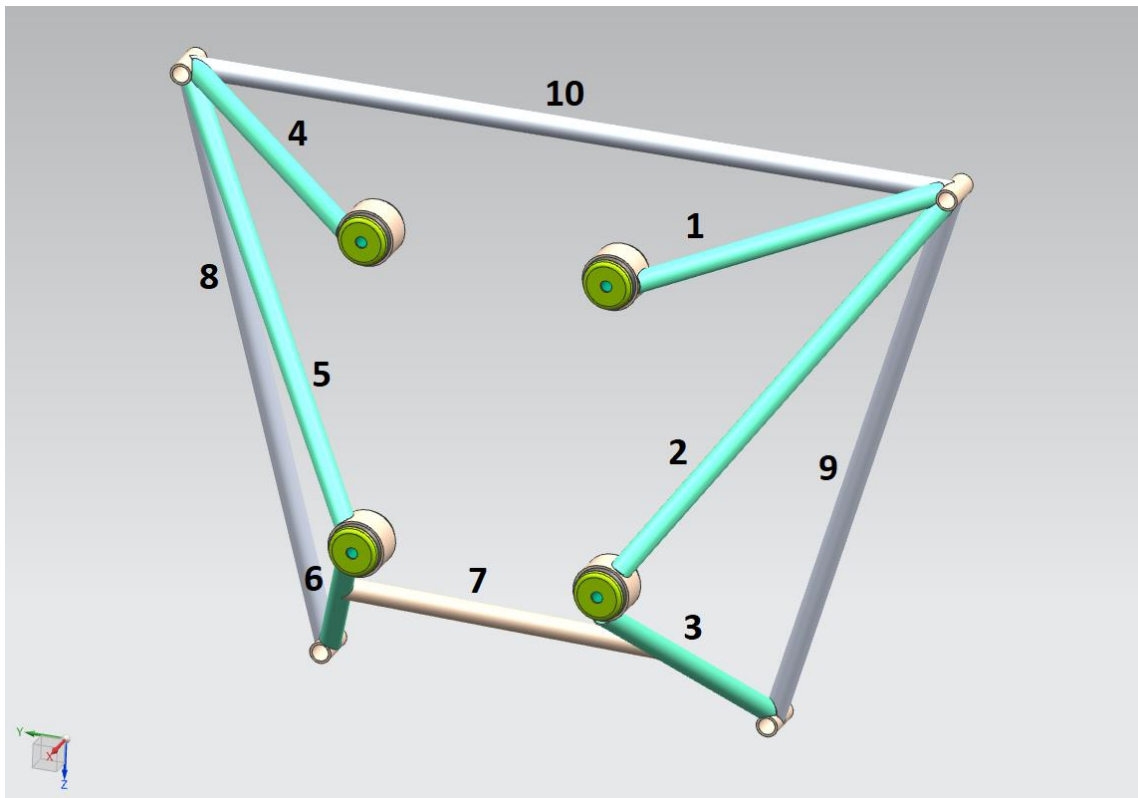
10 Výpočet napětí v konstrukci motorového lože

Z předchozích výpočtů jsme získali potřebné vstupní hodnoty pro ověření pevnosti a vhodnosti použití daného motorového lože. Původní motorové lože bylo aplikováno na letoun Skyleader 400, ovšem na rozdíl od našeho případu bylo původně navrženo v kombinaci s motorem Rotax R912iS. Vzhledem k vyšším výkonovým charakteristikám a hmotnostem a odlišné polohy těžiště celého motoru Rotax R915iS a jeho přidružených komponent je nutné konstrukci lože opět ověřit výpočtem.

V našem případě byl nejprve proveden výpočet 1D a následně 3D modelu s využitím programu NX, řešiče Nastran.

10.1 Číslování prutové konstrukce motorového lože

Použité motorové lože je svařencem 10 ocelových trubek, z nichž 6 přímo přenáší zatížení od motoru na motorovou požární přepážku a dále jej distribuuje do konstrukce draku letounu. Pro analýzu pevnostního výpočtu bylo zvoleno označení trubek dle následujícího obrázku.



Obrázek 18: Číslování komponent motorového lože

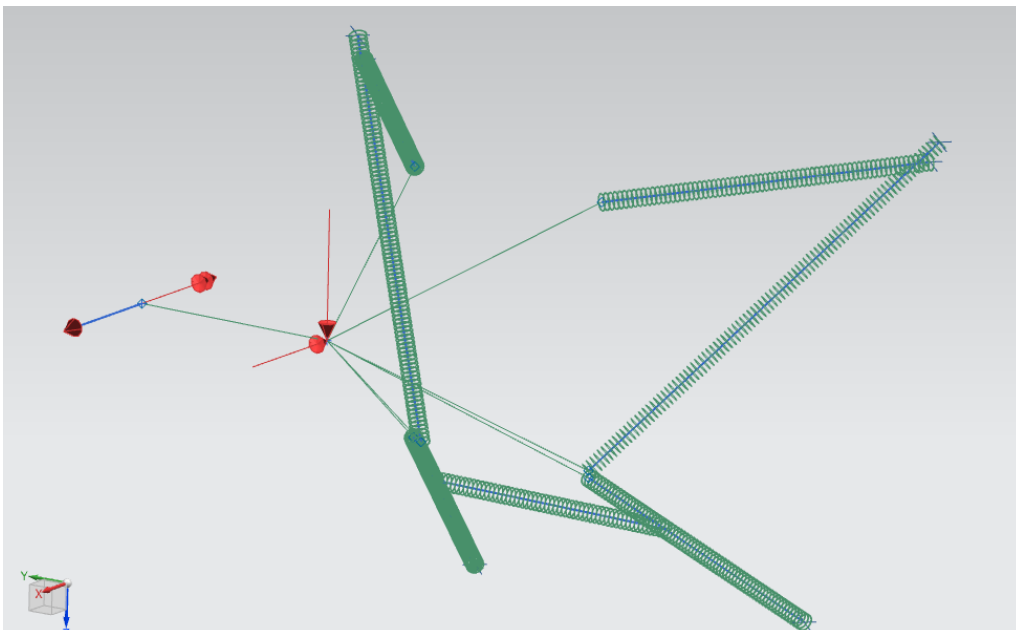
10.2 Výpočet napětí v 1D modelu pomocí programu NX Siemens

Pro prvotní pevnostní výpočet bylo využito 1D modelu motorového lože. V tomto modelu byla exportována geometrie, tedy úsečky a body zastupující jednotlivé pruty konstrukce, těžiště a osu hřídele vrtule. Úsečky zastupující osy jednotlivých prutů (1-7) byly v simulaci doplněny o průřezové a materiálové charakteristiky reálné konstrukce.

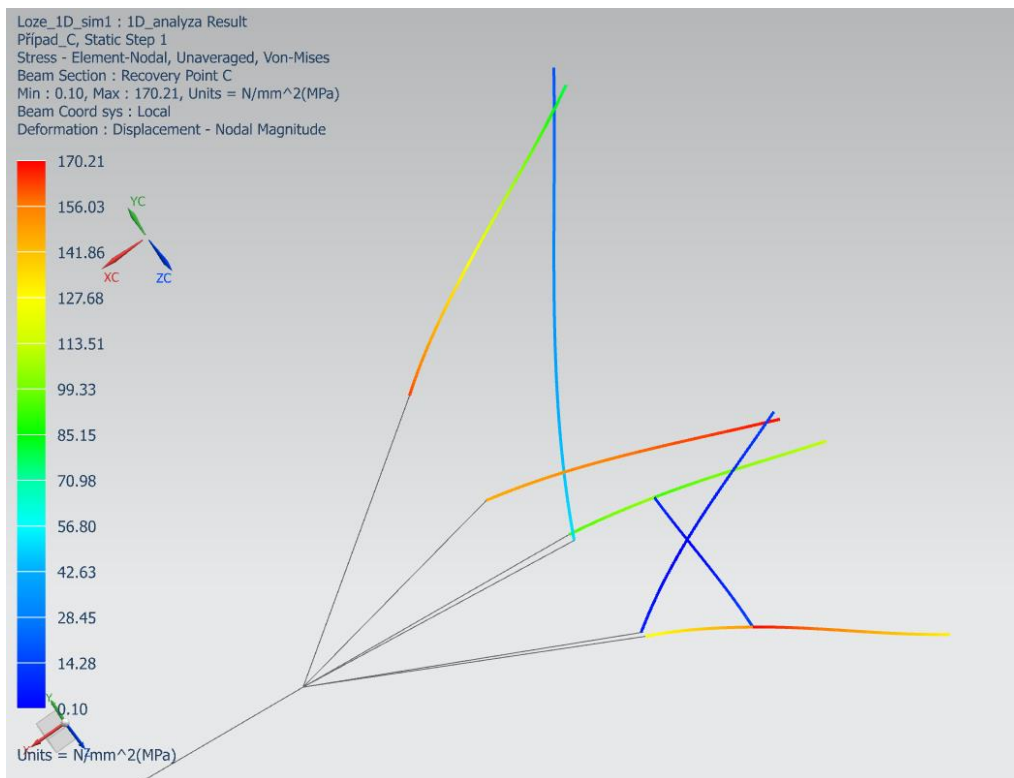
Geometrie byla následně opatřena pevnými vazbami mezi silentbloky a těžištěm, stejně jako mezi těžištěm a hřídelí a pomocí prvků RBAR jim byla definována nekonečná tuhost, která tak zohledňuje zanedbatelnost deformace samotného motoru, který tyto prvky spojuje. Konstrukce byla vetknuta v místech, kde je reálně šroubovými spoji připevněna ke stěně požární přepážky.

Osám trubek tvořících konstrukci motorového lože byly přiděleny dané průřezové a materiálové charakteristiky.

V posledním kroku byla do konstrukce zanesena jednotlivá zatížení, získaná v předchozích výpočtech. Simulace pak byla provedena pro případy zatížení – návrhové, boční, letové i pozemní.



Obrázek 19: 1D model pro Nastran se silovými účinky pro letové případy



Obrázek 20: Výsledné napětí Von-Mises pro případ C početního zatížení

10.2.1 Výběr kritických případů zatížení pro pevnostní zkoušku

Z výsledků simulace zatížení 1D modelu jednotlivými případy zatížení je patrné, že je konstrukce nejvíce exponována při letovém případě C. Další kritický případ je pak boční zatížení ASTM, kde lze pozorovat maximální zatížení prutů 2 a 7. Významný, pro pozdější ověření pevnosti, je případ F, kdy konstrukce podléhá největšímu zatížení v záporných násobcích dle poryvové obálky.

Tabulka 11: Výsledná provozní napětí Von-Mises

Výsledná provozní napětí	Pruty [Mpa]						
	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	79,2	6,0	65,9	75,3	21,4	38,0	9,2
Případ II.	91,2	7,0	82,2	87,0	25,8	50,5	9,7
Boční zatížení UL-2, LTF-UL	39,6	23,2	50,6	38,2	25,3	59,6	19,7
Boční zatížení dle ASTM	44,5	26,1	56,3	43,0	28,4	67,0	22,1
Pozemní zatížení	59,8	6,0	40,1	57,9	21,2	49,5	4,6
A (vzletový výkon)	93,0	7,1	82,9	88,7	26,2	50,5	10,0
C	113,0	9,2	113,5	108,4	34,6	74,6	10,5
D	87,8	8,5	84,7	84,1	27,6	53,2	9,3
E	17,5	3,2	33,3	16,3	9,8	32,6	1,4
F	39,2	7,2	60,9	38,6	19,8	48,2	2,3
G	3,6	5,1	29,1	4,4	10,2	34,9	4,1

Tabulka 12: Výsledná početní napětí Von-Mises

Výsledná početní napětí	Pruty [Mpa]						
	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	118,8	9,0	98,9	113,0	32,1	56,8	13,8
Případ II.	136,8	10,4	123,3	130,6	38,7	75,7	14,5
Boční zatížení UL-2, LTF-UL	59,3	34,8	75,0	57,3	37,9	89,3	29,5
Boční zatížení dle ASTM	66,8	39,1	84,4	64,5	42,5	100,5	33,2
Pozemní zatížení	89,7	8,9	105,1	86,8	31,8	74,0	6,9
A (vzletový výkon)	139,5	10,6	124,4	133,1	39,3	75,7	15,0
C	169,4	13,8	170,2	162,6	52,0	111,9	15,8
D	131,6	12,8	127,0	126,6	41,4	79,8	14,0
E	26,3	4,8	49,9	24,5	14,7	48,9	2,2
F	58,7	10,8	91,3	57,9	29,7	72,3	3,5
G	5,4	7,7	43,6	6,6	15,3	52,3	6,1

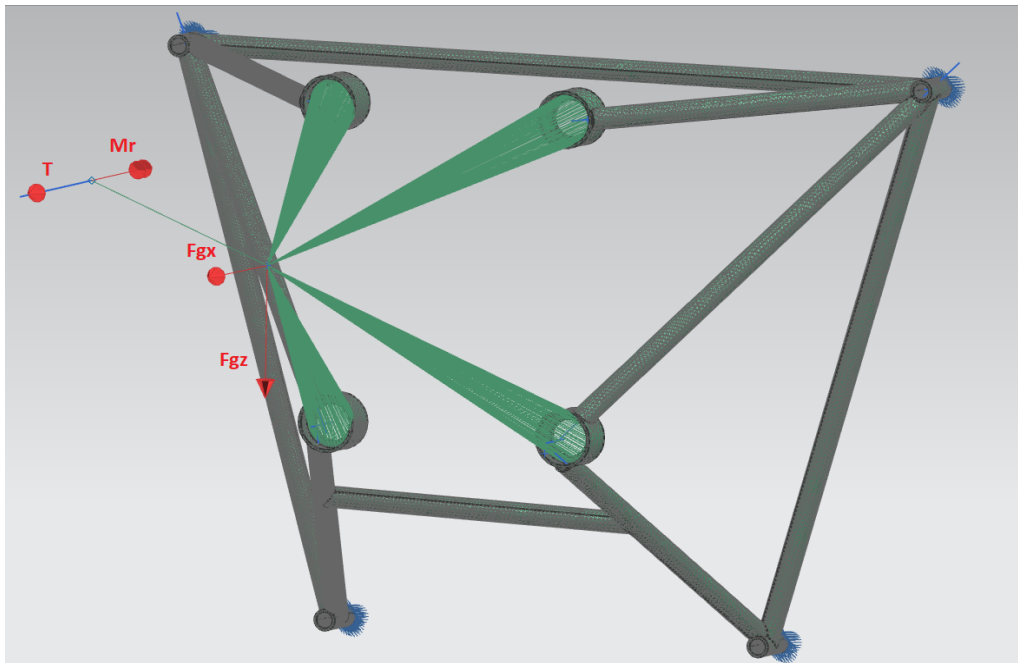
10.3 Výpočet napětí v 3D modelu pomocí programu NX Siemens

Po výsledcích získaných z 1D MKP simulace byla provedena i MKP simulace 3D modelu motorového lože. Oproti 1D modelu, bylo využito reálného modelu a ze simulace je možné získat i koncentrovaná napětí v místech napojení trubek. Prvky lože jsou k sobě vzájemně přivařeny, a proto byly jednotlivé komponenty v modelu spojeny příkazem „unite“. V 3D simulaci bude možné vyhodnotit koncentraci napětí, které se objevují v místech spojů jednotlivých trubek.

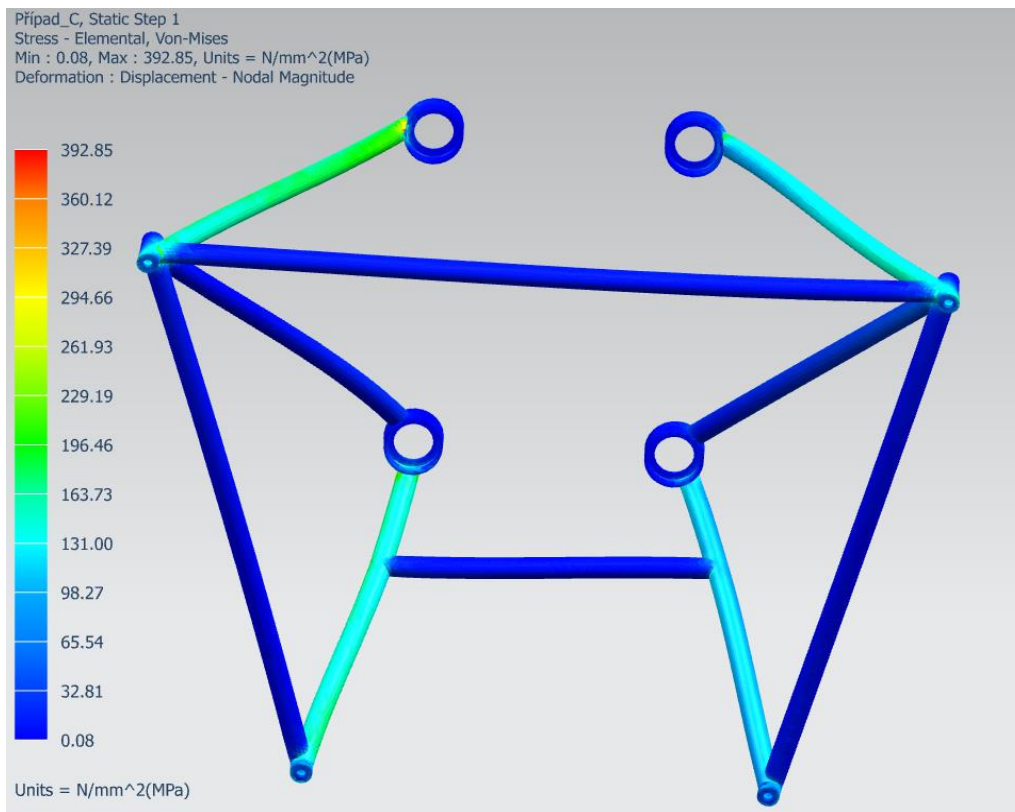
Model byl vysítován 3D elementy typu tetrahedral(4) o velikosti 6,05mm. Během sítování se podařilo všechny elementy vytvořit v požadované kvalitě. Dále byl model vetknut pevnou vazbou v místech dotyku s požární přepážkou. Obdobně jako při tvorbě 1D FEM modelu byla použita nekonečně tuhá vazba RBAR, spojující hřídel motoru s těžištěm a dosedající plochy domků silentbloků s těžištěm.

Po výsledcích získaných z MKP simulace 1D modelu byla provedena pouze simulace zatížení, kde konstrukce dosahuje v daných směrech extrémů. Simulace byla tedy provedena pro početní letové případy C a F a boční zatížení dle předpisu ASTM.

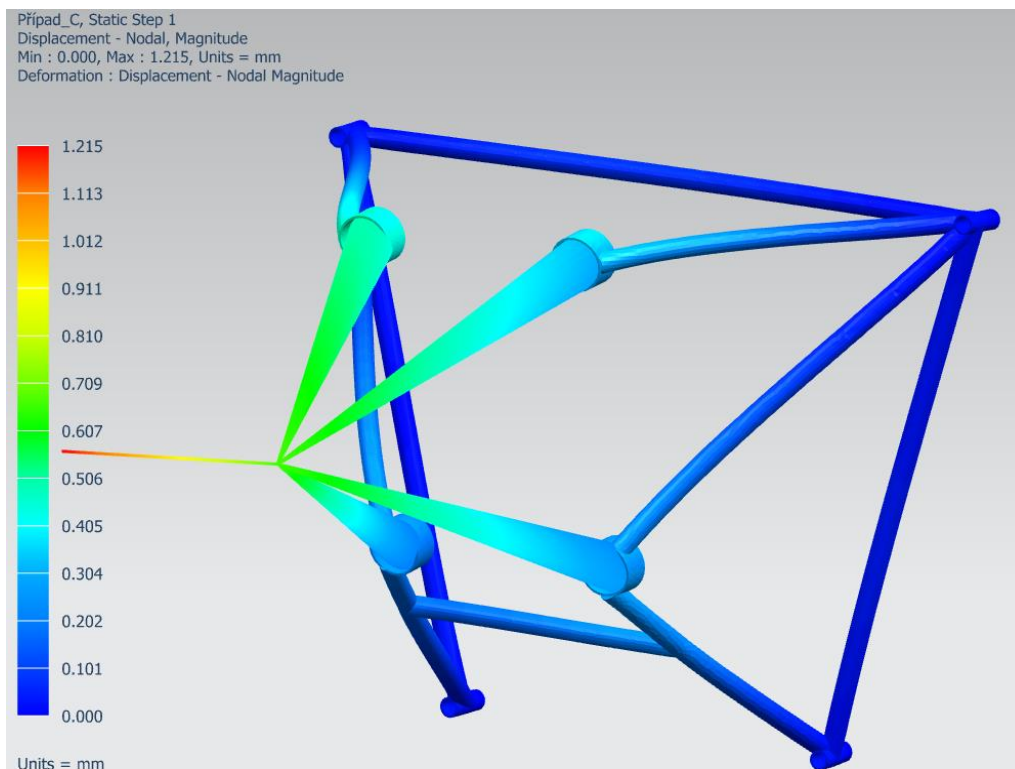
V posledním kroku byl konstrukci přidělen materiál, kterým je opět ocel s Youngovým modulem: $E = 2,1 \text{ GPa}$



Obrázek 21: 3D FEM model lože se zavedenými silovými účinky pro případ C



Obrázek 22: Výsledné napětí Von-Misses pro případ C početního zatížení



Obrázek 23: Deformace konstrukce (případ C)

10.3.1 Vyhodnocení výsledků 3D MKP analýzy

Při srovnání výsledků z 1D a 3D simulaci zatížení lze konstatovat, že se napětí i deformace po průběhu jednotlivých prutů liší jen minimálně. Z 3D analýzy ovšem podle očekávání lze pozorovat koncentrace napětí, z nich největší se nachází v případě C, v místě styku trubky 1 a misky silentbloku.

Maximální deformace, tedy posunutí o hodnotě 1,22 mm se taktéž nachází v případě C početního letového zatížení.

Tabulka 13: Výsledná max. napětí a max. posunutí

Případ zatížení	Početní		Provozní	
	max. posunutí [mm]	max. napětí [Mpa]	max. posunutí [mm]	max. napětí [Mpa]
Případ C	1,22	393	0,82	266
Případ F	0,47	212	0,33	149
Boční zatížení dle ASTM	0,67	129	0,45	86

11 Pevnostní kontrola

Pevnostní kontrolou je zapotřebí podrobit, v případě této práce, pruty motorového lože. Pro toto ověření bylo použito výsledků z MKP analýzy 1D modelu motorového lože.

Nejprve je nutné určit hodnoty průřezových charakteristik, jako jsou plocha průřezu, kvadratický moment průřezu a moduly průřezu v krutu a ohybu. Pro tyto hodnoty platí následující vztahy:

Plocha průřezu:

$$S = \frac{\pi \cdot (D_2^2 - D_1^2)}{4} \text{ [mm}^2\text{]} \quad (31)$$

Kvadratický moment průřezu:

$$J = \frac{\pi \cdot D_2^4}{64} \cdot \left(1 - \frac{D_1^4}{D_2^4}\right) \text{ [mm}^4\text{]} \quad (32)$$

Modul průřezu v ohybu:

$$W_o = \frac{\pi \cdot D_2^3}{32} \cdot \left(1 - \frac{D_1^4}{D_2^4}\right) \text{ [mm}^3\text{]} \quad (33)$$

Modul průřezu v krutu:

$$W_k = \frac{\pi \cdot D_2^3}{16} \cdot \left(1 - \frac{D_1^4}{D_2^4}\right) \text{ [mm}^3\text{]} \quad (34)$$

Hodnoty průřezových charakteristik budou využity při výpočtu jednotlivých složek napětí:

Ohybové napětí od axiální síly:

$$\sigma_T = \frac{F_{ax}}{S} \text{ [MPa]} \quad (35)$$

Ohybové napětí od momentu působícího kolmo na prut:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \text{ [MPa]} \quad (36)$$

Smykové napětí od síly kolmé na prut:

$$\tau_s = \frac{F_{yz}}{S} \text{ [MPa]} \quad (37)$$

Napětí v krutu od axiálního momentu:

$$\tau_k = \frac{M_k}{W_k} \text{ [MPa]} \quad (38)$$

Z jednotlivých složek napětí lze dostat výsledné, redukované napětí, které je určující pro ověření pevnosti konstrukce a výpočet bezpečnosti.

Pro redukované napětí, tedy celkové napětí působící v prutu platí vztah:

$$\sigma_{red(VonMises)} = \sqrt{(\sigma_T + \sigma_o)^2 + \alpha_\sigma^2 \cdot (\tau_s + \tau_k)^2} \text{ [MPa]} \quad (39)$$

Součinitel α se liší v závislosti od použité teorie pružnosti:

$$\text{Pro teorii pružnosti } \tau_{\max}: \quad \alpha_\sigma = 2 \text{ [-]}$$

$$\text{Pro teorii pružnosti H.M.H.:} \quad \alpha_\sigma = \sqrt{3} \text{ [-]}$$

Bezpečnosti výsledného napětí lze vypočítat jako poměr meze kluzu a celkového redukovaného napětí v prutu pro provozní zatížení j_1 , nebo poměr meze pevnosti a celkového redukovaného napětí pro početní zatížení j_2 .

$$j_1 = \frac{R_p}{\sigma_{red}(\text{provoz.})} \text{ [-]} \quad (40)$$

$$j_2 = \frac{R_m}{\sigma_{red}(\text{počet.})} \text{ [-]} \quad (41)$$

11.1 Pevnostní kontrola prutů dle 1D simulace

Z provedených výpočtů byly pro jednotlivé pruty získány hodnoty bezpečnosti provozního a početního zatížení. Nejnižší hodnota bezpečnosti je 2,9 a nachází se v letovém případě C v prutu 1 a 3.

Tabulka 14: Bezpečnosti provozního zatížení dle 1D simulace

j1	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	6,2	81,7	7,4	6,5	22,9	12,9	53,3
Případ II.	5,4	70,0	6,0	5,6	19,0	9,7	50,5
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	12,4	21,1	9,7	12,8	19,4	8,2	24,9
Boční zatížení dle ASTM	11,0	18,8	8,7	11,4	17,3	7,3	22,2
Pozemní zatížení	8,2	81,7	12,2	8,5	23,1	9,9	106,5
A	5,3	69,0	5,9	5,5	18,7	9,7	49,0
C	4,3	53,3	4,3	4,5	14,2	6,6	46,7
D	5,6	57,6	5,8	5,8	17,8	9,2	52,7
E	28,0	153,1	14,7	30,1	50,0	15,0	350,0
F	12,5	68,1	8,0	12,7	24,7	10,2	213,0
G	136,1	96,1	16,8	111,4	48,0	14,0	119,5

Tabulka 15: Bezpečnosti početního zatížení dle 1D simulace

j2	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	4,1	54,4	5,0	4,3	15,3	8,6	35,5
Případ II.	3,6	47,1	4,0	3,8	12,7	6,5	33,8
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	8,3	14,1	6,5	8,6	12,9	5,5	16,6
Boční zatížení dle ASTM	7,3	12,5	5,8	7,6	11,5	4,9	14,8
Pozemní zatížení	5,5	55,1	4,7	5,6	15,4	6,6	71,0
A	3,5	46,2	3,9	3,7	12,5	6,5	32,7
C	2,9	35,5	2,9	3,0	9,4	4,4	31,0
D	3,7	38,3	3,9	3,9	11,8	6,1	35,0
E	18,6	102,1	9,8	20,0	33,3	10,0	222,7
F	8,3	45,4	5,4	8,5	16,5	6,8	140,0
G	90,7	63,6	11,2	74,2	32,0	9,4	80,3

11.2 Pevnostní kontrola lože dle 3D simulace

Protože jsou u 3D MKP simulace zohledněny koncentrace napětí, jsou tedy i celková nejvyšší napětí vyšší, než ta získaná z 1D simulace. Pro výpočet jistot jsou tedy vybrány nejvyšší hodnoty z 3D simulace a to pro kritické případy C, F a boční dle předpisu ASTM.

Tabulka 16: Hodnoty bezpečnosti případů C, F, ASTM

bezpečnosti	provozní j1	početní j2
Případ C	1,76	1,84
Případ F	3,25	3,29
Boční zatížení dle ASTM	5,35	5,70

11.3 Kontrola vzpěrné stability

11.3.1 Určení ztráty stability

Kontrola vzpěrné stability konstrukce je další nedílnou součástí pevnostních výpočtů prutových konstrukcí. Při této analýze je cílem najít sílu, při jejímž překročení konstrukce stabilitu ztrácí a srovnat ji se zatěžovací silou. Tato síla se nazývá kritická síla a nachází se na mezi vzpěrné pevnosti.

Pro výpočet kritické síly je zapotřebí vypočítat štíhlostní poměr prutů a srovnat jej s mezní štíhlostí.

Štíhlostní poměr prutu je daný následujícím vztahem:

$$\lambda = \frac{l}{i_\lambda} [-] \quad (42)$$

Kde l je délka prutu a i_λ je poloměr osového kvadratického momentu daný vztahem:

$$i_\lambda = \sqrt{\frac{J}{S}} [\text{mm}] \quad (43)$$

Vztah pro mezní štíhlost, kde σ_u je mez úměrnosti materiálu, je následující:

$$\lambda_m = \pi \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_u}} [-] \quad (44)$$

Je-li hodnota štíhlostního poměru prutu vyšší než mezní štíhlost, výpočet vzpěrné stability bude vypočten dle Tetmayerovy teorie $\lambda > \lambda_m$

Pokud je naopak štíhlostní poměr nižší $\lambda < \lambda_m$, vzpěrná stabilita bude vypočtena dle Eulerovy teorie.

Kritické napětí definované pro případ vzpěru dle Tetmayera:

$$\sigma_{kr_Tet} = a - b \cdot \lambda \text{ [MPa]} \quad (45)$$

Kde a a b jsou materiálové konstanty.

V případě použité oceli platí $a = 598$, $b = 3,82$.

Výsledná rovnice pak vypadá následovně:

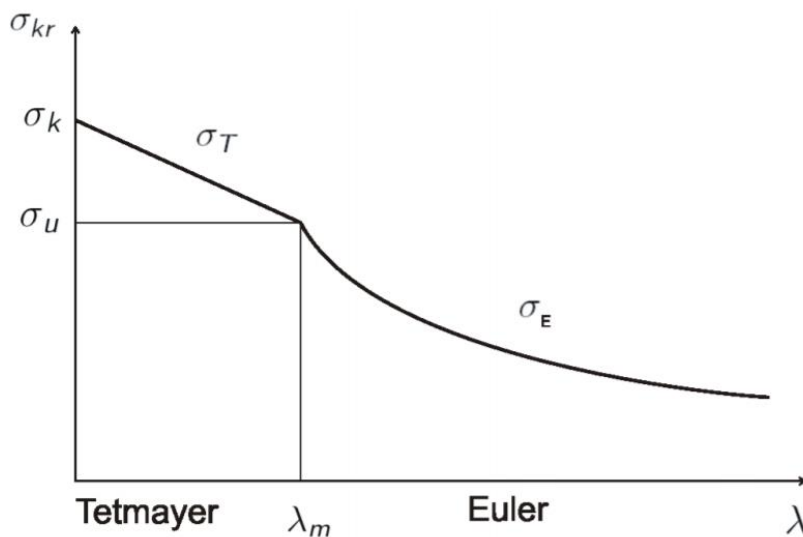
$$\sigma_{kr} = 598 - 3,82 \cdot \lambda \text{ [MPa]} \quad (46)$$

Kritická síla dle Tetmayera

$$F_{kr_Tet} = \sigma_{kr_Tet} \cdot S \text{ [N]} \quad (47)$$

Pro kritickou sílu dle Eulera, je třeba brát v potaz, že pruty motorového lože jsou na straně požární přepážky uloženy vetknutím a na motorové straně kloubovým spojem a jedná se tak o třetí případ vzpěru a vztah pro výpočet je následující:

$$F_{kr_Euler} = \frac{2 \cdot \pi^2 \cdot E \cdot J}{l^2} \text{ [N]} \quad (48)$$



Obrázek 24: Graf oblastí teorie výpočtu vzpěrné stability

Jak již bylo zmíněno, Eulerova teorie platí pouze pro oblast, kde je štíhlostní poměr větší než mezní štíhlostní poměr $\lambda > \lambda_m$, nad touto mezí je třeba postupovat podle Tetmayerovy teorie vzpěrné stability.

Tabulka 17: Tabulka pomocných hodnot výpočtu ověření stability prutů konstrukce

	1	2	3	4	5	6	7
l	349,0	472,0	350,0	374,0	494,0	358,0	271,0
S	53,4	53,4	53,4	53,4	53,4	53,4	53,4
J	1936,0	1936,0	1936,0	1936,0	1936,0	1936,0	1936,0
i_λ	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0
λ	58,0	78,4	58,1	62,1	82,0	59,5	45,0
λ_m	80,0	80,0	80,0	80,0	80,0	80,0	80,0
Teorie	T	E	E	E	T	E	E
σ_{kr_Tet}	376,6	298,5	375,9	360,7	284,6	370,9	426,1
F_{kr_Tet}	20111,5	15943,7	20077,7	19264,4	15198,2	19806,6	22754,6
F_{kr_Euler}	65887,8	36022,3	65511,8	57373,7	32885,3	62616,6	109274,1

11.3.2 Výpočet bezpečnosti pro ztrátu stability

Pro případ bezpečnosti pro provozní zatížení je bezpečnost j_1 poměrem kritické síly a axiální síly závislé na provozním zatížení:

$$j_1 = \frac{F_{kr}}{F_{(provoz.)}} [-] \quad (49)$$

Pro případ bezpečnosti pro provozní zatížení je bezpečnost j_2 poměrem kritické síly a axiální síly závislé na početním zatížení:

$$j_2 = \frac{F_{kr}}{F_{(počet.)}} [-] \quad (50)$$

Tabulka 18:Bezpečnosti vzpěrné stability pro případ provozního zatížení

j1	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	5,1	965,7	x	20,8	29,8	x	x
Případ II.	4,4	538,5	x	17,7	22,1	x	x
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	55,3	126,0	43,4	x	x	x	x
Boční zatížení dle ASTM	49,1	111,9	38,6	x	x	x	x
Pozemní zatížení	6,5	236,5	x	25,3	20,4	x	x
A	4,3	555,9	x	17,4	22,1	x	x
C	3,5	247,2	x	13,8	14,4	x	x
D	4,6	233,2	x	18,3	18,9	x	x
E	x	x	36,8	x	x	39,9	39026,5
F	x	x	21,0	x	x	25,3	29533,5
G	504,0	x	48,6	x	x	41,5	32139,4

Tabulka 19: Bezpečnosti vzpěrné stability pro případ početního zatížení

j2	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	3,4	643,3	x	13,9	19,8	x	x
Případ II.	2,9	357,7	x	11,8	14,7	x	x
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	36,9	84,0	29,0	x	x	x	x
Boční zatížení dle ASTM	32,8	74,6	25,7	x	x	x	x
Pozemní zatížení	4,3	157,7	x	16,8	13,6	x	x
A	2,9	370,2	x	11,6	14,7	x	x
C	2,3	164,9	x	9,2	9,6	x	x
D	3,0	155,5	x	12,2	12,6	x	x
E	x	x	24,6	x	x	26,6	26017,6
F	x	x	14,0	x	x	16,9	19513,2
G	336,3	x	32,4	x	x	27,7	21426,3

Dle vypočtených bezpečností bylo prokázáno, že všechny pruty ve všech případech vyhovují. Políčka označená „x“ jsou pruty zatížené tahem a není ověřována jejich pevnost na vzpěr.

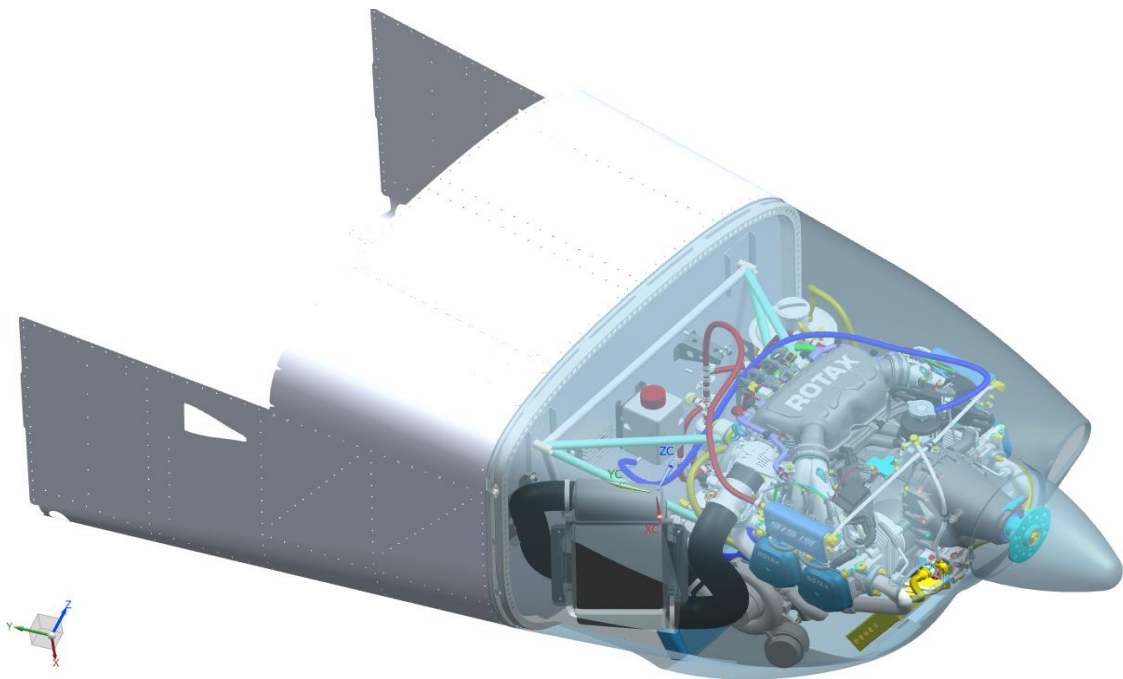
12 Zástavba motoru Rotax R915 iS

Při zástavbě motoru Rotax 915iS do konstrukce letounu Skyl leader 400 je nutné uvážit nejen vyšší výkon a hmotnost a s tím spojené větší zatížení nosné konstrukce ve srovnání s původním motorem R912iS, ale také rozměrové odlišnosti a použití jiných komponent. Motor Rotax R915iS je na rozdíl od motoru R912iS vybaven mezichladičem a turbodmychadlem.

Pro zabudování motoru byla také provedena úprava překrytu motorové části. Původní překryt zohledňoval vstupy pro olejový a vodní chladič, ale pro vstup vzduchu na mezichladič bylo nutné přístup vzduchu zajistit vytvořením nového otvoru a přívodného kanálu.

Dle zadání práce byl navržen koncept zástavby jednotlivých motorových okruhů, včetně vedení vzduchu, vody, oleje a paliva. Zadání této práce se již nevztahuje na elektroinstalaci, která bude z velké části instalována na požární přepážku ze strany kabiny. Baterie bude kvůli vyšší hmotnosti motoru a zajištění vhodného umístění těžiště letounu přemístěna do zavazadlového prostoru letounu.

V této práci jsou použita schémata z instalačního manuálu Rotax. Vzhledem k v praxi v leteckém odvětví využívaného anglické jazyka, byla schémata ponechána v originálním znění. [5]



Obrázek 25: Zástavba motoru Rotax R915iS

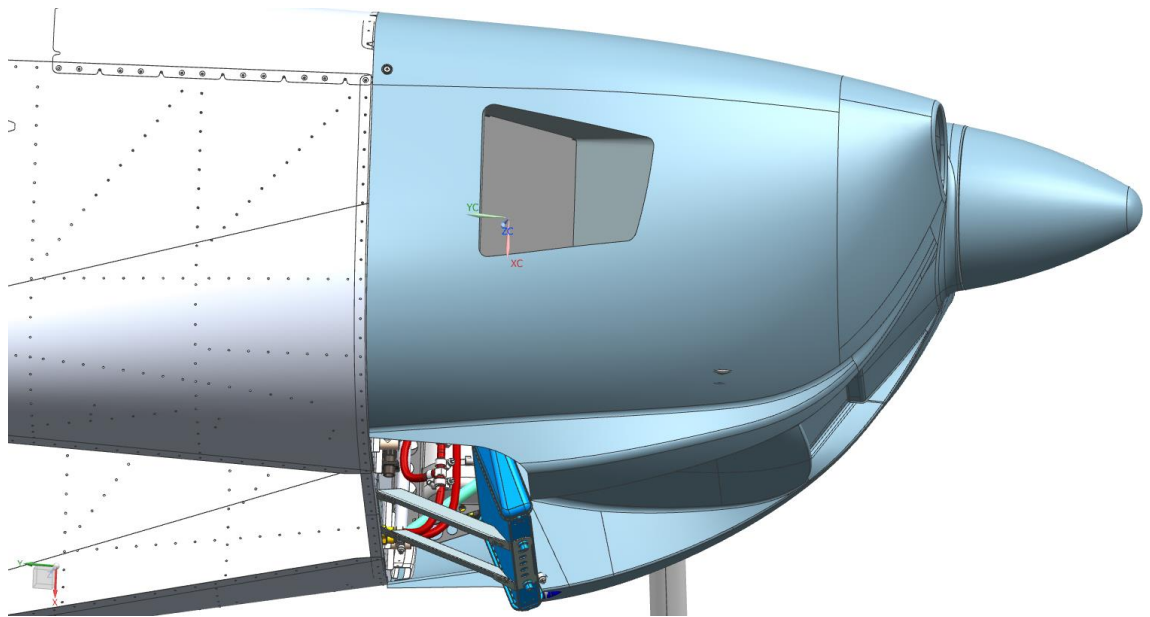
12.1 Sání

Vyšší výkon motoru R915 iS vyžaduje i větší objem spotřebovaného vzduchu. Sací soustava tak musí dodávat minimální objem vzduchu 400l/h. Přísun vzduchu u použitého typu pohonné jednotky je proto řešen odlišným způsobem, než je tomu u standardních karburátorových motorů. Vysoké nároky na objem vzduchu řeší instalace turbodmychadla. Na výstupu z motoru je potom použitý přetlakový ventil a mezichladič, který chladí vzduch přivedený od hlav válců. Ochlazený vzduch vrací zpět do oběhu.

Okruh sání se skládá z těchto komponent:

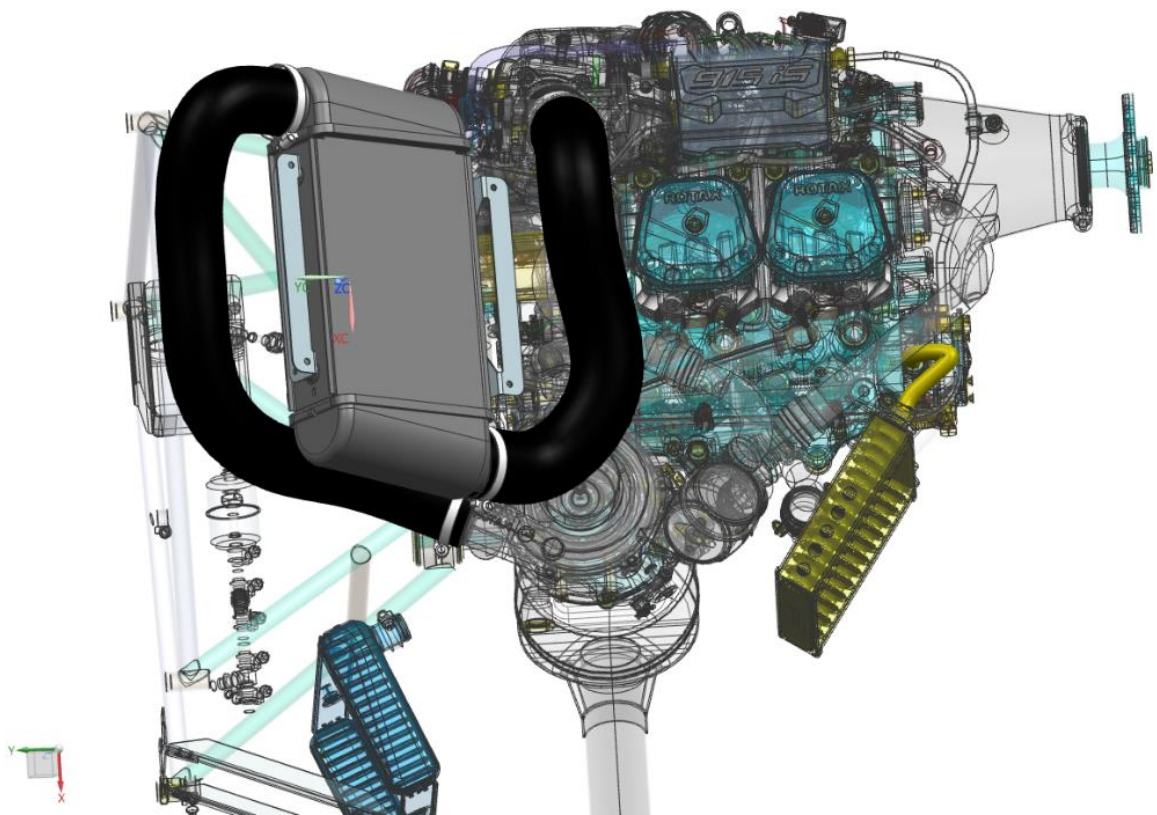
- Mezichladič
- Turbodmychadlo
- Přetlakový ventil PCV
- Vzduchový filtr
- Vzduchové potrubí
- Škrťící klapka

Při instalaci motoru R915iS bylo nutné se vypořádat se stísněným prostorem pod krytem motoru a vhodně do něj zakomponovat mezichladič. Pro správnou funkci mezichladiče je třeba k chladiči zajistit dostatečný přísun vzduchu. Z toho důvodu byl v místě instalace vytvořen vstup do krytu s vhodně tvarovaným vzduchovým kanálem. Vstup vzduchu je ale koncepčním návrhem, který nezohledňuje aerodynamické požadavky na tvar a bude tak později upraven výrobcem.



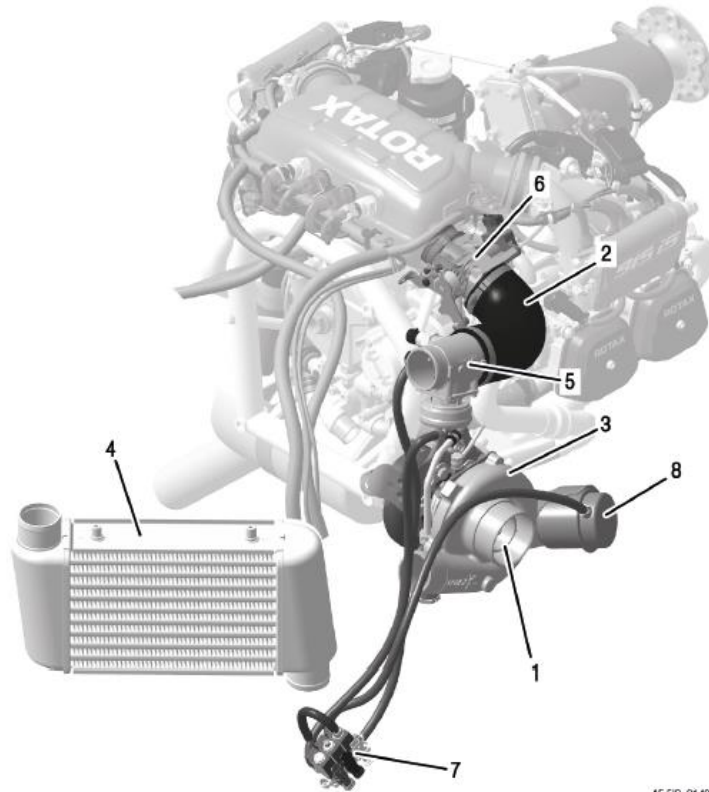
Obrázek 26: Detail vstupu vzduchu na mezichladič

Mezichladič byl připevněn pomocí dvou držáků na motorový překryt v místě vzduchového kanálu a to pod úhlem 40° svírajícím s rovinou XZ letadlového souřadného systému.



Obrázek 27: Vzduchová zástavba

Interface overview



AE 5S_0148a

Figure 6.2: Air intake: Interface overview and components

- | | |
|---|--|
| 1 Turbocharger inlet (pneumatic Interface) | 2 Overboost valve to throttle |
| 3 Turbocharger | 4 Intercooler |
| 5 Overboost valve | 6 Throttle body (mechanical interface) |
| 7 Pressure control valve (electrical interface) | 8 Wastegate (boost pressure valve) |

Obrázek 28: Popis komponent vzduchového okruhu [5]

Pneumatic diagram

AE 5S0041

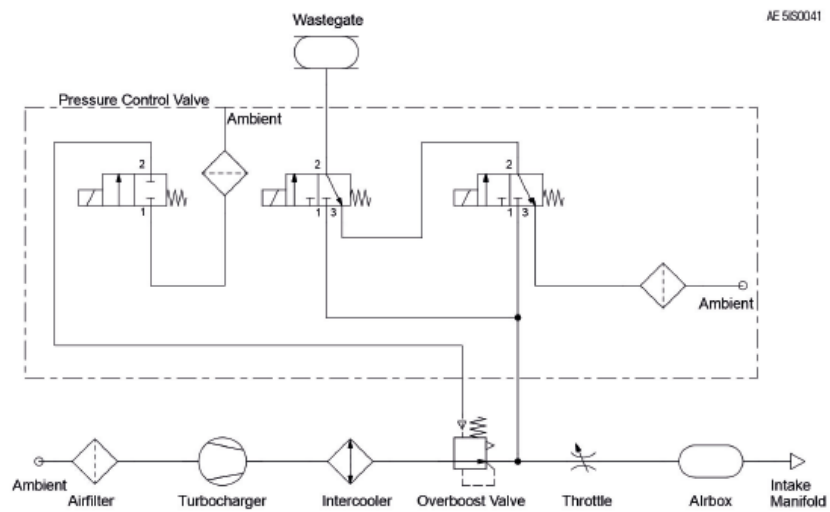


Figure 6.6: Pneumatic diagram

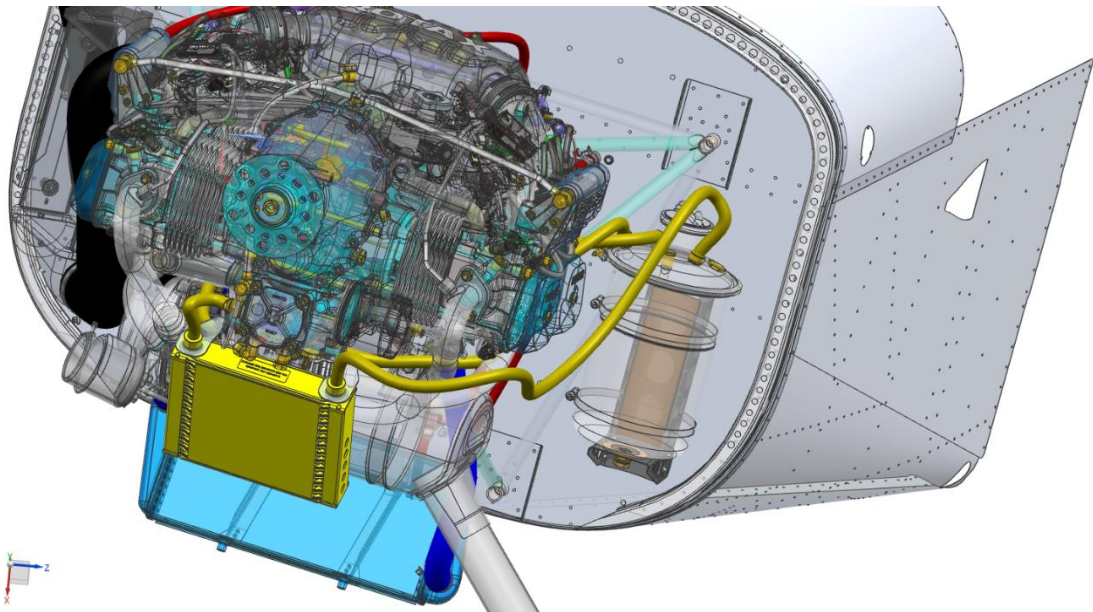
Obrázek 29: schéma vzduchového okruhu [5]

12.2 Zástavba mazacího okruhu

Olejové čerpadlo, poháněné vačkovou hřídelí nasává olej z olejové nádrže, dále ho čerpá přes olejový filtr a následně olejový chladič. Odtud olej proudí do mazacích míst. Motorový olej stéká dolů na dno klikové skříně, odkud je čerpán zpátky do olejové nádrže. Systém je odvzdušněn vzduchovým ventilem na nádrži.

Turbodmychadlo je mazáno separátním vedením. Za turbodmychadlem je olej sekundárním čerpadlem čerpán zpět do hlavní olejové nádrže.

Pro olejový chladič bylo navrženo upevnění k motoru tak, aby byl chladič umístěn v místě výřezu v překrytu. Chladič je v tomto místě pozicován asymetricky, což bylo potřeba zohlednit při konstrukci jeho upevnění.



Obrázek 30: Mazací zástavba

Komponenty mazacího okruhu:

- Olejová nádrž
- Olejové čerpadlo
- Olejový filtr
- Olejový chladič
- Olejové vedení

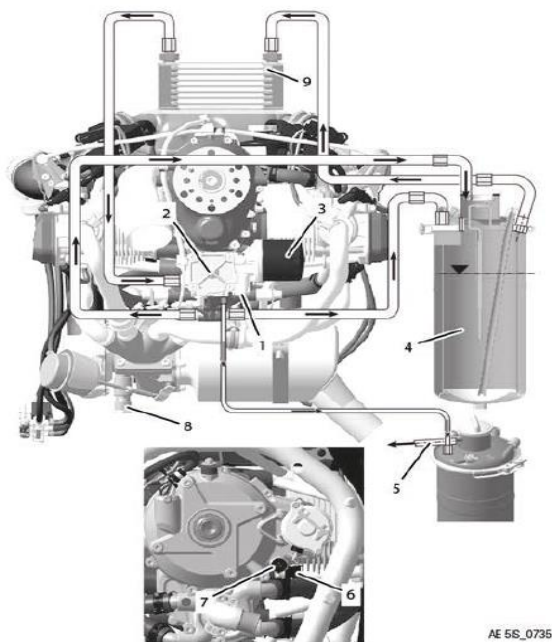
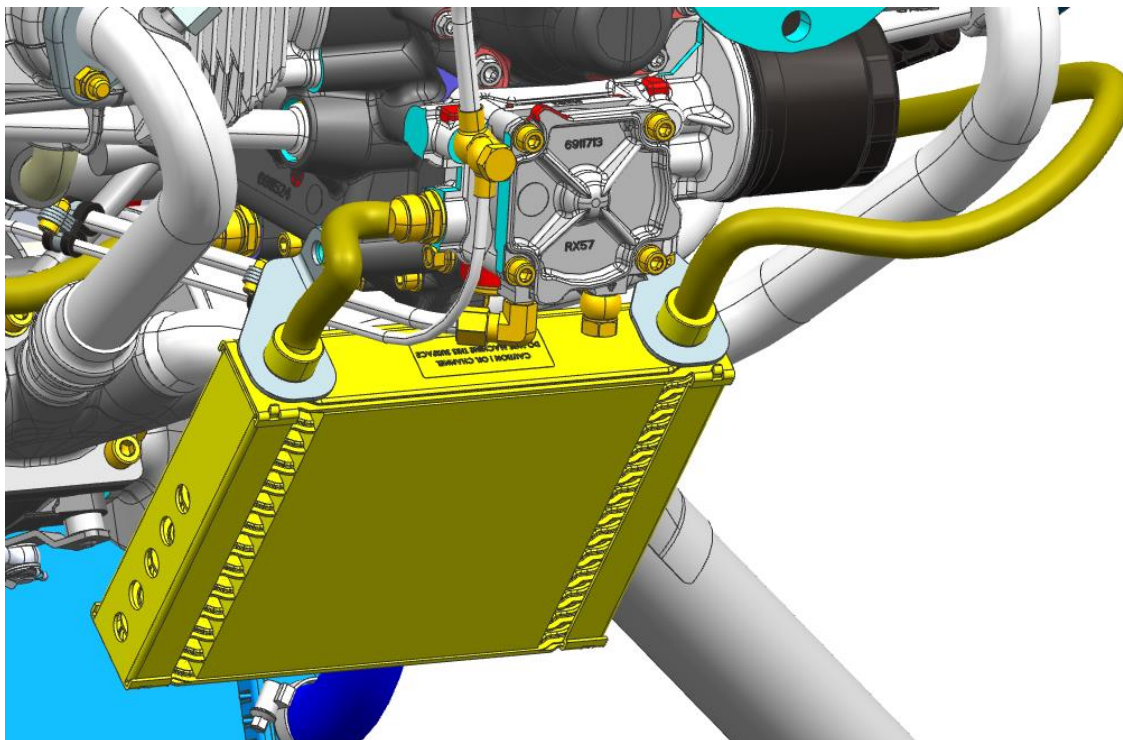


Figure 7: Lubrication system

- | | |
|-----------------------|---|
| 1 Pressure regulator | 2 Oil pump |
| 3 Oil filter | 4 Oil tank |
| 5 Venting hose | 6 Oil temperature sensor |
| 7 Oil pressure sensor | 8 Turbocharger oil sump (with oil screen) |
| 9 Oil cooler | |

Obrázek 31: Schéma mazacího okruhu [5]



Obrázek 32: Detail uchycení olejového chladiče

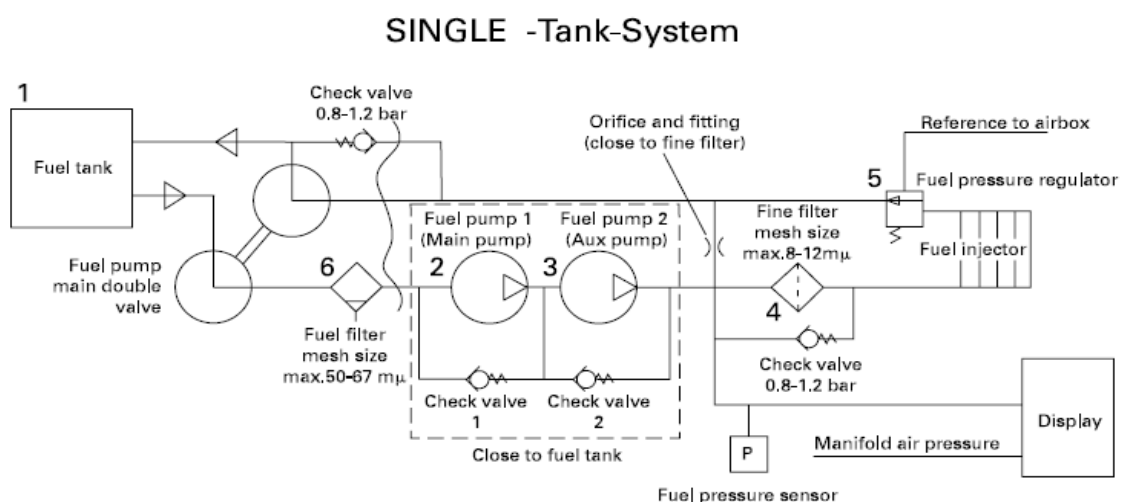
12.3 Zástavba palivového okruhu

Dle požadavků výrobce letounu byl proveden koncepční návrh instalace palivového okruhu pouze v motorové části před požární přepážkou. Tento okruh se skládá z vstupní a zpětné větve. Palivo proudí od požární přepážky vstupním vedením přes jemný filtr a dále k rozdělovači paliva, odkud je vstříkováno do válců. Kolem filtru je vedena paralelní smyčka se zpětným ventilem, který tak zajišťuje v případě ucpání filtru přísun paliva do motoru. Zpětná větev vede zpátky do nádrže a zároveň je rozdělena a její druhá větev vede přes škrtící trysku zpět do vstupní větve. Před palivovým filtrem se nachází manometr pro kontrolu požadovaného tlaku paliva. Výrobce pohonné jednotky doporučuje vést palivo v motorové části v hadicích/trubkách s izolační vrstvou a pro jejich upevnění využít vhodné šroubové spony nebo stlačitelné objímky.

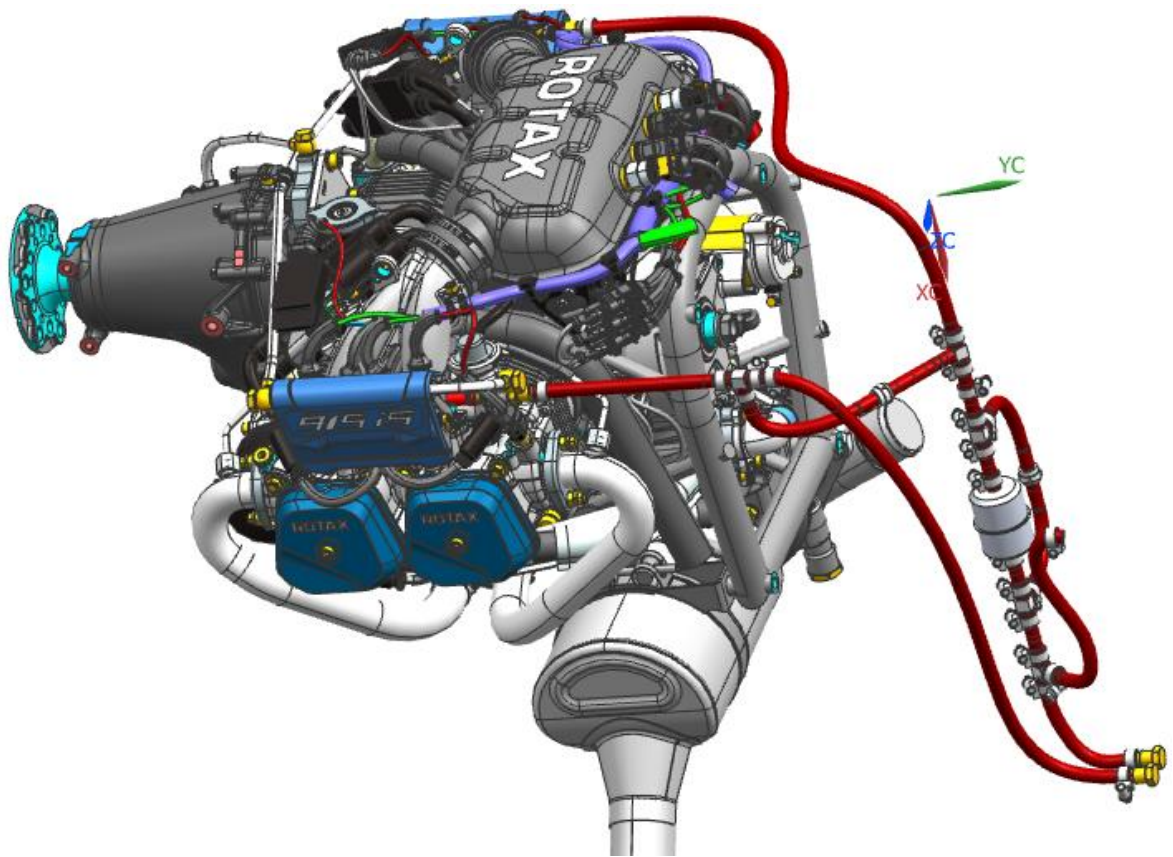
Komponenty palivového okruhu:

- Nádrž
- Hrubý filtr
- Jemný filtr/ odlučovač vody
- Palivový kohout
- Palivové čerpadlo
- Zpětná tryska
- Manometr
- Vývodky a vedení potřebné k instalaci

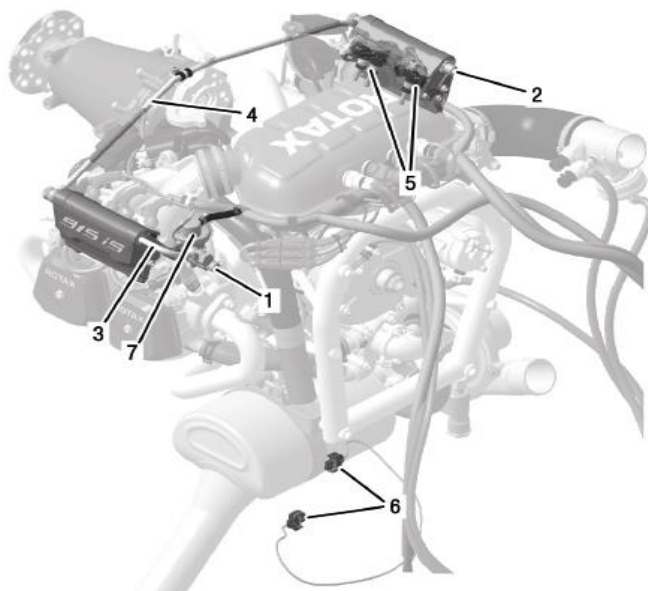
Návrh palivového okruhu byl proveden podle schématu daného výrobcem.



Obrázek 33: Schéma palivového okruhu



Obrázek 34: Detail vedení palivového okruhu



AE 58_0172

Figure 7.2: Fuel System: Interface overview and components

- | | |
|---|---|
| 1 Fuel rail 2/4 outlet line (hydraulic Interface) | 2 Fuel rail 1/3 feed line (hydraulic Interface) |
| 3 Fuel rail | 4 Fuel hose assy. |
| 5 Injection valves | 6 Fuel pump connectors (electrical interface) |
| 7 Banjo bolt | |

Obrázek 35: Popis komponent palivového okruhu [51]

12.4 Zástavba chladícího okruhu

Chladící okruh motoru je koncipován jako uzavřený s expanzní a přepadovou nádrží. Maximální povolená teplota stěny válce je u motoru Rotax R915iS 200°C. Toho je dosaženo správnou instalací chladícího okruhu motoru.

Chladící kapalina je čerpána vodním čerpadlem poháněným vačkovou hřídelí. Kapalina proudí z vodního chladiče k hlavám válců, odkud dále proudí do expanzní nádrže. Expanzní nádrž je uzavřena tlakovým uzávěrem se zpětnými tlakovými ventily, které se v případě ohřátí média a následného zvýšení tlaku otevrou a přebytečná chladící kapalina proudí do přepadové nádrže. Přes přetlakový ventil je chladící kapalina nasávána zpět do okruhu v případě jejího ochlazení a snížení tlaku.

Při konstrukci zástavby bylo navrženo vedení pro rozvod chladící kapaliny a připevnění chladiče k požární přepážce v místě určeném výřezem v překrytu.

Pro případ instalace bylo navrženo zavěšení vodního chladiče a vedení pomocí hadic.

Komponenty chladícího okruhu:

- Expanzní nádrž
- Vodní chladič
- Přepadová nádrž
- Vodní čerpadlo
- Rozvod vody

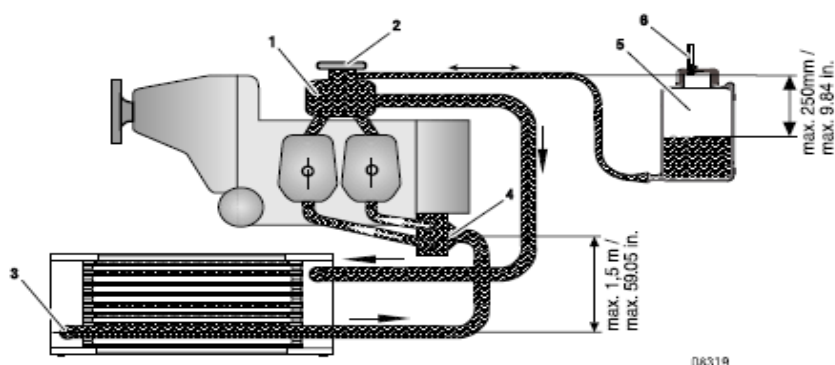
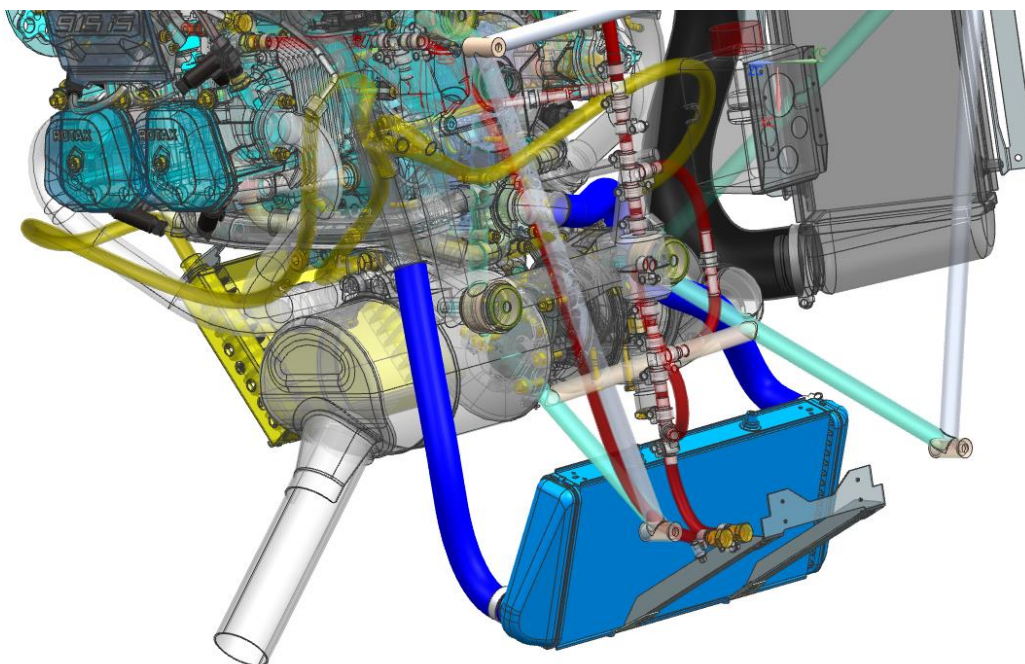


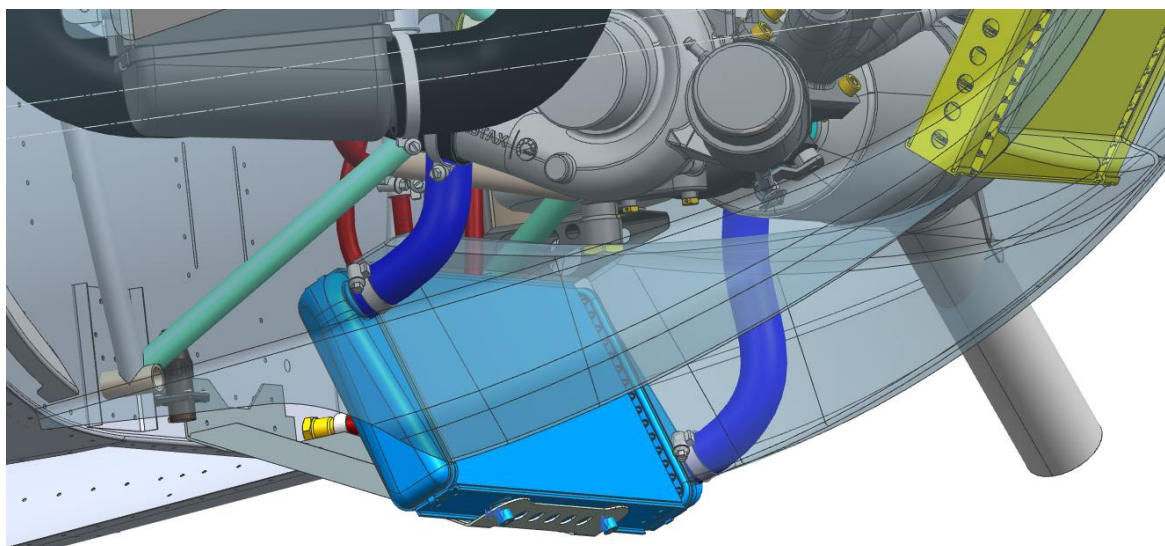
Figure 8.7: Cooling system schematic

- | | |
|-------------------|----------------|
| 1 Expansion tank | 2 Pressure cap |
| 3 Radiator | 4 Water pump |
| 5 Overflow bottle | 6 Purging |

Obrázek 36: Schéma chladícího okruhu [5]



Obrázek 37: Zástavba chladícího okruhu



Obrázek 38: Detail vodního chladiče a jeho připevnění

13 Závěr

V této diplomové práci byl představen letoun Skyleader 400 výrobce Zall Jihlavan s.r.o. a pohonná jednotka R915 iS společnosti Rotax. Zároveň bylo na základě výpočtu zatížení a následující MKP analýzy 3D i 1D modelu motorového lože prokázáno, že konstrukce motorového lože je plně vyhovující a pro instalaci motoru a může být použita. Nejnižší faktor bezpečnosti pevnostní kontroly byl při početním zatížení 1,76 a 2,3 při kontrole na vzpěr. Výpočty byly prováděny na základě platné legislativy UL-2, LTF-UL a ASTM.

Významná část práce se věnuje zástavbě pohonné jednotky, včetně návrhu vedení, úpravy překrytu a uchycení některých komponent, tak jak předepisuje instalační manuál. V této části práce bylo nutné se vypořádat s prostorovým omezením v motorové části letounu. Při konstrukci byl kladen důraz na to, aby jednotlivé komponenty navzájem nekolidovaly a byla zohledněna i proveditelnost montáže.

V příloze je dodána sestava zástavby pohonné jednotky a výkresová dokumentace motorového lože poskytnutá výrobcem letounu. Na disku DVD jsou nahrány 3D modely návrhu zástavby pohonné jednotky.

14 Použitá literatura

[1] *UL 2 – I. část, požadavky letové způsobilosti, ultralehké letouny řízené aerodynamicky.* Letecká amatérská asociace ČR. 2019-03-26. [online] Dostupné z WWW: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf

[2] *ASTM, Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane.* ASTM International. West Conshohocken, PA. 2014. [online] Dostupné z WWW: <https://www.astm.org/Standards/F2245.htm>

[3] *LTF-UL, LuftTüchtigkeitsForderungen für aerodynamisch gesteuerte UltraLeichtflugzeuge.* Německo. 2019-2-28. [online] Dostupné z WWW: https://www.daec.de/fileadmin/user_upload/files/2019/Luftsportgeraete_Buero/LTF/LTF-UL_2019.pdf

[4] *Jihlavan Airplanes s.r.o.,* [online]. [cit.2019-10-26]

Dostupné z www: <http://www.skyleader.aero/en/product/skyleader-400/>

[5] Teveso, Installation manual for ROTAX engine types R915 i A Series [online].

[cit.2019-10-26] Dostupné z www: <https://teveso.cz/dokumentace#!/?engine=915%20iS%20A&docType=>

[6] Airmaster Propellers, [online]. [cit.2019-10-26]

Dostupné z www: <https://www.propellor.com/ap430ctf-wwr7b>

15 Přílohy

Příloha I: Předpis UL-2

UL 2 § 303 Součinitel bezpečnosti

1. Pokud není uvedena jiná hodnota, musí být použit součinitel bezpečnosti 1,5.
2. Součinitel bezpečnosti je nutno vynásobit doplňkovým součinitelem bezpečnosti, jestliže:
 - a. existuje nejistota o pevnosti součásti (dílu),
 - b. musí být očekávána ztráta pevnosti v čase do výměny,
 - c. nejsou k dispozici přesné pevnostní hodnoty vzhledem k neznámým výrobním a zkušební metodám.

Velikost tohoto doplňkového součinitele bezpečnosti, pokud není v dalším uvedeno jinak, musí být stanovena pro každý typ zvlášť. Požadovaná doba do výměny těchto součástí (dílu) je uvedena v Provozně technické příručce.

d. doplňkový součinitel bezpečnosti je především stanoven pro:

- i. každou část, která má vůli (neplatí pro nalisování) a na níž působí rázové namáhání nebo vibrace,
- ii. závěsy kormidel (mimo valivých a kloubových ložisek),
- iii. ložiska (klouby) v táhlovém řízení, která jsou vystavena úhlovému pohybu (mimo valivých a kloubových ložisek), a
- iv. ložiska (klouby) v lanovém řízení.

UL 2 část I. – ULL, znění 2019, max. MTOM 600 kg 20

Aplikace	Doplňkový součinitel bezpečnosti	Výsledný součinitel bezpečnosti f_U
spoje (smykové uložení) s vůlí, zatížené rázovým namáháním nebo vibracemi	2,0	$f_U = 2,0 \times 1,5 = 3,0$
závěsy kormidel (mimo valivých a kloubových ložisek)	4,44	$f_U = 6,67$
ložiska (klouby) v řízení táhly	2,2	$f_U = 3,30$
ložiska (klouby) v lanovém řízení	1,33	$f_U = 2,0$
odlitky	2,0	$f_U = 1,5 \times 2,0 = 3,0$

<i>kování – platí pro</i>	<i>1,15</i>	<i>$fU = 1,5 \times 1,15 = 1,725$</i>
<i>- všechny prvky kování,</i>		
<i>- všechny spojovací prvky,</i>		
<i>- otlačení (u pevného uložení)</i>		
<i>bezpečnostní pásy a sedačky</i>	<i>1,33</i>	<i>$fU = 1,5 \times 1,33 = 2,0$</i>

[\[1\]](#)

Příloha II: Předpis LTF-UL

LTF-UL 305 Strength and deformation

1. The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation. This is particularly true for the controls.
2. The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least three seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the three second limit does not apply.

LTF-UL 307 Proof of structure

1. Compliance with the strength and deformation requirements of Chapter c, Para I, LTF-UL 305 must be shown for each critical load condition. Structural analysis may be used only if the structure conforms to those for which experience has shown this method to be reliable. In other cases, sustaining load tests must be made.
2. Certain parts of the structure must be tested as specified in chapter D of this certification requirement.

Remarks:

Chapter C does not contain all strength requirements for the proof of compliance.

LTF-UL 361 Engine mount loads

1. The engine mount and its supporting structure must be designed for the effects of:
 - a. A limit engine torque corresponding to take-off power and propeller speed acting simultaneously with 75% of the limit loads from flight condition A in Chapter C, para III, LTF-UL 333.
 - b. The limit engine torque corresponding to maximum continuous power and propeller speed acting simultaneously from flight condition A in chapter C, para III, LTF-UL 333.
 - c. The propeller speed limit in (a.) and (b.) is to be replaced by engine torque if the propeller is equipped with a autonomous propeller bearing.
2. The limit engine torque to be considered for conventional two- and four-stroke engines according to chapter I is computed by multiplying the mean torque by a factor of

	Two-Stroke-Engine	Four Stroke-Engine
1 Cylinder	6	8
2 Cylinder	3	4
3 Cylinder	2,5	3
4 Cylinder	1,5	2
5 or more Cylinders	1,33	1,33

Remark:

The term „direct“ transmission includes direct drive, gear boxes and drive belts; for other transmission systems (e.g. centrifugal clutch) and unconventional engines the appropriate factor must be agreed upon with the registering agency.

LTF-UL 363 Side load on engine mount

The engine mount and its supporting structure must be designed for a limit load factor in a lateral direction, for the side load of not less than the condition of A ($1/3 n1$) [3]

Příloha III: Předpis ASTM

5.1.2 Factor of Safety:

5.1.2.1 Unless otherwise provided in 5.1.2.2, an ultimate load factor of safety of 1.5 must be used.

5.1.2.2 Special ultimate load factors of safety shall be applied to the following:

2.0 × 1.5 = 3.0 on castings

1.2 × 1.5 = 1.8 on fittings

2.0 × 1.5 = 3.0 on bearings at bolted or pinned joints subject to rotation

4.45 × 1.5 = 6.67 on control surface hinge-bearing loads except ball and roller bearing hinges

2.2 × 1.5 = 3.3 on push-pull control system joints

1.33 × 1.5 = 2 on cable control system joints, lap belt/shoulder harness fittings (including the seat if belt/harness is attached to it)

5.1.3 Strength and Deformation:

5.1.3.1 The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation shall not interfere with safe operation. 5.1.3.2 The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least 3 s. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the 3-s limit does not apply.

5.1.4 Proof of Structure

—Each design requirement must be verified by means of conservative analysis or test (static, component, or flight), or both. 5.1.4.1 Compliance with the strength and deformation requirements of 5.1.3 must be shown for each critical load condition. Structural analysis may be used only if the structure conforms to those for which experience has shown this method to be reliable. In other cases, substantiating load tests must be made. Dynamic tests, including structural flight tests, are acceptable if the design load conditions have been simulated. Substantiating load tests should normally be taken to ultimate design load.

5.2.9 Engine Torque—

The engine mount and its supporting structure must be designed for the effects of: 5.2.9.1 The limit torque corresponding to take off power and propeller speed acting simultaneously with 75 % of the limit loads from flight condition of 5.2.5.1. 5.2.9.2 The limit torque corresponding to maximum continuous power and propeller speed acting simultaneously with the limit loads from flight condition of 5.2.5.1. 5.2.9.3 For conventional reciprocating engines with positive drive to the propeller, the limit torque

to be accounted for in 5.2.9.1 and 5.2.9.2 is obtained by multiplying the mean torque by one of the following factors:

For four-stroke engines:

- (1) 1.33 for engines with five or more cylinders; or
- (2) 2, 3, 4, or 8 for engines with four, three, two, or one cylinders, respectively.

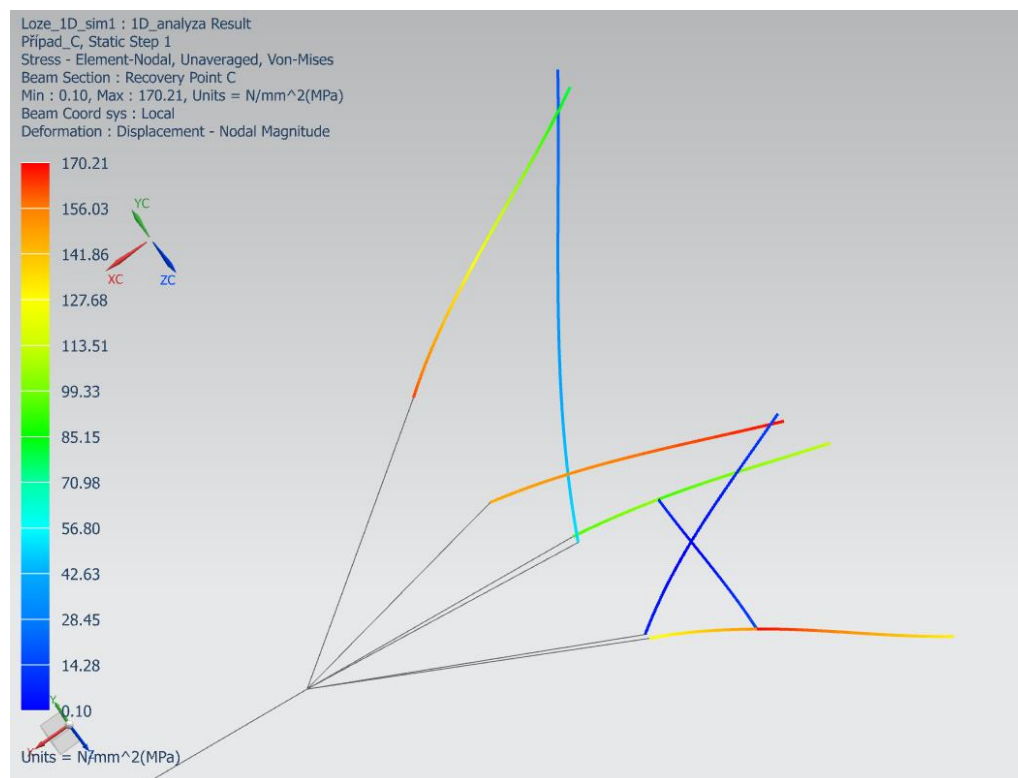
For two-stroke engines:

- (1) 2 for engines with three or more cylinders; or
- (2) 3 or 6, for engines with two or one cylinders, respectively.

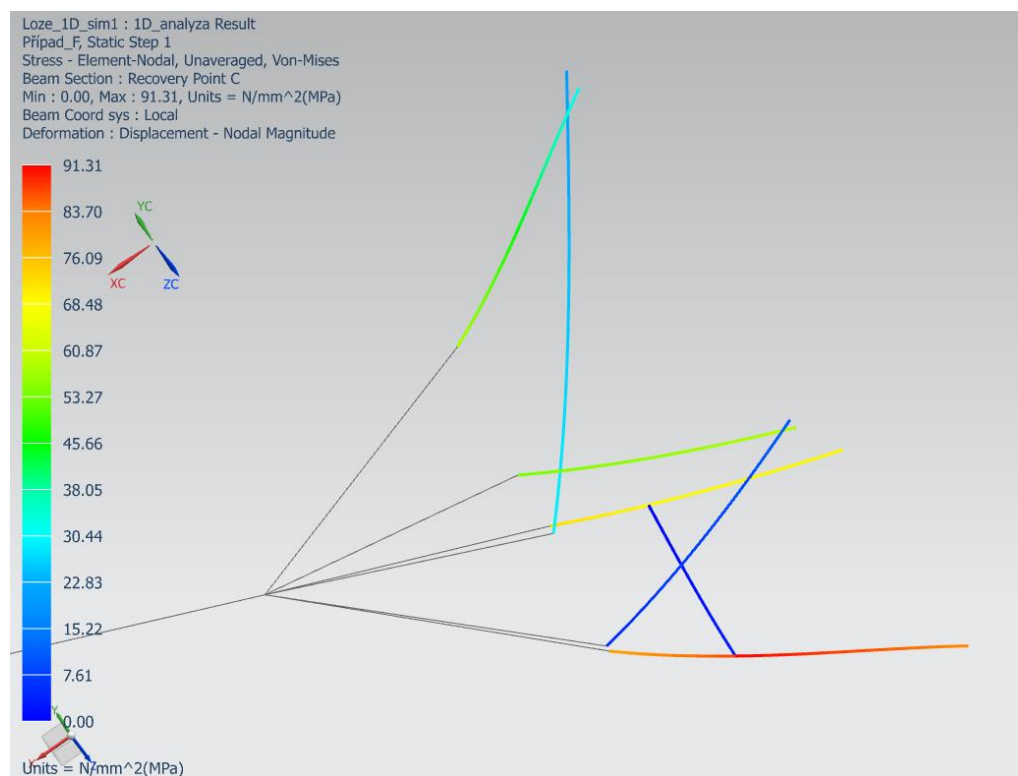
[\[2\]](#)

Příloha IV: Výsledky simulací MKP

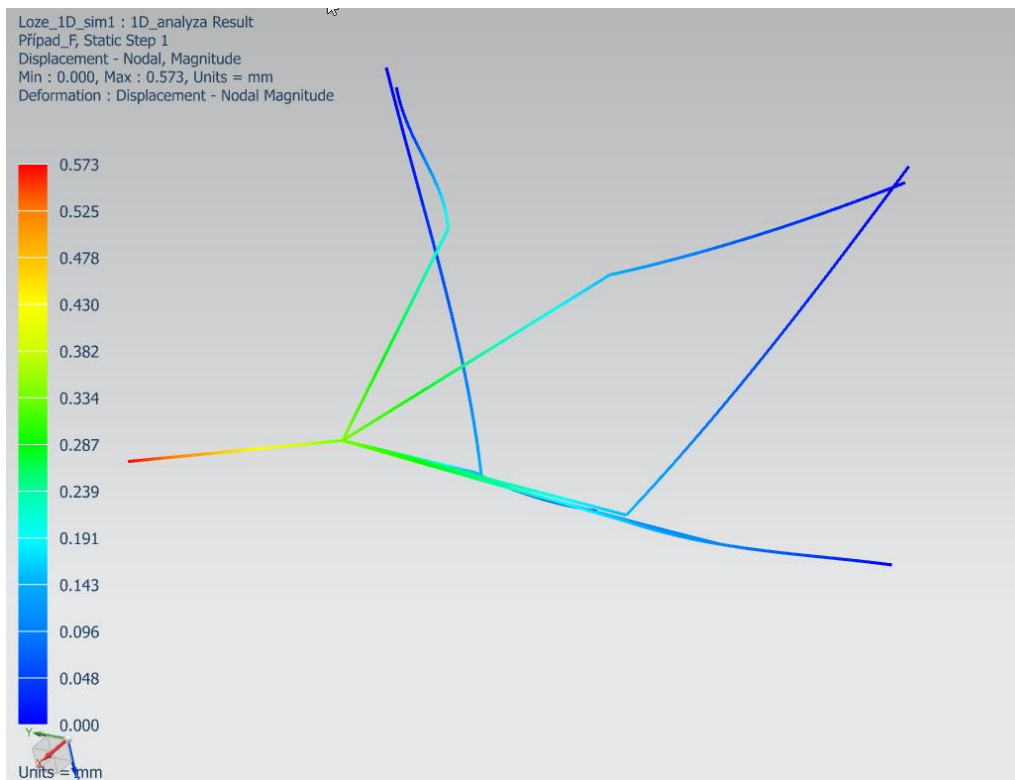
Výsledky simulací řešiče Nastran pomocí programu NX Siemens.



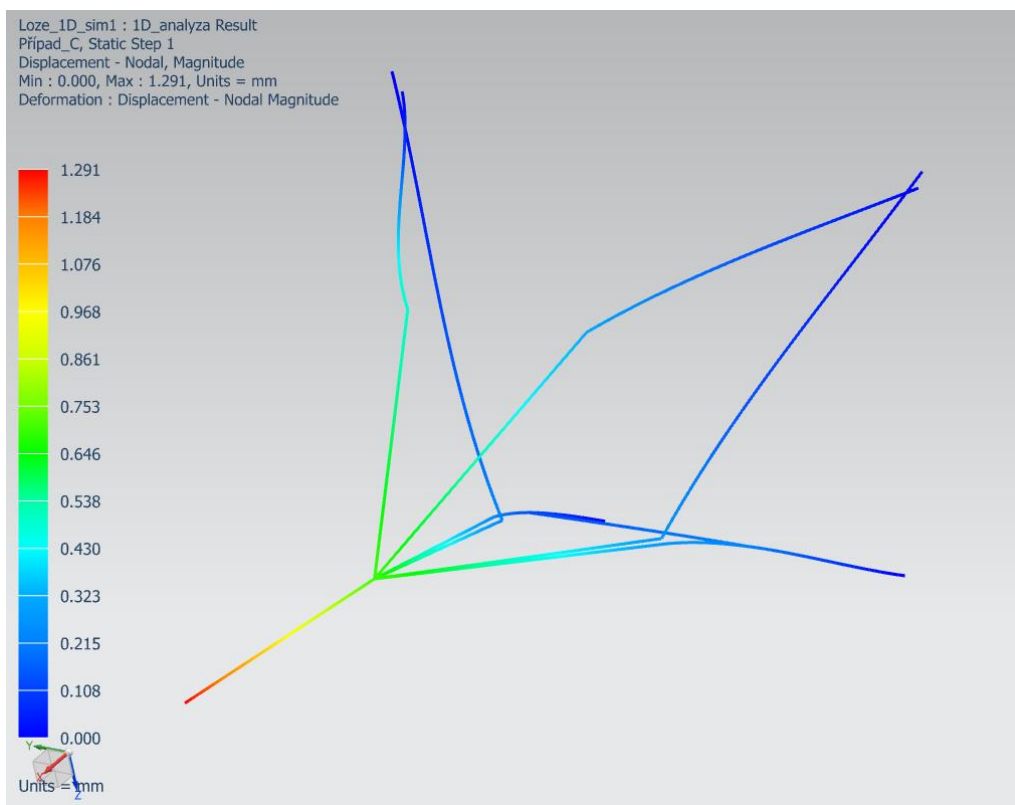
Obrázek 39: Výsledné napětí Von-Mises pro případ C početního zatížení



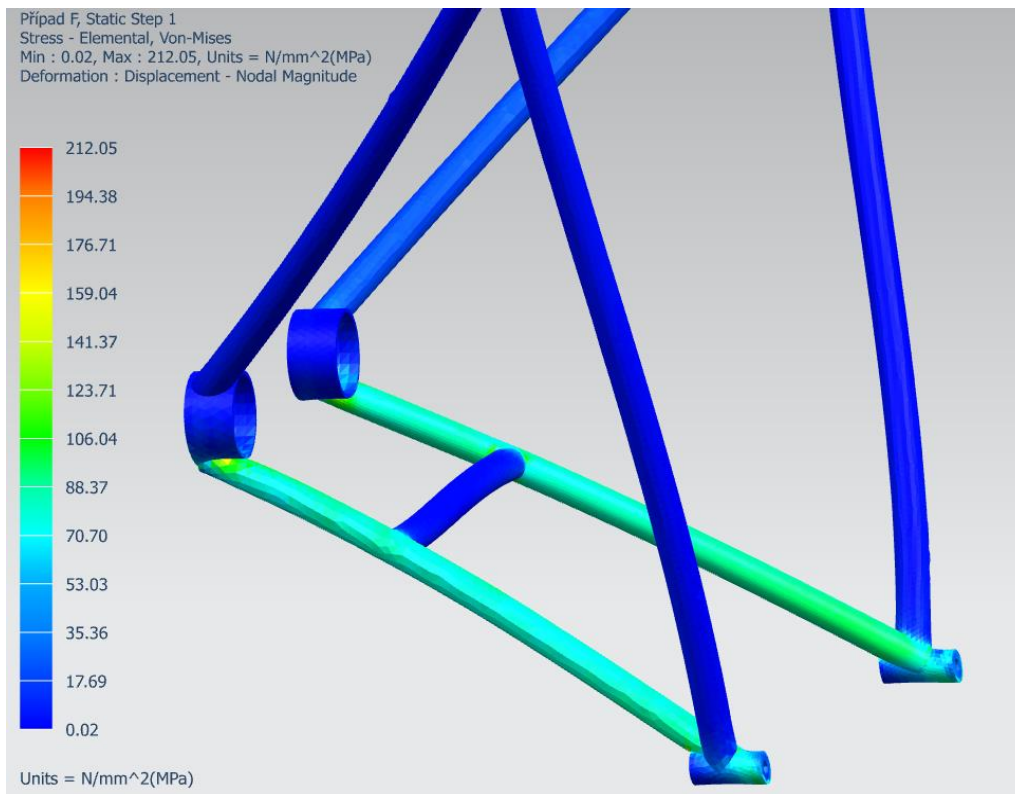
Obrázek 40: Výsledné napětí Von-Mises pro případ F početního zatížení



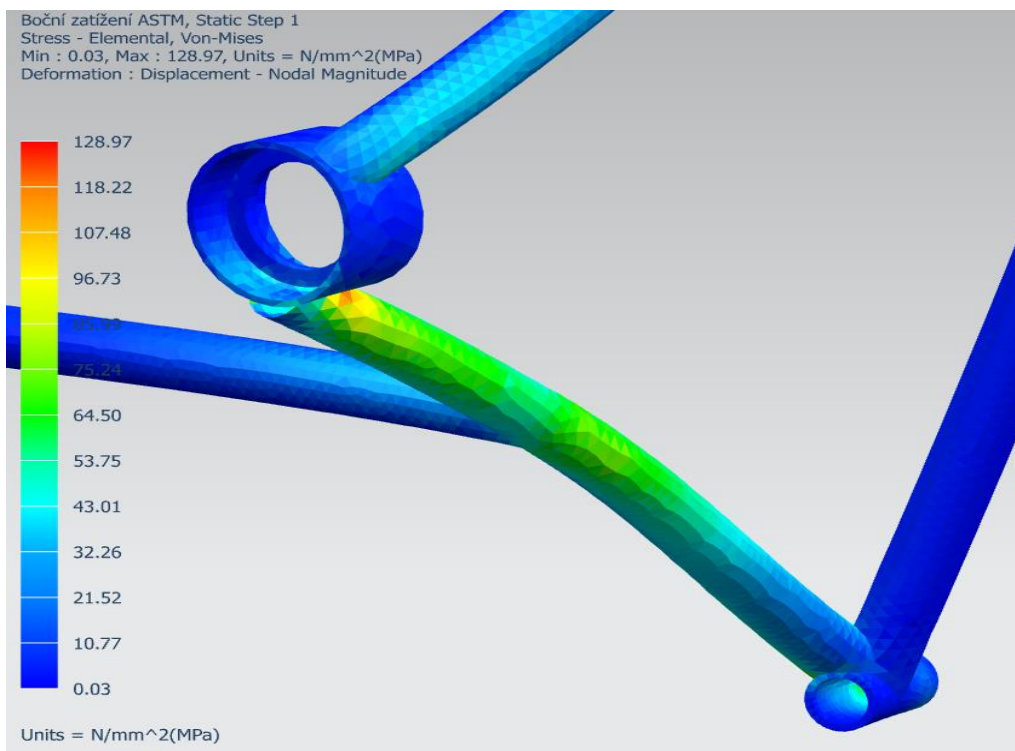
Obrázek 41: Deformace konstrukce (případ F)



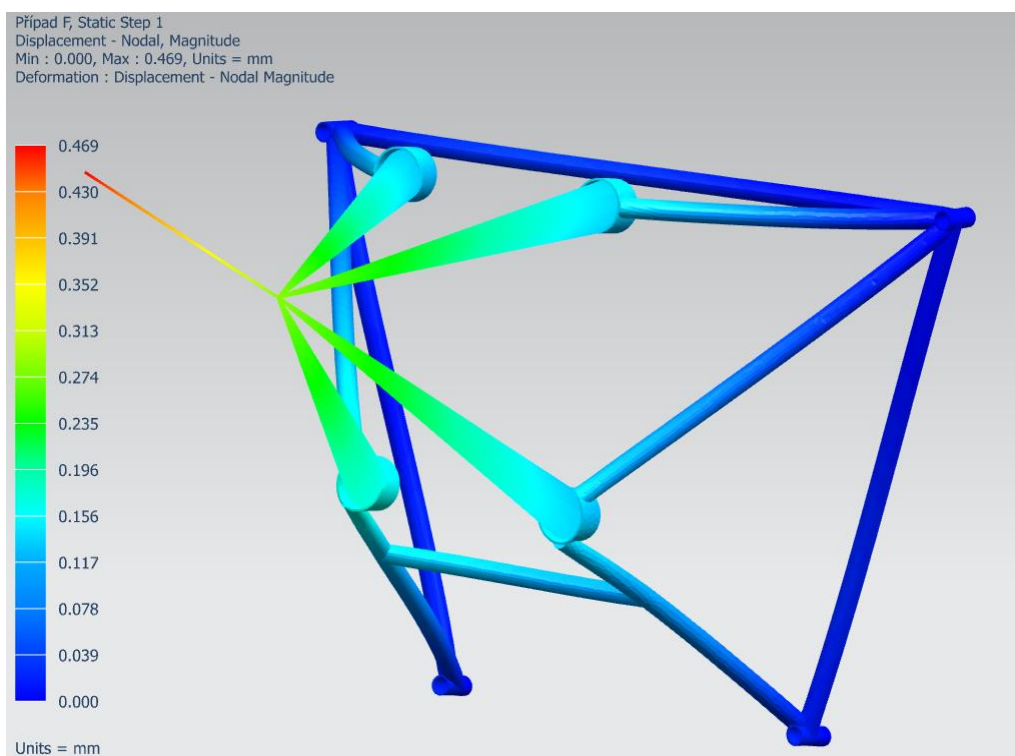
Obrázek 42: Deformace konstrukce (případ C)



Obrázek 43: Výsledné napětí Von-Misses pro případ F početního zatížení



Obrázek 44: Výsledné napětí Von-Misses dle ASTM pro boční početního zatížení



Obrázek 45: Deformace konstrukce (případ F)

Příloha V: Axiální síly v prutech

Axiální síly v prutech získané z řešení zatížení 1D modelu pomocí programu NX Siemens.

Tabulka 20: Axiální síly v prutech pro provozní a početní zatížení

Provozní zatížení Axiální síly v prutech [N]	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	3936,6	37,3	-2974,5	2761,7	510,7	-1619,2	-0,5
Případ II.	4583,5	66,9	-3815,6	3250,2	688,5	-2305,1	-1,6
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	363,8	286,0	1508,2	-342,7	-383,5	-1571,1	-7,1
Boční zatížení dle ASTM	409,3	321,8	1696,7	-385,5	-431,4	-1767,3	-7,9
Pozemní zatížení	3098,2	152,3	-347,7	2271,7	746,8	-2552,9	-3,3
A	4667,3	64,8	-3834,5	3304,7	687,5	-2286,7	-1,4
C	5758,7	145,7	-5438,2	4142,8	1052,2	-3636,2	-3,7
D	4398,7	154,5	-3970,6	3130,8	804,7	-2474,3	-1,9
E	-908,2	-148,7	1778,3	-723,6	-471,1	1568,3	2,8
F	-2046,4	-278,6	3118,5	-1544,8	-825,8	2477,3	3,7
G	39,9	-165,4	1347,8	-85,7	-427,5	1508,1	3,4

Početní zatížení Axiální síly v prutech [N]	1	2	3	4	5	6	7
Případ I.	5905	56	-4461,1	4142,5	766	-2428	-1
Případ II.	6875	100,7	-5723,2	4876	1032,4	-3457	-2,3
Boční zatížení dle UL-2, LTF-UL	545,7	429	2262,2	-514	-575,2	-2356,7	-10,6
Boční zatížení dle ASTM	613,9	482,7	2545	-578,2	-647,1	-2651,3	-11,9
Pozemní zatížení	4647,2	228,4	-5212,1	3407,5	1120,2	-3829,3	-4,9
A	7000,9	97,3	-5751,8	4957,1	1031,2	-3430,1	-2,2
C	8638,1	218,5	-8157,2	6214,3	1578,4	-5454,3	-5,5
D	6598,1	231,7	-5955,9	4696,2	1207	-3711,4	-2,9
E	-1362,3	-223	-2667,3	-1085,3	-706,7	2352,4	4,2
F	-3069,6	-417,9	4677,8	-2317,2	-1238,8	3716	5,6
G	59,8	-248,1	2021,8	-128,6	-641,2	2262,4	5,1