



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

REMOTORIZACE LETOUNU L-60

REMOTORIZATION OF THE L60 AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Daniel Sahrai

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.

BRNO 2022

Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Daniel Sahrai
Studijní program:	Letecká a kosmická technika
Studijní obor:	Technologie provozu letadlové a letištní techniky
Vedoucí práce:	Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.
Akademický rok:	2021/22

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

Remotorizace letounu L-60

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Vhodnost motoru a jeho životnost významně ovlivňuje výkony letadla a jeho využití. To se projevilo i u letounu Aero L-60 „Brigadýr“, který byl původně vybaven motorem Praga Doris B-I. Tyto motory byly následně nahrazovány polskými hvězdicovými motory AI-14RA (modifikace letounu L60S). Nedostupnost motorů nutí majitele hledat i jiné alternativy, čímž se ukazuje motor Lycoming O-540-A. Zástavba tohoto motoru si však vyžaduje provedení konstrukčního návrhu a zpracování průvodní dokumentace.

Cíle diplomové práce:

Cílem diplomové práce je vytvoření uceleného návrhu na remotorizaci letounu. Práce má zahrnovat konstrukční návrh motorového lože pro novou pohonnou jednotku a jeho pevnostní kontrolu včetně jeho připojení do konstrukce draku. Součástí práce bude návrh postupu zástavby (schémata ostatních soustav) a procesu k uvolnění do provozu.

Výstupní dokumentace by také měla sloužit jako podklad k získání Osvědčení letové způsobilosti.

Seznam doporučené literatury:

EASA, Stavební předpis CS-23.

Technická dokumentace výrobce letounu L-60.

MIKULA, J.: Konstrukce a projektování letadel, ČVUT, Praha, 2004.

DANĚK, V.: Projektování letadel, Brno: Vysoké učení technické, 1991.

Letecké předpisy a ostatní legislativní podklady, týkající se technických otázek konstrukce a provozu letounů.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2021/22

V Brně, dne

L. S.

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

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

Abstrakt:

Předmětem diplomové práce je výměna pohonné jednotky na letounu Aero L-60 „Brigadýr“. Důvodem takové přestavby je končící životnost původní pohonné jednotky, kumulující se technické problémy a snaha o dosažení vyšší výkonosti letounu při jeho běžném provozu. V úvodu je letoun představen a jsou zde zmíněny výsledky dosažené při výběru vhodné pohonné jednotky během předchozí práce. Dále se práce stručně věnuje problematice certifikace a volbě vhodného způsobu, který povede ke schválení takové změny a k zachování letové způsobilosti letounu. V práci jsou dále řešeny dopady přestavby na centráž letounu, které jsou minimalizovány vhodnou konstrukcí motorového lože. Model takového lože byl vytvořen v počítačovém softwaru CATIA V5 a následně na něm byla provedena pevnostní analýza devíti zatěžujícími případy. Dále byla provedena analytická kontrola trubek motorového lože na vzpěr a kontrola pevnosti šroubů spojující motorové lože s drakem letounu. V závěru této práce je popisována praktická zástavba motoru a motorového lože včetně dalších motorových systémů.

Abstract:

The subject of the diploma thesis is the replacement of the power unit to the Aero L-60 "Brigadýr" aircraft. The reason for such a conversion is the ending life of the original power unit, accumulating technical problems and the effort to achieve higher aircraft performance during normal operation. In the introduction, the aircraft is introduced and there are mentioned the results achieved in the selection of a suitable power unit during the previous work. Furthermore, the work briefly deals with the issue of certification and selection of a suitable method that will lead to the approval of the change and to maintain the airworthiness of the aircraft. The work also addresses the effects of reconstruction on the center of gravity of the aircraft, which are minimized by the appropriate design of the engine mount. The model of such a engine mount was created in the computer software CATIA V5 and subsequently a strength analysis of nine loading cases was performed on it. Furthermore, an analytical inspection of the engine bed tubes on the struts and a check of the strength of the bolts connecting the engine mount to the aircraft airframe were performed. At the end of this work is described the practical installation of the engine and engine mount, including other engine systems.

Klíčová slova:

Brigádýr, Aero L-60, remotorizace, přestavba, motorové lože, pevnostní kontrola, zástavba, certifikace, letová obálka, výpočet centráže.

Keywords:

Brigadyr, Aero L-60, remotorization, rebuilt, engine mount, strength check, installation, certification, flight envelope, calculation of center of gravity.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

SAHRAI, Daniel. Remotorizace letounu L-60. Brno, 2022. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Pavel Imriš.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že předložená diplomová práce je původní a zpracoval jsem ji samostatně. Prohlašuji, že citace použitých pramenů je úplná, že jsem ve své práci neporušil autorská práva (ve smyslu Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském a o právech souvisejících s právem autorským).

V Brně dne 20. května 2022

.....

podpis autora

Poděkování

Mé poděkování panu Milanu Sochorovi za spolupráci v technických, ekonomických a praktických otázkách. Dále děkuji pracovníkům společnosti Evekto s.r.o. a Úřadu pro civilní letectví za veškeré rady, zodpovězené otázky a poskytnuté dokumenty. Děkuji také všem členům Aeroklubu Kyjov, přátelům, rodině a mé přítelkyni za podporu při zpracovávání této práce. Zvláště děkuji svému vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Mgr. Pavlovi Imřišovi, Ph.D. za odborné vedení, trpělivost a shovívavost během celého studia.

1 OBSAH

ÚVOD	12
1. PŘEDSTAVENÍ LETOUNU AERO L-60 „BRIGADÝR“	14
1.1 Historie a vývoj letounu	15
1.2 Administrativní zařazení letounu	17
1.3 Orientace a počátek souřadného systému.....	18
1.4 Pohonná jednotka	19
1.5 Současný držitel typového certifikátu	22
2. POSTUP CERTIFIKACE	24
2.1 Certifikace letové způsobilosti a certifikace ochrany životního prostředí	24
2.1.1 Typová certifikace.....	24
2.1.2 Osvědčení letové způsobilosti.....	24
2.1.3 Zvláštní osvědčení letové způsobilosti	25
2.1.4 Osvědčení hlukové způsobilost.....	25
2.2 Změny typového návrhu.....	26
2.2.1 Změny vyžadující nové typové osvědčení	26
2.2.2 Změny typových osvědčení	26
2.2.3 Doplnková typová osvědčení	27
2.2.4 Modifikace	27
2.3 Klasifikace významné a nevýznamné změny.....	28
2.4 Rozhodnutí o způsobu certifikace	30
2.5 Postupy schvalování modifikace	31
2.5.1 Postupy.....	32
2.5.2 Letové zkoušky	32
2.5.3 Změny letové příručky	33
2.5.4 Dokumentace	34
2.5.5 Vydání schválení.....	34
2.5.6 Uchování záznamů.....	35
3. VÝBĚR VRTULE	36
4. KONSTRUKČNÍ NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE.....	39
4.1 Uchycení pohonné jednotky	40
4.2 Hmotový a centrážní rozbor	42
4.2.1 Hmotnost a poloha těžiště motoru	42

4.2.2	Hmotnost a poloha těžiště motorového lože	43
4.2.3	Hmotnost a poloha těžiště vrtule	43
4.2.4	Poloha těžiště letounu	43
4.2.5	Změna polohy těžiště	46
4.3	3D model motorového lože	49
5.	PEVNOSTNÍ VÝPOČET MOTOROVÉHO LOŽE	52
5.1	Letová obálka – obálka manévru	52
5.1.1	Provozní násobek	52
5.1.2	Návrhové rychlosti letounu	53
5.2	Klapková obálka	55
5.3	Poryvová obálka	55
5.4	Zatížení motorového lože	58
5.4.1	Letové případy zatížení motorového lože	58
5.4.2	Hodnoty získané k výpočtu jednotlivých případů	59
5.4.3	Shrnutí získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy	61
5.4.4	Početní zatížení motorového lože pro letové případy	61
5.5	Pozemní případy zatížení motorového lože	62
5.5.1	Provozní zatížení pro pozemní zatížení	64
5.5.2	Početní zatížení motorového lože pro pozemní případ	64
5.6	Pevnostní kontrola konstrukce motorového lože	64
5.6.1	Výpočtový model	65
5.6.2	Okrajové podmínky a aplikace sil a momentů	66
5.6.3	Průběh výpočtu pevnosti motorového lože	68
5.7	Pevnostní kontrola trubek motorového lože na vzpěr	72
5.8	Pevnostní kontrola šroubů uchycení motorového lože k draku letadla	75
5.8.1	Smykové namáhání	76
5.8.2	Tahové napětí	77
5.8.3	Kombinace smyku a tahu	78
6.	NÁVRH POSTUPU ZÁSTAVBY POHONNÉ SOUSTAVY	79
6.1	Část první – Demontáž	79
6.2	Část druhá – Úpravy	81
6.3	Část třetí – Instalace	83
6.3.1	Požadavky k instalaci motoru	83
6.3.2	Instalace motoru	86

6.4	Palivový systém.....	87
6.5	Zapalování a elektrický systém	89
6.6	Chladicí systém	91
6.7	System vzduchového sání	94
6.8	Výfukový systém.....	95
6.9	Olejová instalace	96
7.	ZÁVĚR.....	99
8.	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	101
9.	SEZNAM ZKRATEK	104
10.	SEZNAM SYMBOLŮ A POUŽITÝCH VELIČIN	107
11.	SEZNAM OBRÁZKŮ.....	111
12.	SEZNAM TABULEK	115
13.	SEZNAM GRAFŮ	116
14.	SEZNAM PŘÍLOH	117

ÚVOD

V této diplomové práci se autor věnuje přestavbě letounu Aero L-60 „Brigádýr“ v. č. (výrobní číslo) 150826 s poznávacím znakem OK-MJN v původní konfiguraci s motorem Praga Doris M-208BI a stavitelnou vrtulí RV-411. Důvodem hledání a návrhu řešení k zachování letuschopnosti zmiňovaného letounu je autorova záliba v historických letounech, okouzlení tímto konkrétním letounem a současné kumulování technických závad a problémů na letounu zadavatele práce, který je jedním z posledních v původní konfiguraci. Hlavním cílem autora je snaha o prodloužení délky života tohoto unikátního letounu.

Letoun L-60 společně s dalšími letouny jako je L-40 Metasokol¹, L-200 Morava², Z-37 Čmelák³ a spoustou dalších, nepochybně patří mezi dědictví československého letectví. Faktem však zůstává, že budoucnost těchto strojů není nijak pozitivní, s čímž se jejich obdivovatelé dokážou jen těžko smířit. Tvrzení pilotů a nadšenců o tom, že každá hodina na tomto stroji je rovna hodnotě zlata, není žádnou nadsázkou a do budoucnosti bude stále krutější realitou. Velmi malý počet provozovaných letounů je nedostatečnou motivací pro snahu v hledání řešení zachování jejich provozu i pro další generace. Snahou této diplomové práce je udělat prvotní krok k navržení dočasného řešení, alespoň pro jeden takový kus.

Autor této práce věří, že realizace návrhu zástavby vybrané pohonné jednotky povede nejen k prodloužení životnosti letounu, ale i k vyššímu výkonu a nižší poruchovosti motoru. Současně je kalkulováno s faktem zvyšujících se nároků na nízkou hlučnost letového provozu a na snížení dopadů na životní prostředí. Proto je pohonná soustava volena tak, aby při výsadkové činnosti co nejméně rušila obyvatele v okolí letiště.

Práce navazuje na průmyslový projekt se stejným názvem, v rámci kterého byl řešen výběr vhodné pohonné jednotky z hlediska technických, výkonnostních a ekonomických dopadů. Porovnáváno bylo celkem 19 pohonných jednotek od tří světových výrobců. Výsledkem tohoto průmyslového projektu bylo seřazení všech porovnávaných motorů podle jejich vhodnosti k zástavbě a výpočet letových vlastností letounů s každým porovnávaným motorem. Závěrem byla majiteli letounu předána zpráva, ve které je doporučeno použít k zástavbě motor Lycoming O-540-A. Po zhodnocení zprávy majitelem letounu byl ale zvolen motor Lycoming IO-540-C4B5.

Pro nalezení vhodného řešení se práce zabývá teoretickou a praktickou částí. V rámci teoretické části se autor vrací k historii, popisu a administrativnímu zařazení letounu. Následně se zabývá možnostmi provedení změny na letounu a zachování letové způsobilosti. Snahou je najít co nejjednodušší a nejlevnější řešení, které může být provedeno i fyzickou osobou s minimálním zapojením držitele typového osvědčení a dalšího komerčního subjektu. V rámci této části se autor taktéž zabývá výběrem vhodné vrtule, která již byla použita v konfiguraci se zvoleným motorem a kterou tak nebude nutné certifikovat pro součinnost se zvoleným motorem.

¹ Čtyřmístný celokovový dolnoplošník československé výroby (Automobilové závody Choceň) s tříkolovým zatahovacím podvozkem, záďového typu. Motor: Avia M-332, výroba: 1950-1959, vyrobeno 106 kusů.

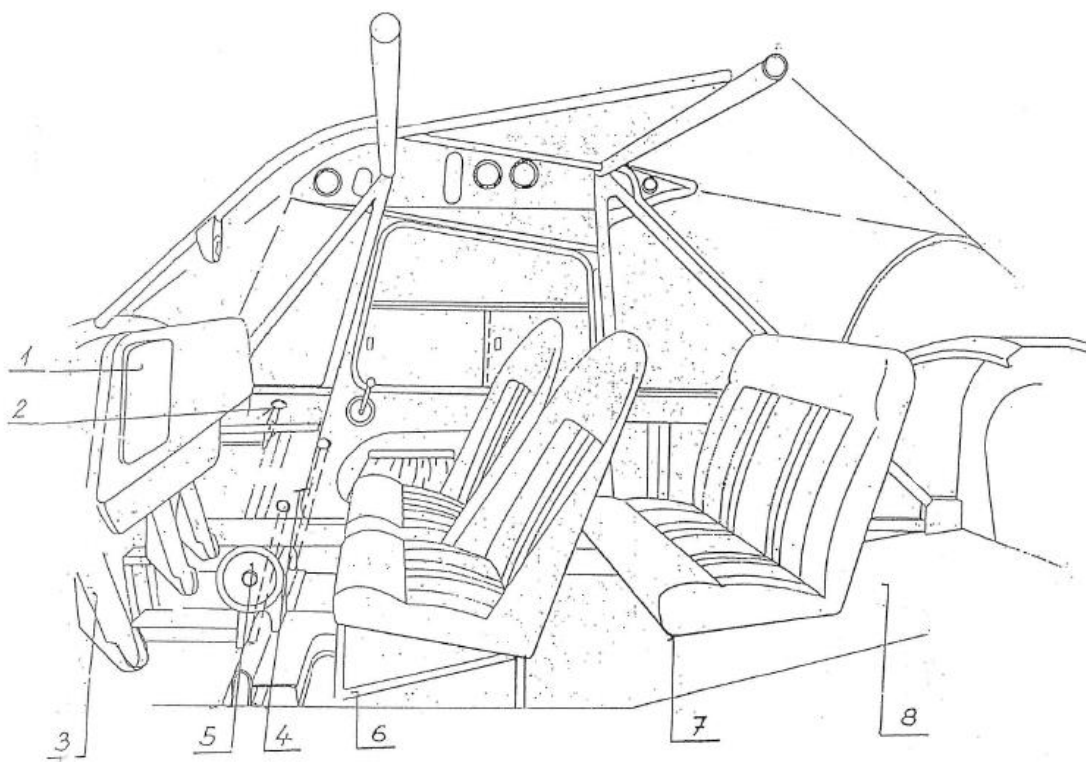
² Pětimístný dvoumotorový dolnoplošník československé výroby (Let Kunovice) s dvojitou svislou ocasní plochou a zatahovacím podvozkem předového typu. Motory: M-337. výroba: 1957-1964, vyrobeno 361 kusů.

³ Československý (Let Kunovice + Moravan Otrokovice) jednomotorový dolnoplošník s pevným podvozkem záďového typu. Letoun byl původně vyvíjen pro zemědělské práce, později ale našel uplatnění i v dalších jiných činnostech. Motor: M-462 RF (modifikovaný AI-14RF), výroba: 1965-1987, vyrobeno 713 kusů.

V praktické části se autor věnuje konstrukčnímu návrhu motorového lože, díky kterému bude minimálně ovlivněna původní poloha těžiště letounu, navzdory nižší hmotnosti pohonné soustavy. Po vytvoření 3D modelu motorového lože, bude definována letová obálka letounu a budou určeny případy zatížení motorového lože. Následně budou vypočteny dopady těchto zatížení na konstrukci, aby byla početně ověřena její spolehlivost. V neposlední řadě autor navrhne způsob zástavby motoru a dalších systému v motorovém prostoru tak, aby bylo vyhověno požadavkům stavebního předpisu a požadavků výrobce motoru.

1. PŘEDSTAVENÍ LETOUNU AERO L-60 „BRIGADÝR“

„Letoun L-60 „Brigadýr“ je víceúčelový čtyřmístný (pilot + 3 cestující), jednomotorový hornoplošník s vyztuženým dvounosníkovým celokovovým křídlem. Vztlaková klapka je se štěrbinou zavěšena na třech závěsech s možností nastavení do polohy pro vzlet (25°) a na přistání (50°). Náběžná hrana křídla je provedena jako vysouvací slot ze dvou dílů. Celý slot je upevněn na vysouvacích tyčích vedených na čtyřech kladkách ovládaných ozubeným kolem. Ocasní plochy jsou samonosné s výškovým a směrovým kormidlem potaženým plátnem. Podvozek je pevný, zád'ového typu, opatřený olejopneumatickými tlumiči a brzdami. Trup letounu je celokovový s prostornou kabinou, která je z horní části celá prosklená. Na obou stranách se nachází dveře, které se dají v nouzi odhodit. Na palubní desce na straně pilota se nachází letové a motorové přístroje.“⁴



Obr. 1: Kabina čtyřsedadlové verze L-60.

Letoun, který je předmětem této práce je vybaven radiostanicí KRT-2 od firmy TQ Avionics (DITTEL) s možností ladit frekvence s kanálovým rozstupem 8,33 kHz. Letoun je zapsán do leteckého rejstříku České republiky pod poznávacím znakem OK-MJN a je provozován vlastníkem letounu panem Milanem Sochořem, který vznesl požadavek na vytvoření návrhu remotorizace tohoto letounu. Letoun je provozován k rekreačnímu létání, k provádění výsadků a k letovým a statickým ukázkám na leteckých dnech, sletech a představeních jako jeden z mála „Brigadýrů“ s původním motorem Praga Doris M-208BI.

⁴ SAHRAI, Daniel. Remotorizace letounu L-60. Brno, 2021. Průmyslový projekt. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka Ph. D. Str. 5.



Obr. 2: Letoun Aero L-60 imatrikulace OK-MJN na letišti Kyjov.

1.1 Historie a vývoj letounu

Podrobný popis historie a vývoje letounu L-60 byl již vytvořen v rámci průmyslového projektu. Jelikož tento dokument není veřejně dostupný, je pro čtenáře poskytnut výtah z kapitoly 1.1 *Historie průmyslového projektu*:

„Letoun L-60 vycházel z tehdy dosluhujících hornoplošníků Fieseler Fi-156 Storch a jejich poválečném následníkovi K-65 Čáp vyráběném v národním podniku Orličan Choceň, též známý jako „mrázovka“ (továrna letadel založena Ing. P. Benešem a Ing. J. Mrázem). Konstrukce letounu K-65 Čáp byla handicapována svou částečně dřevěnou konstrukcí s pozůstatky nouzových opatření válečných let. Společně s dalšími položkami a závislostmi byla jeho výroba limitována.

Stavbu prvního prototypu doprovázelo mnoho komplikací. Ať už se jednalo o nedostatek materiálu, zpoždění ve vývoji pohonné jednotky nebo neočekávané úmrtí šéfkonstruktéra Ing. Němce v roce 1953. Po této události převzal vývoj choceňský konstruktér Ing. Rublič. V prosinci téhož roku se stavba prototypu chýlila ke konci, avšak dokončení vývoje pohonné jednotky bylo v nedohlednu. Plochý šestiválcový motor Walter M-208B (obchodní název Praga Doris B) konstruktéra Ing. Kruliše při měření stále dosahoval výkonu pouhých 147 kW (kilowatt) z očekávaných 162 kW. Proto bylo rozhodnuto k přechodnému namontování motoru z letounu Čáp – Argus As 10C v. č. 2294 o výkonu 176 kW společně s pevnou dřevěnou vrtulí Heine.

K prvnímu záletu prototypu XL-60 (010) došlo 24. prosince 1953 šéfpilotem Aerovky Alfonsem Koblížkem. Let trval 16 minut a pilot by vcelku spokojen. Komise navrhla odstranit řadu závad, jinak dílenské provedení hodnotila jako velmi dobré jak v celku, tak v detailech.

Dne 8.6.1954 byl proveden první let s novou pohonnou jednotkou M-208B v. č. 19004 se stavitelnou vrtulí Avia V-411. Let sice trval pouhé tři minuty, jelikož došlo k uvolnění a odpadnutí části motorového krytu, ale i tak byl let považovaný za úspěšný. Dne 29.7.1954 bylo konečně rozhodnuto o sériové výrobě s podmínkou, že vývojové zkoušky budou pokračovat. V jejich průběhu se zájem věnoval hlavně VOP (Vodorovné ocasní plochy) a motoru.

Komplikace spojené s pohonnou jednotkou vedly v následujících letech k mnoha problémům a zákazům létání. Dokonce i vojenská komise pro Velké kontrolní zkoušky hodnotila motor jako nevyhovující. Ke cti pracovníků ZJŠ Jinonice je třeba dodat, že svou práci odváděli mnohdy s nadlidským úsilím. Faktem zůstává, že motor koncepčně nikdy nebyl dořešen a tím nezískal dostatečný náskok.

V polovině roku 1957 bylo předloženo realistické východisko z této situace. Návrh spočíval v použití osvědčeného motoru AI-14R na přechodnou dobu, případně některého motoru od výrobce Lycoming a Continental. Návrh byl však několikrát zamítnut nadřízenými orgány víceméně z prestižních důvodů. Počátkem roku 1958 proběhla ve VZLÚ vytrvalostní zkouška, která prokázala, že motor je schopen i v náročném provozu nalétat 500 hodin. Nový resurs tak byl z původních 10 hodin ve vývojovém stadiu nejprve zvýšen na 200 hodin a nakonec na 400 hodin. Zároveň však došlo k dalším sériím závod motoru a vrtule. Ministerstvo strojírenství vydalo nejprve zákaz exportu posléze rozhodlo o úplném zastavení výroby. Řešením bylo přijetí mnoha komplexních opatření, které situaci stabilizovalo a vývoz obnovilo. Zásadním krokem byla instalace nové vrtule V-411B s kovovými listy, která definitivně vyřešila někdejší problémy.

Na základě kritické situace však v roce 1958 došlo k rozhodnutí zastavit výrobu po zhotovení 273 kusů. Konstrukční oddělení na to reagovalo typem L-360, což byla modifikace s motorem AI-14R. Potřebné úpravy byly minimální a dokumentace byla z velké části připravena. Rozhodnutí ale bylo definitivní. Pozdějším zrušením výroby motorů Praga přibývalo letadel, která byla odstavena kvůli motoru a generální opravy neměl kdo provádět. Situace se dostala do takového stavu, že v polovině sedmdesátých let stálo u nás na svazarmovských⁵ letištích více jak 20 Brigádýrů bez motoru. V roce 1970 se tohoto problém ujal podnik Aerotechnik Kunovice a vyvinul verzi L-60S s motorem AI-14R vyráběném v sousedním Polsku pro licenční výrobu letounu Jak-12, Gawron a Wilga 35. K přestavbě na motor AI-14R tak došlo nejprve v Maďarsku, Bulharsku a po osmnácti letech i u nás.⁶

Nejdéle se L-60 udržel ve svazarmu, kde v menší míře našel uplatnění jako vlečný letoun, zejména pro vleky z polí. Zde je právě oceňován jeho krátký vzlet a přistání s možností provozu na neupravených plochách. Letounu L-60 je však nutné poděkovat za rozmach parašutismu u nás. V časopise Letectví a Kosmonautika č.6 z roku 1976 je hodnota každé letové hodiny letounu L-60 přirovnávána hodnotě zlata a podle toho s ní bylo i nakládáno. K velké změně nedošlo dodnes, kdy je v aeroklubech k parašutismu využíváno toho letounu stále a stále si drží svou hodnotu. I z těchto

⁵ SVAZARM neboli Svaz pro spolupráci s armádou byla československá branná organizace. Většina takových letišť se po zániku organizace SVAZARM dostala pod správu místního aeroklubu.

⁶ Přestavby se prováděly do konce osmdesátých let, jednotlivé opravy se ve firmě Evekter Aerotechnik provádí dodnes. Celkem bylo provedeno minimálně 26 přestaveb na L-60S.

důvodů se tato práce zabývá hledáním řešení k udržení provozu letounu L-60 k provádění parašutistických výsadek v aeroklubech.“⁷

1.2 Administrativní zařazení letounu

Letoun L-60 se řadí do kategorie „normální“. Žádost o typové osvědčení byla podána v roce 1955 a ke schválení došlo 17. 7. 1958. Předpisová základna letounu k roku podání splňovala požadavky letové způsobilosti kladené předpisy BVF⁸ (Bauvorschriften für Flugzeuge – Stavební pokyny pro letadla) z roku 1936 a BCAR (British Civil Airworthiness Requirements – Britské požadavky na letovou způsobilost civilních letadel) z roku 1951.

Z legislativního hlediska je tento letoun řazen mezi tzv. **netransferovaná** (annexová) letadla, tedy letadla, která nebyla převedena pod pravomoc **Evropské agentury pro bezpečnost v letectví** (EASA – European Aviation Safety Agency) po 28. září 2003. Kategorie netransferovaných letadel je definována v Příloze 1 NK (Nařízení Komise) 2018/1139. Tato letadla nespádají pod EASA, ale jsou řízena národními předpisy státu, ve kterém jsou zapsány do leteckého rejstříku, a tudíž jsou za ně příslušné státy i zodpovědné. Podle této definice se jako netransferovaná letadla označují letadla s posádkou na palubě:

- a) „historická letadla splňující následující kritéria:
 1. letadla, jejichž:
 - původní návrh byl vytvořen před 1. lednem 1955 a
 - výroba byla zastavena před 1. lednem 1975, nebo
 2. letadla mající zřejmý historický význam týkající se:
 - účasti na pozoruhodné historické události;
 - významného kroku ve vývoji letectví; nebo
 - významné úlohy, kterou plnila v ozbrojených silách členského státu; nebo
- b) letadla konkrétně určená nebo upravena pro výzkumné, experimentální nebo vědecké účely a s pravděpodobnou výrobou ve velmi omezených počtech;
- c) letadla, včetně letadel dodávaných jako sestavy, u nichž alespoň 51 % kroků v rámci výroby a montáže vykonává amatér nebo nezisková organizace amatérů pro jejich vlastní účely a bez obchodního cíle;
- d) letadla, která byla ve službách vojenských sil, pokud se nejedná o typ letadla, jehož konstrukční normu přijala agentura;
- e) letouny, jejichž měřitelná kritická rychlost nebo nejmenší rychlost ustáleného letu při přistávací konfiguraci nepřekračuje 35 uzlů kalibrované rychlosti (CAS – Calibrated airspeed), vrtulníky, padáky s pohonem, kluzáky a motorové kluzáky, které jsou maximálně dvoumístné a mají maximální vzletovou hmotnost (MTOM – Maximum take off mass), jak je zaznamenána členskými státy, která nepřesahuje:

⁷ SAHRAI, Daniel. Remotorizace letounu L-60. Brno, 2021. Průmyslový projekt. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka Ph. D. Str. 6-7.

⁸ BVF je stejně jako CS stavební předpis. BVF stanovuje požadavky ukotvené v německém leteckém zákoně.

Tab. 1: Omezení MTOM v závislosti na počtu sedadel.

	Letoun/vrtulník/padák s pohonem/motorové kluzáky	Kluzáky	Obojživelný letoun nebo vodní letou/vrtulník	Celkový záchranný padák upevněný na drak letadla
Jednomístné letadlo	Maximální vzletová hmotnost 300 kg	Maximální vzletová hmotnost 250 kg	Dodatečná maximální vzletová hmotnost 30 kg	Dodatečná maximální vzletová hmotnost 15 kg
Dvumístné letadlo	Maximální vzletová hmotnost 450 kg	Maximální vzletová hmotnost 400 kg	Dodatečná maximální vzletová hmotnost 45 kg	Dodatečná maximální vzletová hmotnost 25 kg
Je-li obojživelný letoun nebo vodní letoun/vrtulník provozován zároveň jako vodní letoun/vrtulník i jako pozemní letoun/vrtulník, musí dodržet příslušné hranice MTOM.				

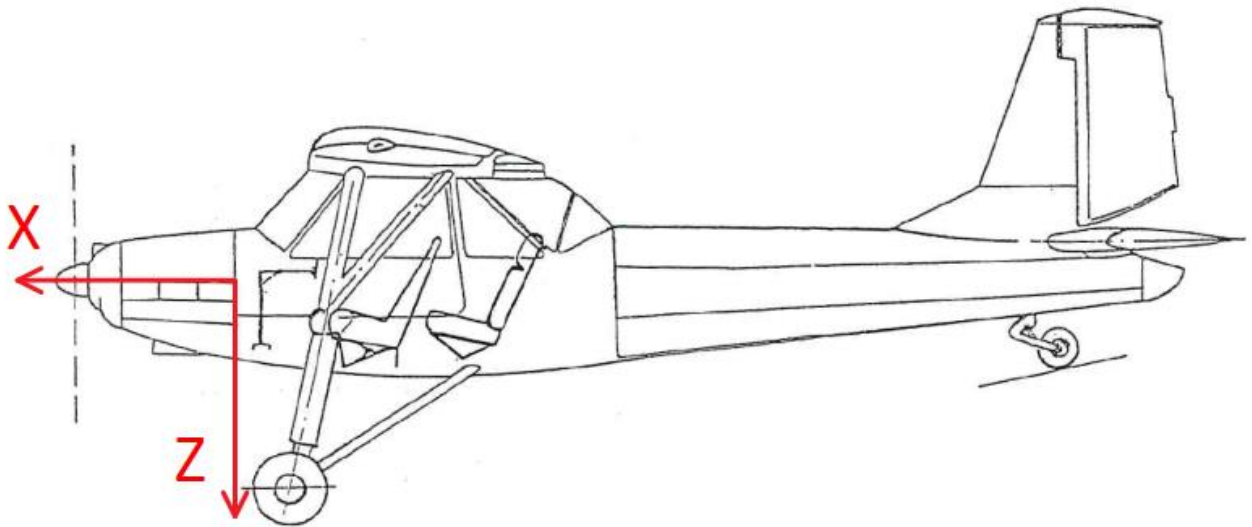
- f) jednomístné a dvumístné vírníky (gyroplány) s MTOM nepřekračující 600 kg;
- g) repliky letadel splňující kritéria v písmenech a) nebo d), u nichž je konstrukce podobná jako u původního letounu;
- h) balony a vzducholodě s jednočlennou nebo dvojčlennou posádkou a maximálním konstrukčním objemem nepřesahujícím 1 200 m³ v případě horkého vzduchu a 400 m³ v případě jiného nosného plynu;
- i) jakákoli jiná letadla s posádkou na palubě s maximální prázdnou hmotností, včetně paliva, nejvýše 70 kg.
- j) upoutaná letadla bez pohonného systému s maximální délkou lanka 50 m a:
 1. MTOM letadla, včetně jeho zatížení, nižší než 25 kg nebo,
 2. v případě letadla lehčího než vzduch, s maximálním konstrukčním objemem letadla menším než 40 m³;
- k) upoutaná letadla s MTOM nejvýše 1 kg.⁹

Jak vychází z kapitoly 1.1 *Historie a vývoj letounu*, tak letoun L-60 je možné zařadit do kategorie **netransferovaných letadel** na základě splnění bodu a). Předmětný letoun v. č. 150826 je zapsán do leteckého rejstříku České republiky pod volacím znakem **OK-MNJ**, tudíž se na něj i na postupy schválení změny vztahují předpisy České republiky.

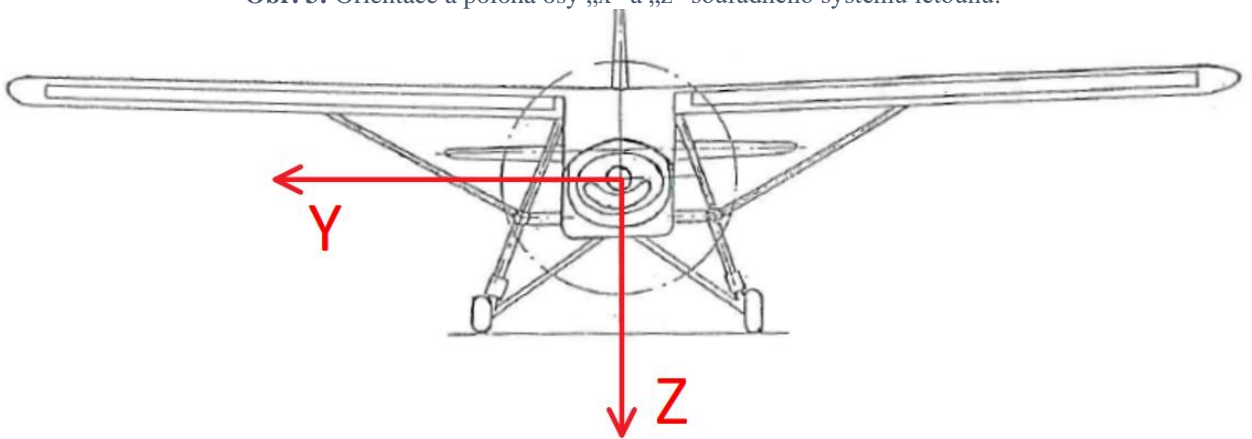
1.3 Orientace a počátek souřadného systému

Výpočty a měření prováděné v rámci této práce jsou vztaženy k počátku souřadného systému, který se nachází v průsečíku osy vrtule s požární přepážkou. Osa „x“ je rovnoběžná s podélnou osou letounu a kladná ve směru letu, osa „z“ je kolmá na osu „x“ a směřuje dolů. Osa „y“ doplňuje pravotočivý systém s kladným směrem doleva z pohledu pilota. Počátek souřadnicového systému je graficky znázorněn na obrázku 3 a 4.

⁹ Úřední věstník Evropské unie L 212: NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139. In: . Lucembursko: Úřad pro publikace Evropské unie, 2018, ročník 61, L 212/1. Příloha 1. Dostupné také z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2018:212:FULL&from=CS>



Obr. 3: Orientace a poloha osy „x“ a „z“ souřadného systému letounu.



Obr. 4: Orientace a poloha osy „y“ a „z“ souřadného systému letounu.

1.4 Pohonná jednotka

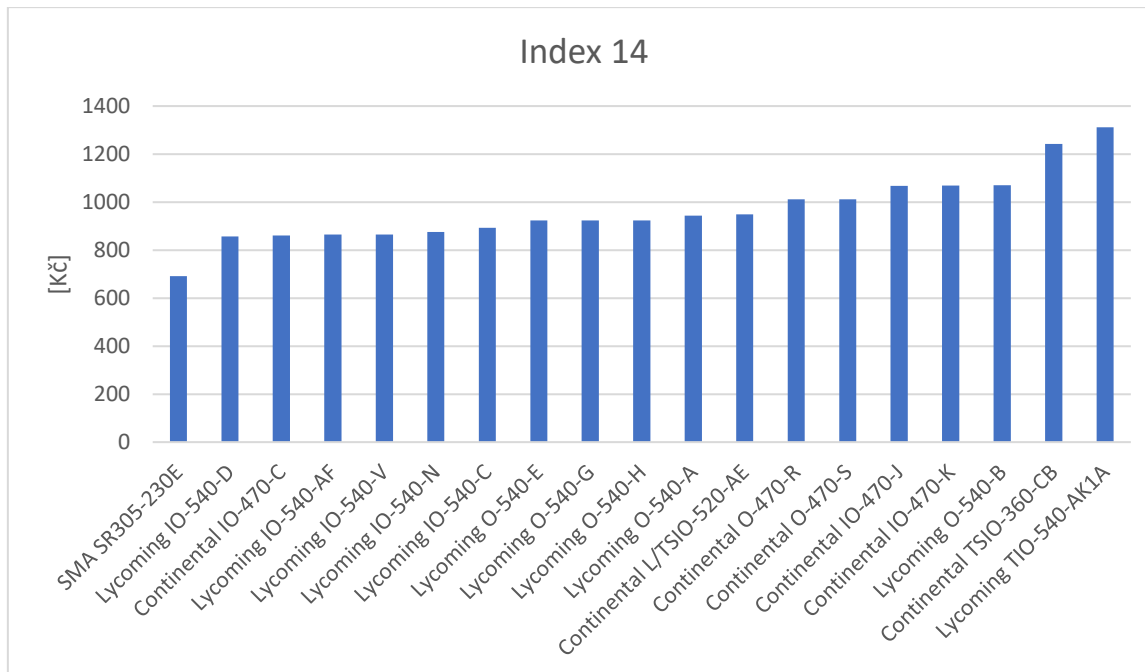
Původní pohonná jednotka letounu L-60 v. č. 150826 byla již podrobně rozebrána v průmyslovém projektu. Pro připomenutí jsou zde připomenuty základní parametry motoru.

Pohonná jednotka Praga Doris M-208B je čtyřdobý zážehový plochý vzduchem chlazený nepřepřehovaný šestiválec s karburátorem a redukčním poměrem na vrtuli 1:1,813. Současná pohonná jednotka je označena jako Praga Doris M-208BI. Takto jsou označovány motory od 12. série, kdy došlo k zásadním změnám charakteristiky motoru. Zdvihový objem válců je 7,1671 (litru) a kompresní poměr 7:1. Maximální vzletový výkon je roven 240 ks¹⁰ při otáčkách motoru 3 000 ot/min (otáček/minut) a je omezen na dobu 5 minut. Spotřeba v tomto režimu je dle příručky 78,4 l/h (litru/hodinu). Nominální výkon je roven 205 ks při otáčkách 2 850 ot/min a není časově omezen. Spotřeba paliva při tomto režimu je dle příručky rovna 64,2 l/h.¹¹

¹⁰ Ks je zkratkou pro koňskou sílu. Jde o starší fyzikální jednotku výkonu, původně zavedenou Jamesem Wattem. V této práci je také použito anglické označení HP (Horse Power). 1 ks představuje 0,7457 kW.

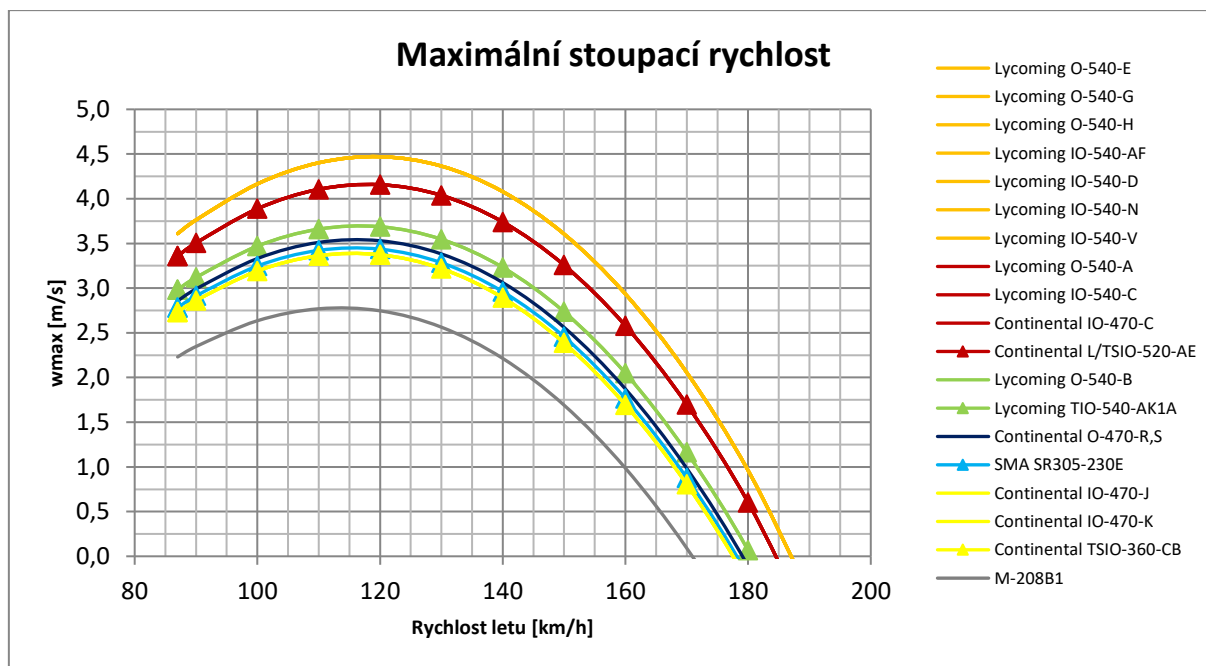
¹¹ Srov. Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958. Str. 4.

V rámci průmyslového projektu bylo také porovnáváno celkem 19 pohonných jednotek od tří světových výrobců. Hodnoceny byly parametry jako výkon, cena, životnost, spotřeba, hmotnost a další. Rozhodujícím parametrem byl index 14, který zobrazuje odhadovanou cenu jednoho výsadkového letu pro plně naložený letoun. V této ceně jsou zahrnuty náklady na palivo a na nákup a provoz dané pohonné jednotky. Veškeré další výsledky jsou k nalezení v průmyslovém projektu.



Graf 1: Porovnání zkoumaných pohonných jednotek v rámci průmyslového projektu.

Porovnávány byly ale i další výkonnostní parametry motorů. Mezi ty nejrelevantnější porovnávané hodnoty pro potřeby tohoto letounu patří maximální stoupací rychlost. Porovnání maximálních stoupacích rychlostí je k nahlédnutí na grafu 2. Dále byly šetřeny hodnoty maximální horizontální rychlosti, potřebné délky vzletu, tahové a výkonové charakteristiky, průběh maximální stoupací rychlosti s rostoucí výškou a maximální úhel stoupání.



Graf 2: Maximální stoupací rychlost v nulové výšce nad střední hladinou moře.¹²

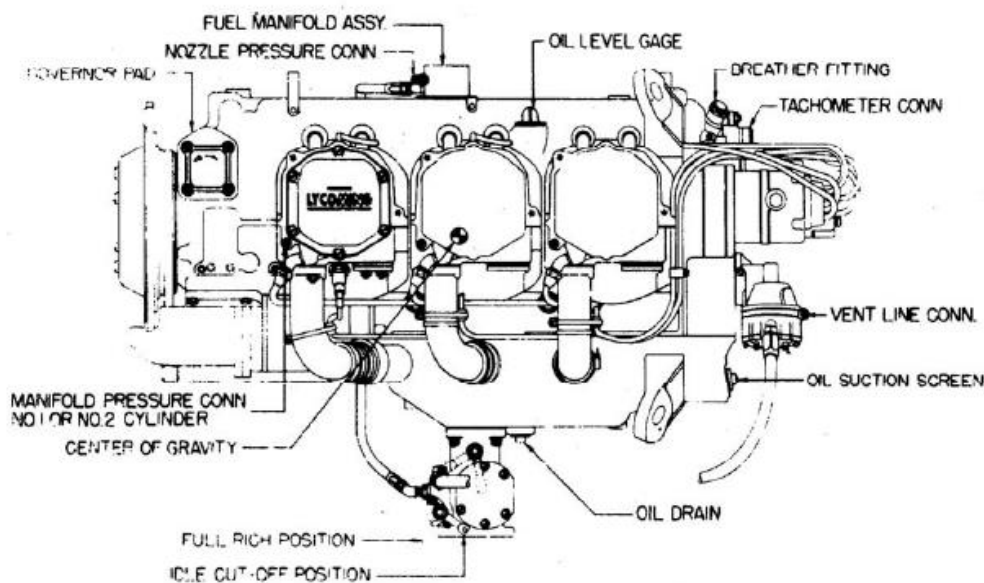
Ačkoliv byl v rámci průmyslového projektu vybrán motor Lycoming O-540-A jako vhodná volba pro přestavbu, na žádost zadavatele projektu byl vybrán motor **Lycoming IO-540-C4B5**, který má vyšší výkon, nižší spotřebu paliva, stejné otáčky motoru. Oproti motoru O-540-A však nemá schválené STC (Supplemental Type Certificate) agenturou EASA pro použití automobilního paliva. Avšak podle údajů výrobce je tento motor pro automobilní palivo schválen¹³ a podle zkušeností některých provozovatelů nezpůsobuje takový provoz žádné problémy. Je tedy předpokládáno, že motor Lycoming IO-540-C4B5 bude provozován na letecký benzín AVGAS 100LL (Aviation gasoline 100 low lead – letecký benzín 100 nízko olovnatý), ale do budoucnosti bude hledána cesta k získání STC k provozu na automobilový benzín.

Zvolená pohonná jednotka Lycoming IO-540-C4B5 je vyráběna americkým výrobcem Lycoming Engines. Jde o vzduchem chlazený čtyřdobý šestiválcový vzduchem chlazený motor s horizontálně protiběžnými válci o objemu 8874 cm³ s kompresním poměrem 8,5:1. Písmeno „I“ u označení motoru uvádí, že je použita vstřikovací soustava namísto karburátoru k dodání směsi do spalovacího prostoru. Maximální trvalý výkon je 250 HP při otáčkách motoru 2 575 ot/min. Spotřeba při tomto režimu je přibližně 77,6 l/h. Lycoming IO-540-C4B5 byl použit, kromě několika zahraničních letounů, na letounu českého výrobce ZLIN AIRCRAFT a.s.¹⁴ – Zlin 143 LSi.

¹² Jelikož je porovnávána stoupavost na úrovni střední hladiny moře, tak se křivky přeplňovaných a nepřepřňovaných motorů překrývají.

¹³ SERVICE INSTRUCTION No. 1070AB: Specified Fuels for Spark-Ignited Gasoline Aircraft Engine Models. Williamport, PA. 17701 U.S.A., 2020. Str. 7.

¹⁴ Firma založená v roce 1934 v Otrokovicích jako Zlínská letecká společnost, a.s. Později se objevuje pod názvem Moravan, n.p., Moravan a.s., Moravan Aviation s.r.o a ZLIN AIRCRAFT a.s.



Obr. 5: Lycoming IO-540-C, -D, -J, -N pohled ze strany.

1.5 Současný držitel typového certifikátu

Jak již bylo zmíněno v kapitole *1.1 Historie a vývoj letounu*, tak zrod letounu L-60 doprovázela spousta problému s pohonnou jednotkou. Ačkoliv existovaly návrhy řešení již v polovině roku 1957, v podobě použití některého motoru západního výrobce Lycoming a Continental, nebyly tyto návrhy z prestižních důvodů přijaty. V roce 1970 se do vyřešení tohoto problému pustil Aerotechnik Kunovice a vyvinul verzi L-60S s motorem AI-14R. Po jednání firem Aerotechnika, Slov-air a Státního leteckého institutu byla dohodnuta přestavba na motor M-462 s vrtulí V-520, tedy stejný motor, jaký má letoun Z-37 „Čmelák“¹⁵. Tato verze byla označována L-60SF.

Jelikož výrobce letounu Aero L-60 Orličan n.p. (národní podnik) a ani výrobce verze L-60S Aerotechnik již aktivně nefungují, typová certifikace byla převzata společností Evekto, jejíž součástí je společnost Aerotechnik od roku 1996. Současným držitelem typového certifikátu je tedy Evekto, s.r.o. (společnost s ručením omezením).

Evekto s.r.o. je firma se sídlem v Kunovicích, která vyrábí několik druhů lehkých sportovních letounů, včetně dvoumotorového letounu EV-55 Outback (obrázek 6), který je v současné době již několik let ve vývoji. Firma vznikla v roce 1970, kdy byla založena společnost Aerotechnik. Prvním letadlem vlastní výroby byl motorový kluzák L-13 Vivat a vírník A-70 Autogyro. Později se společnost začala zabírat údržbou a generálními opravami mnoha druhů letadel vyráběných u nás, jako například modely Zlín.¹⁶

¹⁵ Srov. ORLITA, Michal. L-60 Brigádýr a jeho modifikace s hvězdicovým motorem. In: Orлита [online]. 2008 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.orlita.net/160/>

¹⁶ Evekto-Aerotechnik. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Evekto-Aerotechnik>



Obr. 6: Letoun EV-55 Outback.

Evektor je v současné době organizací oprávněnou k projektování (DOA – Design Organisation Approval) malých letounů L-60, L-60S, L-60SF a jejich změn, velmi lehkého letounu EV-97 VLA a jeho změn, motorových kluzáků L-13 SW, SE, SDL, SEH, SDM, Vivat a jejich změn. Je tedy držitelem oprávnění DOA, oprávnění organizace k výrobě POA (Production Organisation Approval) a souhlasu **Úřadu pro civilní letectví** (ÚCL) s prováděním zkušebních letů (č.045/ZL).

2. POSTUP CERTIFIKACE

2.1 Certifikace letové způsobilosti a certifikace ochrany životního prostředí

Certifikací se rozumí postup, během kterého se osvědčuje shoda jeho vlastností s technickou specifikací. Jedná se o formu uznání, že dané letadlo a související výrobek, letadlová část či zařízení, je v souladu s použitelnými požadavky, včetně požadavků ustanovených Nařízením Evropského parlamentu a Rady Evropské unie (EU) 1139/2018¹⁷. V leteckém provozu se posuzuje zejména jeho bezpečnost na posádku, třetí osoby a v dnešní době se stále více posuzují i vlivy na životní prostředí. Výsledkem certifikace je vydání průkazu způsobilosti, schválení jiného dokladu, který se definuje jako osvědčení.

V tomto případě se jedná o netransferovaný letoun, tudíž se na něj nevztahují předpisy EASA, ale podléhá pouze národním předpisům. Konkrétně se jedná o předpis L 6 – *Provoz letadel*, L 8/A – *Letová způsobilost letadel – postupy* a směrnice vydané ÚCL.

Během certifikačních procesů každého letadla a souvisejícího výrobku, letadlové části či zařízení prochází tento objekt většinou z následujících procesů:

- Typová certifikace;
- Osvědčení letové způsobilosti;
- Zvláštní osvědčení letové způsobilosti;
- Osvědčení hlukové způsobilosti.

2.1.1 Typová certifikace

Prvním procesem, kterým musí každé nově vznikající letadlo projít, je typová certifikace. Úspěšným výsledkem typové certifikace je získání **typového osvědčení** (TC – Type Certificate) nebo **typového osvědčení pro zvláštní účely** (RTC – Restricted Type Certificate). Takový certifikát představuje dokument, kterým kompetentní autorita deklaruje, že žadatel prokázal shodu typového návrhu se všemi použitelnými požadavky. **Typovým návrhem** je pak myšlen soubor výkresů a specifikací, informací o konstrukci a materiálech, zkušebních protokolů, včetně záznamů o kontrolách zkušebních vzorků.

Kromě standardního certifikátu TC, kdy existuje shoda se základními požadavky, může být vydán i RTC. K tomu dochází v případech, kdy existují odchylky od základních požadavků, ale stále je zajištěna odpovídající bezpečnost s ohledem na předpokládané použití.

2.1.2 Osvědčení letové způsobilosti

Jelikož samotný TC neautorizuje letadlo k provozu, je v dalším kroku nezbytné získat **osvědčení letové způsobilosti** (OLZ), též označované jako CoA (Certificate of Airworthiness). Toto

¹⁷ Úřední věstník Evropské unie L 212: NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139. In: . Lucembursko: Úřad pro publikace Evropské unie, 2018, ročník 61, L 212/1. Dostupné také z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2018:212:FULL&from=CS>

osvědčení je vydáno na základě žádosti každé fyzické nebo právnické osobě, pod jejímž jménem je nebo bude letadlo zapsáno v leteckém rejstříku členského státu.

2.1.3 Zvláštní osvědčení letové způsobilosti

Kromě standardního OLZ může ÚCL vydat **Zvláštní osvědčení letové způsobilosti (ZOLZ)**, též označované jako R-CoA (Restricted Certificate of Airworthiness), nebo **povolení k letu (PtF - Permit to Fly)**. Vydání ZOLZ je stanoveno předpisem L 8/A ustanovením 2.7.6 *Vydání zvláštního osvědčení letové způsobilosti (ZOLZ)*. Vydání zvláštního osvědčení letové způsobilosti. Toto osvědčení je vydáno na základě žádosti jakékoliv fyzické nebo právnické osobě, pod jejímž jménem je nebo bude letadlo zapsáno v leteckém rejstříku členského státu.

Podle tohoto předpisu může ÚCL vydat ZOLZ pro krátkodobé použití ve smyslu PtF, a to v případech, kdy je letadlo způsobilé k bezpečnému provozu za přesně stanovených podmínek, ale nesplňuje, nebo u něj nebylo prokázáno, že splňuje, použitelné požadavky pro letovou způsobilost. Pro dlouhodobé použití je vydáno, pokud u letadla nebylo možné prokázat plnění předpisové základny v plném rozsahu, ale je s vyplývajícími omezeními zajištěna přijatelná míra bezpečnosti. Pro dlouhodobé použití rozlišujeme tři kategorie způsobilosti:

- a) Experimentální;
- b) Pro zvláštní účely;
- c) Pro omezené použití.

2.1.4 Osvědčení hlukové způsobilost

Postup vydání hlukového osvědčení je stanoven předpisem L 16/I – *Ochrana životního prostředí, svazek I – Hluk letadel*. Tento certifikát je vydán na základě žádosti každé fyzické nebo právnické osobě, pod jejímž jménem je nebo bude letadlo zapsáno v leteckém rejstříku členského státu.

2.2 Změny typového návrhu

Letadla pouze zřídka zůstávají v původní konfiguraci, v jakém vyjela z výrobního pásu. Důvody k tomu mohou být sice rozličné, všechny by však měly mít obdobný cíl, a to učinění jistého pokroku v podobě vyššího výkonu, vyšší produktivity, větší flexibility, nižších nákladů a podobně. V žádném případě by však nemělo dojít ke snížení úrovně bezpečnosti nebo aby modifikace degradovaly vlastnosti a schopnosti letadla. Jedním z postupů provedení zásahu do konfigurace letadla je prostřednictvím změny typového návrhu, což je změna oproti stavu, ve kterém typový návrh získal typové osvědčení.

Z hlediska schvalovacího postupu a z hlediska postupu této diplomové práce je zásadní klasifikace změn. Je totiž nutné určit, jak je změna v podobě výměny pohonné jednotky letounu předpisy klasifikována. Při jejich klasifikaci se posuzuje účinek změny na hmotnost, polohu těžiště, spolehlivost, provozní charakteristiky, hluk, únik paliva, výfukové emise, údaje o provozní schopnosti nebo jiné charakteristiky ovlivňující letovou způsobilost výrobku. Změny jsou tak klasifikovány jako:

- změny vyžadující nové typové osvědčení;
- změny typových osvědčení:
 - nevýznamné změny;
 - významné změny;
- standardní změny.

2.2.1 Změny vyžadující nové typové osvědčení

Podat žádost o změnu TC může držitel typového osvědčení po tom, co ÚCL shledá, že změna konstrukce, výkonu, tahu nebo hmotnosti je natolik rozsáhlá, že vyžaduje v podstatě úplné vyřešení vyhovění použitelné předpisové základně. Změny vyžadující nové TC definovány předpisem L 8/A ustanovením 3.1 *Změny vyžadující nové Typové osvědčení*.

2.2.2 Změny typových osvědčení

Změny v typovém návrhu jsou klasifikovány jako **nevýznamné** a **významné**. Nevýznamná změna je taková změna, která nemá podstatný účinek na hmotnost, polohu těžiště, pevnost konstrukce, spolehlivost, provozní charakteristiky, hluk, únik paliva, výfukové emise nebo jiné charakteristiky ovlivňující letovou způsobilost letadla, motoru nebo vrtule. Změny TC jsou podrobněji definovány předpisem L 8/A ustanovením 3.2 *Změny Typových osvědčení*.

Nevýznamné změny

Nevýznamné změny typového návrhu musí být klasifikovány a schváleny:

- a) ÚCL nebo
- b) odpovídajícím způsobem oprávněnou projekční organizací za použití postupu dohodnutého s ÚCL.

Významné změny

Žadatel o změnu, která je klasifikována jako významná, je povinen:

- ÚCL předložit dokladující údaje se všemi nezbytnými popisovými údaji;
- prokázat, že změněné letadlo, motor nebo vrtule vyhovuje použitelným požadavkům předpisové základny;
- prokázat vyhovění těmto požadavkům;
- vyhovět dalším bodům definovaným ustanovením 3.2.6 *Významné změny*.

Standardní změny

Standardní změny jsou stanoveny předpisem L 8/A ustanovením 3.7 *Standardní změny*. Smyslem těchto změn je snížení administrativní zátěže agentury. Na standardní změny se totiž nevztahují ustanovení 3.2, 3.3 *Doplňková typová osvědčení (STC)* a 3.6 *Modifikace* předpisu L 8/A. Takové změny mohou proběhnout bez zásahu agentury, což přináší značné úlevy pro vykonavatele změny i pro agenturu. Konkrétní postupy jsou uvedeny pod ustanovením 3.7.1. Provedení standardních změn je možné pouze na letadlech uvedených v ustanovení 3.7.3.

V praxi se standardní změny aplikují zejména při zástavbě a výměně „drobných zařízení a drobného vybavení“ jako je zástavba antén, odpovídače SSR (Secondary surveillance radar) módu S, výměna přístrojů pohonné jednotky a základních letových přístrojů apod. Poradním materiálem k této oblasti je **Certifikační specifikace (CS)** pro standardní změny a standardní opravy CS-STAN.

2.2.3 Doplnková typová osvědčení

O významnou změnu typového návrhu může žádat pouze držitel TC. Pokud by chtěla o významnou změnu žádat jakákoliv jiná fyzická nebo právnická osoba, musí tak učinit prostřednictvím STC. Žadatel o STC je povinen prokázat svoji způsobilost držením oprávnění DOA, vydaného ÚCL.

Práva a povinnosti žadatelů a držitelů STC a postup pro jejich schvalování je stanoven předpisem L 8/A ustanovením 3.3.

2.2.4 Modifikace

Kromě možnosti schválení změny TC je v České republice podle předpisu L 8/A ustanovení 3.6 možné žádat o schválení modifikace. Modifikace je tímto předpisem definována jako úprava jednotlivého výrobku oproti stavu, jímž byl definován v době, kdy mu byl vydán doklad letové způsobilosti. Úprava se nezaznamenává do výrobní dokumentace schváleného typu. Modifikace je úprava letadla provedená ve shodě se schválenou normou.

Žadatelem o schválení modifikace může být každá fyzická nebo právnická osoba. V případě, že modifikací navrhovaná změna typového návrhu je svým rozsahem taková, že by vyžadovala předložení žádosti o vydání nového Typového osvědčení (viz ustanovení 2.1.8, L 8/A), musí být žadatel držitelem DOA podle příslušných postupů ÚCL nebo o takové oprávnění zažádat. Modifikaci může ÚCL schválit pouze pro konkrétní letadlo definované výrobním číslem. Další povinnosti žadatele jsou uvedeny v ustanovení 3.6.

2.3 Klasifikace významné a nevýznamné změny

Kritéria hlavních rysů rozhodnutí pro posouzení modifikace jako významné nebo nevýznamné jsou stanoveny v dokumentu CAA-OLP-08/2009 v Doplněku A k Hlavě 5. Znění tohoto doplňku včetně odpovědí týkajících se této změny je ilustrováno obrázkem 7. Ačkoliv se jedná pouze o příklady ilustrativní a nikoliv všeobsahující, poslouží v rámci této práce k vytvoření představy o klasifikaci změny. Klasifikace změny podle L 8/A bod. 3.2.1 je přiložena v příloze 2. Pro každý bod je potřeba určit odpověď „ano“ nebo „ne“. Kladná odpověď naznačuje, že modifikace by měla být klasifikována jako významná.

Doplněk A k Hlavě 5 KRITÉRIA PRO KLASIFIKACI VÝZNAMNÝCH A NEVÝZNAMNÝCH MODIFIKACÍ A OPRAV

1. VŠEOBECNĚ

Následující kritéria naznačují v hlavních rysech rozhodnutí potřebná při posouzení modifikace nebo opravy jako významné nebo nevýznamné. Pro každou záležitost je zapotřebí určit, zda navrhovaná změna bude mít jiné než mizivé účinky. Otázky vyžadují odpovědi „ano“ nebo „ne“. Kladná odpověď na jednotlivou otázku naznačuje, že modifikace nebo oprava by měla být klasifikována jako významná. Uvedené příklady a zkoušky jsou pouze ilustrativní a nejsou zamýšleny jako všeobsahující.

2. KRITÉRIA

2.1 Všeobecně

Má být změna provedena jako alternativní prostředek vyhovění příkazu k zachování letové způsobilosti nebo jeho ekvivalentu? **NE**

2.2 Hmotnost a vyvážení

- a) Zahnuje změna revizi schválených omezení hmotnosti nebo mezí polohy těžiště? **NE**
- b) Vyžaduje změna umístění zátěže nebo použití jiných metod pro udržení těžiště v rámci schválených mezí? **ANO**

2.3 Výkonost a letové charakteristiky

Zahrnuje změna modifikace konfigurace letadla, které mohou:

- a) zvýšit odpor; **NE**
- b) změnit tah nebo výkon; **ANO**
- c) ovlivnit stabilitu nebo říditelnost; **NE**
- d) vnést třepetání (flutter) nebo vibrace; nebo **NE**
- e) změnit pádové charakteristiky v míře, v níž je nezbytné provést analýzy nebo zkoušky? **NE**

2.4 Konstrukční pevnost

- a) Týká se změna základní součásti konstrukce jako je rám, podélník, žebro, vzpěra nebo nosný potah? **NE**
- b) Týká se změna prvku konstrukce, který je určen jako součást vyhodnocení odolnosti proti poškození nebo únavy/bezpečnosti při poruše? **NE**
- c) Je součástí změny průřaz nebo změna přetlakové kabiny? **NE**
- d) Zahnuje změna zástavbu prvku s hmotností vyžadující přehodnocení konstrukce? **NE**
- e) Zahnuje změna zástavbu nebo modifikaci ochranné nádoby nebo zádržného systému zamýšleného pro ukládání předmětů o významné hmotnosti? **NE**
- f) Zahnuje změna opravy nebo modifikaci nosné konstrukce sedadel, popruhů nebo prostředků k jejich připevnění nebo jakéhokoli jiného zádržného vybavení pro osoby na palubě? **NE**
- g) Zahnuje změna náhradu materiálů? **NE**

2.5 Provoz pohonné jednotky

Má změna významný vliv na pohonnou jednotku nebo vrtuli nebo jejich příslušenství? **ANO**

2.6 Další vlastnosti ovlivňující letovou způsobilost

- a) Zahnuje změna vybavení, pro něž nejsou standardy výkonů, které již byly schváleny nebo přijaty úřadem pro letovou způsobilost? **NE**

- b) Má změna vliv na pravděpodobnost poruchových stavů, které můžou ztížit nebo zamezit bezpečnému pokračování letu nebo přistání? **NE**
- c) Má změna vliv na výhled pilota nebo snížení pilotovy schopnosti řídit letadlo? **ANO**
- d) Zahnuje změna úpravy vnitřního uspořádání nebo materiálů v kabině? **NE**
- e) Zahnuje změna systémy pro přetlakování kabiny nebo poskytování dýchacího kyslíku? **NE**
- f) Zahnuje změna řídicí plochy nebo autopilota? **NE**
- g) Zahnuje změna kritické nebo podstatné součásti elektrického systému, jako jsou generátory, alternátory, měniče, baterie, rozvodné sběrnice nebo jednotky ochrany a řízení sběrnic? **ANO**
- h) Má změna vliv na přístroje, ukazatele nebo jejich podsystémy, které poskytují navigační informace? **NE**
- i) Má změna vliv na přístroje, ukazatele nebo jejich podsystémy, které poskytují podstatné nebo kritické informace týkající se stavu letadla? **ANO**
- j) Má změna vliv na regulované nápisy? **NE**
- k) Má změna vliv na jakoukoli schválenou informaci obsaženou v letové příručce nebo ekvivalentním dokumentu? **ANO**

2.7 Další vlastnosti ovlivňující ochranu životního prostředí

Mění změna hluk vydávaný letadlem nebo charakteristiky emisí? **ANO**

2.8 Nestandardní postupy

Zahnuje změna postupy nebo techniky, které jsou nové nebo nevyzkoušené v navrhovaném použití? **NE**

Obr. 7: Klasifikace modifikace podle CAA-OLP-08/2009.

Bod 2.2 b)

Výměnou pohonné soustavy dojde ke snížení hmotnosti letounu a tím i ke změně centráže. Ačkoliv je kalkulováno s takovými úpravami, aby byla zachována poloha těžiště, tak k tomu bude pravděpodobně použito závaží na motorovém loži.

Bod 2.3 b)

Výměnou pohonné jednotky dojde k zvýšení výkonu z 220 HP na 250 HP. Tím dojde i k zvýšení tahu.

Bod 2.5

Změnou dojde k výměně pohonné jednotky včetně příslušenství definovaného dále.

Bod 2.6 c)

Jelikož bude nutné prodloužit motorové lože, aby byla zachována poloha těžiště, bude nutné prodloužit kryty motoru. Takový krok omezí výhled pilot z kabiny.

Bod 2.6 g)

Společně s pohonnou jednotkou bude instalováno další příslušenství jako je např. alternátor.

Bod 2.6 i)

V rámci přestavby bude nutné vyměnit nebo upravit některé přístroje poskytující motorové údaje jako např. ukazatel teploty hlav válců, teploty oleje apod.

Bod 2.6 k)

Změnou budou dotčeny mimo jiné například provozní údaje motoru.

Bod 2.7

Jelikož jsou podmínky týkající se hlukového znečištění stále přísnější, bylo s nimi počítáno již při výběru pohonné jednotky v průmyslovém projektu. U spalovacích motorů je několik zdrojů akustického tlaku (hluku), které mají menší či větší podíl na celkovém hluku motoru. Nejvýznamnějším zdrojem hluku je spalování směsi, které tvoří až jednu třetinu celkové hlučnosti motoru. Obecně platí, že přímé vstřikování (vstřikování paliva do spalovacího prostoru) produkuje větší hluk než nepřímé (palivo se nevstřikuje přímo do spalovacího prostoru).¹⁸ Jelikož má nový motor přímé a původní nepřímé vstřikování, lze předpokládat, že zde dojde k změně. Hluk je dále ovlivňován uložením a počtem válců. Protože se jedná v obou případech o motor s šesti protilehlými válci, tak zde nelze předpokládat významnější změnu. Rozdíl lze předpokládat u pracovních otáček motoru. Zatímco Walter M-208BI dosahuje maximálních vzletových otáček 3 000 ot/min, tak Lycoming O-540-A dosahuje 2 575 ot/min. Zde lze předpokládat nižší hodnotu hluku u motoru výrobce Lycoming.

Tato fakta vedou k tomu, že změna v podobě výměny pohonné jednotky na letounu L-60 by se měla klasifikovat jako významná změna. Nicméně v dokumentu CAA-OLP-08/2009 ustanovení 5.2.4 *Základna pro schvalování* se uvádí, že instalace náhradního motoru používajícího stejný princip vytváření tahu na letadle by mohla být příkladem modifikace, která by obvykle **nebyla** považována za významnou.¹⁹ Rozhodnutí tedy závisí na ÚCL.

2.4 Rozhodnutí o způsobu certifikace

V této kapitole jsou rozebrány možnosti schválení změny provedené na letounu, aby byla zachována jeho letuschopnost i po provedení remotorizace. Z tohoto rozboru vychází, že pro případ tohoto projektu existují 4 možnosti schválení změny a to:

- a) vydání nového TC
- b) schválení změny TC;
- c) vydání STC;
- d) schválení modifikace.

Při zpracování tohoto projektu není zamýšleno nad plošnou výměnou pohonných jednotek na letounu L-60. Projekt se zaměřuje na konkrétní letoun fyzické osoby s výhledem na nekomerční provoz po dokončení. Jelikož se jedná o historický letoun, který je provozován jen ve velmi malém počtu a smyslem remotorizace je jeho pouhé udržení v letuschopném stavu, není ani pravděpodobné získání grantu na provedení projektu. Z těchto důvodů je projekt zaměřen na nízké finanční náklady.

O vydání nového TC a o schválení významné změny může žádat pouze držitel TC, kterým je v současné době je Evector s.r.o. Po konzultaci projektu s vedoucím letové způsobilosti panem Ing. Dudou byla tato cesta posouzena jako finančně velmi nákladná a pro zmíněnou firmu neatraktivní. Z tohoto důvodu bylo od této možnosti ustoupeno.

¹⁸ Srov. KLEČACKÝ, Ondřej. *Vliv režimu práce motoru mobilních energetických prostředků na hladinu akustického tlaku*. České Budějovice, 2015. Str. 53-55. Diplomová práce. Jihočeská univerzita v Českých Budějovicích, Zemědělská fakulta. Vedoucí práce Ing. Marie Šístková, CSc.

¹⁹ Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti - Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Str. B-5-2.

Získání STC nevyžaduje od žadatele držení TC, přesto zde existuje požadavek na prokázání způsobilosti držením oprávnění organizace k projektování. I tento způsob certifikace je finančně nákladný, proto bylo od této možnosti ustoupeno.

Realizace v podobě schválení modifikace požaduje po žadateli držení oprávnění DOA pouze v případě, kdy je ÚCL shledáno, že modifikace je svým rozsahem tak rozsáhlá, že by vyžadovala žádost o vydání nového typového osvědčení (viz 2.1.8). Po konzultaci projektu s ředitelem odboru certifikace a inženýringu panem Ing. Markem Lapišem, Ph. D. bylo předběžně shledáno, že kroky projektu nevyžadují po žadateli oprávnění DOA a že cesta v podobě modifikace jednoho konkrétního letounu bude nejvhodnější. V diplomové práci bude tedy v následujících kapitolách k přestavbě přistupováno z hlediska certifikace jako k modifikaci.

2.5 Postupy schvalování modifikace

Aby mohlo dojít k schválení modifikace na konkrétním letounu, musí žadatel předložit ÚCL návrh modifikace, návrh předpisové základny, tj. předpisových požadavků, jejichž plnění musí být prokázáno v souvislosti s modifikací a návrhy změny všech dokumentů schvalovaných ÚCL, které jsou v souvislosti s provedením modifikace nezbytné.²⁰

Smyslem tohoto schvalovacího procesu je prokázáním, že modifikace letadla vyhovuje platným požadavkům na letovou způsobilost přijaté státem zápisu do rejstříku. K tomu musí být dodrženy postupy, které zajistí uchování podstatných údajů, které dokazují dodržení takových požadavků. Postup provádění jakékoliv modifikace v souladu s metodami schválenými státem zápisu do rejstříku je popsán v dokumentu *CAA-OLP-08/2009 Hlava 5 – Modifikace a opravy*²¹.

Po žadateli o schválení významné modifikace je požadováno, aby měl řádné znalosti o konstrukčních principech použitých na typu letadla, které je modifikováno. Nutná je spolupráce a dohled nad návrhem modifikace ze strany kvalifikovaných zástupců organizace zodpovědné za Typový návrh. Toto je požadováno z důvodu potřeby přístupu k analýzám a záznamům o zkouškách z původního typového osvědčení leteckého výrobku.²² Z tohoto důvodu autor blízce spolupracoval s firmou Evektor s.r.o., která je držitelem typového osvědčení a díky ní byl zajištěn přístup k informacím o letounu.

Jak již bylo zmíněno v kapitole 2.3 *Zařazení změny*, tak pokud by ÚCL shledal změnu jako nevýznamnou, tak by se měla považovat základna pro schvalování zaznamenaná v příloze k typovému osvědčení za vhodnou. Napříč tomu je důležité, aby byly řádně posouzeny účinky změny. Je potřeba dbát na všeobecné charakteristiky letounu, jako je výkonnost, ovladatelnost, nouzové prostředky, ochrana proti požáru, konstrukční celistvost, a odolnost v případě havárie.²³

²⁰ Srov. Letecký předpis L 8/A: Letová způsobilost letadel – postupy. Praha: Úřad pro civilní letectví, 2009. Str. 3-5.

²¹ Poradní oběžník PO/ST - 20 - 6: Přijatelné způsoby průkazu & Poradní materiály pro schvalování změn typových návrhů podle národního předpisu letové způsobilosti L8/A, Hlava 3. Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2006. Dostupné také z:

https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/06/PO-ST-20-6_prijatelne_zpusoby_prukazu_Zmena_1.pdf?cb=42f987fd00c3575a03d6d86d27a0368

²² Srov. Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti – Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Hlava 5, str. B-5-1.

²³ Tamtéž. Str. B-5-2.

Osoba nebo organizace zodpovědná za návrh modifikace musí:

- a) „vyhotovit pro každého zamýšleného uživatele přinejmenším jednu sadu jakýchkoli změn nebo doplňků k letové příručce nebo instrukcí pro zachování letové způsobilosti vzniklých při získávání schválení návrhu a každému uživateli dal k dispozici následně změny těchto dokumentů;
- b) pokud provozní zkušenost ukáže bezpečnostní nedostatky modifikace nebo opravy:
 - 1) okamžitě o nedostatku uvědomit úřad pro letovou způsobilost;
 - 2) připravit patřičné změny návrhu a dát je k dispozici úřadu pro povinné úkony k zachování letové způsobilosti; a
 - 3) dát podrobné údaje týkající se změn k dispozici všem provozovatelům výrobku, jehož se týká povinný úkon.“²⁴

2.5.1 Postupy

Dokument CAA-OLP-08/2009 definuje taktéž postupy schválení modifikace, která ještě nebyla schválena nebo přijata. V takovém případě je vyžadováno, aby byly provedeny následující činnosti:

- a) „provedení všech analýz, výpočtů a pozemních testů nezbytných pro zjištění dodržení platných standardů letové způsobilosti a životního prostředí;
- b) provedení všech letových zkoušek nezbytných pro zjištění dodržení platných standardů letové způsobilosti a životního prostředí;
- c) příprava všech nezbytných dokumentů;
- d) zjištění, že modifikace může být zastavěna do výrobku v souladu s výkresy a instrukcemi; a
- e) zjištění, že instrukce pro provoz a údržbu poskytují adekvátní informaci pro bezpečný provoz a zachování letové způsobilosti výrobku.

Navíc musí žadatel dovolit úřadu pro letovou způsobilost jakékoli prohlídky a jakékoli letové nebo pozemní zkoušky, které jsou podle názoru úřadu nezbytné pro potvrzení dodržení platných standardů letové způsobilosti a životního prostředí.“²⁵

2.5.2 Letové zkoušky

K prokázání dodržení platných standardů letové způsobilosti, nebo prokázání, že letové charakteristiky zůstávají přijatelné, se může postupovat vyzkoušením modifikovaného letounu za letu. Některé případy změn návrhu, které normálně vyžadují letové zkoušky a které by mohly být ovlivněny změnou, které se týká tato práce, jsou uvedeny níže:

„**Letové charakteristiky.** Posouzení letových zkoušek je obvykle vyžadováno, pokud modifikace může ovlivnit letové charakteristiky včetně následujících:

²⁴ Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti – Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Hlava 5, str. B-5-3.

²⁵ Tamtéž. Str. B-5-4.

- a) ovladatelnost a řiditelnost;
- b) vyvážení;
- c) stabilitu (statickou a dynamickou);
- d) pády;
- e) vývrtky (jsou-li možné);
- f) charakteristiky řízení na zemi nebo na vodě; a
- g) různé letové charakteristiky, jako jsou vibrace a třepání (buffeting), charakteristiky při vysokých rychlostech nebo mimo vyvážení.²⁶

„**Výkonnost.** Letové zkoušky jsou normálně vyžadovány, pokud modifikace má významný vliv na vztlak letadla, odpor, instalovaný tah, maximální hmotnost, charakteristiky pozemního tření nebo účinnosti brzd. Dopad modifikace na výkonnost letadla musí být uvažován ve všech příslušných oblastech, kam mohou patřit:

- a) pádové rychlosti;
- b) instalovaný výkon nebo tah;
- c) vzletová rychlost a přistávací rychlost;
- d) délky vzletu a délky přerušeného vzletu;
- e) délky přistání;
- f) výkonnost stoupání při vzletu, přiblížení a přistání;
- g) polohová chyba ukazatele vzdušné rychlosti; a
- h) polohová chyba výškoměru.²⁷

„**Provoz systému.** Letové zkoušky mohou být vyžadovány po modifikaci jakéhokoli systému letadla, který nebyl výše diskutován. Při zvažování potřeby letových zkoušek musí být příčiny poruchy posouzeny do úrovně, v níž se předpokládá porucha po odbavení letadla se systémem mimo provoz, jak je povoleno v základním seznamu minimálního vybavení. Ve většině případů je primárním cílem letových zkoušek:

- a) potvrdit, že modifikovaný systém vykonává svojí zamýšlenou funkci a má uspokojivé provozní charakteristiky;
- b) potvrdit, že modifikovaný systém neinterferuje s funkcí ostatních systémů letadla; a
- c) zajistit, že jsou zdokumentovány příslušné postupy pro nové vybavení spolu se změnami postupů pro ostatní systémy letadla.²⁸

2.5.3 Změny letové příručky

Součástí schválení modifikace obvykle vyžaduje změnu letové příručky. Typicky je tento požadavek splněn vytvořením doplňku/dodatku²⁹, který zahrnuje změny nebo dodatky k základním informacím obsaženým v letové příručce. Dodatek, změna nebo obměna letové příručky se vyžadují, pokud je splněna kterákoliv z následujících podmínek:

²⁶ Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti – Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Hlava 5, str. B-5-4.

²⁷ Tamtéž.

²⁸ Tamtéž. Str. B-5-5.

²⁹ Vzorový formát dodatku letové příručky je k nalezení v poradním oběžníku PO/ST-20-6 str. D3/8 - D7/8.

- a) „zkoušky nebo analýzy ukázaly změny v provozních omezeních modifikovaného letadla, jako jsou:
 - 1) snížení maximálních provozních rychlostí;
 - 2) změna hmotnosti a rozsahu vyvážení;
 - 3) změna provozních omezení motoru;
 - 4) snížení maximální provozní výšky;
 - 5) omezení na provoz modifikovaného letadla (např. pouze denní VFR, mimo tvorbu námrazy); a
 - 6) změny omezení systému (např. zvýšení minimální výšky zapojení autopilota);
- b) letové zkoušky prokázaly potřebu nebo změny systému si vyžádaly změny normálních, mimořádných nebo nouzových postupů; nebo
- c) modifikací se změnila charakteristiky výkonů. Některými příklady jsou:
 - 1) kalibrace systému statického tlaku;
 - 2) pádové rychlosti;
 - 3) vzletový nebo přistávací výkon nebo obojí; nebo
 - 4) výkonnost ve stoupání.“³⁰

2.5.4 Dokumentace

Žadatel o schválení modifikace musí zajistit veškeré nezbytné dokumenty. To může zahrnovat:

- a) „základní seznam dokumentace detailně uvádějící jednotlivé výkresy a specifikace definující návrh změny;
- b) výkresy a instrukce nezbytné pro zástavbu návrhu změny na výrobek;
- c) program vyhovění;
- d) technické zprávy, které obsahují analýzy, kalkulace a výsledky zkoušek použitých k určení, že modifikovaný výrobek vyhovuje základně pro schvalování; 1. vydání B-5-5 20.01.2009 HLAVA 5 CAA-OLP-08/2009
- e) záznam o změně hmotnosti a ramene momentu, když je návrh změny zastavěn na letecký výrobek;
- f) záznam o změnách elektrické zátěže, když je návrh změny zastavěn na letadlo; g) doplněk schválené letové příručky; a
- g) doplňky:
 - 1) instrukcí pro údržbu;
 - 2) instrukcí pro zachování letové způsobilosti; a
 - 3) instrukcí pro opravy.“³¹

2.5.5 Vydání schválení

ÚCL může schválit modifikaci nebo autorizovat schválením jeho jménem, pokud:

- a) „žadatel prokázal úřadu, že letecký výrobek se zastavěnou změnou dodržuje:
 - 1) základnu pro schvalování;

³⁰ Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti – Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Hlava 5, str. B-5-5.

³¹ Tamtéž. Str. B-5-5 – B-5-6.

- 2) požadavky úřadu na poskytnutí technických dat a dokumentace; a
- b) podle názoru úřadu návrh nemá žádné nebezpečné vlastnosti.“³²

2.5.6 Uchování záznamů

Provozovatel letounu musí uchovávat záznamy dostatečné pro:

- a) „identifikaci modifikace nebo opravy, která byla klasifikována jako nevýznamná;
- b) záznam její polohy na letounu;
- c) záznam o změnách hmotnosti a momentu, jsou-li důležité; a
- d) záznam o uvolnění do provozu.“³³

³² Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti – Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009. Hlava 5, str. B-5-6.

³³ Tamtéž. Str. B-5C-2.

3. VÝBĚR VRTULE

Výběr vrtule nespadá mezi cíle této práce, avšak z důvodu pozdějších výpočtů bylo nutné vybrat vhodnou vrtuli. Jedním z rozhodujících faktorů pro výběr vrtule je její průměr. Současná vrtule VR-411 má průměr 2,752 m a hmotnost 51 kg. Točivý moment od klikové hřídele je přenášen na vrtuli přes reduktor se soustředným planetovým převodem s diferenciálními satelity. Redukční poměr mezi klikovou hřídelí a vrtulí je 1:0,55172. Při maximálních otáčkách motoru 3 000 ot./min. dosahuje vrtule otáček 1 655 ot./min.

Z hlediska centráže je pro nás podstatné najít vrtuli o stejné, nebo vyšší hmotnosti. Těžiště vrtule se nachází na poměrně dlouhém rameni, tudíž je hmotnost vrtule a z toho vycházející moment podstatný z hlediska zachování polohy těžiště v určených mezích. Většina dnešních listů vrtulí se vyrábí ze slitin hliníku, nebo se jedná o kompozitní materiály. V obou případech se dostaneme na podstatně nižší výslednou hmotnost sestavy vrtule, než jak je tomu u celokovové vrtule VR-411. Vhodná vrtule by měla mít celkovou hmotnost, co nejbližší hmotnosti původní vrtule.

Počet listů vrtule byl zvolen na tři. Větším počtem listů je dosažen větší tah při malých rychlostech. Jelikož úmyslem provozu letounu po přestavbě není dosažení vysoké cestovní rychlosti, ale většího tahu a tím stoupavosti letounu při výsadečkové činnosti. Větší počet listů vede k nižší hlučnosti a také k vyšší hmotnosti, která má v tomto případě pozitivní dopady. Nevýhodou je mírné snížení účinnosti vrtule.

Díky reduktoru v původní konfiguraci může být v součinnosti s motorem použita i takto rozměrná vrtule, aniž by došlo k překročení lokální rychlosti zvuku. Zvolená pohonná jednotka pro novou konfiguraci nemá reduktor, tudíž musí být maximální průměr vrtule omezen, na maximální obvodovou rychlost rovnu 0,8 M (mach). Překročením této rychlosti dochází ke vzniku rázových vln na koncích listů, což výrazně zvyšuje profilový odpor a tím snižuje účinnost a zvyšuje hluk vrtule.³⁴ Maximální průměr vrtule při dodržení hranice 0,8 M vypočteme následovně:

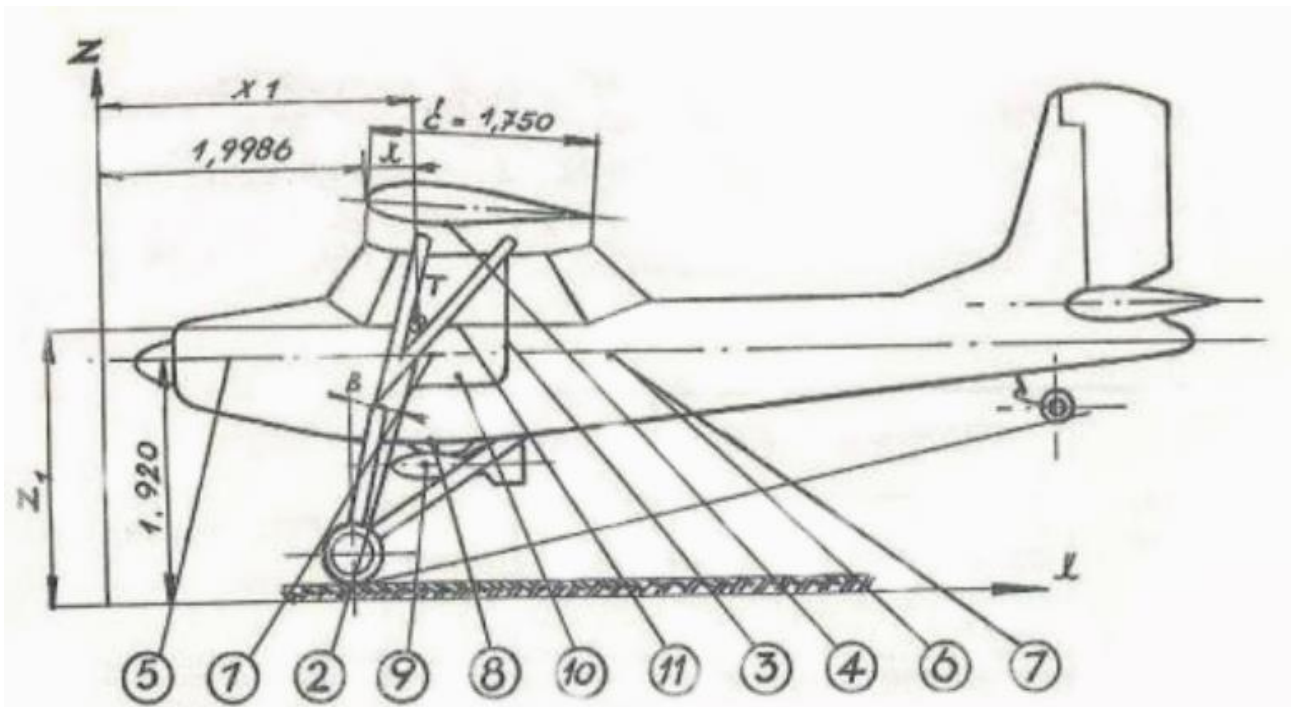
$$D = \frac{0,8 \cdot l_{ss}}{\pi \cdot n} = \frac{0,8 \cdot 340}{\pi \cdot 42,083} = 2,057m \quad (1)$$

kde:

D [m] průměr vrtule;
 l_{ss} [m/s] místní rychlost zvuku;
 n [ot/s] otáčky vrtule.

Předpis CS-23 dále požaduje, aby vzdálenost konců listů od země u letadel se záďovým podvozkem byla 23 cm. Na obrázku 8 je patrné, že vzdálenost osy vrtule od země je 1,920 m. Po odečtení minimální vzdálenosti dané předpisem se dostaneme na hodnotu 1,690 m, což představuje maximální možný poloměr vrtule omezený předpisem. Výsledný průměr 3,380 m, přesahuje omezení dané maximální obvodovou rychlostí, tudíž splňujeme tento požadavek.

³⁴ Srov. DANĚK, Vladimír a Karol FIEĀKOVSKÝ. Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4449-4. Str. 295.



Obr. 8: Schéma pro výpočet polohy těžiště letounu L-60.

Z hlediska vhodnosti vrtule a zvolené pohonné jednotky bylo využito vztahu³⁵, který odhaduje průměr vrtule jako funkci výkonu motoru. Pro třílistou vrtuli je ve tvaru:

$$D = 18\sqrt[4]{P} = 18\sqrt[4]{250} = 76,35 \text{ inch} = 193,92 \text{ cm} \quad (2)$$

kde:

P [hp] výkon motoru v koňských silách.

Z hlediska vhodné použitelnosti vrtule je vhodné najít takovou vrtuli, která již byla certifikována s danou pohonnou jednotkou. Výhodnou je vyhnout se celému procesu takové certifikace, která musí být prováděna ve spolupráci s výrobcem pohonné jednotky, výrobcem vrtule a agenturou.

Vrtule, která splňuje veškeré výše uvedené požadavky, je **HC-E3YR-1** s vrtulovými listy F7663D-2Q.³⁶ Jde o třílistou hydraulicky stavitelnou vrtuli s mechanismem schopným provozu v režimu „Constant Speed“. Listy této vrtule není možné praporovat³⁷. Vrtule je pravotočivá a tažná.

³⁵ RAYMER, Daniel P. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 0-930403-51-7. Str. 219.

³⁶ MANUAL REVISION TRANSMITTAL: Manual 159, Application Guide. Piqua, Ohio 45356-2634 U.S.A: HARTZELL PROPELLER, 2022. Str. 5, Rev. 80 May/22 – L.

Dostupné také z: <https://hartzellprop.com/MANUALS/159-0000-A.pdf>

³⁷ Praporování se využívá zejména u vícemotorových vrtulových letounů v případech, kdy dojde k vysazení jednoho motoru. Praporování znamená, že se vrtule přestaví na hrubší úhel (90°), kdy má vrtule nejmenší odpor.



Obr. 9: Vrtule Hartzell HC-E3YR-1RF s odlišnými vrtulovými listy F7673DR-0.

Tab. 2: Technické specifikace vrtule Hartzell HC-E3YR-1.

Maximální trvalý výkon:	231,2	[kW]
Maximální trvalé otáčky:	2 800	[ot/min]
Maximální vzletový výkon:	231,2	[kW]
Maximální vzletové otáčky:	2 800	[ot/min]
Limity průměru:	198,1 – 170,2	[cm]
Přibližná maximální celková hmotnost:	34,2	[kg]
Materiál listů:	slitiny hliníku	[-]

Stejná vrtule se stejným motorem je instalována na letounu Renegade Lake La 250. V tomto případě ale pracuje motor v tlačném režimu, proto jsou zde použity odlišné listy vrtule, které jsou pro tento režim vhodné.

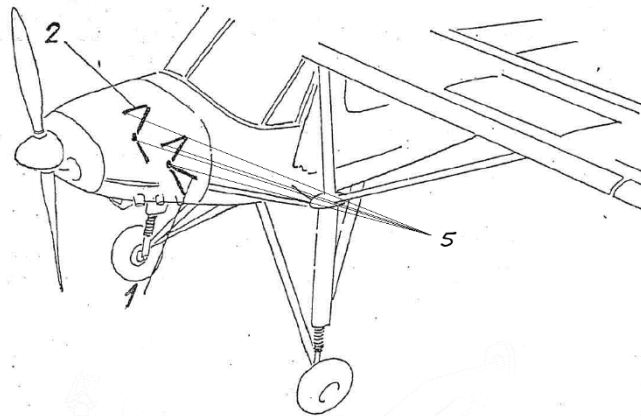


Obr. 10: Letoun Renegade Lake La 250.

4. KONSTRUKČNÍ NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE

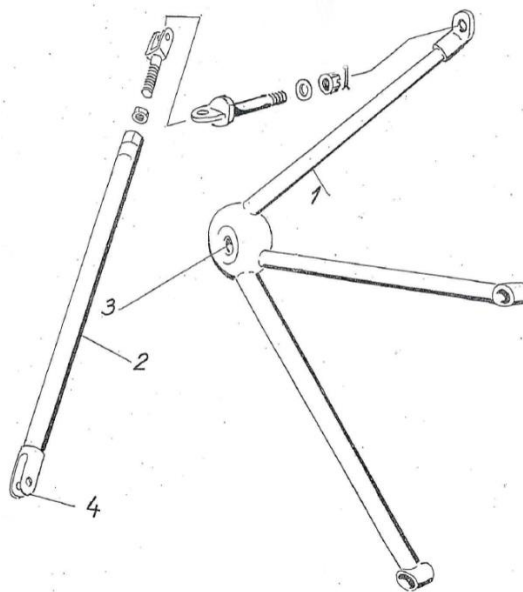
Motorové lože je spojovacím článkem mezi drakem letadla a pohonnou jednotkou. Konstrukcí motorového lože je zajištěna poloha motoru vůči draku a zároveň přenáší veškerá zatížení vyvolané motorem. Kromě přenášení tahu a zatížení na drak letounu, zajišťuje dostatečné tlumení vibrací motoru. Obecné požadavky na motorové lože tak spočívají v dostatečné pevnosti a tuhosti při co nejnížší hmotnosti.

Jak je vidět na obr. 11 a 12, tak motor M-208BI je na letounu L-60 uchycen čtyřmi čepy (5) v tlumicích vložkách motorové skříně. Tlumicí vložky jsou konstruovány tak, že zajišťují dostatečné utlumení vibrací motoru. Motorové lože je svařeno z ocelových trubek vysoké pevnosti. Pět závěsných bodů motorového lože je spojeno s trupem svorníky.



Obr. 11: Motorové lože letounu L-60.

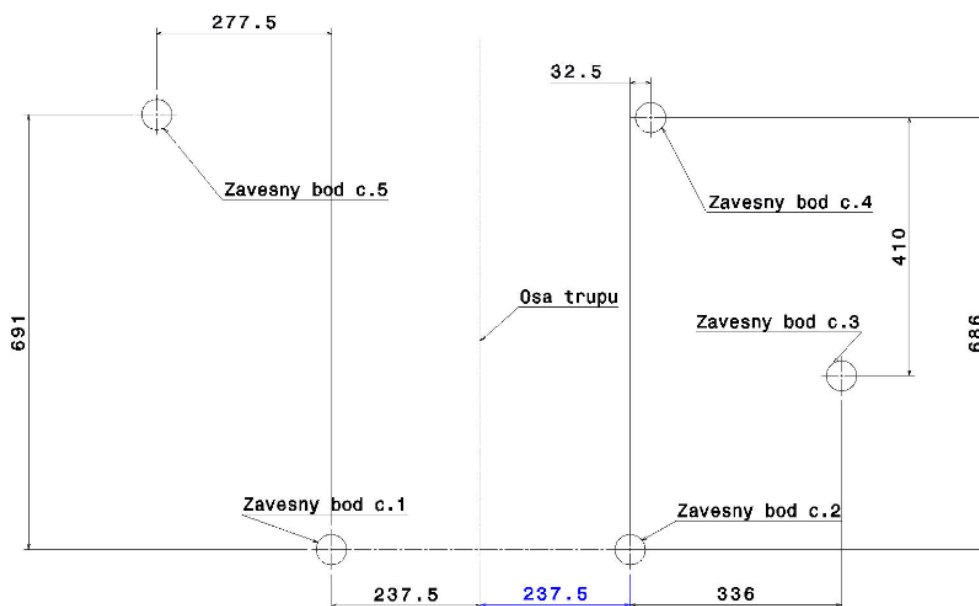
1. Kozlík motorového lože – levý, 2. Táhlo, 5. Místa uchycení motoru čepy.



Obr. 12: Motorové lože letounu L-60.

1. Kozlík motorového lože – levý, 2. Táhlo, 3. Otvor pro čep motoru, 4. Vidlice pro oko motoru

Jelikož se jedná o přestavbu letounu, je nutné respektovat původní geometrii požární přepážky a polohu připojovacích uzlů. Poloha těchto uzlů byla získána z výkresu L60.601, který byl poskytnut firmou Evektor s.r.o. Schématický výkres je k nahlédnutí v obrázku 13.

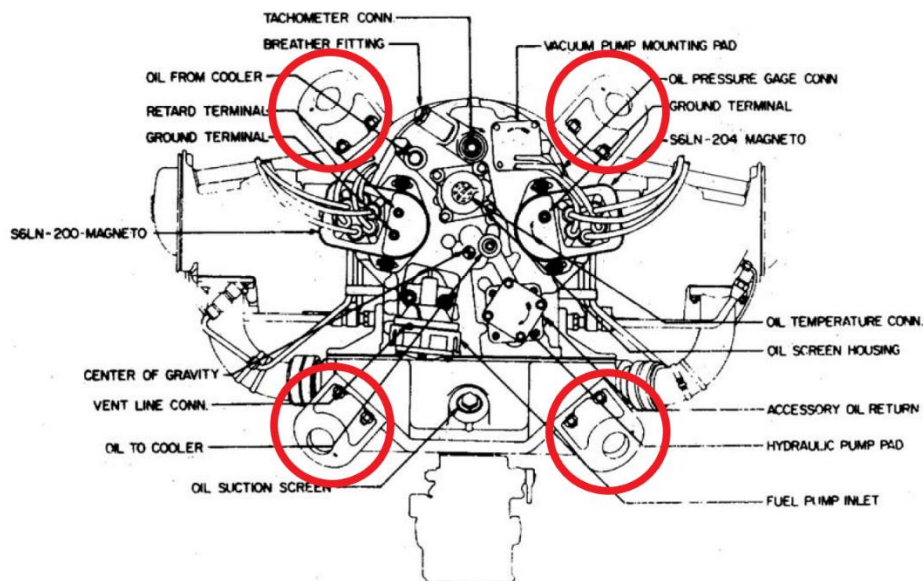


Obr. 13: Poloha připojovacích bodů na protipožární přepážce.

4.1 Uchycení pohonné jednotky

Součástí motoru jsou čtyři montážní držáky, které jsou přizpůsobeny pro dynafokální³⁸ motorové lože typu 1. U typu 1 jsou držáky skloněny o 30° vůči rovině kolmé na osu vrtule. Vzdálenost těchto úchytů od sebe je 13,290 palců (337,48 mm) horizontálně a 10,637 palců (270,09 mm) vertikálně. Držáky jsou umístěny na zadní straně motoru, dva na zadní horní části klikové skříně a dva na zadní části olejové vany. Podle výrobce motoru jsou tyto držáky schopny přenášet zatížení až 10 g, což odpovídá požadavkům FAA FAR.

³⁸ Dynafokální motorová lože jsou mnohem pevnější než průměrná kónická motorová lože, protože se vyznačují vysokou schopností potlačovat vibrace motoru a udržovat tok síly vytvářené točivým momentem. Tato lože jsou navrženy na základě gravitačních bodů, které se v letadle mohou lišit od jedné roviny k druhé. Samotná konstrukce je postavena ve tvaru prstence, což zvyšuje pevnost konstrukce, ale omezuje přístup pro instalaci a opravy.



Obr. 14: Lycoming IO-540-C, -D, -J, -N.

V místě kontaktu musí být umístěny pružné pryžové úchyty (silentbloky), které slouží k tlumení vibrací. Blok motoru je připevněn k loži šroubovými spoji, mezi kterými se nachází zmíněné silentbloky. Certifikované silentbloky je možné zakoupit ve specializovaných prodejnách. Pro motor Lycoming IO-540-C4B5 je nutné použít silentbloky označené jako Barry P/N 94011-02, které jsou používány na letounech Piper se stejným motorem. Jejich cena se pohybuje okolo 160 \$ za jeden kus. Součástí tohoto výrobku jsou dvě poloviny silentbloku a jeden vymezovač. Šrouby a podložky je nutné zakoupit zvlášť.



Obr. 15: Silentblok motorového lože a motoru pro letouny Piper.

Dynafokální prstenec je běžně dostupný u prodejců letadlových dílů. Výhodou je ověřená konstrukce, která nepotřebuje žádné další úpravy. Výhodou je také komptabilita se sendvičovou sestavou, která plní funkci silentbloků. Standardní dynafokální prstenec je tvořen ohýbanými a řezanými trubkami se čtyřmi závěsnými domky o vnitřním průměru 2-3/4" (70 mm). Prstenec je kompletně svařen a je připraven k přivaření motorového lože. Tento prstenec je však možné použít pouze pro motory Lycoming řady 360 a nižší, které mají na motoru závit, ve kterém se nachází šroub silentbloku a silentblok je umístěn v domku na prstenci. Motory řady 540 však mají tyto domky pro

silentbloky na motoru a šroub je tím pádem usazen v úchytu motoru na prstenci. Ačkoliv existují i prstence s uspořádáním pro motory řady 540, autor nebyl schopen nalézt dostupný kus, který by byl ověřen, nebo alespoň aplikován na některém z motorů dané řady. Obrázek 16 tedy slouží pouze k vytvoření představy o konstrukci dynafokálního prstence.



Obr. 16: Předsvařovaný dynafokální prsteneček od evropského dodavatele leteckých dílů.

4.2 Hmotový a centrážní rozbor

Jelikož nová pohonná jednotka má celkovou hmotnost nižší oproti původní jednotce, je nezbytné změnit délku motorového lože, aby byla zachována poloha těžiště prázdného letounu. Stejně je tomu i u vrtule, která má rovněž nižší hmotnost než původní vrtule VR-411. Oproti tomu je předpoklad, že nové motorové lože bude mít vyšší hmotnost než původní.

4.2.1 Hmotnost a poloha těžiště motoru

Podle údajů výrobce je suchá hmotnost motoru (včetně veškerého příslušenství kromě alternátoru) IO-540-C4B5 je 404 lb³⁹ (183,3 kg). Objem olejové nádrže je udáván jako 12 U.S Qts. (11,3 l). Při hustotě 875 kg/m³ u výrobcem předepsaného oleje SAE 50 se dostaneme na hmotnost 9,9 kg. Nový i původní motor má tzv. mokrou klikovou skříň, u které se olejová nádrž nachází ve spodní části motoru. Alternátor ALX-8521, který není započten v suché hmotnosti motoru, má hmotnost 6,3 kg. Celková suchá hmotnost je rovna 189,6 kg.

Instalační a provozní manuál nebylo možné z žádných dostupných zdrojů získat, proto odhad polohy těžiště pohonné jednotky vychází z instalačního manuálu, který je určen pro pohonnou jednotku O-540-A4E5.⁴⁰ Tato pohonná jednotka je však svými parametry dostatečně podobná námi

³⁹ Stará jednotka hmotnosti odvozená z latinského *pondo na libra pondo*.

⁴⁰ LYCOMING. O-540-A4E5 Series Engine Installation and Operation Manual. Lycoming, 2012.

zvolené jednotce, tudíž by finální rozdíly měly být zanedbatelné. V každém případě je možné stejný postup použít pro správnou pohonnou jednotku po dodání instalačního manuálu a následně zhodnotit výsledný rozdíl, případně provést upravený výpočet. Poloha těžiště motoru (zahrnující startér a alternátor) vzhledem k ose hnací hřídele uvedena je v tabulce 4. Počátek souřadného systému je v tomto případě posunut do průsečíku osy vrtule s přední hranou motoru.

Tab. 3: Hmotnost a poloha těžiště Lycoming O-540-A4E5.

	Suchá hmotnost [kg]	X_T [mm]	Y_T [mm]	Z_T [mm]
O-540-A4E5	184,00	-445,00	-3,81	30,10

4.2.2 Hmotnost a poloha těžiště motorového lože

Údaje o poloze těžiště a hmotnosti motorového lože jsou převzaty z modelu vytvořeného v programu CATIA V5. Převzaté hodnoty jsou uvedeny v tabulce 5.

Tab. 4: Hmotnost a poloha těžiště motorového lože.

	Hmotnost [kg]	X_T [mm]	Y_T [mm]	Z_T [mm]
Motorové lože	14,91	312,60	2,56	81,83

4.2.3 Hmotnost a poloha těžiště vrtule

Údaje o poloze těžiště jsou odhadnuty a hmotnost vrtule se zmíněnými listy byla převzata z typového certifikátu vrtule.⁴¹ Hodnoty jsou uvedeny v tabulce 6.

Tab. 5: Hmotnost a poloha těžiště vrtule.

	Hmotnost [kg]	X_T [mm]	Y_T [mm]	Z_T [mm]
Vrtule	34,20	80,00	0,00	0,00

4.2.4 Poloha těžiště letounu

Termín centráž definuje polohu těžiště letounu v % SAT (Střední aerodynamická tětíva) vzhledem k vztažné rovině. Vztažná rovina, či vztažný bod je volitelně určená referenční rovina, vůči které se počítají momenty jednotlivých sil na letadle. Vztažnou rovinou bývá většinou vrchol kužele vrtule, jak je tomu v případě letové příručky a směrnice pro pilota letounu L-60, ale může být zvolena i jiná, například požární přepážka.

Těžištěm pak rozumíme bod, skrze který působí gravitační síla, která je rovna součinu gravitačního zrychlení a celkové hmotnosti letounu. Současně se jedná o bod rovnováhy, který určuje stabilitu letadla na zemi a ve vzduchu. Je proto žádoucí, aby se poloha těžiště nacházela v určitém rozpětí, které je zpravidla vyjádřeno v % SAT, kde je zajištěna dostatečná stabilita a ovladatelnost letadla.

⁴¹ TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Hartzell Propeller Inc. HC-E3Y, HC-I3Y series propellers. EASA, 2013. IM.P.132. Str. 5.

Střední aerodynamická tětíva (SAT)

Jak již bylo zmíněno, tak SAT je důležitým parametrem k vyjádření polohy těžiště a k vyjádření předního a zadního limitu, ve kterém se musí těžiště nacházet.

Střední aerodynamická tětíva je délka libovolného půdorysného tvaru křídla, která je rovna náhradnímu obdélníkovému křídlu, které má stejnou plochu a stejné klopivé momenty jako dané křídlo. Výpočet takové délky se provede následovně:

$$C_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{1}{b}} c^2(y) \cdot dy \quad (3)$$

Jelikož letoun L-60 má obdélníkové křídlo, je délka SAT rovna hloubce křídla, která je rovna 1,750 m, čili $C_{SAT} = 1,750$ m. Vzdálenost náběžné hrany od vztažné roviny (x_{SAT}) je rovna 1,998 m.⁴² Podle údajů uvedených v letové příručce letounu L-60 jsou přední a zadní krajní polohy těžiště v rozmezí 20,86 – 33,60 % SAT.⁴³

Obálka centrží

Centrží definuje přední a zadní limity polohy těžiště letounu, aby byl letoun vyvažitelný a aby byla zajištěna bezpečnost letu. Výpočet obálky centrží vychází z hodnot uvedených ve směrnici pro pilota letoun L-60⁴⁴. Zde byly hodnoty uvedeny vzhledem k vztažné rovině, která je definována před vrcholem kužele vrtule letounu. Jelikož existuje předpoklad o oddálení systému před požární přepážkou od těžiště letounu, byla vztažná rovina posunuta na úroveň přední stěny požární přepážky, která se nachází 1,520 m za původní vztažnou rovinou. Vzhledem k této rovině byly následně určeny délky ramene a poloha v procentech SAT působíště tíhových sil jednotlivých objektů. Poloha působíště síly v procentech SAT byla vypočtena následovně:

$$\%SAT = \frac{d - x_{SAT}}{C_{SAT}} \cdot 100 \quad (4)$$

kde:

%SAT [%]	poloha působíště síly v procentech SAT;
d [m]	délka ramene;
x_{SAT} [m]	vzdálenost náběžné hrany od vztažné roviny;
C_{SAT} [m]	délka SAT.

Následně byla vypočtena velikost momentu podle:

$$M = G \cdot d = m \cdot g \cdot d \quad (5)$$

kde:

M [N.m]	moment;
G [N]	tíhová síla;

⁴² Srov. Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958. Str. 5.

⁴³ Srov. Tamtéž. Str. 7.

⁴⁴ Srov. Směrnice pro pilota o provozu a technice pilotáže letounu L 60 s motorem M 208 B. Opravené vydání 1958. Str. 58.

m [kg] hmotnost;
g [m/s²] tíhové zrychlení;
d [m] délka ramene.

Vzdálenost těžiště od vztažné roviny na ose „x“ byla vypočtena součtem všech působících momentů a podělením celkovou hmotností, jak je patrné z následující rovnice:

$$x_T = \frac{\sum M_i}{\sum m_i} \quad (6)$$

kde:

x_T [m] vzdálenost těžiště od počátku souřadnicové soustavy;

$\sum M_i$ [N.m] součet veškerých momentů;

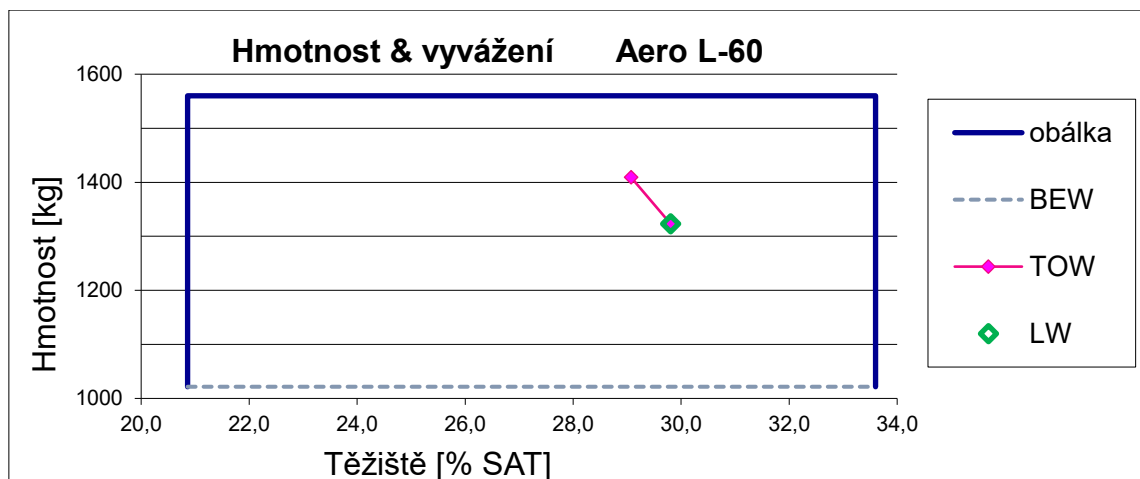
$\sum m_i$ [kg] součet veškerých hmotností.

Použité a vypočtené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 7.

Tab. 6: Hmotnost a vyvážení letounu L-60 při zatížení dle směrnice pilota letounu L-60.

Hmotnost & vyvážení	Obsah paliva [l]	Hmotnost [kg]	Délka ramene [m] [%SAT]		Moment [N.m]
Basic Empty Weight		932,49	0,945	26,7 %	8644,60
Pilot a přední cestující		154,4	0,944	26,6 %	1429,84
Cestující (Zadní sedadla)		154,4	1,5369	60,5 %	2327,89
Zavazadla (max. 30 kg)		30	1,1596	38,9 %	341,27
Palivo (max. 200 L)	158	126	0,79	17,8 %	976,49
Olej (max. 14 L)	14	12	-0,596	-61,4 %	-70,16
Takeoff Weight (max 1 560 kg)	158 L	1 409 kg	0,9873270	29,1 %	13649,93
Předpokládaná spotřeba paliva (cruise)	119,5	-86 kg	0,790	17,8 %	-666,80
Landing Weight (max 1 560 kg)	39 L	1 323 kg	1,000	29,8 %	12983,13

Na základě těchto hodnot a údajů dokumentace letounu byl vytvořen následující graf 3, který znázorňuje obálku centráží, která vymezuje maximální přední a zadní polohu těžiště a maximální a minimální (BEW – Basic Empty Weight) hmotnost. V grafu je současně znázorněn ukázkový případ vzletové (TOW – Takeoff Weight) a přistávací hmotnosti (LW – Landing Weight) za předpokládané spotřeby paliva.



Graf 3: Poloha těžiště a jeho změna se spotřebou paliva (původní konfigurace).

Je patrné, že v tomto ukázkovém případě se poloha těžiště nachází s dostatečnou rezervou uvnitř obálky. Ačkoliv je poloha těžiště blíže zadní hranici centráže, tak ani spotřeba paliva, která za letu posouvá těžiště směrem dozadu, nezpůsobí překročení obálky.

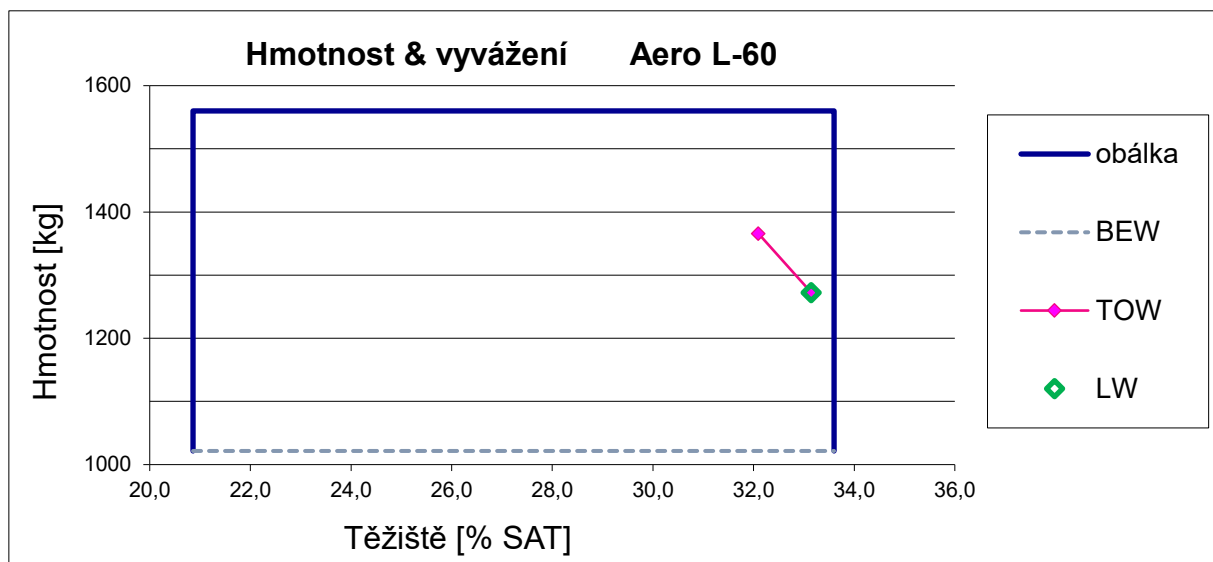
4.2.5 Změna polohy těžiště

Změna polohy těžiště vychází z předpokladu, kdy bude odstraněna původní pohonná jednotka včetně vrtule a namísto ní bude umístěna nová včetně vrtule, čímž změníme velikost momentu. Při výpočtu je předpokládáno umístění těžiště nové pohonné jednotky do místa polohy těžiště současné pohonné jednotky. Pro tento okamžik jsou účinky spojené s výměnou motorového lože zanedbány. Konkrétní hodnoty hmotnosti a vzdálenosti a výsledné momenty jsou uvedeny v tabulce 8.

Tab. 7: Hmotnost a vyvážení letounu L-60 při zatížení dle směrnice pilota letounu L-60 po výměně pohonné soustavy.

Hmotnost & vyvážení	Obsah paliva	Hmotnost	Délka ramene [m]		Moment [N.m]
				%SAT	
Basic Empty Weight		932,49	0,945	26,7 %	8644,60
Odstranění PJ M-208B1		-214	-0,596	-61,4 %	1251,21
Odstranění vrtule VR-411		-51	-1,075	-88,8 %	537,83
Instalace PJ IO-540-C4B5		189,6	-0,596	-61,4 %	-1108,55
Instalace vrtule		34,2	-1,201	-96,0 %	-402,94
Pilot a přední cestující		154,4	0,944	26,6 %	1429,84
Cestující (Zadní sedadla)		154,4	1,5369	60,5 %	2327,89
Zavazadla (max. 30 kg)		30	1,1596	38,9 %	341,27
Palivo (max. 200 L)	158	126	0,79	17,8 %	976,49
Olej (max. 11,3 L)	11,3	9,8875	-0,596	-61,4 %	-57,81
Takeoff Weight (max 1 560 kg)	158 L	1 366 kg	1,040	32,1 %	13939,84
Předpokládaná spotřeba paliva (cruise)	130	-94 kg	0,790	17,8 %	-725,39
Landing Weight (max 1230 kg)	28 L	1 272 kg	1,059	33,1 %	13214,45

Z výsledků uvedených v tabulce 8 je patrné, že dojde k posunutí polohy těžiště směrem dozadu. Důvodem je nižší hmotnost pohonné jednotky a vrtule společně s kratším ramenem, které vytváří moment od vrtule. Při takovém uspořádání dochází k posunu těžiště na hodnotu 32,1 % SAT, což je o 3,0 % směrem dozadu. Tato hodnota se nachází 1,5 % před zadní povolenou centráží. S ubývajícím množstvím paliva se však těžiště posouvá dále dozadu, čímž se těžiště dostává k samotné hranici zadní povolené centráže. Taková skutečnost není vhodná z legislativního ani bezpečnostního hlediska, proto musí dojít k úpravě.



Graf 4: Poloha těžiště a jeho změna se spotřebou paliva (nová konfigurace).

K tomu, abychom dosáhli polohy těžiště letounu uvnitř centrážní obálky s dostatečnou rezervou, je potřeba změnit velikost momentu působícího od pohonné soustavy. V našem případě, kdy je poloha těžiště posunuta příliš dozadu, potřebuje dosáhnout většího momentu od pohonné soustavy vzhledem k počátku souřadné soustavy. Jak vychází z rovnice pro moment (5), lze této změny dosáhnout dvěma možnostmi:

- a) změna délky ramene – prodloužení;
- b) změna působící síly – zatížení.

Změna délky ramene – prodloužení

Toto řešení spočívá v prodloužení motorového lože, čímž se pohonná soustava a tím i její těžiště dostane do větší vzdálenosti od požární přepážky (počátku souřadnicové soustavy), což bude mít za následek zvětšení velikosti momentu a posunutí těžiště letounu směrem dopředu. Provedení úpravy takovou cestou má za následek výrazné snížení BEM (Basic Empty Mass – Prázdná hmotnost letounu) oproti původní konfiguraci.

Oproti tomu s rostoucí délkou ramene dochází k většímu zatížení motorového lože a závěsu, kde je motorové lože spojeno s drakem letounu. Oddálení pohonné jednotky vede i k potřebě prodloužení palivového a vzduchového vedení, ovládacích táhel, kabeláže a dalších.

Změnu délky ramene, kterou je potřeba získat, vypočteme z rovnice, která vychází z rovnice (6). Pro zjednodušení bylo vytknuto tíhové zrychlení:

$$x_T = \frac{(m_1 \cdot x_1) - (m_{p\u00fav PJ} \cdot x_{p\u00fav PJ}) + (m_{p\u00fav vr} \cdot x_{p\u00fav vr}) + (m_{nov PJ} \cdot x_{nov PJ}) + (m_{nov vr} \cdot x_{nov vr}) - (m_{olej} \cdot x_{olej})}{m_1 - m_{p\u00fav PJ} - m_{p\u00fav vrt} + m_{nov\u00e1 PJ} + m_{nov\u00e1 vrt} - m_{olej}} \quad (7)$$

kde:

x_T [m]	vzd\u00e1lenost t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b od po\u010d\u00e1tku sou\u0159adnicov\u00e9 soustavy
m_1 [kg]	hmotnost p\u00favidn\u00ed konfigurace
$m_{p\u00fav PJ}$ [kg]	hmotnost p\u00favidn\u00ed pohonn\u00e9 jednotky
$m_{p\u00fav vr}$ [kg]	hmotnost p\u00favidn\u00ed vrtule
$m_{nov PJ}$ [kg]	hmotnost nov\u00e9 pohonn\u00e9 jednotky
$m_{nov vr}$ [kg]	hmotnost nov\u00e9 vrtule
m_{olej} [kg]	rozd\u00edl maxim\u00e1ln\u00ed hmotnosti oleje
x_1 [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy p\u00favidn\u00ed konfigurace
$x_{p\u00fav PJ}$ [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy p\u00favidn\u00ed pohonn\u00e9 jednotky
$x_{p\u00fav vr}$ [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy p\u00favidn\u00ed vrtule
$x_{nov PJ}$ [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy nov\u00e9 pohonn\u00e9 jednotky
$x_{nov vr}$ [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy nov\u00e9 vrtule
x_{olej} [m]	d\u00e9lka ramene p\u00fbsob\u00ed\u0161t\u011b t\u00edhy oleje

Po dosazen\u00ed hodnot z\u00edsk\u00e1me n\u00e1sleduj\u00edc\u00ed rovnici:

$$0,987 = \frac{(1409,0 \cdot 0,987) - (214,0 \cdot (-0,596)) - (51,0 \cdot (-1,270)) + (189,6 \cdot (-0,596 + a)) + (34,2 \cdot (-1,201 + a)) - (2,1 \cdot (-0,596))}{1409,0 + 214,0 + 51,0 + 189,6 + 34,2 - 2,1} \quad (8)$$

kde:

a_{posun} [m] pot\u0159ebn\u00e1 d\u00e9lka posunut\u00ed t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b nov\u00e9ho motoru

Po kalkulaci z\u00edsk\u00e1me v\u00fdsledek:

$$a_{posun} = -0,321 \text{ m} \quad (9)$$

Z toho vych\u00e1z\u00ed, \u017ee pokud by byla snaha o zachov\u00e1n\u00ed polohy t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b letounu s novou pohonnou soustavou, museli by se ud\u011blat takov\u00e9 \u00falpravy, aby se t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b motoru nach\u00e1zelo o 0,321 m p\u0159ed polohou t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b p\u00favidn\u00ed pohonn\u00e9 jednotky.

Zm\u00e9na p\u00fbsob\u00edc\u00ed s\u00edly – zat\u00ed\u017een\u00ed

Druhou mo\u017enost\u00ed je p\u0159ipevn\u00e9n\u00ed z\u00e1va\u017e\u00ed na motorov\u00e9 lo\u017ee, d\u00edky \u010demu\u017e op\u011bt vznikne v\u011bt\u0161\u00ed moment vzhledem k po\u010d\u00e1tku sou\u0159adnicov\u00e9 soustavy. Touto mo\u017enost\u00ed nen\u00ed pot\u0159eba odd\u00e1lit pohonnou jednotku od po\u017e\u00e1rn\u00ed p\u0159ep\u00e1\u017eky a nen\u00ed tak nutn\u00e9 prodlu\u017eovat spojovac\u00ed cesty dal\u0161\u00edch syst\u00e9mu.

Nev\u00fdhodou je zvy\u0161en\u00ed BEM letounu. Snaha posunut\u00ed t\u00e9\u017ei\u0161t\u011b do polohy p\u0159i p\u00favidn\u00ed konfiguraci m\u00fcb\u017ee m\u00edt dokonce za n\u00e1sledek zvy\u0161en\u00ed BEM nad p\u00favidn\u00ed hodnotu. T\u00edm by do\u0161lo k sn\u00ed\u017een\u00ed plat\u00edc\u00edho zat\u00ed\u017een\u00ed, respektive k zvy\u0161en\u00ed provozn\u00edch n\u00e1klad\u016f p\u0159i v\u00fds\u00e1dkov\u00e9 \u010dinnosti.

Rozhodující je pro tento krok volba místa, kde se bude závaží nacházet. Za účelem použití co nejnižší hmotnosti závaží je žádoucí, aby se závaží nacházelo co nejdále před požární přepážkou. Ovšem dostatečné upevnění závaží v tomto místě by mohlo být značně složité. Umístění závaží na motorovém loži by mohlo být snazší, ovšem poloha a rozměry závaží by neměly překážet motorovým systémům a jejich zapojení, neměly by komplikovat dostupnost a viditelnost na motor a systémy při prohlídce a údržbě.

Pro ukázkový případ byla vybrána poloha těžiště závaží v místě těžiště motorového lože, tedy 312,6 mm od počátku souřadného systému na ose „x“.

$$x_T = \frac{(m_2 \cdot x_2) + (m_{závaží} \cdot x_{závaží})}{m_2 + m_{závaží}} \quad (10)$$

kde:

x_T [m]	vzdálenost těžiště od počátku souřadnicové soustavy
m_2 [kg]	hmotnost letounu v nové konfiguraci
$m_{závaží}$ [kg]	hmotnost závaží
x_2 [m]	délka ramene působíště tíhy původní konfigurace
$x_{závaží}$ [m]	délka ramene působíště tíhy závaží

Po dosazení hodnot získáme následující rovnici:

$$0,987 = \frac{(1\,366 \cdot (-1,041)) + (m_{závaží} \cdot (-0,313))}{1\,366 + m_{závaží}} \quad (11)$$

Po kalkulaci získáme výsledek:

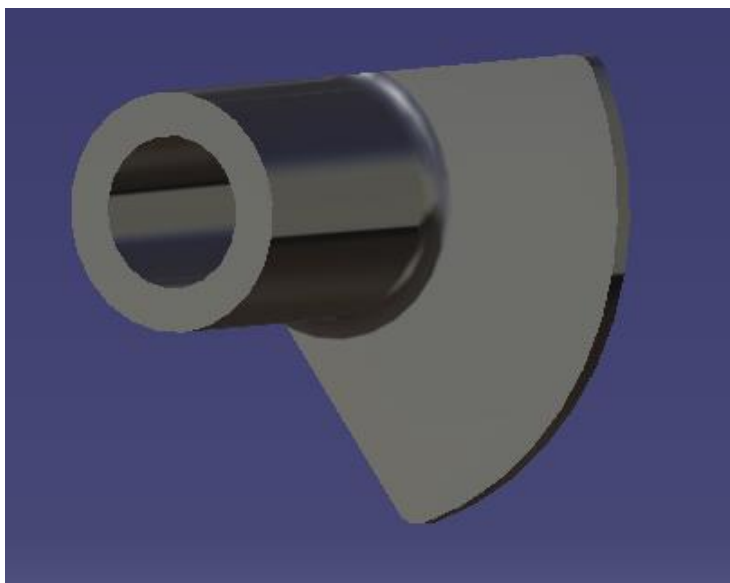
$$m_{závaží} = 55,6 \text{ kg} \quad (12)$$

Jelikož se těžiště závaží nachází poměrně blízko požární přepážky, respektive blízko těžiště letounu, je potřebná hmotnost natolik vysoká, že převyšuje BEM letounu v původní konfiguraci o 13 kg.

Na základě zjištěných skutečností a po posouzení dalších komplikací spojených s oběma možnostmi se jako optimální řešení jeví kombinace těchto možností.

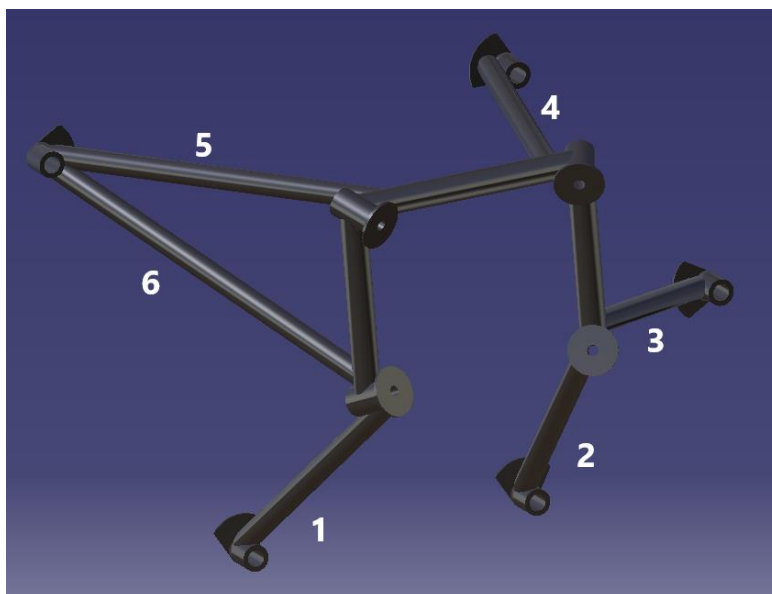
4.3 3D model motorového lože

Motorové lože je navrženo jako příhradová konstrukce, která je svařena z bezešvých ocelových trubek. K draku motoru je motorové lože připevněno pomocí pěti pevnostních šroubů s částečným závitem, které respektují původní geometrii děr na požární přepážce letounu. Šrouby M10x35 procházejí úchyty motorového lože, které jsou umístěny na požární přepážce. Za požární přepážkou šroub prochází lemovanou vložkou a předním profilem, které již jsou umístěny na letounu a v rámci projektu nebyly nijak měněny. Úchyt motorového lože k draku letounu je zobrazen na obrázku 17, výkres tohoto dílu je k nalezení v příloze 13.



Obr. 17: Úchyt motorového lože.

Ke všem úchytům motorového lože k draku letounu je přivařena jedna trubka, v případě pravého horního úchytu jsou to trubky dvě. Celkem šest trubek je číslováno podle obrázku 18. Trubky TR36x2 mají rozdílné délky, které jsou uvedeny v kapitole 5.6 *Pevnostní kontrola trubek motorového lože na vzpěr*. Výkresy jednotlivých trubek jsou k nalezení v příloze 14 až 22. Trubky jsou ořezány na koncích tak, aby přiléhaly k povrchu prstence, respektive úchytům na protipožární přepážce. Lože je konstruováno tak, aby zmírňovalo účinky vrtule a vrtulového proudu. Osa motorového lože, respektive vrtule, je tedy vychýlena o $1,5^\circ$ doleva a o $1,5^\circ$ dolů. Výkres sestavy motorového lože je k nahlédnutí v příloze 12.



Obr. 18: Číslování trubek motorového lože.

Oproti původní délce motorového lože, bylo nové lože prodlouženo o 20 cm. Toto prodloužení zmírní změnu polohy těžiště letounu tak, aby byla jeho poloha zachována v mezích ve všech povolených

případech letu. Dodatečné úpravy bude možné provádět po zvážení letounu a to za pomoci umístění olovového závaží na motorové lože.

Prstenec motorového lože je taktéž svařen z ocelových bezešvých trubek TR42,6x2,6. Levá, horní a pravá trubka je přivařena k úchytům motoru, kterými prochází šrouby silentbloků. Tyto šrouby jsou uchyceny korunkovou matkou a zajištěny závlačkou.



Obr. 19: Prstenec motorového lože.

U všech dílů byl nejprve použit materiál L-ROL.6 (ČSN 14 331). Tato letecká konstrukční ocel se používá u svařovaných součástí jako jsou podvozky, motorová lože a u šroubů, hřídelí a pák. Vyznačuje se svými dobrými vlastnostmi ke svařování. Po konzultaci s panem Ing. Jiřím Vychopněm (26.4.2022) od ní bylo ale upuštěno, kvůli problematickému zušlechťování sestavy motorového lože. Na místo toho byl použit materiál L-ROL.3. Mechanické vlastnosti jsou uvedeny v tabulce 3.

Tab. 8: Mechanické vlastnosti materiálu L-ROL.3.

Parametr	Hodnota	Jednotka
Youngův modul pružnosti E	$2,1e^{11}$	$[Nm^2]$
Poissonovo číslo μ	0,3	$[-]$
Hustota ρ	7860	$[kgm^3]$
Mezí pevnosti R_m	790	$[MPa]$
Mezí kluzu $R_{p0,2}$	–	$[MPa]$

5. PEVNOSTNÍ VÝPOČET MOTOROVÉHO LOŽE

5.1 Letová obálka – obálka manévrů

Letová obálka vyjadřuje závislost přípustných kladných a záporných násobků zatížení, které jsou nepřekročitelné za provozu při provádění různých manévrů v závislosti na ekvivalentní rychlosti letu. Kromě **obratové** obálky definujeme také obálku **klapkovou** a **poryvovou**. Výpočet hodnot letové obálky letounu se shoduje s postupem stanoveným stavebním předpisem CS-23 Amendment 5⁴⁵.

K výpočtu obálky zatížení letounu je potřeba získat základní aerodynamické a geometrické charakteristiky letounu. Jelikož hodnoty maximálního součinitele vztlaku nebyly k nalezení, byly vypočteny na základě dostupných dat výkonnosti letounu za pomoci postupu uvedeného v literatuře Mechanika letu I⁴⁶ v rámci průmyslového projektu. Zbývající hodnoty byly převzaty z dokumentace letounu.

Tab. 9: Geometrické a aerodynamické parametry letounu pro výpočet obálky.

Maximální součinitel vztlaku	C_{Lmax}	1,934	[–]
Maximální součinitel vztlaku letu na zádech ($0,8 \cdot C_{Lmax}$)	C_{LZmax}	1,547	[–]
Maximální součinitel vztlaku v přistávací konfiguraci	C_{LFmax}	5,122	[–]
Sklon vztlakové čáry	a	4,58	[rad]
Plocha křídla	S	24,30	[m ²]
		261,56	[ft ²]
Hloubka střední geometrické tětiny	\bar{c}_g	1,75	[m]
Maximální vzletová hmotnost	m_{MTO}	1 560,0	[kg]
		3 439,2	[lb]
Minimální letová hmotnost	m_{min}^{47}	1 004,2	[kg]
		2213,9	[lb]

5.1.1 Provozní násobek

Vizualizace letové obálky je založena na návrhových rychlostech a provozních násobcích zatížení. Podle CS 23.337 nesmí být kladný provozní násobek⁴⁸ zatížení při obratech (n_+) menší než:

$$2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000} \quad (13)$$

⁴⁵ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017.

⁴⁶ DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.

⁴⁷ Minimální hmotností je myšlena hmotnost prázdného letounu (915,1 kg) + hmotnost pilota (60 kg) + zásoba paliva na 45 minut (29,1 kg).

⁴⁸ Násobek zatížení znamená poměr určitého zatížení k celkové hmotnosti letadla. Zatížení je vyjádřeno aerodynamickými silami, setrvačnými silami, respektive reakcemi země nebo vody.

Pro letouny kategorie normální a pro sběrnou dopravu, kde W je rovno maximální návrhové vzletové hmotnosti v lb. současně platí, že n_+ nemusí být větší než 3,8.

$$2,1 + \frac{24\,000}{3439,2 + 10\,000} = 3,89 \text{ g} \quad (14)$$

Byla zvolena hodnota 3,8 g.

Záporný provozní násobek zatížení při obratech (n_-) nesmí být menší než:

$$0,4 \cdot n_+ = 0,4 \cdot 3,8 = -1,52 \text{ g} \quad (15)$$

Současně podle CS 23.337 (c) platí, že nižší hodnoty provozních násobků, než jsou stanoveny v odstavci CS 23.337, smí být použity, pokud konstrukční provedení letounu znemožňuje stanovené hodnoty násobků překročit za letu.

Podle přílohy k typovému osvědčení letounu L 60, bodu 18. Ostatní omezení, jsou jako maximální násobky určeny hodnoty $n_+ = 2,55 \text{ g}$ a $n_- = -1,00 \text{ g}$.⁴⁹ Na základě domluvy s vedoucím práce bude vytvořena letová obálka odpovídající požadavkům předpisu CS-23. Následně budou v této obálce vyznačeny omezení vycházející z přílohy typového osvědčení a z příručky letounu. K tvorbě letové obálky budou tedy zvoleny tyto hodnoty.

5.1.2 Návrhové rychlosti letounu

Návrhové rychlosti jsou podle CS 23.335 definovány jako rychlosti v podmínkách 0 m MSA. Dané rychlosti jsou tedy uváděny jako ekvivalentní rychlost letu (EAS).

Pádová rychlost V_s

Pádovou rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami V_s pro maximální vzletovou hmotnost spočteme podle:

$$V_{S_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{L_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,560 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,934 \cdot 24,3}} = 23,06 \text{ m/s} = 83,01 \text{ km/h} \quad (16)$$

kde:

g [m/s²] gravitační zrychlení;
 ρ [kg/m³] hustota vzduchu v 0 m MSA.

Obdobně spočteme pádovou rychlost V_s pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{S_{min}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{min} \cdot g}{\rho \cdot C_{L_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,004,2 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,934 \cdot 24,3}} = 18,50 \text{ m/s} = 66,60 \text{ km/h} \quad (17)$$

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci

Pádovou rychlost v přistávací konfiguraci V_{S0} pro maximální vzletovou hmotnost spočteme podle:

⁴⁹ Příloha k Typovému osvědčení: L 60. 7. Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6: Úřad pro civilní letectví, 2016. Str. 5.

$$V_{S0_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{LF_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,560 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 5,112 \cdot 24,3}} = 14,17 \text{ m/s} = 51,01 \text{ km/h} \quad (18)$$

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci V_{S0} pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{S0_{min}} = 11,37 \text{ m/s} = 40,92 \text{ km/h} \quad (19)$$

Pádová rychlost letu na zádech

Pádovou rychlost letu na zádech V_{SG} pro maximální vzletovou hmotnost spočteme podle:

$$V_{SG_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{LZ_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,560 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,547 \cdot 24,3}} = 25,78 \text{ m/s} = 92,80 \text{ km/h} \quad (20)$$

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci V_{S0} pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{SG_{min}} = 20,68 \text{ m/s} = 74,46 \text{ km/h} \quad (21)$$

Maximální rychlost v horizontálním letu

Podle Směrnice pilota letounu L 60 je horizontální rychlost V_H v 0 m MSA rovna:

$$V_H = 191 \text{ km/h} = 53,06 \text{ m/s} \quad (22)$$

Návrhová cestovní rychlost

Dle CS 23.335 (a) nesmí být návrhová cestovní rychlost V_C menší než:

$$33 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 33 \cdot \sqrt{\frac{3439,2}{261,6}} = 119,66 \text{ kts} = 221,61 \text{ km/h} \quad (23)$$

kde:

W [lb] MTOM;
 S [ft²] plocha křídla.

současně nemusí být v 0 m MSA větší než:

$$0,9 \cdot V_H = 0,9 \cdot 191 = 171,9 \text{ km/h} \quad (24)$$

Letouny řady L 60 mají však omezení maximální přípustné rychlosti V_{max} na 160 km/h. Jelikož je návrhová cestovní rychlost a další rychlosti obrátové o vyšší než omezující V_{max} , stávají se nerelevantními pro obrátovou obálku letounu, která tak bude omezena na rychlosti $V_{max} = 160 \text{ km/h}$.

Návrhová obrátová rychlost

Platí, že obrátová rychlost V_A nesmí být menší než:

$$V_S \sqrt{n} = 83,01 \cdot \sqrt{3,8} = 161,81 \text{ km/h} \quad (25)$$

5.2 Klapková obálka

Podle předpisu CS-23 musí být zařízení zvyšující vztlak letounu schopna vydržet manévry při pozitivním násobku **2,0 g**. Kromě toho musí být tato zařízení schopna vydržet účinky poryvu 7,62 m/s působící kolmo na směr letu.

Klapková obálka je ohraničena pádovou rychlostí v přistávací konfiguraci V_{S0} a maximální rychlostí letu s otevřenými klapkami V_{FE} . Podle příručky letounu L-60 je rychlost V_{FE} rovna 135 km/h. Podoba klapkové obálky, společně s obratovou a poryvovou obálkou je zobrazena v grafu 5 a 6.

5.3 Poryvová obálka

Poryvová obálka předpokládá vystavení letounu symetrickým vertikálním pohybům při vodorovném letu. Výsledné provozní násobky zatížení musí podle CS-23 odpovídat těmto podmínkám:

- 1) „Při rychlosti V_C musí být vzaty v úvahu kladné (nahoru) i záporné (dolů) poryvy o rychlosti 50 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 50 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 25 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft); a
- 2) Při rychlosti V_D musí být vzaty v úvahu kladné i záporné poryvy o intenzitě 25 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 25 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 12,5 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft).“⁵⁰

Podle CS 23.341 musí být násobky zatížení při poryvech vypočteny podle:

$$n = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot V \cdot a}{2 \cdot \frac{W}{S}} \quad (26)$$

kde zmírňující součinitel poryvu k_g je vypočten:

$$k_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (27)$$

a hmotnostní poměr letounu μ_g :

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho C a g} \quad (28)$$

kde:

$$\frac{W}{S} \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

plošné zatížení;

$$g \left[\frac{m}{s^2} \right]$$

tíhové zrychlení;

ρ [kg/m^3] hustota vzduchu v hladině 6 096 m:

⁵⁰ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 30.

$$\rho_{6096} = \rho_0 \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{4,256} = 1,225 \cdot \left(\frac{248,256}{288,12} \right)^{4,256} = 0,6527 \frac{kg}{m^3} \quad (29)$$

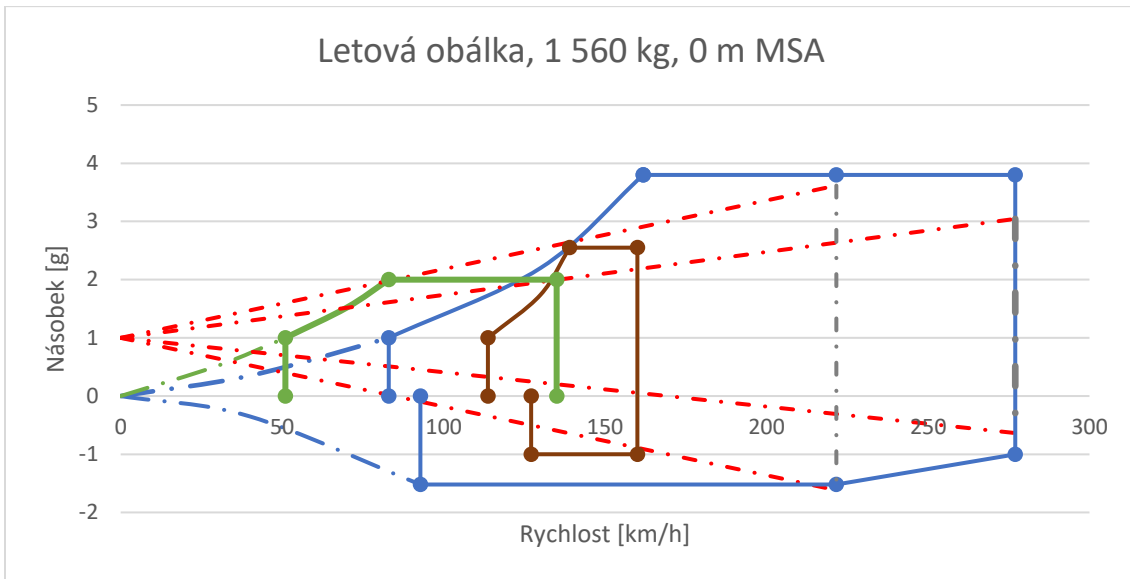
Výsledné hodnoty součinitelů k_g , μ_g a násobků zatížení pro dané návrhové rychlosti, dané hmotnosti a dané výšky jsou uvedeny v tabulce 10.

Tab. 10: Hodnoty násobků při poryvu.

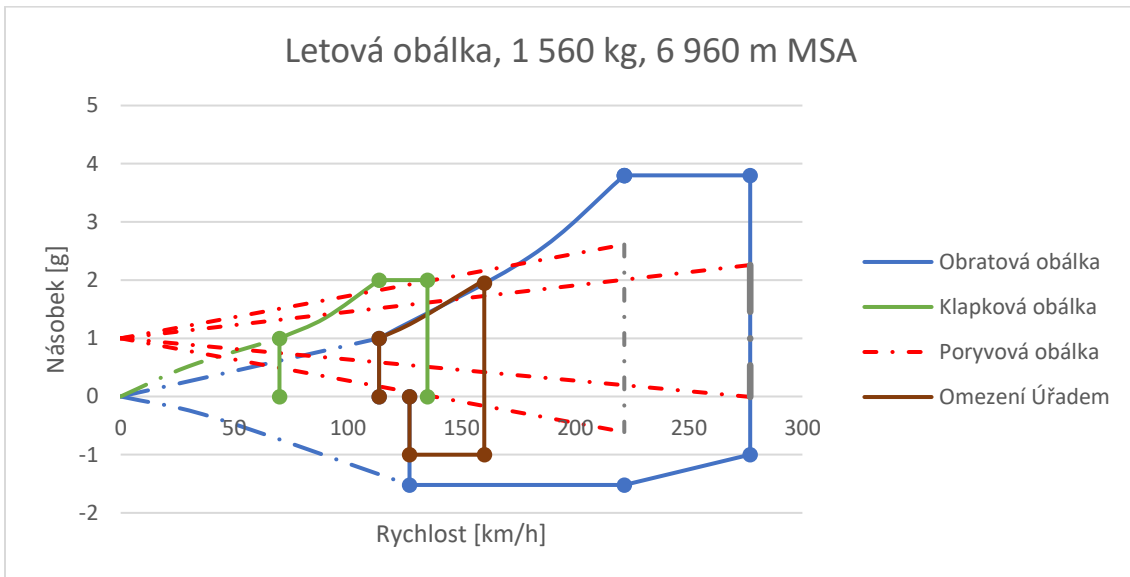
Hmotnost	m	[kg]	1 560,0		1 004,2	
Hladina	H	[m]	0	6 096	0	6 096
Zmírňující součinitel	k_g	[-]	0,626	0,724	0,540	0,659
Hmotnostní poměr	μ_g	[-]	13,077	24,543	8,418	15,799
Násobek při V_C kladný	n_{VC+}	[g]	3,62	2,61	4,51	3,28
Násobek při V_C záporný	n_{VC-}	[g]	-1,62	-0,61	-1,26	-0,47
Násobek při V_D kladný	n_{VD+}	[g]	3,04	2,26	3,74	2,78
Násobek při V_D záporný	n_{VD-}	[g]	-0,64	-0,01	-1,19	-0,42

Tab. 11: Tabulka rychlostí.

Název rychlosti	Označení	Hodnota [km/h]
Pádová rychlost pro MTOM	V_{Smax}	83,01
Pádová rychlost pro minimální letovou hmotnost	V_{Smin}	87,12
Pádová rychlost pro MTOM v přistávací konfiguraci	V_{S0max}	51,01
Pádová rychlost pro minimální letovou hmotnost v přistávací konfiguraci	V_{S0min}	41,28
Pádová rychlost letu na zádech pro MTOM	V_{SGmax}	75,10
Pádová rychlost letu na zádech pro minimální letovou hmotnost	V_{SGmin}	41,28
Horizontální rychlost	V_H	191,00
Cestovní rychlost	V_C	221,61
Obratová rychlost	V_A	161,81
Maximální rychlost s vysunutými klapkami	V_{FE}	135,00



Graf 5: Letová obálka pro maximální vzletovou hmotnost v nulové nadmořské výšce.



Graf 6: Letová obálka pro maximální vzletovou hmotnost ve výšce 6 960 m MSA.

5.4 Zatížení motorového lože

Zatížení motorového lože je stanoveno na základě předpisu CS-23 a je stanoveno pro **letové a pozemní zkoušky**. Jelikož se však jedná o letoun s uspořádáním přistávacího zařízení s hlavním a ostruhovým podvozkem, jsou pozemní případy omezeny pouze zatížení v důsledku setrvačných sil od přistání.

5.4.1 Letové případy zatížení motorového lože

Požadavky předpisu CS-23 na výpočet zatížení motorového lože

„CS 23.361 Krouticí moment motoru

- a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro účinky následujících zatížení:
 1. Provozní krouticí moment odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule působícím současně se 75 % provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS 23.333 (d);
 2. provozní krouticí moment odpovídající maximálnímu trvalému výkonu motoru a otáčkám.
- b) Provozní krouticí moment dle odstavce (a) se musí vypočítat vynásobením středního krouticího momentu součinitelem:
 1. 1,33 pro motory s pěti a více válci.

CS 23.363 Boční zatížení motorového lože

- a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro provozní násobek zatížení v příčném směru, boční zatížení motorového lože, které nesmí být menší než:
 1. 1.33; nebo
 2. jedna třetina provozního násobku zatížení pro letovou podmínku A.
- b) Smí se předpokládat, že boční zatížení předepsané v pododstavci (a) je nezávislé na ostatních

CS 23.371 Gyroskopická a aerodynamická zatížení

- a) každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motorem (motory) a vrtulí (vrtulích), je-li použita, při maximálních trvalých otáčkách, a:
 1. buď při podmínkách stanovených v CS 23.351 a 23.423; nebo
 2. při všech možných kombinacích následujících požadavků:
 - i. rychlost zatačení 2,5 radiánu za sekundu;
 - ii. rychlost klopení 1,0 radiánu za sekundu;
 - iii. násobek normálového zatížení 2,5; a
 - iv. maximální trvalý tah.⁵¹

⁵¹ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 35.

5.4.2 Hodnoty získané k výpočtu jednotlivých případů

Hmotnost pohonné jednotky a příslušných agregátů, které jsou společně s pohonnou jednotkou zavěšeny na motorovém loži, je včetně celkové hmotnosti zavěšené na motorovém loži uvedena v tabulce 12.

Tab. 12: Přehled hmotností jednotlivých komponentů na motorovém loži.

Prvek instalace	Hmotnost [kg]
Motor	189,6
Provozní kapaliny	9,9
Vrtule	34,2
Sání	3,0
Výfuk s lapači tepla	8,5
Chladič oleje	2,3
Motorové kryty	6,0
Kabeláž	2,0
Silentbloky	1,5
Balast	1,0
Celková hmotnost zavěšená na loži $m_{lož}$	258

Maximální tah při vzletovém výkonu byl převzat průmyslového projektu z kapitoly 2.3.1:

$$T_{max} = 4\,596\, N \quad (30)$$

Jelikož maximální tah při vzletovém výkonu není časově omezen, je tento tah roven maximálnímu tahu při maximálním trvalém výkonu:

$$T_{max\,trv.} = T_{max} = 4\,596\, N \quad (31)$$

Střední krouticí moment při vzletovém výkonu a při maximálním trvalém výkonu je roven:

$$M_{K_{vzlet}} = M_{K_{max\,trv.}} = \frac{P_{max}}{2 \cdot \pi \cdot \frac{n}{60}} = \frac{183\,875}{2 \cdot \pi \cdot \frac{2575}{60}} = 681,9\, Nm \quad (32)$$

Případ zatížení 1 (CS 23.361 a) 1.)

Zatížení vyvolané tahem a krouticím momentem pohonné jednotky při vzletovém výkonu a 75 % zatížení v bodě A obálky obrátů.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max} = 4\,596\, N \quad (33)$$

Provozní krouticí moment:

$$M_K = 1,33 \cdot M_{K_{vzlet}} = 1,33 \cdot 681,9 = 906,92\, Nm \quad (34)$$

Síla v ose „z“

$$F_z = 0,75 \cdot m_{loz} \cdot g \cdot n_{+A} = 0,75 \cdot 258 \cdot 9,81 \cdot 2,55 = 4\,840,50 \text{ N} \quad (35)$$

Případ zatížení 2 (CS 23.361 a) 2.)

Zatížení vyvolané tahem a krouticím momentem pohonné jednotky při vzletovém výkonu a 100 % zatížení v bodě A obálky obrátů.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{\max trv.} = 4\,596 \text{ N} \quad (36)$$

Provozní krouticí moment:

$$M_K = 1,33 \cdot M_{K_{vzlet}} = 1,33 \cdot 681,9 = 906,92 \text{ Nm} \quad (37)$$

Síla v ose „z“:

$$F_z = m_{loz} \cdot g \cdot n_{+A} = 258 \cdot 9,81 \cdot 2,55 = 6\,453,00 \text{ N} \quad (38)$$

Případ zatížení 3, 4 (CS 23.363 a) 1.)

Zatížení motorového lože v příčném směru, které je vyvolané boční silou v kladném i záporném směru, které nesmí být menší než 1,33. V tomto případě zatížení se smí předpokládat, že motorové lože je nezávislé na ostatních letových podmínkách.

Zatížení v kladném směru osy „y“:

$$F_y = 1,33 \cdot m_{loz} \cdot g = 1,33 \cdot 258 \cdot 9,81 = 3\,366,20 \text{ N} \quad (39)$$

Zatížení v záporném směru osy „y“:

$$F_y = 1,33 \cdot m_{loz} \cdot g = 1,33 \cdot 258 \cdot 9,81 = 3\,366,20 \text{ N} \quad (40)$$

Případ zatížení 5, 6, 7 a 8 (CS 23.371 a) 2.)

Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motorem a vrtulí, je-li použita, při maximálním trvalém výkonu motoru a násobku zatížení 2,5 g.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{\max trv.} = 4\,596 \text{ N} \quad (41)$$

Síla v ose „z“:

$$F_z = 2,5 \cdot m_{loz} \cdot g = 2,5 \cdot 258 \cdot 9,81 = 6\,327,45 \text{ N} \quad (42)$$

Moment od zatačení 2,5 rad/s:

$$M_z = (I_{xvrt} \cdot \omega_{vrt} + I_{motor} \cdot \omega_{motor}) \cdot \omega_z \\ = \left(2,13 \cdot 2 \cdot \pi \cdot \frac{2575}{60} + 0,196 \cdot 2 \cdot \pi \cdot \frac{2575}{60} \right) \cdot \pm 2,5 = \pm 706,53 \text{ Nm} \quad (43)$$

$$M_y = (I_{xvrt} \cdot \omega_{vrt} + I_{motor} \cdot \omega_{motor}) \cdot \omega_y = 2,13 \cdot \pm 1 = \pm 282,61 \text{ Nm} \quad (44)$$

kde:

I_{xvrt} [kg · m²] moment setrvačnosti vrtule;

ω_{vrt} [rad/s]	úhlová rychlost vrtule;
I_{motor} [kg · m ²]	moment setrvačnosti vrtule;
ω_{motor} [rad/s]	úhlová rychlost vrtule;
ω_z [rad/s]	rychlost zatačení;
ω_y [rad/s]	rychlost klopení.

5.4.3 Shrnutí získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy

Shrnutí výsledných sil a momentů k jednotlivým případům provozního zatížení je k nalezení v tabulce 13.

Tab. 13: Shrnutí provozních zatížení motorového lože dle předpisu CS-23.

Zatížení	F _x	F _y	F _z	M _x	M _y	M _z
Případ č.	[N]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[Nm]
1	4596,00	4840,50	0,00	906,92	0,00	0,00
2	4596,00	6453,00	0,00	906,92	0,00	0,00
3	0,00	0,00	3366,20	0,00	0,00	0,00
4	0,00	0,00	-3366,20	0,00	0,00	0,00
5	4596,00	6453,00	0,00	906,92	706,53	282,61
6	4596,00	6453,00	0,00	906,92	-706,53	282,61
7	4596,00	6453,00	0,00	906,92	706,53	-282,61
8	4596,00	6453,00	0,00	906,92	-706,53	-282,61

5.4.4 Početní zatížení motorového lože pro letové případy

K získání početního zatížení je nezbytné vynásobit získané hodnoty provozního zatížení koeficientem bezpečnosti 1,5.

$$F_{početní} = F_{provozní} \cdot 1,5 \quad (45)$$

Shrnutí výsledků pro jednotlivé případy je uvedeno v tabulce 14.

Tab. 14: Shrnutí výsledků početního zatížení.

Zatížení	F _x	F _y	F _z	M _x	M _y	M _z
Případ č.	[N]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[Nm]
1	6894,00	7260,75	0,00	1360,38	0,00	0,00
2	6894,00	9679,50	0,00	1360,38	0,00	0,00
3	0,00	0,00	5049,30	0,00	0,00	0,00
4	0,00	0,00	-5049,30	0,00	0,00	0,00
5	6894,00	9679,50	0,00	1360,38	1059,80	423,92
6	6894,00	9679,50	0,00	1360,38	-1059,80	423,92
7	6894,00	9679,50	0,00	1360,38	1059,80	-423,92
8	6894,00	9679,50	0,00	1360,38	-1059,80	-423,92

5.5 Pozemní případy zatížení motorového lože

„Za provozní pozemní zatížení, specifikovaná v této části předpisu, jsou považována vnější zatížení a setrvačné síly, které působí na konstrukci letounu. V každé z uvedených podmínek pozemního zatížení musí být vnější reakce v rovnováze s translačními a rotačními setrvačnými silami stanovenými racionálním nebo konzervativním způsobem.“⁵²

„CS 23.473 Podmínky a předpoklady pozemního zatížení:

- a) Požadavky pozemního zatížení podle této Hlavy předpisu musí být splněny při maximální návrhové hmotnosti s tou výjimkou, že požadavky CS 23.479; 23.481 a 23.483 smějí být splněny při návrhové přistávací hmotnosti (nejvyšší hmotnost pro přistávací podmínky s maximální rychlostí klesání) povolené podle pododstavce (b) a (c).
- b) Návrhová přistávací hmotnost smí být nejméně:
 1. 95 % maximální hmotnosti, jestliže minimální zásoba paliva bude taková, že vystačí alespoň na 1/2 hodiny provozu při maximálním trvalém výkonu plus množství, odpovídající hmotnosti paliva, která tvoří rozdíl mezi návrhovou maximální hmotností a návrhovou přistávací hmotností; nebo
 2. návrhová maximální hmotnost zmenšená o 25 % celkového objemového množství paliva.
- c) Zvolený provozní násobek zatížení svislými setrvačnými silami v těžišti letounu pro podmínky pozemního zatížení předepsané v této Hlavě předpisu nesmí být menší než násobek, který by vznikl při přistání rychlostí klesání (V), ve ft/s, rovnající se $4,4 (W/S)^{1/4}$, vyjma toho, že tato rychlost klesání nemusí být větší než 3,0 m/s (10 ft/s) a nesmí být menší než 2,1 m/s (7 ft/s).
- d) Smí se předpokládat, že během přistávacího nárazu působí vztlak křídel nepřesahující 2/3 hmotnosti letounu působící v těžišti. Násobek zatížení reakcí země může být roven násobku zatížení setrvačnými silami zmenšenému o výše předpokládaný poměr vztlaku křídel k hmotnosti letounu.
- e) (g) Provozní násobek zatížení setrvačnými silami pro návrhové účely nesmí být menší než 2,67, ani provozní násobek zatížení reakcí země při maximální návrhové hmotnosti nesmí být menší než 2,0; ledaže by takové nižší hodnoty nebyly překračovány při pojíždění rychlostmi do rychlosti vzletu po tak nerovném terénu, jaký lze v provozu očekávat.“⁵³

Násobek vyvolaný přistáním

Z předpisu CS 23.473 (d) vychází, že pro výpočet nemůže být použita nižší klesací rychlost než 2,1 m/s (7 ft/s). Současně je zde uvedeno, že nemusí být použita větší rychlost klesání než 3,0 m/s (10 ft/s). V této hlavě je také definovaný vzorec pro výpočet rychlosti klesání letounu vzhledem k jeho MTOM a ploše křídla. Pro výpočet nesmí být použita nižší rychlost, než rychlost vypočtena tímto vzorcem:

$$V_k = 4,4 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{0,25} = 4,4 \cdot \left(\frac{3439,2}{261,56}\right)^{0,25} = 8,38 \text{ ft/s} = 2,55 \text{ m/s} \quad (46)$$

⁵² EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. CS-23.471. Str. 32.

⁵³ Tamtéž.

kde:

V_k [m/s]	rychlost klesání
W [lb]	maximální vzletová hmotnost
S [ft ²]	plocha křídla

Ačkoliv jsme výpočtem dostali rychlost $V_k = 2,55$ m/s, v letové příručce letounu je uvedeno, že Přistávací zařízení je konstruováno tak, aby bylo zaručeno bezpečné přistání do klesací rychlosti 5 m/s.⁵⁴ Z tohoto důvodu bude počítáno s klesací rychlostí uvedené v příručce letounu.

Podle předpisu CS 23.473 (e) se smí předpokládat, že během přistání působí v těžišti letounu vztlak křídel nepřesahující 2/3 hmotnosti letounu. Zbývající 1/3 potenciální energie a kinetická energie je pohlcena tlumiči a pneumatikami:

$$E = E_K + E_P = \frac{1}{2} m V_k^2 + \frac{1}{3} m g d_{celk} \quad (47)$$

kde:

$$d_{celk} = d_{tl} + d_{pneu} = 0,37 + 0,09 = 0,46 \text{ m} \quad (48)$$

d_{tl} [m]	stlačení tlumiče; ⁵⁵
d_{pneu} [m]	stlačení pneumatiky je odhadnuto.

Reakční síla působící v těžišti letounu je vypočtena podle vztahu:

$$R = \frac{\frac{1}{2} m V_k^2 + \frac{1}{3} m g d_{celk}}{d_{pneu} \cdot \eta_{pneu} + d_{tl} \cdot \eta_{tl}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 1560 \cdot 5^2 + \frac{1}{3} \cdot 1560 \cdot 9,81 \cdot 0,46}{0,09 \cdot 0,5 + 0,37 \cdot 0,7} = 71\,863,66 \text{ N} \quad (49)$$

kde:

η účinnost olejopneumatického tlumiče je 0,7 a pneumatiky 0,5.⁵⁶

Výsledný násobek při přistání vypočteme jako podíl působících sil vůči tíze letounu, kde působícími silami jsou reakční síly od země a 2/3 vztlakové síly. Výpočet provedeme podle vztahu:

$$n = \frac{\sum F}{G} = \frac{R}{m \cdot g} = \frac{71\,863,66}{1560 \cdot 9,81} = 4,66 \quad (50)$$

Podle předpisu CS 23.473 (g) nesmí být provozní násobek zatížení setrvačnými silami pro návrhové účely menší než 2,67, ani provozní násobek zatížení reakcí země při maximální návrhové hmotnosti nesmí být menší než 2,0. Výsledek předpisu vyhovuje.

Případ zatížení 9 (CS 23.479 a) 1.) – Dodatek C)

Tento případ zatížení odpovídá přistání letounu s ostruhovým kolem v normální poloze vodorovného letu. Při výpočtu se vychází z tabulky CS23.1 Základní podmínky pro přistání, která se

⁵⁴ Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958. Str. 22.

⁵⁵ Tamtéž.

⁵⁶ VYCHOPEŇ, Jiří, Evektor s.r.o. [ústní sdělení]. Kunovice, 26.4.2022.

nachází v dodatku C. Pro letoun se zád'ovým podvozkem pro vodorovné přistání a přistání na tři body platí, že svislá složka v těžišti je rovna:

$$T_z = n \cdot W = 4,66 \cdot 1560 = 7\,269,60\,N \quad (51)$$

Po vztažení účinků provozního násobku od přistání na motorové lože je patrné, že síla působící na v ose „z“ na motorové lože v těžišti pohonné soustavy je rovna:

$$F_{z,lož} = n \cdot m_{lož} \cdot g = 4,66 \cdot 258 \cdot 9,81 = 11\,794,37\,N \quad (52)$$

V situaci zatížení při přistání je předpokládáno, že během přistání je výkon motoru nastaven na volnoběh, respektive produkuje nulový tah a krouticí moment je taktéž nulový. Současně je zanedbán i třecí účinek od pneumatik při přistání, kvůli jeho zanedbatelnému vlivu.⁵⁷

5.5.1 Provozní zatížení pro pozemní zatížení

Shrnutí výsledných sil a momentů k jednotlivým případům provozního zatížení je k nalezení v tabulce 15.

Tab. 15: Shrnutí provozních zatížení motorového lože dle předpisu CS-23.

Zatížení	F _x	F _y	F _z	M _x	M _y	M _z
Případ č.	[N]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[Nm]
9	0,00	11794,37	0,00	0,00	0,00	0,00

5.5.2 Početní zatížení motorového lože pro pozemní případ

K získání početního zatížení je nezbytné vynásobit získané hodnoty provozního zatížení součinitelem bezpečnosti 1,5.

$$F_{početní} = F_{provozní} \cdot 1,5 \quad (53)$$

Shrnutí výsledků pro jednotlivé případy je uvedeno v tabulce 16.

Tab. 16: Shrnutí výsledků početního zatížení.

Zatížení	F _x	F _y	F _z	M _x	M _y	M _z
Případ č.	[N]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[Nm]
9	0,00	17691,55	0,00	0,00	0,00	0,00

5.6 Pevnostní kontrola konstrukce motorového lože

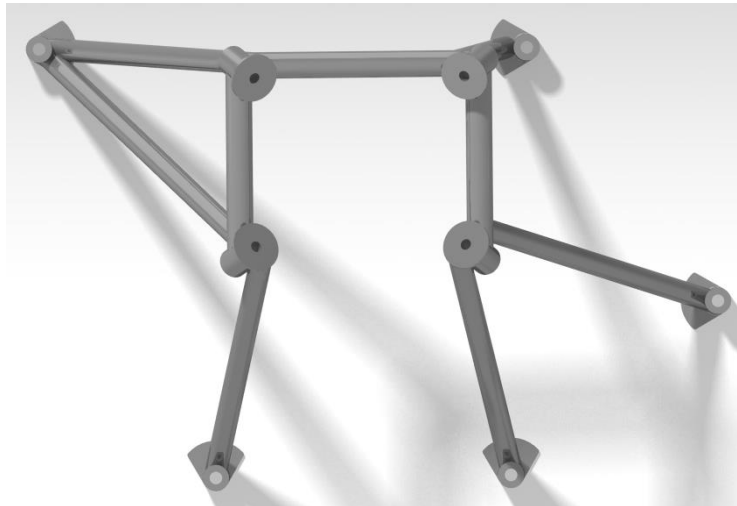
Pevnostní výpočet byl proveden v programu **Catia Version 5.21**, který nabízí funkce General Structural Analysis (GSA). GSA nabízí interaktivní možnosti analýzy konečných prvků (FEA – Finite Element Analysis). Princip funkce je podobný jako u programu MSC Nastran/Patran. Catia V5 nabízí snazší práci s 3D modely a celkově je uživatelsky přívětivější, než MSC Nastran/Patran.

⁵⁷ VYCHOPEŇ, Jiří, Evektor s.r.o. [ústní sdělení]. Kunovice, 26.4.2022.

5.6.1 Výpočtový model

Model motorového lože pro pevnostní výpočet byl vytvořen v programu CATIA V5. Model je konstruovaný jako sestava a skládá se z 18 samostatných dílů. Sestava se skládá z:

- 5 úchytů motorového lože k draku letounu na požární přepážce,
- 4 úchytů motoru,
- úchyty jsou spojeny prstencem motorového lože, který je tvořen 3 svařovanými trubkami,
- prstenec je spojen s úchyty k draku 6 svařovanými trubkami.

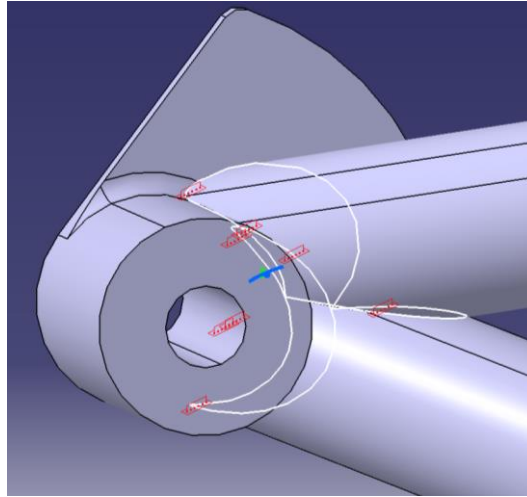


Obr. 20: 3D model motorového lože.

Následně byl modelu definován materiál – ocel L-ROL.3, který je podrobněji popsán v kapitole 4.3 *3D model motorového lože*.

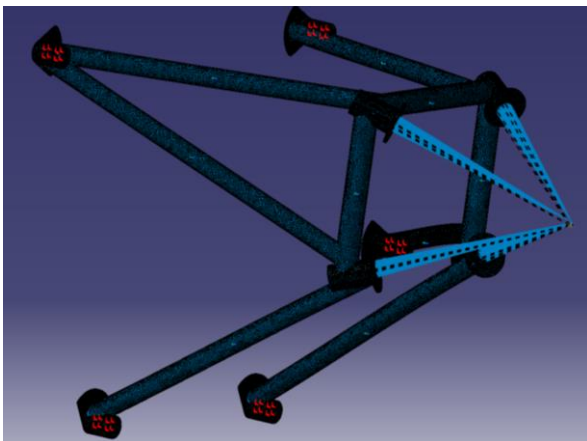
Vytvoření sítě na modelu

Vytvořená sestava motorového lože byla převedena pro pevnostní analýzu do GSA. Zde byla na rozhraní dotýkajících se dílů motorového lože vytvořena průsečiková linie pomocí funkce Line Analysis Connection. Dotýkající se díly byly následně svařeny v linii dotyku pomocí funkce Seam Welding Connection Property.

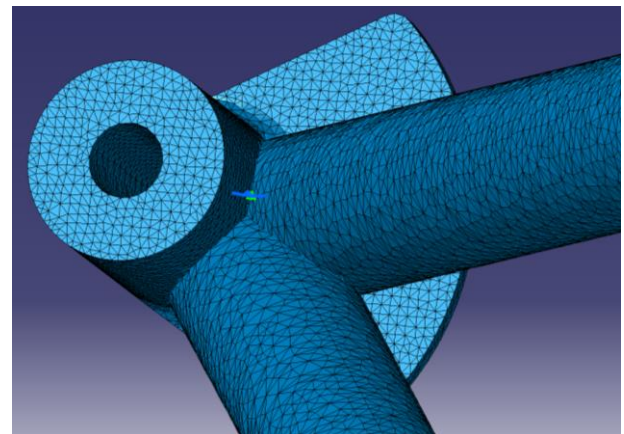


Obr. 21: Zavedení vazby mezi jednotlivými díly sestavy motorového lože.

Na svařeném motorovém loži byla následně automaticky vytvořena tetrahedronová síť, která obsahuje 212 445 uzlů a 834 191 prvků. Na síti nebyly detekovány žádné zásadnější shluky, rozpady ani anomálie.



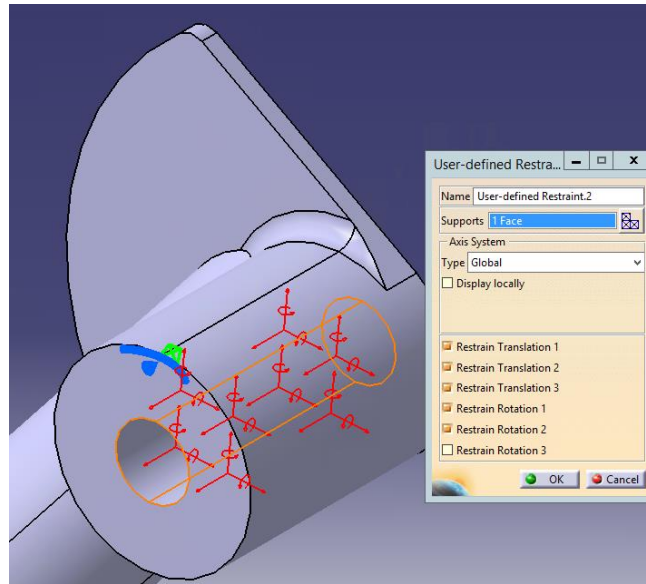
Obr. 22: Tetrahedronová síť na motorovém loži,



Obr. 23: Detail sítě motorového lože.

5.6.2 Okrajové podmínky a aplikace sil a momentů

V místě umístění šroubů v pouzdrech motorového lože umístěných na požární přepážce, byly vloženy vazby (okrajové podmínky) zamezující pohybu ve všech 3 osách a rotace okolo osy „y“ a „z“. Rotace okolo osy „x“ byla ponechána volná. Okrajová podmínka je navázána na plochu vnitřního pouzdra úchyťů a tím do všech elementů této plochy.



Obr. 24: Aplikace okrajových podmínek do úchyťů motorového lože.

Působíště sil a momentů je zavedeno do těžiště pro pohonnou jednotku a vrtuli. Pro zjednodušení je brána shodná poloha těžiště pro motor i pro motor včetně dalšího a příslušenství. Výpočet polohy těžiště je proveden pomocí momentové rovnice:

$$x_T = \frac{\sum M_i}{\sum m_i} \quad (54)$$

kde:

x_T [m] vzdálenost těžiště od počátku souřadnicové soustavy

$\sum M_i$ [N.m] součet veškerých momentů

$\sum m_i$ [kg] součet veškerých hmotností

$$x_T = \frac{(m_{motor} \cdot x_{motor}) + (m_{vrtule} \cdot x_{vrtule})}{m_{motor} + m_{vrtule}} = \frac{(223,8 \cdot (0,731)) + (34,2 \cdot 1,266)}{223,8 + 34,2} \quad (55)$$

kde:

m_{motor} [kg] hmotnost motoru;

m_{vrtule} [kg] hmotnost vrtule;

x_{motor} [m] vzdálenost těžiště motoru od počátku souřadného systému;

x_{vrtule} [m] vzdálenost těžiště vrtule od počátku souřadného systému.

$$x_T = 0,802 \text{ m} \quad (56)$$

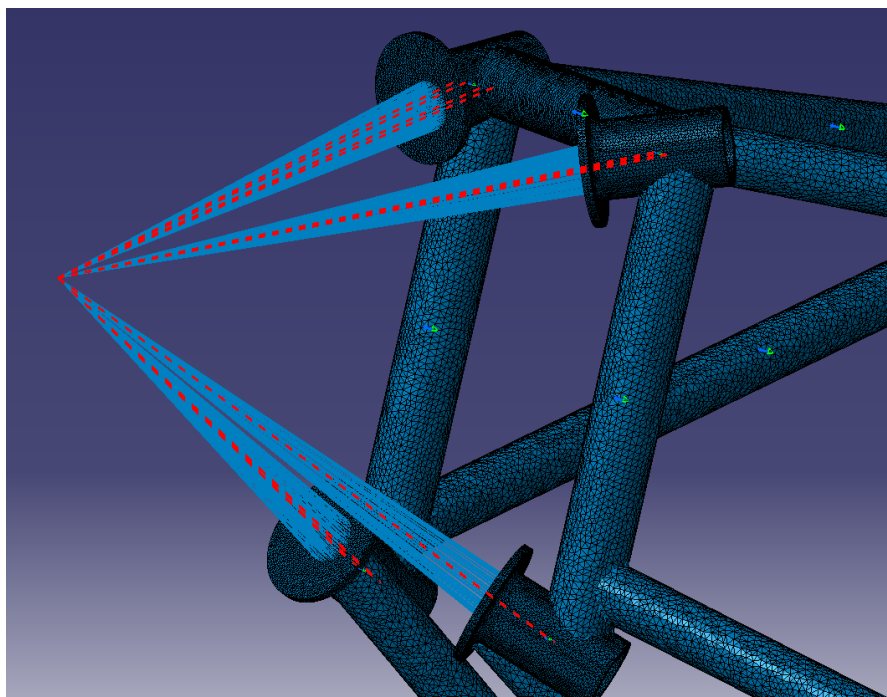
Stejným postupem je vypočtena poloha těžiště pohonné soustavy na osách „y“ a „z“. Výsledná poloha je udána v tabulce 17.

Tab. 17: Poloha těžiště pohonné soustavy vzhledem k souřadnému systému letounu.

	x_T [m]	y_T [m]	z_T [m]
Poloha těžiště	0,802	0,033	0,026

Provázání sil a momentů s motorovým ložem je zajištěno prostřednictvím funkce Smooth Virtual Part (SVP). SVP představuje tuhé těleso spojující určený bod s určenou geometrií součásti,

které se chová jako nehmotný tuhý objekt. SVP zajišťuje hladké přenášení působení (hmotnosti, vazby a zatížení) aplikované ve zvoleném bodě, aniž by vyztužil deformovatelné těleso nebo tělesa, ke kterému je připojen.



Obr. 25: Provázání působitě sil a momentů s konstrukcí motorového lože.

Síly a momenty byly přidávány postupně pomocí funkce Distributed Force a Moment. Do vazeb v pouzdrech motorového lože byly přidány Reaction Sensors, které vypočítávají reakční sílu a moment ve vazbách. Údaje z těchto senzorů budou sloužit k výpočtu napětí ve šroubech spojující motorové lože s drakem letounu.

5.6.3 Průběh výpočtu pevnosti motorového lože

V rámci pevnostního výpočtu bylo provedeno osm lineárních výpočtů pro letová zatížení a jeden lineární výpočet pro pozemní zatížení od přistávacího rázu. U výpočtů byly zaznamenávány hodnoty maximálního posunutí, maximální napětí Von Mises, maximální napětí v tlaku a tahu.

Napětí Von Mises není skutečné napětí, ale jedná se o teoretickou hodnotu hustoty energie, která poskytuje srovnání mezi obecným trojrozměrným napětím a mezi průtažností v uniaxiálním napětí.⁵⁸ Toto napětí je udáváno pouze v kladných hodnotách, proto není možné rozpoznat, jestli se jedná o tlak nebo tahu, a proto by se mělo používat pouze u materiálu podobnou mezí kluzu v tahu i tlaku. Teorie poruch založená na Von Mises se používá pro tvárné materiály, jako je v tomto případě právě ocel. Výsledné hodnoty pro letová zatížení jsou uvedeny v tabulce 18.

⁵⁸ SANGEETA, Das. *Von Mises Stress versus hlavní stres: Srovnávací analýza a vyčerpávající FAKTA* [online]. [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://cs.lambda.geeks.com/von-mises-stress-vs-principal-stress/>

Tab. 18: Výsledné hodnoty pevnostní kontroly letových zatížení.

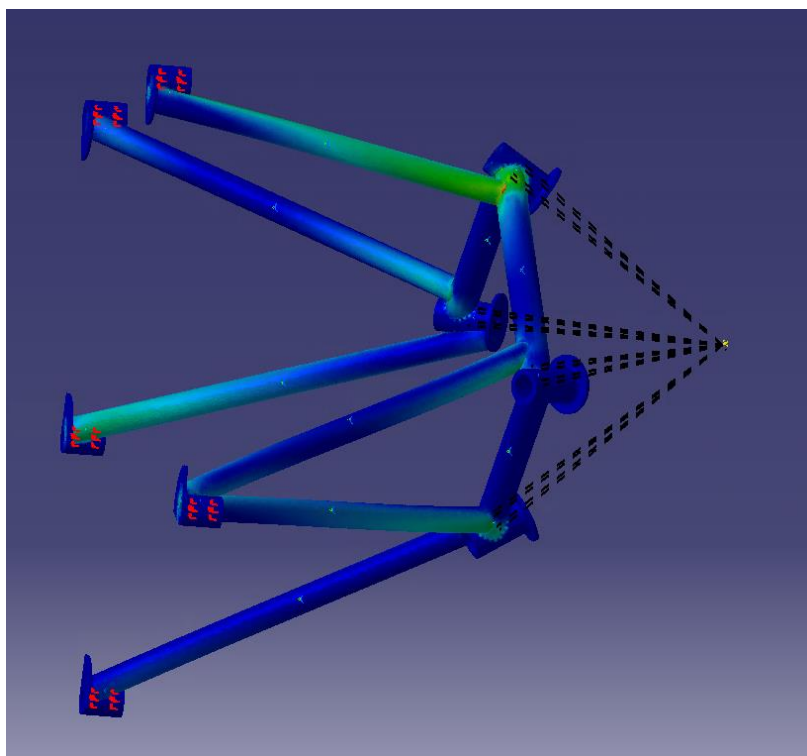
	Maximální posunutí [mm]	Napětí Von Mises [MPa]	Maximální napětí v tahu [MPa]	Maximální napětí v tlaku [MPa]	Mez pevnosti [MPa]	Součinitel bezpečnosti [-]
Případ 1	0,472	140	147	134	790	5,64
Případ 2	0,518	162	162	156	790	4,88
Případ 3	0,179	86,8	69,2	63	790	9,10
Případ 4	0,179	86,8	62,5	69	790	9,10
Případ 5	0,943	232	258	197	790	3,41
Případ 6	0,335	169	147	157	790	4,67
Případ 7	0,758	168	202	155	790	4,70
Případ 8	0,325	135	140	125	790	5,85

Na obrázku 26 je graficky zobrazeno rozložení napětí Von Mises na konstrukci motorového lože při zatížení podle případu 5, kdy bylo vypočítáno nejvyšší napětí z letových případů zatížení. Na obrázku 27 je detailní zobrazení místa s maximálním napětím, které se nachází v místě kontaktu trubky č.4 a horní trubky prstence. Ze stupnice vpravo nahoře je patrné, že nejvyšší vypočtené napětí je **258 MPa**. Vzhledem k mezi pevnosti materiálu, která je 790 MPa, je nejnižší hodnota **součinitele bezpečnosti** pro letové případy zatížení rovna **3,41**. Součinitele bezpečnosti byly vypočteny ze vztahu:

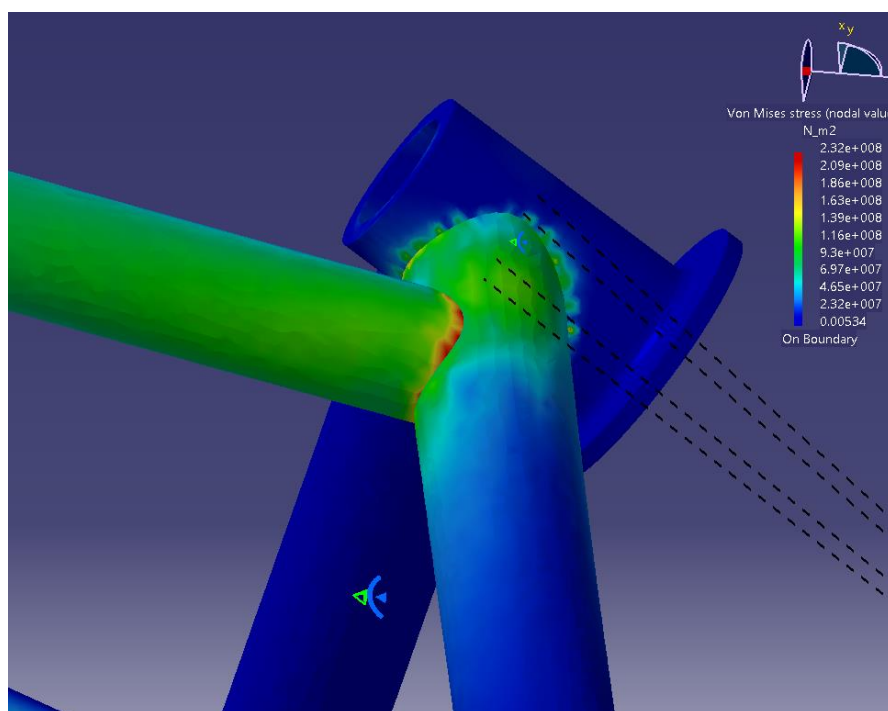
$$\eta = \frac{R_m}{\sigma_{MAX}} \quad (57)$$

kde:

η [-]	součinitel bezpečnosti
R_m [Pa]	mez pevnosti materiálu
σ_{MAX} [Pa]	maximální naměření napětí na konstrukci



Obr. 26: Distribuce napětí Von Mises po motorovém loži při zatížení případem č. 5.



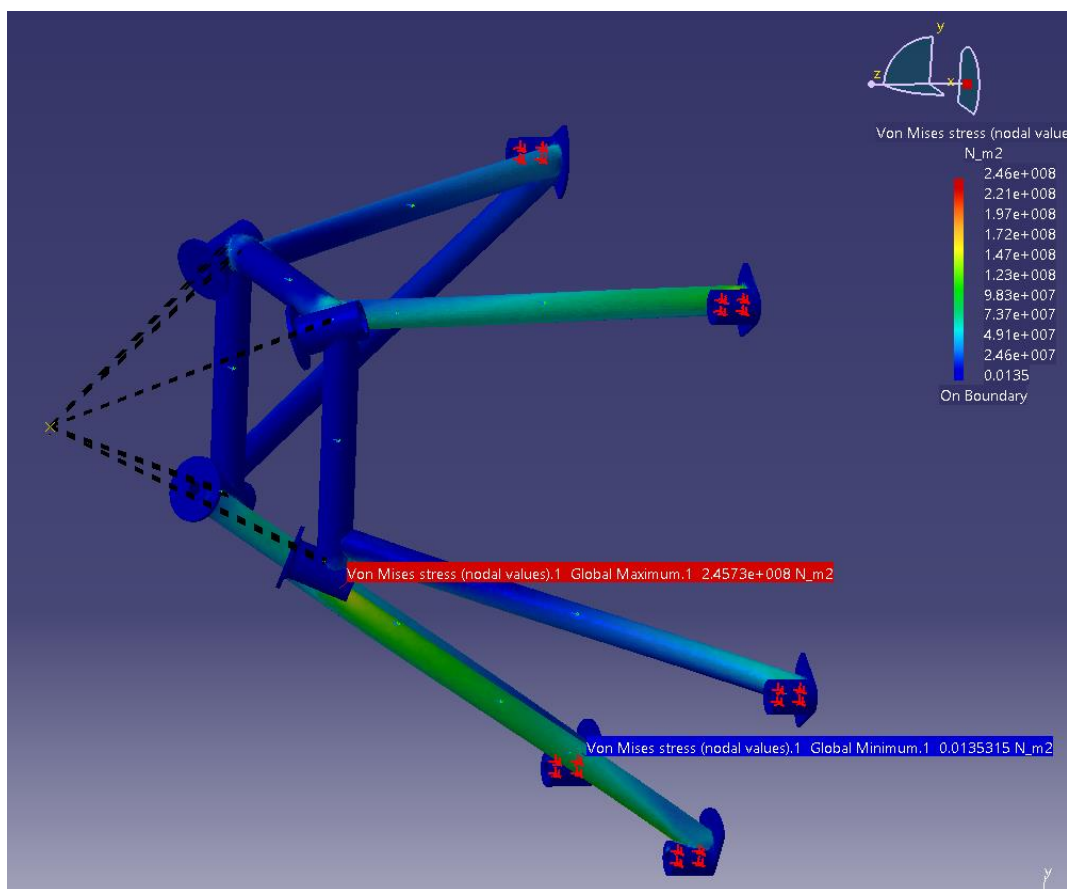
Obr. 27: Detail koncentrace napětí.

Výsledné hodnoty pro pozemní zatížení jsou uvedeny v tabulce 19:

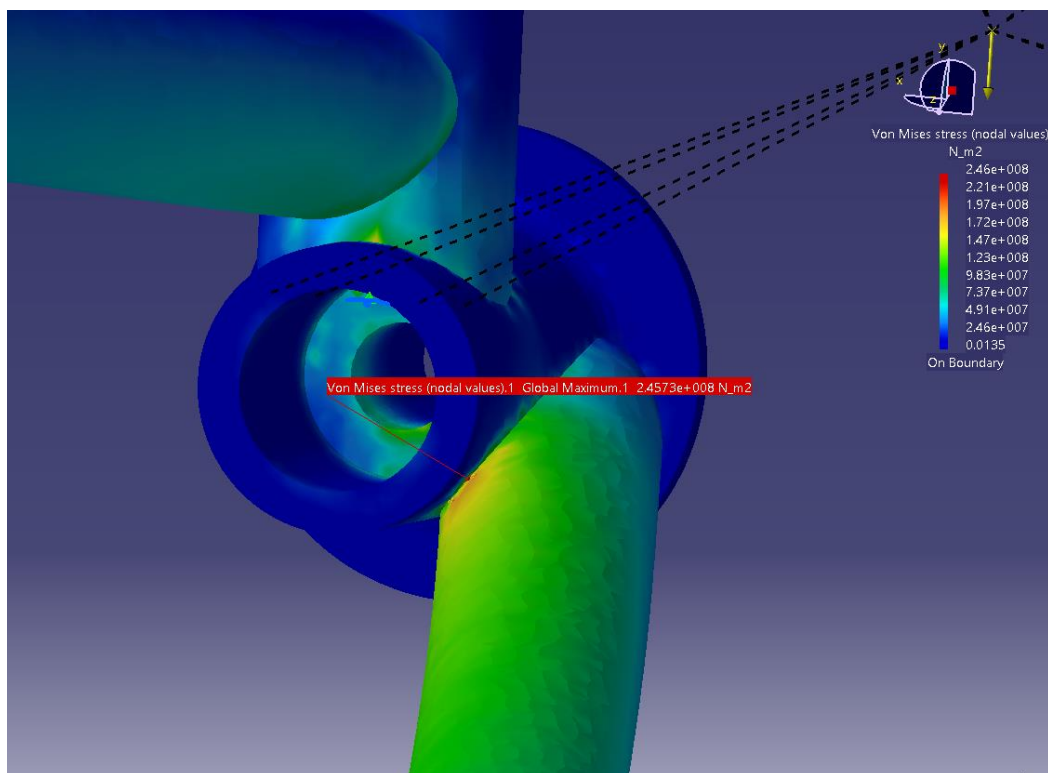
Tab. 19: Výsledné hodnoty pevnostní kontroly pozemního zatížení.

	Maximální posunutí [mm]	Napětí Von Mises [MPa]	Maximální napětí v tahu [MPa]	Maximální napětí v tlaku [MPa]	Mez pevnosti [MPa]	Součinitel bezpečnosti [-]
Případ 9	0,516	214	226	186	790	3,50

V tomto případě zatížení se součinitel bezpečnosti dostal na hodnotu **3,50**. Největší hodnotu napětí je možné pozorovat na obrázku 28 na trubce č.2 v oblasti kontaktu trubky s trubkou prstence motorového lože. Detailní zobrazení místa s nejvyšším napětím je k nahlédnutí na obrázku 29.



Obr. 28: Rozložení napětí Von Mises na motorovém loži při pozemním zatížení.



Obr. 29: Detail koncentrace napětí.

5.7 Pevnostní kontrola trubek motorového lože na vzpěr

Úchyty motorového lože k draku letounu jsou spojeny s prstencem motorového lože šesti trubkami TR36x2 ($D = 36 \text{ mm}$, $d = 32 \text{ mm}$). Trubky mají různé délky a jsou svařeny s úchyty na jedné straně a s prstencem na druhé. Velikost jednotlivých trubek je uvedena v tabulce 20. Jejich délka je kvůli svařování redukována na 80 % skutečné délky.⁵⁹

Tab. 20: Délky použitých trubek.

Označení	Délka [mm]	Redukovaná délka 0,8*1 [mm]
Trubka č.1	656	524,8
Trubka č.2	645	516,0
Trubka č.3	621	496,8
Trubka č.4	501	400,8
Trubka č.5	621	496,8
Trubka č.6	670	536,0

Během pevnostních výpočtů motorového lože bylo pozorováno maximální normálové napětí v tahu a tlaku na všech šesti trubkách. Hodnoty těchto napětí jsou uvedeny v tabulce 21, kde kladné hodnoty představují zatížení v tahu a záporné v tlaku.

⁵⁹ VYCHOPEŇ, Jiří, Evektoř s.r.o. [ústní sdělení]. Kunovice, 26.4.2022.

Tab. 21: Vypočtené hodnoty napětí v trubkách.

	Trubka č.1	Trubka č. 2	Trubka č.3	Trubka č.4	Trubka č.5	Trubka č.6
	σ_n [MPa]					
Případ č.1	-34,84	-40,52	51,26	146,6	63,4	103
Případ č.2	-47,24	-56,74	62,61	162,1	79,19	110,8
Případ č.3	33,58	18,11	-48,27	-40,57	29,49	-30,13
Případ č.4	-21,13	-18,12	48,27	40,57	-29,49	30,13
Případ č.5	43,23	-98,59	109,4	258	126,3	175
Případ č.6	48,64	-30,9	24,26	146,8	66,83	69,73
Případ č.7	-39,88	-85,71	101,1	202,2	93,3	166,3
Případ č.8	-73,9	-46,14	44,56	140,1	54,79	103,7
Případ č.9	-91,95	-186,3	106,4	226,3	116,3	-89,71

Z tabulky 21 je patrné, že nejvyšších hodnot **kladného** normálového napětí je dosaženo na **trubce č. 4** při případě **zatížení č. 5**. Nejvyššího záporného napětí je dosaženo na **trubce č. 2** při **zatížení případem č. 9**.

Pro výpočet kritického napětí, při kterém by mělo dojít ke ztrátě vzpěrné stability trubky, je postupováno následovně:

$$J_1 = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{64} = 16\,850,72 \text{ mm}^4 \quad (58)$$

kde:

J_1 [mm⁴] minimální hlavní kvadratický moment

D [mm] vnější průměr trubky

d [mm] vnitřní průměr trubky

$$S_1 = \frac{\pi \cdot (D^2 - d^2)}{4} = 213,63 \text{ mm}^2 \quad (59)$$

kde:

S_1 [mm²] plocha průřezu

$$i = \sqrt{\frac{J_1}{S_1}} = 8,88 \text{ mm} \quad (60)$$

kde:

i [mm] poloměr osového kvadratického momentu

$$\lambda_i = \frac{l_i}{i} = 59,090 \quad (61)$$

kde:

λ_i [-] skutečný štíhlostní poměr

l_i [mm] redukovaná délka trubky

Výsledky pro další trubky jsou uvedeny v tabulce 22.

Tab. 22: Skutečný štiřlostní poměr trubek.

	Trubka č.1	Trubka č. 2	Trubka č.3	Trubka č.4	Trubka č.5	Trubka č.6
λ_i	59,090	58,099	55,937	45,128	55,937	60,351

$$\lambda_Q = \sqrt{\pi \cdot \alpha \cdot \frac{E}{R_{p0,2}}} = \sqrt{\pi \cdot 1,2 \cdot \frac{210}{735}} = 31,429 \quad (62)$$

kde:

λ_Q [–] štiřlostní poměr v bodě Q

„Blíži-li se skutečný štiřlostní poměr λ štiřlostnímu poměru λ_Q , zavede se bod T, který je obvykle v úrovni $R_{p0,2}$, který odpovídá štiřlostnímu poměru λ_1 . Použití vztahu pro Eulerovu kritickou sílu je možné pouze v případě, je-li skutečný štiřlostní poměr λ větší než λ_1 .“⁶⁰

$$\lambda_T = \sqrt{2 \cdot \pi \cdot \alpha \cdot \frac{E}{R_{p0,2}}} = \sqrt{\pi \cdot 1,2 \cdot \frac{210}{735}} = 44,448 \quad (63)$$

V případě tohoto výpočtu je u všech použitých trubek skutečný štiřlostní poměr větší než λ_1 . Výpočet kritické síly bude proveden podle Eulerova vztahu.

Výpočet podle Eulera:

$$F_{krit} = \pi^2 \cdot E \cdot \frac{J_1}{\left(\frac{l_1}{2}\right)^2} = 5,000 \cdot 10^5 \text{ N} \quad (64)$$

F_{krit} [N] kritická síla

Tab. 23: Kritické hodnoty síly pro jednotlivé trubky.

	Trubka č.1	Trubka č. 2	Trubka č.3	Trubka č.4	Trubka č.5	Trubka č.6
F_{krit} [N]	5,000E+05	5,172E+05	5,579E+05	8,572E+05	5,579E+05	4,793E+05

$$\sigma_{krit} = \frac{F_{krit}}{S_1} = \frac{5,000 \cdot 10^5}{213,63} = 2,340 \text{ GPa} \quad (65)$$

σ_{krit} [N] kritické normálové napětí

Tab. 24: Kritické hodnoty napětí pro jednotlivé trubky.

	Trubka č.1	Trubka č. 2	Trubka č.3	Trubka č.4	Trubka č.5	Trubka č.6
σ_{krit} [Pa]	2,340E+09	2,421E+09	2,612E+09	4,013E+09	2,612E+09	2,244E+09

⁶⁰ SHIGLEY, E. Joseph a MISCHKE, R. Charles a BUDYNAS, R. Richard. *Konstruování strojních součástí*. 1. vyd. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Nakladatelství VUTIUUM, 2010. 1163 str. ISBN 978-80-214-2629-0

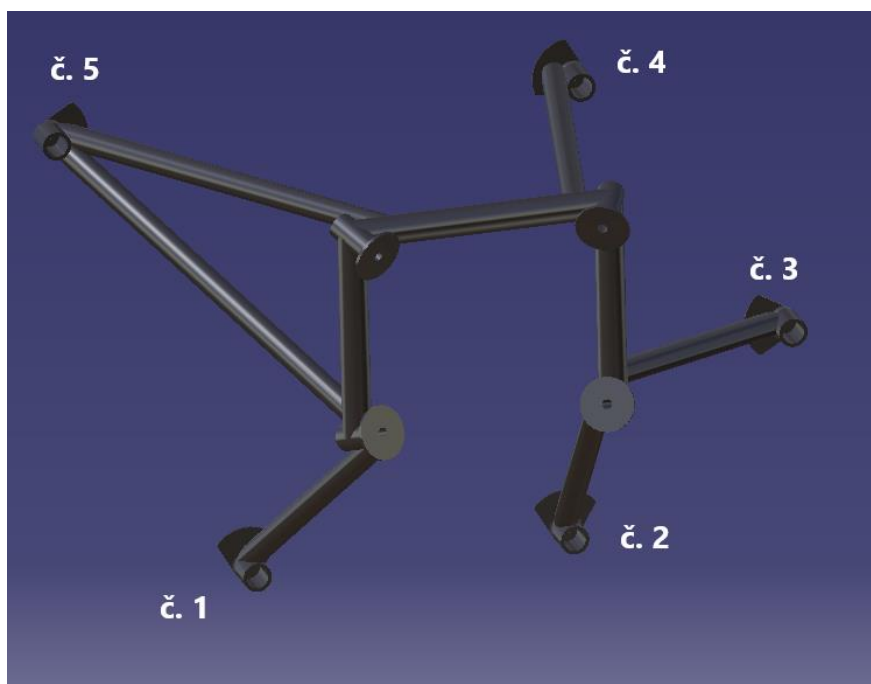
V případě dosažení kritické hodnoty normálového σ_{krit} pro danou trubku (viz tabulka 24), by došlo ke ztrátě vzpěrné stability. Po porovnání vypočtených hodnot normálového napětí uvedených v tabulce 21 s kritickými napětími uvedenými v tabulce 24, můžeme deklarovat, že za normálních provozních podmínek by neměla hodnota napětí dosahovat kritických hodnot a že konstrukce je dostatečně naddimenzovaná k zachování stability.

5.8 Pevnostní kontrola šroubů uchycení motorového lože k draku letadla

Jak již bylo zmíněno v kapitole 5.3.3 *Okrajové podmínky a aplikace sil a momentů*, tak do míst, kde budou umístěny šrouby spojující motorové lože s drakem letounu, byly aplikovány funkce Reaction Sensors, které po pevnostním výpočtu vypočítají reakční síly ve vazbách. Tyto síly jsou přenášeny na spojovací šrouby, kde vzniká tahové a smykové napětí. Výsledné síly pro případy letového a pozemní zatížení v osách „x“, „y“ a „z“ pro všech pět spojů jsou uvedeny v tabulce 25. Poloha jednotlivých úchytů je pak určena na obrázku 30.

Tab. 25: Naměřené hodnoty sil v úchytech pro dané případy zatížení.

		Úchyt č.1	Úchyt č.2	Úchyt č.3	Úchyt č.4	Úchyt č.5
Případ 1	Fz [N]	548	-488	678	1919	-2657
	Fy [N]	2383	2306	-252	352	2514
	Fx [N]	3531	3639	-731	-8712	-4620
Případ 2	Fz [N]	740	-764	1152	2233	-3361
	Fy [N]	3169	3692	-408	462	2764
	Fx [N]	4685	5669	-1322	-10259	-5667
Případ 3	Fz [N]	-300	-27	-2481	-288	-1954
	Fy [N]	-1288	-86	718	-148	804
	Fx [N]	-1871	1,2	3237	1499	-2867
Případ 4	Fz [N]	300	27	2481	288	1954
	Fy [N]	1288	86	-718	148	-804
	Fx [N]	1871	-1,2	-3237	-1499	2867
Případ 5	Fz [N]	467	-1045	382	2821	-2626
	Fy [N]	1504	5145	-286	377	2940
	Fx [N]	2278	8168	-86	-11966	-5288
Případ 6	Fz [N]	1022	-560	1046	2191	-3698
	Fy [N]	4804	2516	-344	551	2153
	Fx [N]	7128	3790	-1340	-10835	-5636
Případ 7	Fz [N]	459	-968	1258	2276	-3024
	Fy [N]	1535	4868	-472	374	3375
	Fx [N]	2243	7548	-1305	-9683	-5698
Případ 8	Fz [N]	1013	-484	1922	1645	-4096
	Fy [N]	4835	2239	-530	547	2588
	Fx [N]	7092	3169	-2559	-8552	-6045
Případ 9	Fz [N]	1407	-2023	3469	2298	-5151
	Fy [N]	5759	10147	-851	807	1830
	Fx [N]	8447	14861	-4325	-11323	-7660



Obr. 30: Číslování úchytů motorového lože k draku letounu.

Složky síly F_z a F_y vytvářejí v šroubových spojích smykové napětí, zatímco složka síly F_x vytváří tahové napětí. Je potřeba proto vypočítat maximální smykové napětí, určit maximální tahovou sílu a zjistit, zda-li pevnostně vyhovuje kombinace tahového a smykového napětí.

Následující výpočty jsou vztaženy pro šrouby M10, které mají nejmenší průměr jádra šroubu,

$$d_{3min} = 7,938 \text{ mm} \quad (66)$$

což odpovídá ploše průřezu jádra:

$$A = \frac{\pi \cdot d_{3min}^2}{4} = 49,49 \text{ mm}^2 \quad (67)$$

Šrouby pevnostní třídy 10.9 mají mez pevnosti:

$$R_m = 1\,000 \text{ MPa} \quad (68)$$

5.8.1 Smykové namáhání

Smykové napětí vypočítáme jako F/S , kde sílu F vypočítáme z Pythagorovy věty. Smyková síla F_S je v tomto případě rovna:

$$F_S = \sqrt{F_y^2 + F_z^2} \quad (69)$$

Z uvedených výsledků je patrné, že největší smykové síly je dosaženo v **případě zatížení č. 9** na úchyty, respektive **šroubu č. 2**:

$$F_S = \sqrt{F_y^2 + F_z^2} = \sqrt{15\,550,65^2 + (-2\,178,61)^2} \quad (70)$$

$$= 10\,346,70 \text{ N}$$

Smykové napětí vypočteme z již použitého vztahu:

$$\tau = \frac{F}{S} = \frac{4 \cdot F_S}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 10\,346,70}{\pi \cdot 7,938^2} = 209,07 \text{ MPa} \quad (71)$$

Maximální dovolenou smykovou sílu vypočteme podle⁶¹:

$$F_{s,Rd} = n \cdot \frac{\alpha_v \cdot R_m \cdot A}{\gamma_{M2}} = 1 \cdot \frac{0,5 \cdot 1000 \cdot 49,49}{1,25} = 19\,795,75 \text{ N} \quad (72)$$

kde:

n [-]	počet stříhových rovin
α_v [-]	0,5 pro třídu 10,9, kde rovina stříhu prochází závitem
R_m [MPa]	mez pevnosti šroubu v tahu
A [mm ²]	průřezová plocha dřívku šroubu
γ_{M2} [-]	dílčí součinitel spolehlivosti materiálu = 1,25 pro spoje (šroubové, svařované, čepové nýtové)

$$\frac{F_S}{F_{s,Rd}} = \frac{10\,346,70}{19\,795,75} = 0,523 \quad (73)$$

Spoj pevnostně **vyhovuje**.

5.8.2 Tahové napětí

Stejně jako u smykového napětí, tak i u tahového napětí je dosaženo nejvyšší hodnoty v případě zatížení č. 9 na šroubu č. 2. Tahová síla je v tomto případě rovna:

$$F_T = 14\,861,00 \text{ N} \quad (74)$$

Pro šroub M10 je tahové napětí rovno:

$$\sigma = \frac{F}{S} = \frac{4 \cdot F_T}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 14\,861,00}{\pi \cdot 7,938^2} = 300,29 \text{ MPa} \quad (75)$$

Maximální dovolenou tahovou sílu vypočteme podle⁶²:

$$F_{t,Rd} = \frac{k_2 \cdot R_m \cdot A}{\gamma_{M2}} = \frac{0,9 \cdot 1000 \cdot 49,49}{1,25} = 35\,632,36 \text{ N} \quad (76)$$

kde:

k_2 [-]	koeficient 0,63 pro zapuštěné šrouby a 0,90 pro ostatní šrouby.
-----------	---

⁶¹ SHIGLEY, Joseph Edward, Charles R. MISCHKE a Richard G. BUDYNAS, VLK, Miloš, ed. *Konstruování strojních součástí*. V Brně: VUTIUM, 2010. Překlady vysokoškolských učebnic. ISBN 978-80-214-2629-0.

⁶² HORÁČEK, Martin. *BO002 Prvky kovových konstrukcí: Podklady pro cvičení*. 3. 2020. Str. 7.

Dostupné také z: https://www.fce.vutbr.cz/KDK/horacek.m1/BO002/BO002_Podklady_do_cviceni.pdf

$$\frac{F_T}{F_{t,Rd}} = \frac{14\,861,00}{35\,632,36} = 0,417 \quad (77)$$

Spoj pevnostně **vyhovuje**.

5.8.3 Kombinace smyku a tahu

Součet příslušných poměrů zatížení a únosnosti v tahu a smyku musí být menší než 1. Nejvyšší hodnota tohoto poměru vychází opět v případě **zatížení č. 9** na **šroubu č. 2**. Zatížení smykem a tahem sečteme pomocí následujícího vzorce⁶³:

$$\frac{F_S}{F_{s,Rd}} + \frac{F_T}{1,4 \cdot F_{t,Rd}} = \frac{10\,346,70}{19\,795,75} + \frac{14\,861,00}{1,4 \cdot 35\,632,36} = 0,821 \leq 1 \quad (78)$$

Spoj pevnostně **vyhovuje**.

⁶³ SHIGLEY, E. Joseph a MISCHKE, R. Charles a BUDYNAS, R. Richard. *Konstruování strojních součástí*. 1. vyd. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Nakladatelství VUTIUUM, 2010. 1163 s. ISBN 978-80-214-2629-0

6. NÁVRH POSTUPU ZÁSTAVBY POHONNÉ SOUSTAVY

Provedení fyzické výměny pohonných jednotek je navrženo do tří kroků.

První krok spočívá v odpojení pohonné jednotky od letadlových soustav a systémů, deinstalaci pohonné jednotky a motorového lože z draku letounu, odstranění přebytečných prvků v motorového prostoru, odstranění přístrojů a ovládacích prvků v kabině, které budou odstraněny úplně, nebo budou vyměněny.

V druhém kroku je nutné upravit protipožární přepážku, připravit ji k instalaci motorového lože, provést úpravu pilotní kabiny k instalaci nových přístrojů a ovládacích prvků.

V poslední části bude řešena samotná instalace motorového lože, pohonné jednotky a připojení veškerých systémů a ovládacích prvků k motoru

6.1 Část první – Demontáž

Pokud je předpokládáno, že motoru bude uskladněn na dlouhou dobu⁶⁴, je potřeba před samotnou deinstalací motoru z letadla provést jeho konzervaci. Taková konzervace je popsána v dokumentaci motoru Doris B⁶⁵. Tento proces probíhá ve třech fázích, kdy v první fázi je motor připraven ke skladování.

Tato fáze začíná ještě při chodu motoru, jelikož se motor musí nechat doběhnout se zavřeným palivovým kohoutem, aby se odstranily veškeré zbytky paliva. Poté se provede výplach motoru čerstvým olejem a starý se vypustí. Následně se nechá motor běžet alespoň 10 minut na neethylovaný benzín smíchaný s 1-2 % čistého leteckého oleje. Ihned po zastavení motoru se olej vypustí a skříně se dobře uzavře.

V druhé fázi probíhá konzervace nejprve spalovacích prostorů a následně samotného motoru. Provedení konzervace musí být ihned po zastavení motoru, kdy je ještě teplém stavu, aby byla zaručena dostatečná ochrana proti korozi. Konzervační olej se nastříkuje do spalovacích prostorů pod tlakem 3–7 atp. Do každého válce se nastříkuje asi 10 vteřin. Dále se postupuje následujícím způsobem:

„Vyjměte ze všech válců zapalovací svíčky a postupně těmito otvory nastříkujte do válců konservační olej. Nastříkovací hlavicí, nastříkovacího přístroje, se musí během nastříkování pohybovat tak, aby bylo zaručeno rovnoměrné rozdělení konservačního oleje po celém povrchu vnitřního prostoru. Během nastříkování do jednoho válce protáčí se motor třemi plnými otáčkami, aby všechna místa byla pokryta olejem. Je třeba dbát, aby při otevření ventilu byla rovněž konservována ventilová sedlo. Při těchto krocích postupujte opatrně, aby se nepoškodily závity pro svíčky. Po nastříkání oleje se svíčky zpět zašroubují. Nemáme-li tlakové zařízení pro nastříkování oleje do spalovacích prostorů, nastříkáme otvorem pro svíčku do každého válce ruční pumpičkou asi 20 cm³ minerálního oleje, nebo oleje pro vnitřní konzervaci. Píst příslušného válce musí být přítom

⁶⁴ Déle jak 3 měsíce

⁶⁵ Letadlový motor Doris B: Popis-obsluha-udržování. Bubovice: W-Motor-Service, 1995. Str. 47.

v dolní úvrati. Po každém nastříkání protočte motor asi o 1–4 otočky, aby olej smočil stěny válce a ventily. Potom opět našroubujte svíčky. Toto se opakuje vždy asi po 4 měsících.“⁶⁶

Takto skladované motory se musí překonzervovat po každých 4–5 měsících. Postupuje se přitom stejným způsobem, jaký je popsán výše. Zároveň je potřeba prohlédnout povrch motoru a po případném nalezení rzi tuto rez odstranit za pomoci hadru namočeného v petroleji. Očištěná místa se pak znovu zakonzervují.

Před samotnou deinstalací musí být zvláště dobře namazán vazelínou hřídel vrtule, aby nedošlo k jeho odření při upevnění do podpěry kozlíku. Na motoru musí být taktéž zaslepeny všechny otvory příslušnými zásepkami:

1. „Výfuky na hlavách válců se zaslepí plechovými deskami, pod které se vloží příslušné těsnění výfuku. Na zásevky se namontují příruby výfuku a tyto se pečlivě přitáhnou maticemi.
2. Na vstupní hrdlo karburátoru se přiloží zaslepovací víčko z překližky, které se upevní čtyřmi šrouby.
3. Je-li namontováno čerpadlo paliva, zaslepí se vstupní šroubení paliva příslušnou zásepkou. Není-li namontováno na motoru čerpadlo paliva, pak se zaslepí šroubení na karburátoru zásepkou.
4. Přípojky potrubí nastřikovačů paliva se rovněž uzavřou příslušnými zásepkami.
5. Na pohony otáčkoměrů se našroubují krycí matice.
6. Na přípojku odvodu vzduchu motoru se navleče gumová ochranná čepička.
7. Na závit na konci vrtulového hřídele se našroubuje bakelitová matice k ochraně závitu.“⁶⁷

Následně dojde k vyjmutí motoru z draku letounu. Postup práce pro demontáž letounu je opačný, než postup při montáži motoru do draku:⁶⁸

1. Vypustíme olejovou nádrž.
2. Demontujeme vrtuli podle předpisu výrobce vrtulí.
3. Demontujeme součásti motorového krytu.
4. Demontujeme výfukové trubky a odstraníme měď asbestové těsnění z výfukových hrdel na hlavách válců.
5. Odstraníme vzduchové potrubí chladicího vzduchu pro dynamomotor z přípojky na horní části dynamo spouštěče.
6. Demontujeme potrubí z přípojky odvodu vzduchu motoru.
7. Demontujeme ohebný hřídel otáčkoměru z jedné z obou přípojek otáčkoměru.
8. Odpojíme veškeré vysílače teploměrů vstupního a výstupního oleje, odpojíme dynamo spouštěč z okruhu elektrické sítě letounu a odpojíme zkratové kabely z připojovacích svorem magneta Scintilla.
9. Odpojíme potrubí k olejovému tlakoměru, nebo tlakové olejové relais ze šroubení k měření tlaku oleje.
10. Přesvědčíme se, zda-li je uzavřen palivový kohout. Z potrubí nastřikovačů na sacím potrubí se odpojíte příslušná vedení od nastřikovací pumpičky umístěné mimo motor. Odpojíte přívod

⁶⁶ Letadlový motor Doris B: Popis-obsluha-udržování. Bubovice: W-Motor-Service, 1995. Str. 47-48.

⁶⁷ Tamtéž. Str. 28-29.

⁶⁸ Tamtéž. Str. 29-30.

paliva ke šroubení karburátoru, přičemž vypustíme zbytky paliva, a odpojíme přívod paliva ke vstupnímu šroubení palivového čerpadla.

11. Ze vstupního hrdla karburátoru se odinstaluje potrubí nasávaného vzduchu, které je někdy spojeno s předehříváčem. Z páčky dusítka se odpojí konec ovládacího lanka bowdenu. Odstraníme pojistné závlačky z čepů obou táhel a odpojíme táhlo plynu z pravé strany karburátoru.
12. Zkontrolujeme, zda-li na motoru není uchyceno žádné další vedení, případně toto vedení odstraníme tak, aby při svěšení motoru nepřekáželo.

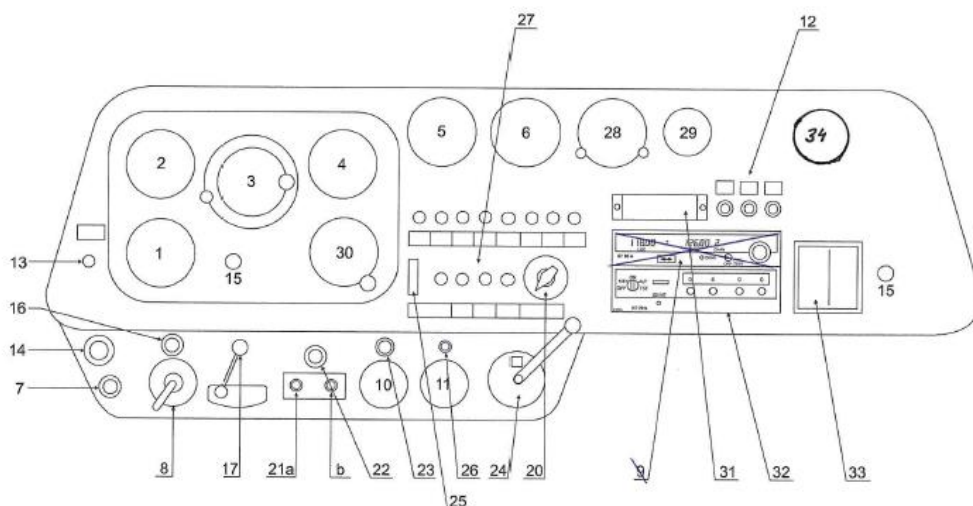
„Takto zaslepený a nakonservovaný motor upevníme na kozlík a zavěsíme na kladkostroj. Odstraníme pojištění matic a samotné matice a vytáhneme čepy motoru. Motor i s kozlíkem vyzvedneme kladkostrojem za čtyři závěsná oka na horní straně motoru. Pak pod motor připravíme bednu a motor pomalu spouštíme tak, aby nikde nezachytil stěny bedny. Základna kozlíku musí být po dosednutí motoru na dno bedny, mezi bočními špalky. Na špalky se nasadí a maticemi přitáhnou příčné lišty. Lištami je kozlík připevněn ke dnu bedny. Na horní část motoru vložíme nepromokavý papír, aby byl motor chráněn proti případnému zatékání vody víkem.“⁶⁹ Z protipožární přepážky následně odstraníme motorové lože.

6.2 Část druhá – Úpravy

Po demontáži veškerých prvků pohonné jednotky včetně motorového lože musí dojít k zaslepení veškerých děr na protipožární přepážce, které nebudou pro novou konfiguraci potřebné, a to nejlépe návratným způsobem. Současně musí dojít k zvětšení otvorů pro šroubové spoje motorového lože s drakem letounu tam, kde je to potřebné. Konkrétně se jedná o všechny otvory pro šroubové spoje kromě levého horního, který má v současné době rozměr Ø12H8. Všechny ostatní jsou mají rozměr Ø12H8 a je nutné je zvětšit na Ø11.

Na obrázku 31 je znázorněna palubní deska letounu L-60, kde jsou čísla označeny příslušné přístroje a ovládací prvky. Číslům odpovídá název daného prvku v legendě obrázku.

⁶⁹ Letadlový motor Doris B: Popis-obsluha-udržování. Bubovice: W-Motor-Service, 1995. Str. 29.



Obr. 31: Schéma uspořádání pilotní kabiny.

1-výškoměr, 2- rychloměr, 3-uměly horizont, 4-variometr, 5-otáčkoměr, 6-trojnásobný ukazatel, 7- dusítko motoru, 8- přepínač magnet, 10-ukazatel polohy přistávacích klapek, 11-radiostanice KRT2, 12-pojistky, 13-přepínač přistávacích klapek, 14-nastříkovací pumpa, 15- IC tlačítka, 16-ohřev karburátoru, 17-požární palivový kohout, 20-osvětlení přístrojů, 21-spouštění a) startér b) ruční, 22-ruční palivová pumpa, 23-hasidlo motoru, 24-stavění vrtule, 25-signalizace topení Pitotovy trubice, 26-signalizátor zvýšené teploty, 27-bloky úsekových spínačů, 28-hodiny letecké, 29-teplměr hlav válců, 30-gyrokompas, 31-kompenzační štítek, 32-odpovědač KT 76A, 33-pře počítavací tabulka ft – m, 34-voltampérmetr

Z hlediska úpravy pilotní kabiny je postupováno v souladu s předpisem CS-23, konkrétně s bodem CS 23.1305 Přístroje pohonné jednotky. Tímto předpisem jsou požadovány následující přístroje pro kontrolu chodu pohonné jednotky pro všechny letouny (CS 23.1305 (a)):

1. „Ukazatel množství paliva pro každou palivovou nádrž zastavěný v souladu s CS 23.1337 (b).
2. Ukazatel tlaku oleje pro každý motor.
3. Ukazatel teploty oleje pro každý motor.
4. Zařízení měřící množství oleje pro každou olejovou nádrž, které splňuje požadavky CS 23.1337(d).
5. Výstražné požární zařízení u těch letounů, které musí vyhovovat CS 23.1203.“⁷⁰

Z popisu letounu a z příloženého obrázku 31 obsahující vybavení palubní desky letovými a motorovými přístroji vychází, že letoun L-60 v původní konfiguraci splňuje znění bodu CS 23.1305, nebo pro něj není daný bod aplikován, a není tedy nutné provádět jakékoliv změny vybavení pilotní kabiny pro splnění tohoto bodu.

Kromě těchto požadavků však musí letouny poháněné pístovými motory splňovat vybavenost následujícími přístroji pohonné jednotky (CS 23.1305 (b)):

1. „Ukazatel teploty vzduchu systému sání každého motoru, který je vybaven přehříváčem a má definovaná omezení teploty vzduchu, která by mohla být v důsledku přehřívání překročena.
2. Ukazatel otáček pro každý motor.

⁷⁰ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 73.

3. Ukazatel teploty hlav válců pro:
 - a. Každý vzduchem chlazený motor s klapkami krytu motoru.
 - b. Vyřato a vyhrazeno.
 - c. Každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu.
4. Ukazatel tlaku paliva pro čerpadlem plněné motory.
5. Ukazatel plnicího tlaku pro každý výškový motor a pro každý motor se stavitelnou vrtulí.
6. Pro každou zástavbu turbodmychadla:
 - a. Pokud jsou stanovena omezení vstupní teploty karburátoru (nebo plnicího potrubí) nebo výfukových plynů nebo vstupní teploty vzduchu do turbodmychadla, musí být k dispozici ukazatele pro každou teplotu, pro kterou je stanoveno omezení, pokud není prokázáno, že omezení nemůže být za všech plánovaných typů provozu překročeno.
 - b. Pokud je olejový systém oddělen od olejového systému motoru, musí být zastavěny ukazatele tlaku oleje a teploty oleje.
7. Ukazatel teploty chladiva pro každý kapalinou chlazený motor.⁶⁷¹

V bodě (b) se neaplikuje bod 6 a 7, jelikož pohonná jednotka není vybavena turbodmychadlem a ani není chlazena kapalinou. Body 1, 2, 3, 4 a 5 jsou splněny již v původní konfiguraci. Z tohoto rozboru vyplývá, že palubní deska nemusí být doplněna o žádný další prvek. Jelikož se však jedná o změnu motoru, kdy původní byl vybaven karburátorem, kdežto nový motor karburátor nemá, je potřeba odstranit ovládání přehřevu karburátoru a otvor návratně zaslepit.

6.3 Část třetí – Instalace

Poslední fází zástavby motoru je samotná instalace pohonné jednotky včetně veškerých systémů zajišťující správnou funkci motoru. Před samotnou instalací je však nezbytné splnit požadavky určené výrobcem letounu v instalačním manuálu⁷² k instalaci motoru.

6.3.1 Požadavky k instalaci motoru

Ke splnění těchto požadavků je potřeba provést následujících 7 kroků:

Krok 1: Příprava motoru

Před samotnou instalací musí být motor řádně připraven k takovému procesu. Postup se liší v závislosti na stavu motoru a instalačním manuálem⁷³ jsou rozlišovány dva stavy:

- nový motor nebo motor po generální opravě,
- skladovaný motor.

Přesný pracovní postup je popsán ve zmíněném instalačním manuálu motoru.

Krok 2: Zajištění položek rozhraní

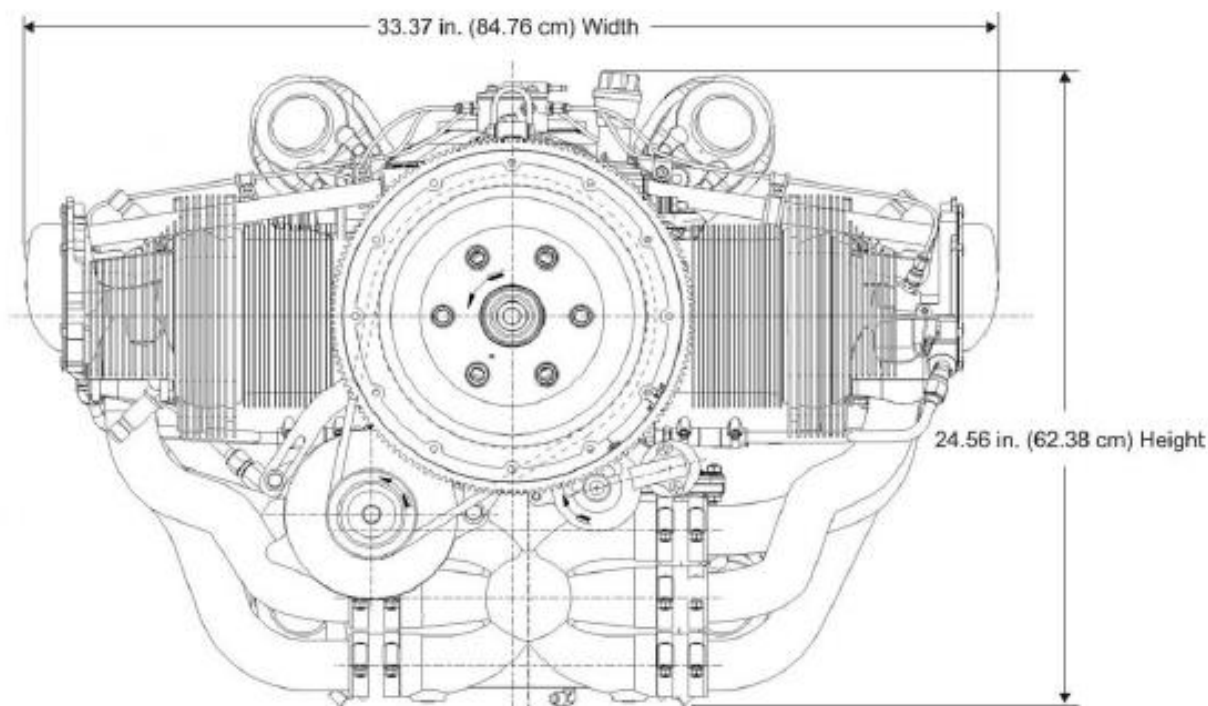
⁷¹ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 73.

⁷² LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012.

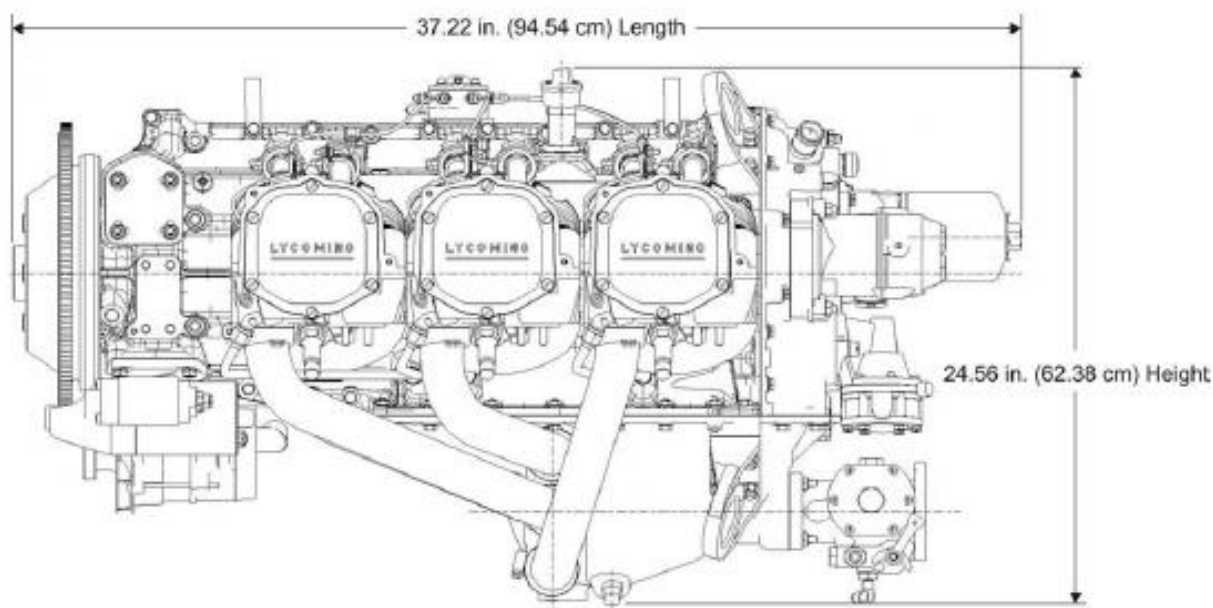
⁷³ Srov. Tamtéž. Str. 9-13.

V tabulce 2 instalčního manuálu motoru⁷⁴ jsou uvedeny dostupné možnosti vybavení, doporučení a požadavky na výrobce draku letounu pro přípravu zástavby motoru. Před zástavbou je nutné zajistit veškeré položky k instalaci, které nejsou součástí motoru (např. vrtule). Zajištění dalších položek se bude odvíjet od nákupu motoru.

Krok 3: Zaměření rozměrů motoru do motorového prostoru



Obr. 32: Rozměry motoru (pohled zepředu).



Obr. 33: Rozměry motoru (pohled z boku).

⁷⁴ Srov. LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012. Str. 13-14.

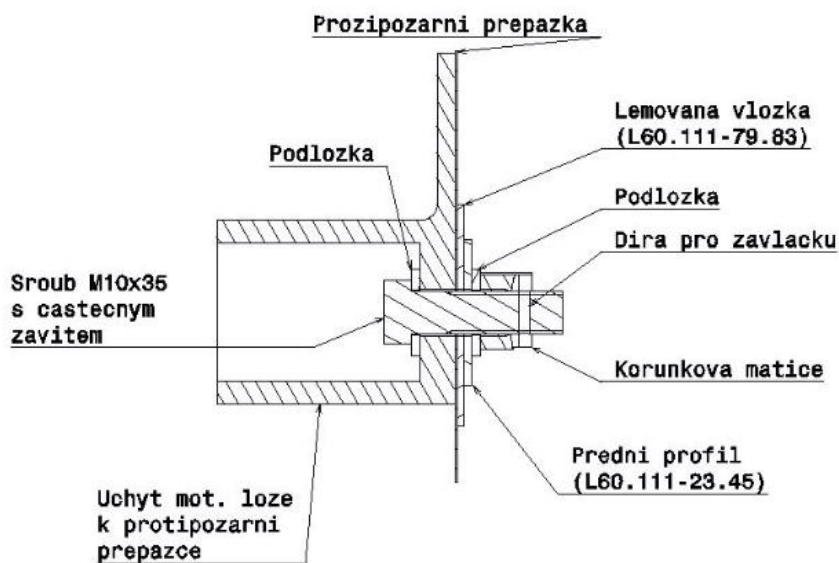
Z porovnání rozměrů původního motoru uvedených v příručce motoru⁷⁵ a rozměrů nového motoru vychází, že nový motor je o 1,28 cm vyšší, 8,64 cm užší a 28,36 cm kratší. Délka původního motoru je však ovlivněna zakomponováním délky hřídele vrtule do měření. Z tohoto rozboru vychází, že nový motor bude zabírat menší prostor. Kvůli prodloužení motorového lože však bude potřeba upravit motorové kryty.

Krok 4: Odstranění komponentů

Při zástavbě může být potřeba dočasná deinstalace některých komponentů, jako je například výfukové potrubí, k umožnění usazení motoru na letoun. Tyto komponenty budou na motor nainstalovány poté, co bude motor připevněn k draku letadla.

Krok 5: Instalace motorového lože

Před instalací samotné pohonné jednotky je nezbytné připevnit motorové lože k protipožární přepážce, respektive k draku letounu. Toho je dosaženo přiložením lože k přepážce tak, aby otvory úchytů lícovaly s předvrtanými otvory na přepážce. Následně jsou do těchto otvorů vloženy zmíněné pevnostní šrouby M10x35 s částečným závitem, které jsou dotaženy korunkovou matkou s podložkou a zajištěny závlačkou na straně od pilotní kabiny.



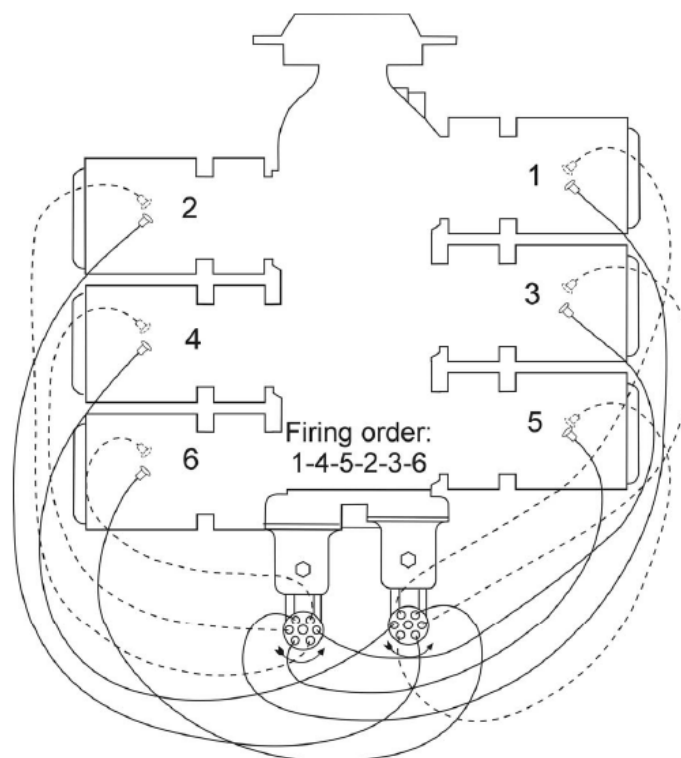
Obr. 34: Schéma uchycení motorového lože k draku letounu.

Krok 6: Zapojení ovládání motoru

Podle instalačního manuálu motoru bude výrobcí draku letounu dodáno schéma zapojení, které určuje nezbytnou kabeláž a konfiguraci zapojení ke správné funkci motoru. Veškeré použité vodiče musí být v souladu s leteckými normami. V rámci tohoto kroku není zohledňováno zapojení, které

⁷⁵ Letadlový motor Doris B: Popis-obsluha-udržování. Bubovice: W-Motor-Service, 1995.

již je připojeno na motoru. Jedná se například o zapojení kabeláže od zapalování, které je znázorněno na obrázku 35.



Obr. 35: Schéma zapojení zapalovacího systému.

Krok 7: Zapojení elektrického rozhraní

Elektrické rozhraní zahrnuje kabeláž, indikaci, osvětlení a spínače.

Výrobce motoru definuje požadavky na uzemnění, respektive ukostření motoru k draku letounu. K tomu jsou potřeba tři nízkoimpedanční zemnicí propojky s minimální vodivou plochou 16 mm² od skříně motoru k montážnímu rámu motoru. Zemnicí propojky musí být kratší než 30 cm. (Uchycení motoru musí být také uzemněno k draku letadla s podobně nízkou impedancí.)

K tomu kroku bude využito kostřících otvorů, které jsou na protipožární přepážce.

6.3.2 Instalace motoru

Po splnění veškerých požadavků k instalaci motoru je možné začít se samotnou instalací. Přesný postup je opět popsán v instalačním manuálu motoru⁷⁶, proto zde budou uvedeny pouze jednotlivé kroky bez podrobného pracovního postupu.

Krok 1: Instalace motoru na motorové lože

Krok 2: Zapojení kabeláže ovládání

⁷⁶ LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012. Str. 17-20.

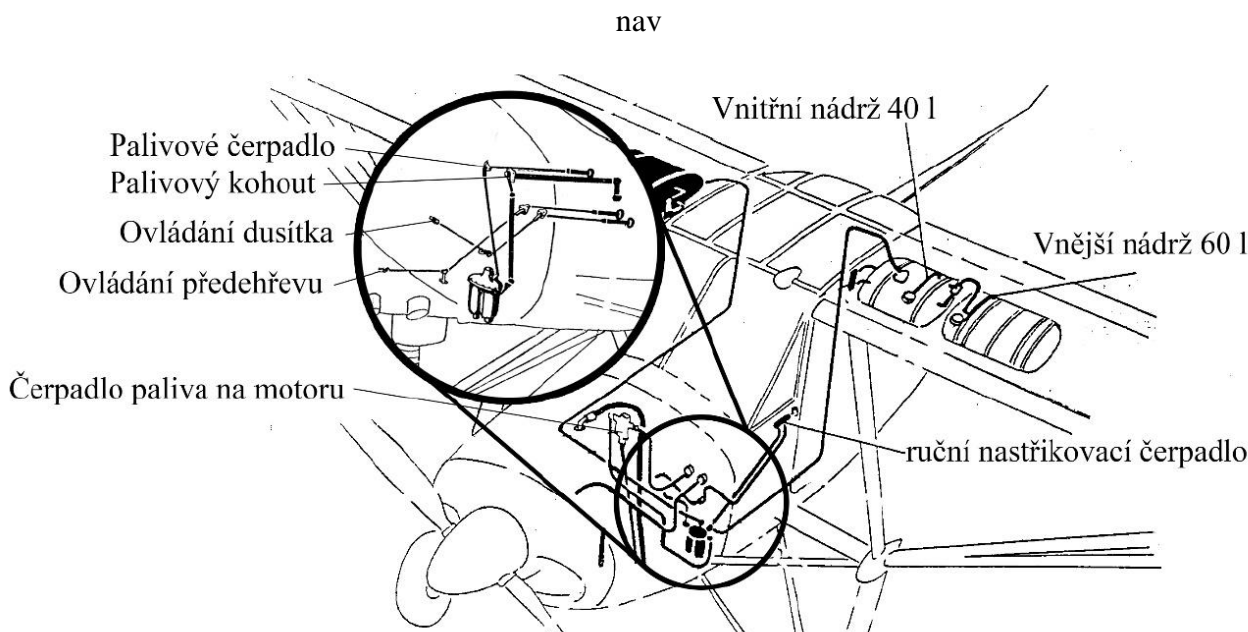
- Krok 3: Zapojení vedení ovládaní výkonu
- Krok 4: Instalace externího příslušenství (pokud je aplikováno)
- Krok 5: Instalace řemene kompresoru
- Krok 6: Instalace vrtule
- Krok 7: Zapojení palivového potrubí
- Krok 8: Zapojení olejového vedení
- Krok 9: Instalace komponentů, které byly odstraněny před instalací motoru
- Krok 10: Propojení zbývajících motorových spojení
- Krok 11: Instalace deflektorů
- Krok 12: Dodání oleje
- Krok 13: Provedení postupu k nasátí oleje
- Krok 14: Dodání pohonných hmot
- Krok 15: Konečná kontrola instalace
- Krok 16: Uzavření motorového prostoru

6.4 Palivový systém

Palivový systém původní konfigurace je k nahlédnutí na obrázku 36. Zásadní rozdíl zde spočívá v přechodu z motoru s karburátorem na motor se vstříkovacím systémem, který je provozován při několikanásobně vyšším tlaku paliva. V druhé řadě má nový motor nezanedbatelně vyšší spotřebu⁷⁷ paliva, k čemuž musí být upraveno potrubí, aby byla zajištěna dodávka 150 % množství potřebného paliva při spotřebě při vzletu.⁷⁸

⁷⁷ Při cestovní režimu má motor Praga Doris B-I spotřebu přibližně 48 l/h, zatímco Lycoming IO-540-C má při stejné režimu spotřebu 62,4 l/h, což je 1,3krát vyšší spotřeba.

⁷⁸ Dáno předpisem CS-23 bodem CS 23.954 (b)



Obr. 36: Schéma palivové instalace.

Podle instalačního manuálu je již vybaven palivovým čerpadlem a servoregulátorem plynulé regulace průtoku typu FM250 nebo 2549038, který řídí přívod paliva úměrný průtoku vzduchu se vstříkáním. Průtokoměr určuje dodávku paliva do trysek pro každý válec v závislosti na průtoku nasávaného vzduchu. Palivové čerpadlo pracuje samostatně, zatímco ovládání bohatosti směsi je manuální. Palivové vstříkovače zajišťují nastříknutí směsi, proto samotný nastříkovací okruh není nutný.

Průměr palivového potrubí pro čtyřválcové motory Lycoming IO-390 jsou standardizované na 3/8“ vnitřního průměru. Pro větší motory se spádovými motory je doporučeno použít hadice o vnitřním průměru alespoň 1/2“⁷⁹. Vhodnou volbou pro tuto zástavbu budou vysokotlaké palivové hadice o zmíněném vnitřním průměru, které vlastnostmi vyhovují leteckým standardům.

Uložení takového potrubí musí rovněž vyhovovat požadavkům stavebního předpisu CS-23, konkrétně bodu CS 23.993.

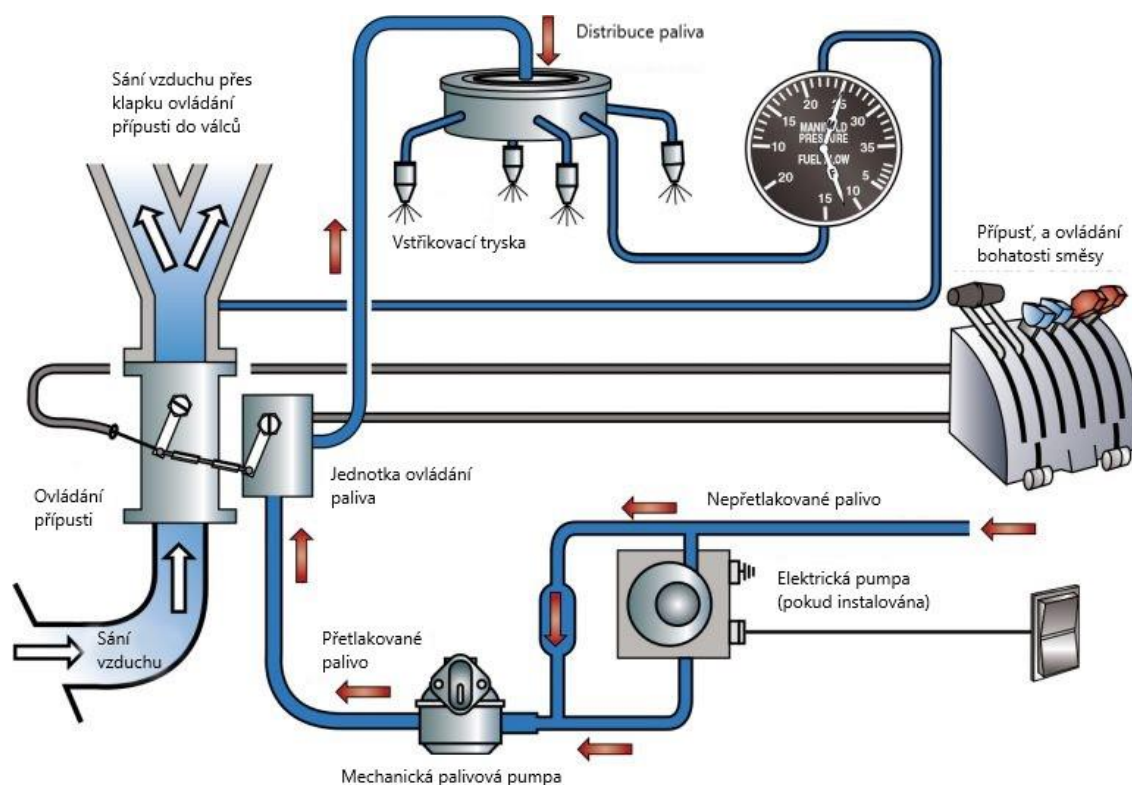
V motorových prostorech musí být palivové hadice pevně uchyceny svorkami s polštářky, přibližně 20 cm od sebe. Palivové hadice nesmí být připevněny k předmětům vydávající teplo a neměly by se ani dotýkat motoru nebo konstrukce deflektorů. Od těchto předmětů musí být zajištěn odstup minimálně 4,76 mm.⁸⁰ Hadice nesmí vytvářet nižší bod, který by byl pod úroveň palivových filtrů. Výrobce dále udává požadavek na použití palivových filtrů s hustotou maximálně 150 mikronů.

Schématické uspořádání typického systému dodávky paliva pro motor se vstříkovacími tryskami je uveden na obrázku 37.

⁷⁹ PRIZIO, Dave. Firewall Forward: Fuel Systems [online]. 18.10.2012 [cit. 2022-05-13].

Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/firewall-forward-fuel-systems/>

⁸⁰ Srov. LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A.: Lycoming, 2012. Str. 19.



Obr. 37: Schéma uspořádání palivové instalace.

6.5 Zapalování a elektrický systém

Elektrická instalace na letounu L-60 je provedena jednovodičově, s uzemněným záporným pólem a jištěným kladným pólem. Stejnoseměrný proud o napětí 24 V je rozváděn stíněnými i nestíněnými vodiči o průřezu $0,75 \text{ mm}^2$ až 10 mm^2 .⁸¹

Mezi jednotlivými odmontovatelnými částmi letounu (např. motorová jednotka) jsou zásuvko-zástrčkové spoje, z nichž ty, které jsou upevněny na protipožární přepážce, mají vysokou odolnost proti žáru.⁸²

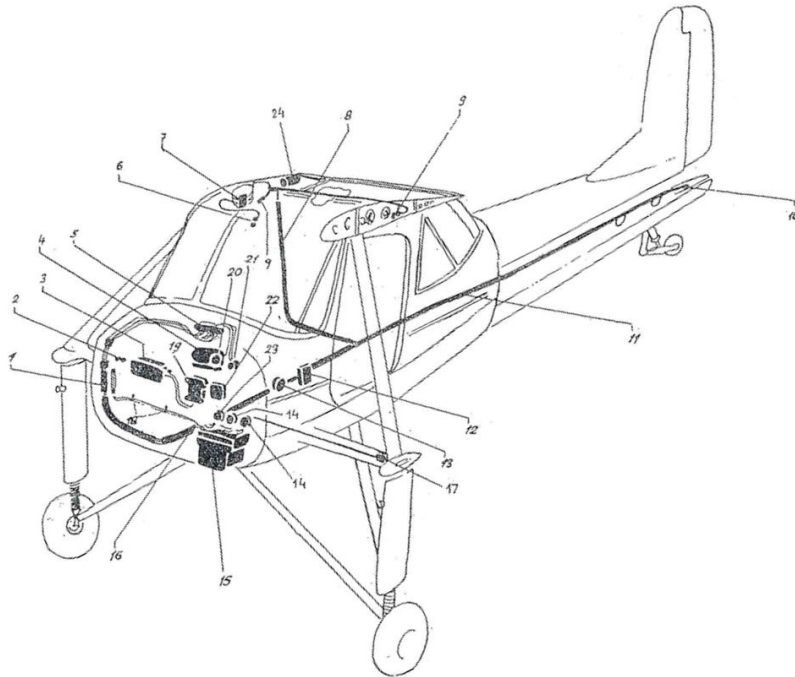
Zdrojem proudu pro elektrickou síť je a) generátor nebo b) akumulátor. Tyto dva okruhy společně s dalšími pěti okruhy (celkem 7) tvoří elektrickou síť letounu. Každý z okruhů má svůj vlastní automatický vypínač.

⁸¹ Srov. Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958. Str. 58.

⁸² Srov. Tamtéž.

„Zapalování je nezávislé, dvojité. Zapalovací magneta⁸³ jsou připevněna na přední straně skříně pohonu, která je namontována vzadu na motoru.⁸⁴ Motor je spouštěn elektrickým startérem, který je namontován na skříně pohonu.“⁸⁵

Na obrázku 38 je možné vidět schéma zapojení elektrické instalace v trupu letounu L-60. V popisku obrázku je legenda jednotlivých částí.



Obr. 38: Schéma elektrické instalace.

Elektrický systém motoru IO-540-C4B5 se skládá z:

- 24 V, 70 A alternátoru,
- 24 V startéru s reduktorem,
- kabelového svazku.
- dvou 12 V, 25 Ah akumulátorů zapojených do série nebo jedna 24 V, 25 Ah baterie

V rámci přestavby je předpokládáno využití původních motorových přístrojů. Současně je nutné počítat s výměnou původního akumulátoru 12 V, 30 Ah za akumulátor s vlastnostmi požadovanými výrobcem motoru.

⁸³ Magneto spojuje v jeden celek generátor poháněný od motoru, přerušovač, rozdělovač a regulátor předstihu. Tento celek je nainstalovaný na motoru jako samostatný přístroj. Činnost tohoto přístroje spočívá v přerušení proudu oddálením kontaktů přerušovače vačkou, čímž se změní magnetický tok cívkou a v sekundárním vinutí se indukují proud o vysokém napětí. Proud je vede skrze rozdělovač k zapalovacím svíčkám, kde dojde k vytvoření jiskry a zapálení směsi.

⁸⁴ Původní magneta jsou typu PALAX vybavena tzv. odtrhovou spojkou, která zajišťuje při spouštění motoru dostatečně silné nabuzení primárního okruhu zapalování. Alternativně lze použít magneta zn. Vertex, tento typ magneta je vybaven „bzučákovým“ zařízením pro spouštění.

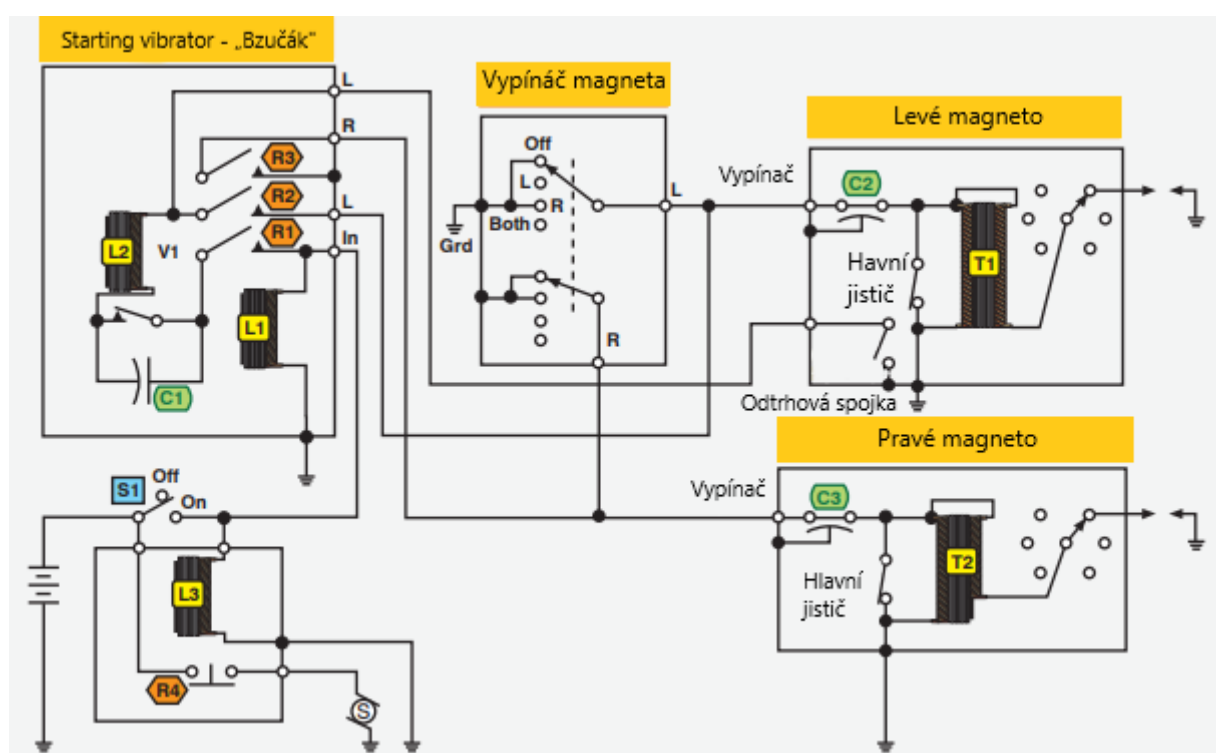
⁸⁵ HONZEK, J. *Přestavba letounu Aero L-60S „Brigádýr“ na původní verzi L-60*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 54 str. Vedoucí bakalářské práce Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D. Str. 21.

System zapalování se skládá z:

- stínění zapalovacího systému od všech vlivů povětrnostní podmíněk,
- dvanácti radiově stíněných zapalovacích svíček s dlouhým dosahem, dvě pro každý válec,
- stíněné kabeláže proti všem vlivům povětrnostní podmíněk,
- dvou magnet.

Levé magneto má tzv. retard breaker (odtrhová spojka), která dodává pevnou opožděnou a dlouhotrvající zesílenou jiskru pro startování. Pravé magneto je standardní a během startovacího cyklu se uzemňuje.⁸⁶ Hřídel v obou magnetech se otáčejí ve směru hodinových ručiček (při pohledu na podložku pohonu). Použitá magneta jsou TCM Bendix S6LN-1208 (levé) a S6LN-1209 (pravé).

Obecné zapojení magneta s budícím okruhem – starting vibrator („bzučák“), je zobrazeno na obrázku 39.



Obr. 39: Schéma zapojení vysokonapěťového magneta s budícím okruhem.
L – cívka, R – relé, V – vibrator point, S – vypínač

6.6 Chladicí systém

V původní konfiguraci je motor, respektive hlavy válců motoru chlazeny nápořem vzduchu bez možnosti regulace. Ke vhodnému směřování proudu vzduchu a k optimálnímu proudění skrze žebra hlav válců a výfukové potrubí sloužily deflektory.

⁸⁶ Srov. LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 201. Str. 2.



Obr. 40: Vstup chladicího vzduchu k motoru.

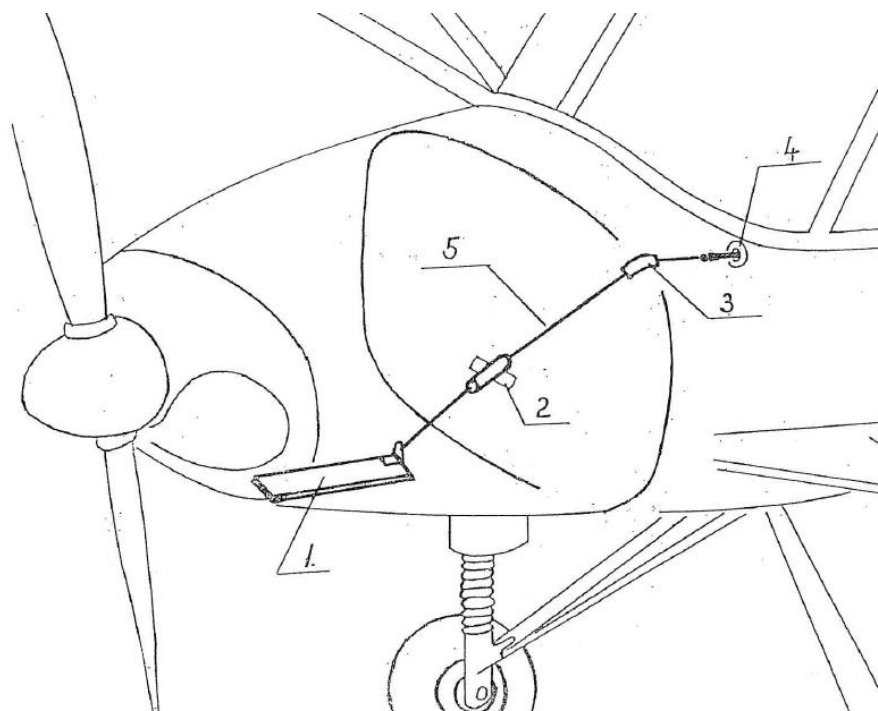
Letoun je sice vybaven klapkou regulace proudu vzduchu do olejového chladiče, která je ovládána z pilotní kabiny, ta je ale používána minimálně a na některých letounech byla dokonce odstraněna. Její použití bylo předpokládáno v provozu za nižších teplot, než jsou u nás běžné. Podobu vzduchového vstupu do karburátoru a chladiče oleje je možné vidět na obrázku 41 a 42. Schéma konstrukce ovládání klapky chladiče oleje je pak na obrázku 43.



Obr. 41: Pohled na motorové kryty zespod. Vzduchový vstup do karburátoru a chladiče oleje.



Obr. 42: Motor Praga Doris M-208BI ze spodu.



Obr. 43: Schéma klapky chladiče oleje.

Na základě informací v předchozím odstavci nebude při přestavbě počínáno s instalací regulační klapky chladiče oleje, ale bude tento otvor fungovat bez regulace. Motor vybraný pro zástavbu je stejně jako ten původní s protilehlými válci (boxer). Velikost a tvar otvoru na přední straně masky motorového krytu pro vzduchové chlazení nové pohonné jednotky by tak mohl být zachován.

6.7 Systém vzduchového sání

Letoun L-60 není schopen vytápění pilotní kabiny teplým vzduchem od motoru. Zadáním tohoto projektu není provedení takové změny, proto bude zamýšlená vstupní a výstupní soustava svými možnostmi totožná s původní konfigurací. Vzduchový vstup do karburátoru se nachází na spodní straně motoru, jak již bylo zobrazeno na obrázku 41. Ve snaze o maximální zachování podobnosti bude vzduchový vstup do motoru nové konfigurace umístěn taktéž na spodní straně motoru. Ovšem kvůli prodloužení délky motorového lože bude muset dojít k úpravě jak motorových krytů, tak vzdálenosti vstupního otvoru od protipožární přepážky.

Systém vzduchového sání musí být navržen tak, aby splňoval požadavky předpisu CS-23, části Systém sání. Na samotný systém vzduchového sání se vztahuje bod CS 23.1091⁸⁷. Kromě toho je nutné vybavit sání vzduchu do motoru předehřevem, jak je požadováno bodem CS 23.1093 a) (6).

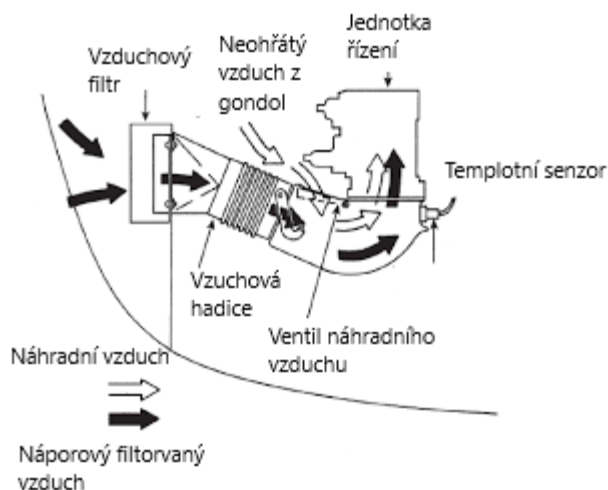
„Každý letoun s nevýškovým nebo výškovým motorem (motory) používajícím systémy vstřikování paliva, který nemá součásti dávkování paliva vyčnívající do proudu vzduchu, na nichž by se mohla tvořit námraza, a nepřivádí palivo do systému sání vzduchu kolem jakékoliv součásti nebo jiné překážky, na nichž by se mohla tvořit námraza vypařováním paliva, má chráněný přímý vstup

⁸⁷ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 69.

vzduchu s přehříváním ne nižším než 16 °C (60 °F⁸⁸) s motory na 75 % jeho maximálního trvalého výkonu.“⁸⁹

Potrubí systému vzduchového sání musí splňovat požadavky bodu CS 23.1103 a v případě použití clony v systému vzduchového sání i bod CS 23.1105. Požadavky na použití filtru v systému vzduchového sání jsou specifikovány bodem CS 23.1107.

Schéma zapojení systému vzduchového sání do motoru je k nahlédnutí na obrázku 44.



Obr. 44: Schéma příkladného zapojení vzduchového sání.

6.8 Výfukový systém

Výfukové potrubí na původní konfiguraci je tvořeno z šesti ohnutých trubek (tři na každé straně), které zabezpečují bezpečné odvádění výfukových plynů ze spalovacího prostoru. Jak již bylo zmíněno, tak letoun nemá systém topení v pilotní kabině, tudíž zde ani není instalován výměník tepla, pro ohřev vzduchu do kabiny. Každá z trubek výfukového potrubí prochází vlastním otvorem v motorovém krytu, bez jakéhokoliv dalšího využití tepelné energie.

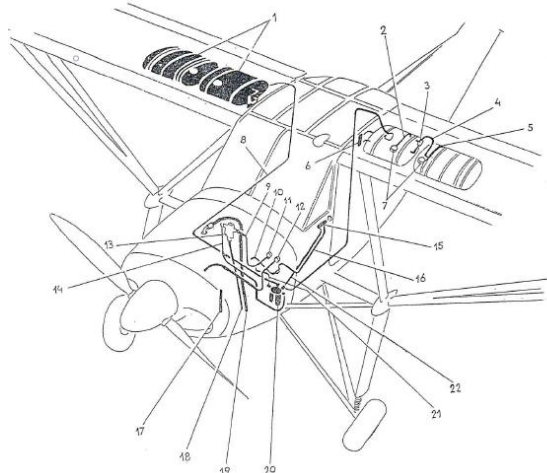
Představa výfukového potrubí nové konfigurace je taková, aby splňovala podmínky předpisu CS-23, konkrétně bodu CS 23.1121 a CS 23.1123. Aby byla zajištěna ochrana před vznícením plynů, kapalin a hořlavých částí motoru, bude potrubí odstíněno žáropevným materiálem, podobně jak je provedeno na původní konfiguraci, ale s ohledem na změněné rozměry motoru a motorových krytů.

⁸⁸ Farenheit (F) je jednotka teploty pojmenovaná po německém fyzikovi Gabrielu Fahrenheitovi. Dnes se používá převážně v USA. Stupnice má shodnou hodnotu -40 °F s -40 °C. Dále se liší podle vzorce $^{\circ}\text{F} = 9 * (^{\circ}\text{C}) / 5 + 32$.

⁸⁹ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 76, CS 23.1093.

6.9 Olejová instalace

Mazací okruh původní konfigurace je proveden jako celek na samotném motoru. Olejová nádrž se nachází ve spodní části motorové skříně.⁹⁰ Schéma olejové instalace letounu L-60 je k nahlédnutí na obrázku 45.



Obr. 45: Olejová instalace letounu L-60.

12 – vysílač tlaku oleje (na motorovém loži), 17 – vysílač teploty oleje (výstup), 19 – odvzdušnění skříně motoru.

Stejně jako původní motor, tak i nový motor je konstruován s mokrou skříní a s mazacím okruhem na samotném motoru. Takový okruh zahrnuje olejovou vanu, olejové čerpadlo, olejovou měрку, síto sání oleje, síto tlačného oleje, olejový filtr a olejové potrubí. Olejová měřka oleje je na horní straně motoru. K dispozici jsou dva plnicí otvory. Na každé straně dna olejové vany jsou dvě vypouštěcí zátky. Další zátky v zadní části olejové vany slouží k odstranění síta sání oleje (které je na straně olejové vany).

Průtok oleje je následující:

1. Olejové čerpadlo ve skříní náhonů čerpá olej vyvrtaným kanálem vedoucím ze síta sání oleje v olejové vaně.
2. Olej vstupuje do vyvrtaného průchodu ve skříní náhonů, kde olej proudí pružným potrubím do vnějšího chladiče oleje. (Obtokový ventil chladiče oleje se otevře, pokud dojde k omezení průtoku oleje do chladiče.)
3. Tlakový olej z chladiče oleje proudí do závitového připojení na skříní náhonů vyvrtaným průchodem do tlačného olejového síta v komoře pod pohonem otáčkoměru.
4. Olej protéká vyvrtaným průchodem do olejového pojistného ventilu v pravé horní části klikové skříně.

⁹⁰ Srov. Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958. Str. 40.

5. Tento pojistný ventil řídí tlak motorového oleje. Tento ventil umožňuje nadměrnému toku oleje vracet se do olejové vany, zatímco zůstatek stlačeného oleje proudí do hlavního olejového kanálu.
6. Rozvod oleje je samostatnými vyvrtanými průchody do hlavních ložisek tyčových čepů.
7. Olej z hlavní olejového kanálu proudí také do vačkové hřídele a kanálů ventilového rozvodu a poté přes odbočné kanály do zdvihátek a ložisek vačkové hřídele.
8. Olej vstupuje do zdvihátka indexovacími otvory a putuje ven dutými tlačnými tyčemi k mechanismu ventilu, kde promazává ložiska vahadel ventilů a dřívky ventilů.
9. Zbytkový olej z ložisek, pohonů příslušenství a vahadel stéká do olejové vany.

„Olejová instalace motoru je připravena k zapojení plně průtokového olejového chladiče. Průtok oleje chladicím systémem bude přibližně 36 litrů za minutu a odvod tepla nepřekročí 1 800 Btu⁹¹ za minutu. Olejový chladič musí vydržet kontinuální tlak 1034 kPa. termostatický bypass a přetlakový ventil jsou dodávány jako standardní vybavení. Ventil se uzavře při teplotě 85 °C a směřuje veškerý tok motorového oleje přes chladič. Pokud je pokles tlaku v systému olejového chladiče větší než 517 kPa ± 103 kPa, otevře se přetlakový ventil, aby obtékal chladič.“⁹²

Navíc podle požadavků předpisů CS 23 budu CS 23.1023 musí olejových chladičů a jeho nosná konstrukce být schopna odolávat zatížením vibracemi setrvačnými silami a tlakem oleje, kterým budou během provozu vystaveny.⁹³

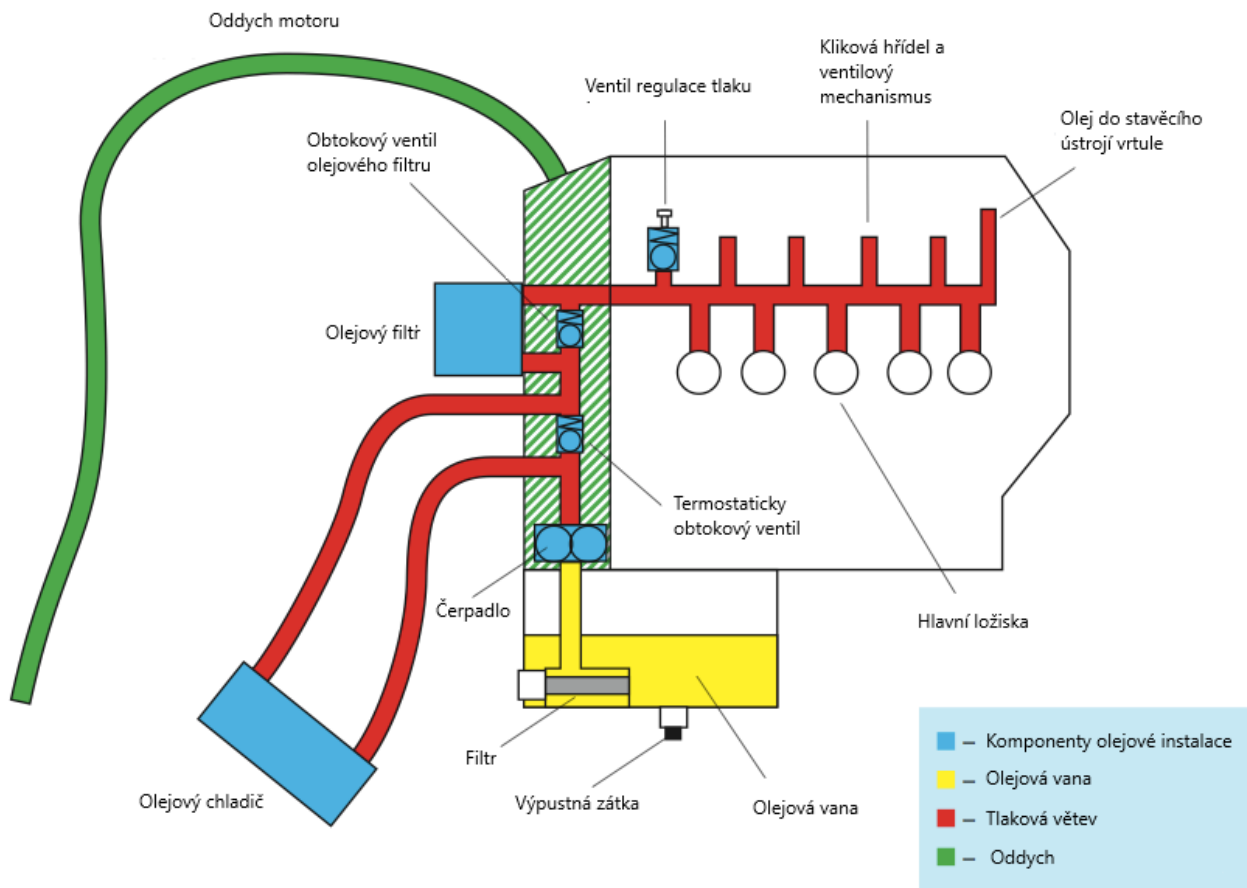
Dle doporučení výrobce má být větev olejového chladiče umístěná mezi skříň náhonu a olejovou vanu. Fyzické umístění olejového chladiče je předpokládáno na pravé straně na trubkách č.5 a č.6 motorového lože. K tomu bude nutné vytvořit vzduchové vstupy na krytu motoru, které budou navádět vzduch na olejových chladič.

Zjednodušené schéma olejové instalace s olejovým chladičem je zobrazeno na obrázku 46.

⁹¹ Btu (British thermal unit) je tradiční jednotka energie v angloamerické měrné soustavě. 1 BTU odpovídá 1 055,0559 J. Jedná se o přibližné množství energie, které je potřeba pro ohřátí 1 britské libry vody ze 4 °C na 4,56 °C.

⁹² LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012. Str. 14.

⁹³ EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017. Str. 59, CS 23.1023.



Obr. 46: Schéma olejové instalace.

7. ZÁVĚR

Cílem této diplomové práce bylo vytvoření návrhu remotorizace letounu Aero L-60 „Brigádýr“. Součástí návrhu měl být konstrukční návrh motorového lože pro zvolenou pohonnou jednotku, včetně pevnostní kontroly motorového lože a jeho uchycení k draku letounu. Dále měl být zpracován návrh zástavby pohonné jednotky, společně s dalšími systémy motoru. Součástí tohoto návrhu měla být i schémata zapojení. Ačkoliv práce nesplňuje parametry dokumentu, který by bylo možné předat Úřadu civilního letectví k schválení modifikace na letounu, může být práce použita jak odrazový můstek v podobě vyřešení několika základních bodů přestavby.

Autor této práce v úvodu seznamuje čtenáře s letounem L-60 a popisuje specifikace konkrétního letounu, kterého se práce týká. Autor se zde zaměřuje na historii a vývoj letounu, na technické parametry letounu a na jeho administrativní zařazení, včetně informací o držiteli typového certifikátu.

V další kapitole seznamuje autor čtenáře s problematikou certifikace letadla a vyjasňuje základní termíny týkající se tohoto procesu. Autor také uvádí možnosti, jakými lze na letounu provést změnu a zachovat přitom letounu osvědčení o letové způsobilosti. Autor v práci provádí srovnání těchto možností a následně vybírá tu, která nejvíce vyhovuje požadavkům zadavatele projektu. Dále jsou zde uvedeny postupy, kterými je možné prokázat zachování letuschopnosti letounu po provedení modifikace.

Jelikož práce navazuje na průmyslový projekt z předchozího studia, kde byla vybrána pohonná jednotka, ale bez vrtule, zabývá se autor ve stručnosti i výběrem vhodné vrtule. Snahou bylo najít vrtuli odpovídající výkonu a zamyšlenému způsobu provozu letounu a zároveň vrtuli, která již byla použita v provozu s vybraným motorem.

Konstrukční návrh motorového lože je řešen ve čtvrté kapitole této práce. Uchycení motorového lože využívá již daných bodů. Z toho důvodu bylo nutné vytvořit motorové lože takové geometrie, které bude možné instalovat na letoun bez dalších úprav konstrukce letounu. 3D model motorového lože byl vytvořen v programu CATIA V5. Konstrukce se skládá z úchytů motorového lože, šesti trubek TR36x2, motorového prstence a čtyř úchytů motoru. Rozměry motorového prstence a sklon úchytů motoru jsou standardizovány pro dynafokální lože typu I. Pro motorové lože je definován materiál a určena hmotnost a poloha těžiště. Na základě původní polohy těžiště a změny hmotnosti pohonné soustavy je určena délka motorového lože tak, aby byla minimálně změněna poloha těžiště pro novou konfiguraci.

Předtím, než byly specifikovány případy zatížení, byla vytvořena letová obálka podle předpisu CS-23, která byla dále upravena podle omezení daných výrobcem a ÚCL. Případů zatížení bylo použito celkem devět, z toho osm je pro letové zatížení a jeden pro pozemní zatížení. Pro tyto případy zatížení byly určeny zatěžující síly a momenty, které byly vynásobeny součinitelem bezpečnosti (1,5) a následně byly aplikovány do polohy těžiště pohonné soustavy. Následně byla tato zatížení aplikována na model motorového lože a byly vypočteny hodnoty maximálního posunutí, napětí pomocí výpočtového programu metodou MKP. Následně byly určeny hodnoty součinitele bezpečnosti. Nejnížší hodnoty byly dosaženy u případu zatížení č. 5, kdy byl roven 3,41. Následně byla provedena pevnostní kontrola trubek motorového lože na vzpěr. Velikost použitých trubek se sice může jevit jako zbytečně velká, ovšem vyšší hmotnost vede k většímu statickému momentu, což

usnadňuje zachování původní polohy těžiště. Na základě výsledků byla konstrukce zhodnocena jako dostatečně dimenzovaná k zachování stability.

Uchycení motorového lože k draku letounu je provedeno pěti šrouby M10. Pro každý šroub a každý případ zatížení byly ve výpočetním programu definovány zatěžující síly ve všech třech osách. Následně bylo pro šrouby vypočteno smykové a tahové napětí pro případ největšího zatížení, které nastalo na šroubu č. 2 u případu zatížení č. 9. Tato napětí byla následně porovnána s maximálním dovoleným napětím. Na závěr byla provedena kontrola šroubu na kombinaci stříhu a tahu. Podle výpočtů bylo zhodnoceno, že šrouby M10 dostatečně vyhovují všem početním zatížením na všech spojích.

V poslední kapitole se autor zabývá praktickou přestavbou motoru, kterou rozdělil na tři části: demontáž, úprava a instalace. V první části popisuje demontáž motoru, která je stanovena příručkou motoru. V druhé části popisuje nezbytné úpravy, které je nutné provést na protipožární přepážce a v pilotní kabině. Ve třetí části se zabývá přípravou motoru k instalaci a samotnou instalací. Kromě této instalace, která vychází z požadavků výrobce motoru se autor zabývá instalací a úpravou dalších motorových systému jako je palivový systém, zapalování a elektrický systém, chladicí systém, systém vzduchového sání, výfukový systém a další. V rámci této části autor navrhuje zapojení jednotlivých systému tak, aby vyhovovaly požadavkům výrobce letounu a předpisu CS-23 a aby správně a efektivně plnily svoji funkci.

Součástí diplomové práce jsou také přílohy, které obsahují fotodokumentaci pevnostních výpočtů a výsledků, výkresy jednotlivých dílů a výkres sestavy motorového lože.

Diplomová práce – Remotorizace letounu L-60, představuje ucelený přehled o činnostech spojených s výměnou pohonné jednotky na letounu. Tato práce se zabývá konstrukční, certifikační, a v předchozím průmyslovém projektu, i ekonomickou stránkou přestavby. Zadavateli tohoto projektu je poskytnut postup přestavby, včetně vyřešení základních konstrukčních otázek, jako je návrh motorového lože, jeho pevnostní kontrola a pevnostní kontrola uchycení lože k motoru. Zadavatel tak může těchto řešení využít, nebo se jimi alespoň inspirovat.

8. SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

1988 LAKE LA 250 RENEGADE. *Trade-A-Plane* [online]. [cit. 2022-04-05].

Dostupné z: https://www.trade-a-plane.com/search?make=LAKE&model_group=LAKE+RENEGADE+SERIES&model=LA+250+RENEGADE&listing_id=2286911&s-type=aircraft

BARRY ENGINE MOUNTS FOR PIPER. *Aircraft Spruce & Specialty Co.* [online]. [cit. 2022-04-18]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/eppages/barrymountspiper.php>

DA40 Systems: Oil System. FlyGerry LLC [online]. [cit. 2022-05-10].

Dostupné z: <http://www.flygerry.com/aircraft-systems/oil-system>

DANĚK, Vladimír a Karol FILÁKOVSKÝ. *Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4449-4.

DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu. Druhé vydání*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.

EASA. CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 5, 3. vydání, Kolín nad Rýnem: EASA, 2017.

Evektor-Aerotechnik. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-05-12].

Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Evektor-Aerotechnik>

HONZEK, J. *Přestavba letounu Aero L-60S „Brigádýr“ na původní verzi L-60*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 54 str.

Vedoucí bakalářské práce Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.

HORÁČEK, Martin. *BO002 Prvky kovových konstrukcí: Podklady pro cvičení*. 3. 2020.

Dostupné také z:

https://www.fce.vutbr.cz/KDK/horacek.m1/BO002/BO002_Podklady_do_cviceni.pdf

KLEČACKÝ, Ondřej. *Vliv režimu práce motoru mobilních energetických prostředků na hladinu akustického tlaku*. České Budějovice, 2015. Diplomová práce. Jihočeská univerzita v Českých Budějovicích, Zemědělská fakulta. Vedoucí práce Ing. Marie Šístková, CSc.

Letadlový motor Doris B: Popis-obsluha-udržování. Bubovice: W-Motor-Service, 1995.

Letecký předpis L 8/A: Letová způsobilost letadel – postupy. Praha: Úřad pro civilní letectví, 2009.

Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.

LYCOMING. IO-540-AG1A5 Series Engine Installation and Operation Manual: Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012.

LYCOMING. O-540-A4E5 Series Engine Installation and Operation Manual. Lycoming, 2012.

LYCOMING. O-540, IO-540 Series Operator's Manual: Lycoming Part Number: 60297-10. Williamport, PA. 17701 U.S.A, 2006. 4.

MANUAL REVISION TRANSMITTAL: Manual 159, Application Guide. Piqua, Ohio 45356-2634 U.S.A: HARTZELL PROPELLER, 2022.

Dostupné také z: <https://hartzellprop.com/MANUALS/159-0000-A.pdf>

ORLITA, Michal. L-60 Brigádýr a jeho modifikace s hvězdicovým motorem. In: Orlita [online]. 2008 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.orlita.net/160/>

Poradní oběžník PO/ST - 20 - 6: Přijatelné způsoby průkazu & Poradní materiály pro schvalování změn typových návrhů podle národního předpisu letové způsobilosti L8/A. Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2006.

Dostupné také z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/06/PO-ST-20-6_prijatelné_zpusoby_prukazu_Zmena_1.pdf?cb=42f987fdc00c3575a03d6d86d27a0368

PRIZIO, Dave. Firewall Forward: Fuel Systems [online]. 18.10.2012 [cit. 2022-05-13].

Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/firewall-forward-fuel-systems/>

Příloha k Typovému osvědčení: L 60. 7. Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6: Úřad pro civilní letectví, 2016.

RAYMER, Daniel P. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989 str. 219. ISBN 0-930403-51-7.

RISHAB. What are Flex Fuel Engines? Are they good enough for India?. *Carorbis* [online]. 25.6.2021 [cit. 2022-05-02].

Dostupné z: <https://carorbis.com/blog/what-are-flex-fuel-engines-are-they-good-enough-for-india/>

SAHRAI, Daniel. Remotorizace letounu L-60. Brno, 2021. Průmyslový projekt. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka Ph. D.

SANGEETA, Das. *Von Mises Stres versus hlavní stres: Srovnávací analýza a vyčerpávající FAKTA* [online]. [cit. 2022-05-13].

Dostupné z: <https://cs.lambdageeks.com/von-mises-stress-vs-principal-stress/>

SERVICE INSTRUCTION No. 1070AB: Specified Fuels for Spark-Ignited Gasoline Aircraft Engine Models. Williamport, PA. 17701 U.S.A, 2020.

SHIGLEY, E. Joseph a MISCHKE, R. Charles a BUDYNAS, R. Richard. *Konstruování strojních součástí*. 1. vyd. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Nakladatelství VUTIUM, 2010. 1163 s. ISBN 978-80-214-2629-0

Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti - Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. vydání Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009.

Tractor aircraft propeller HC-E3YR-1RF/F7673DR-0. *AeroEXPO: COMPARE CONNECT BUY* [online]. [cit. 2022-04-05]. Dostupné z: <https://www.aeroexpo.online>

TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Hartzell Propeller Inc. HC-E3Y, HC-I3Y series propellers. EASA, 2013. IM.P.132.

U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FAA. Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant, Volume 1. U.S. Department of Transportation FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2018.

Úřední věstník Evropské unie L 212: NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139. In: . Lucembursko: Úřad pro publikace Evropské unie, 2018, ročník 61, L 212/1.

Dostupné také z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2018:212:FULL&from=CS>

VYCHOPENĚ, Jiří, Evektoř s.r.o. [ústní sdělení]. Kunovice, 26.4.2022.

WILD, Thomas W. Aircraft Powerplants. McGraw-Hill Education, 2018. 9th. ISBN 978-1259835704.

9. SEZNAM ZKRATEK

Zkratka	Cizojazyčný význam	Český význam
3D		Tři rozměry
a.s.		Akciová společnost
A		Ampér
Ah		Ampérhodina
AVGAS	Aviation Gasoline	Letecký benzín
BCAR	British Civil Airworthiness Requirements	Britské požadavky na letovou způsobilost civilních letadel
BEW	Basic Empty Weight	Prázdná hmotnost letounu
BVF	Bauvorschriften für flugzeuge	Stavební pokyny pro letadla
C		Celsius
CAS	Calibrated airspeed	Kalibrovaná rychlost
cm		Centimetr
cm³		Kubický centimetr
CoA	Certificate of Airworthiness	Osvědčení letové způsobilosti
CS	Certificate Specification	Certifikační specifikace
CS-STAN		Certifikační specifikace pro standardní změny a standardní opravy
ČSN		Československá norma
DOA	Design Organisation Approval	Organizace oprávněná k projektování
EAS	Equivalent Airspeed	Ekvivalentní rychlost letu
EASA	European Aviation Safety Agency	Evropská agentura pro bezpečnost v letectví
EU	Europe Union	Evropská unie
F	Fahrenheit	
FAA	Federal Aviation Authority	Federální úřad pro letectví
FAR	Federal Aviation Regulations	Federální předpisy pro letectví
FEA	Finite Element Analysis	
Ft	Feet	Stop
Ft/s	Feet per second	Stop za vteřinu
g		Tíhové zrychlení
GSA	General Structural Analysis	
HP	Horse power	Koňských sil
Ing.		Inženýr
Inch	Inches	Palců
Kg		Kilogram
kHz		Kilohertz
Km/h		Kilometrů v hodině
kPa		Kilopascal

Ks		Košských sil
kW		Kilowatt
L		Litr
LL	Low lead	Nízko olovnatý
l/h		Litr za hodinu
Lb		Libra
L-ROL		Ruská ocel letecká
Lss	Local speed of sound	Rychlost zvuku v místním prostředí
LW	Landing weight	Přistávací hmotnost
m		Metr
M		Mach
m/s		Metr za vteřinu
m³		Metr krychlový
MKP		Metoda konečných prvků
Mm		Milimetr
mm²		Milimetr čtvereční
MPa		Megapascal
MSA	Mean sea level	Střední hladina moře
MTOM	Maximum take off mass	Maximální vzletová hmotnost
n. p.		Národní podnik
Např.		například
NK		Nařízení Komise
OLZ		Osvědčení letové způsobilosti
Ot/min		Otáček za minutu
P	Power	Výkon
Ph. D.	Philosophiae doctor	Doktor filozofie
POA	Production Organisation Approval	Organizace oprávněná k výrobě
PtF	Permit to Fly	Povolení k letu
R-CoA	Restricted Certificate of Airworthiness	Zvláštní osvědčení letové způsobilosti
R_{p0,2}		Smluvní mez kluzu
RTC	Restricted Type Certificate	Typové osvědčení pro zvláštní účely
s.r.o.		Společnost s ručením omezeným
SAE	Society of Automotive Engineers	Společnost automobilových inženýrů
SAT		Střední aerodynamická těliva
Spol.		Společnost
SSR	Secondary surveillance radar	Sekundární odpovídač
STC	Supplemental Type Certificate	Doplňková typová osvědčení
SVP	Smooth Virtual Part	
TOW	Take off weight	Vzletová hmotnost
TP	Type Certificate	Typové osvědčení

TR		Trubka
tzv.		Takzvaně
U.S Qts	US Quarts	Americký kvart
ÚCL		Úřad civilního letectví
V		Volt
v. č.		Výrobní číslo
viz	videre licet	Podívejte se na
VFR	Visual flight rules	Pravidla letu za viditelnosti
V_{max}		Maximální přípustná rychlost
VOP		Vodorovné ocasní plochy
VZLÚ		Výzkumný a zkušební letecký ústav
W	Weight	hmotnost
ZJŠ		Závody Jana Švermy (Zbrojovka)
ZOLZ		Zvláštní osvědčení letové způsobilosti

10. SEZNAM SYMBOLŮ A POUŽITÝCH VELIČIN

Symbol/veličina	Název	Jednotka
\$	US Dollar	Americký dolar
%SAT	poloha působiště síly v procentech SAT	[%]
\bar{c}_g	Hloubka střední geometrické tětiny	[m]
$C_{LF_{max}}$	Maximální součinitel vztlaku v přistávací konfiguraci	[-]
$C_{LZ_{max}}$	Maximální součinitel vztlaku letu na zádech	[-]
$C_{L_{max}}$	Maximální součinitel vztlaku	[-]
C_{SAT}	Délka střední aerodynamické tětiny	[m]
E_K	Kinetická energie	[J]
E_P	Potenciální energie	[J]
F_S	Smyková síla	[N]
F_T	Tahová síla	[N]
F_{krit}	Kritická síla	[N]
$F_{početní}$	Počební zatížení	[N]
$F_{provozní}$	Provozní zatížení	[N]
$F_{s,Rd}$	Maximální dovolená smyková síla	[N]
$F_{t,Rd}$	Maximální dovolená tahová síla	[N]
F_y	Síla v ose „y“	[N]
$F_{z,lož}$	Síla působící na motorové lože ve směru osy „z“	[N]
F_z	Síla v ose „z“	[N]
I_{motor}	moment setrvačnosti vrtule	[kg · m ²]
I_{xvrt}	moment setrvačnosti vrtule	[kg · m ²]
J_1	minimální hlavní kvadratický moment	[mm ⁴]
$M_{K_{maxtrv.}}$	Střední krouticí moment při maximálním trvalém výkonu	[N.m]
$M_{K_{vzlet}}$	Střední krouticí moment při vzletovém výkonu	[N.m]
M_K	krouticí moment	[N.m]
M_y		[N.m]
M_z		[N.m]
R_m	Mez pevnosti	[MPa]
S_1	Plocha průřezu	[mm ²]
$T_{maxtrv.}$	tah při maximálním trvalém výkonu	[N]
T_{max}	tah při vzletovém výkonu	[N]
T_z	Svislá složka v těžišti	[N]

$V_{SO_{max}}$	Pádová rychlost pro MTOM v přistávací konfiguraci	[km/h]
$V_{SO_{min}}$	Pádová rychlost pro minimální letovou hmotnost v přistávací konfiguraci	[km/h]
$V_{SG_{max}}$	Pádová rychlost letu na zádech pro MTOM	[km/h]
$V_{SG_{min}}$	Pádová rychlost letu na zádech pro minimální letovou hmotnost	[km/h]
$V_{S_{max}}$	Pádová rychlost pro MTOM	[km/h]
$V_{S_{min}}$	Pádová rychlost pro minimální letovou hmotnost	[km/h]
V_A	Obratová rychlost	[km/h]
V_C	Cestovní rychlost	[km/h]
V_{FE}	Maximální rychlost s vysunutými klapkami	[km/h]
V_H	Horizontální rychlost	[km/h]
a_{posun}	potřebná délka posunutí těžiště motoru	[m]
d_{3min}	Nejmenší průměr jádra šroubu	[mm]
d_{celk}	Celkové stlačení při přistání	[mm]
d_{pneu}	Stlačení pneumatiky	[mm]
d_{tl}	Stlačení tlumiče	[mm]
k_2	Koeficient pro šrouby	[-]
k_g	zmírňující součinitel poryvu	[-]
l_i	redukováná délka trubky	[mm]
m_1	hmotnost původní konfigurace	[kg]
m_2	hmotnost letounu v nové konfiguraci	[kg]
m_{MTOM}	Maximální vzletová hmotnost	[kg]
m_{min}	Minimální letová hmotnost	[kg]
m_{motor}	Hmotnost motoru	[kg]
$m_{nov PJ}$	hmotnost nové pohonné jednotky	[kg]
$m_{nov vr}$	hmotnost nové vrtule	[kg]
m_{olej}	rozdíl maximální hmotnosti oleje	[kg]
$m_{pův PJ}$	hmotnost původní pohonné jednotky	[kg]
$m_{pův vr}$	hmotnost původní vrtule	[kg]
m_{vrtule}	Hmotnost vrtule	[kg]
$m_{závaží}$	hmotnost závaží	[kg]
n_-	záporný provozní násobek	[g]
n_+	kladný provozní násobek	[g]
n_{VC-}	Násobek při V_C záporný	[g]
n_{VC+}	Násobek při V_C kladný	[g]
n_{VD-}	Násobek při V_D záporný	[g]
n_{VD+}	Násobek při V_D kladný	[g]

x_1	délka ramene působíště tíhy původní konfigurace	[m]
x_2	délka ramene působíště tíhy původní konfigurace	[m]
x_{SAT}	Vzdálenost náběžné hrany od vztažné roviny	[m]
x_T	vzdálenost těžiště od počátku souřadnicové soustavy	[m]
x_{motor}	vzdálenost těžiště motoru od počátku	[m]
$x_{nov PJ}$	délka ramene působíště tíhy nové pohonné jednotky	[m]
$x_{nov vr}$	délka ramene působíště tíhy nové vrtule	[m]
x_{olej}	délka ramene působíště tíhy oleje	[m]
$x_{pův PJ}$	délka ramene působíště tíhy původní pohonné jednotky	[m]
$x_{pův vr}$	délka ramene působíště tíhy původní vrtule	[m]
x_{vrtule}	vzdálenost těžiště motoru od počátku	[m]
$x_{závaží}$	délka ramene působíště tíhy závaží	[m]
γ_{M2}	dílčí součinitel spolehlivosti materiálu	[-]
η_{pneu}	Účinnost pneumatiky	[%]
η_{tl}	Účinnost olejopneumatického tlumiče	[%]
λ_Q	štíhlostní poměr v bodě Q	[-]
λ_T	štíhlostní poměr v bodě T	[-]
λ_i	skutečný štíhlostní poměr	[-]
μ_g	hmotnostní poměr letounu	[-]
σ_{krit}	kritické normálové napětí	[MPa]
ω_{motor}	úhlová rychlost vrtule	[rad/s]
ω_{vrt}	úhlová rychlost vrtule	[rad/s]
ω_y	rychlost klopení.	[rad/s]
ω_z	rychlost zatačení;	[rad/s]
F_G	Tíhová síla	[N]
g	Tíhové zrychlení	[m/s ²]
M	Moment	[N.m]
m	Hmotnost	[kg]
n	Otáčky	[ot/min]
A	Plocha průřezu jádra šroubu	[mm ²]
E	Celková energie	[J]
S	Plocha křídla	[m ²]
V_k	rychlost klesání	[m/s]
a	Sklon vztlakové čáry	[-]

i	poloměr osového kvadratického momentu	[mm]
ρ	hustota	[kg/m ³]
σ	napětí	[MPa]
τ	Smykové napětí	[MPa]

11. SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1:** Kabina čtyřsedadlové verze L-60. 14
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.
- Obr. 2:** Letoun Aero L-60 imatrikulace OK-MJN na letišti Kyjov..... 15
Zdroj: Autor
- Obr. 3:** Orientace a poloha osy „x“ a „z“ souřadného systému letounu. 19
Zdroj: Autor
- Obr. 4:** Orientace a poloha osy „y“ a „z“ souřadného systému letounu. 19
Zdroj: Autor
- Obr. 5:** Lycoming IO-540-C, -D, -J, -N pohled ze strany..... 22
Zdroj: LYCOMING. O-540, IO-540 Series Operator's Manual: Lycoming Part Number: 60297-10. Williamport, PA. 17701 U.S.A, 2006. 4.
- Obr. 6:** Letoun EV-55 Outback. 23
Zdroj: Evekter-Aerotechnik. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-05-12].
Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Evekter-Aerotechnik>
- Obr. 7:** Klasifikace modifikace podle CAA-OLP-08/2009..... 29
Zdroj: Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti - Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009.
- Obr. 8:** Schéma pro výpočet polohy těžiště letounu L-60..... 37
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.
- Obr. 9:** Vrtule Hartzell HC-E3YR-1RF s odlišnými vrtulovými listy F7673DR-0..... 38
Zdroj: Tractor aircraft propeller HC-E3YR-1RF/F7673DR-0. AeroEXPO: COMPARE CONNECT BUY [online]. [cit. 2022-04-05]. Dostupné z: <https://www.aeroexpo.online>
- Obr. 10:** Letoun Renegade Lake La 250..... 38
Zdroj: 1988 LAKE LA 250 RENEGADE. *Trade-A-Plane* [online]. [cit. 2022-04-05].
Dostupné z: https://www.trade-a-plane.com/search?make=LAKE&model_group=LAKE+RENEGADE+SERIES&model=LA+250+RENEGADE&listing_id=2286911&s-type=aircraft
- Obr. 11:** Motorové lože letounu L-60. 39
Zdroj: Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.
- Obr. 12:** Motorové lože letounu L-60. 39
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.
- Obr. 13:** Poloha připojovacích bodů na protipožární přepážce..... 40
Zdroj: Autor
- Obr. 14:** Lycoming IO-540-C, -D, -J, -N. 41
Zdroj: LYCOMING. O-540, IO-540 Series Operator's Manual: Lycoming Part Number: 60297-10. Williamport, PA. 17701 U.S.A, 2006. 4.

Obr. 15: Silentblok motorového lože a motoru pro letouny Piper.....	41
Zdroj: BARRY ENGINE MOUNTS FOR PIPER. Aircraft Spruce & Specialty Co. [online]. [cit. 2022-04-18]. Dostupné z: https://www.aircraftspruce.com/catalog/eppages/barrymountspiper.php	
Obr. 16: Předsvařovaný dynafokální prstenec od evropského dodavatele leteckých dílů.....	42
Zdroj: PRIZIO, Dave. Firewall Forward: Fuel Systems [online]. 18.10.2012 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: https://www.kitplanes.com/firewall-forward-fuel-systems/	
Obr. 17: Úchyt motorového lože.....	50
Zdroj: Autor	
Obr. 18: Číslování trubek motorového lože.....	50
Zdroj: Autor	
Obr. 19: Prstenec motorového lože.....	51
Zdroj: Autor	
Obr. 20: 3D model motorového lože.....	65
Zdroj: Autor	
Obr. 21: Zavedení vazby mezi jednotlivými díly sestavy motorového lože.....	66
Zdroj: Autor	
Obr. 22: Tetrahedronová síť na motorovém loži,	66
Zdroj: Autor	
Obr. 23: Detail sítě motorového lože.	66
Zdroj: Autor	
Obr. 24: Aplikace okrajových podmínek do úchytů motorového lože.....	67
Zdroj: Autor	
Obr. 25: Provázání působíště sil a momentů s konstrukcí motorového lože.....	68
Zdroj: Autor	
Obr. 26: Distribuce napětí Von Mises po motorovém loži při zatížení případem č. 5.....	70
Zdroj: Autor	
Obr. 27: Detail koncentrace napětí.....	70
Zdroj: Autor	
Obr. 28: Rozložení napětí Von Mises na motorovém loži při pozemním zatížení.....	71
Zdroj: Autor	
Obr. 29: Detail koncentrace napětí.....	72
Zdroj: Autor	
Obr. 30: Číslování úchytů motorového lože k draku letounu.....	76
Zdroj: Autor	
Obr. 31: Schéma uspořádání pilotní kabiny.....	82
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.	

Obr. 32: Rozměry motoru (pohled zepředu).....	84
Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012.	
Obr. 33: Rozměry motoru (pohled z boku).....	84
Lycoming Part Number: 60297-45. Williamport, PA. 17701 U.S.A: Lycoming, 2012.	
Obr. 34: Schéma uchycení motorového lože k draku letounu.	85
Zdroj: Autor	
Obr. 35: Schéma zapojení zapalovacího systému.	86
Zdroj: LYCOMING. O-540, IO-540 Series Operator's Manual: Lycoming Part Number: 60297-10. Williamport, PA. 17701 U.S.A, 2006. 4.	
Obr. 36: Schéma palivové instalace.	88
Zdroj: RISHAB. What are Flex Fuel Engines? Are they good enough for India?. <i>Carorbis</i> [online]. 25.6.2021 [cit. 2022-05-02].	
Dostupné z: https://carorbis.com/blog/what-are-flex-fuel-engines-are-they-good-enough-for-india/	
Obr. 37: Schéma uspořádání palivové instalace.	89
Zdroj: HONZEK, J. <i>Přestavba letounu Aero L-60S „Brigádýr“ na původní verzi L-60</i> . Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 54 str. Vedoucí bakalářské práce Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.	
Obr. 38: Schéma elektrické instalace.	90
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.	
Obr. 39: Schéma zapojení vysokonapěťového magneta s budícím okruhem.	91
Zdroj: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FAA. Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant, Volume 1. U.S. Department of Transportation FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2018.	
Obr. 40: Vstup chladicího vzduchu k motoru.	92
Zdroj: Autor	
Obr. 41: Pohled na motorové kryty zespodu. Vzduchový vstup do karburátoru a chladiče oleje. ...	93
Zdroj: Autor	
Obr. 42: Motor Praga Doris M-208BI ze spodu.	93
Zdroj: HONZEK, J. <i>Přestavba letounu Aero L-60S „Brigádýr“ na původní verzi L-60</i> . Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 54 str. Vedoucí bakalářské práce Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.	
Obr. 43: Schéma klapky chladiče oleje.	94
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.	
Obr. 44: Schéma příkladného zapojení vzduchového sání.	95
Zdroj: WILD, Thomas W. Aircraft Powerplants. McGraw-Hill Education, 2018. 9th. ISBN 978-1259835704.	

Obr. 45: Olejová instalace letounu L-60.	96
Zdroj: Letová příručka a provozní návod L-60: OK-MJN, v.č. 150826. 1958.	
Obr. 46: Schéma olejové instalace.	98
Zdroj: DA40 Systems: Oil System. FlyGerry LLC [online]. [cit. 2022-05-10].	
Dostupné z: http://www.flygerry.com/aircraft-systems/oil-system	

12. SEZNAM TABULEK

Tab. 1: Omezení MTOM v závislosti na počtu sedadel.	18
Zdroj: Úřední věstník Evropské unie L 212: NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139. In: . Lucembursko: Úřad pro publikace Evropské unie, 2018, ročník 61, L 212/1. Dostupné také z: https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2018:212:FULL&from=CS	
Tab. 2: Technické specifikace vrtule Hartzell HC-E3YR-1.....	38
Tab. 4: Hmotnost a poloha těžiště Lycoming O-540-A4E5.....	43
Tab. 5: Hmotnost a poloha těžiště motorového lože.	43
Tab. 6: Hmotnost a poloha těžiště vrtule.....	43
Tab. 7: Hmotnost a vyvážení letounu L-60 při zatížení dle směrnice pilota letounu L-60.....	45
Tab. 8: Hmotnost a vyvážení letounu L-60 při zatížení dle směrnice pilota letounu L-60 po výměně pohonné soustavy.....	46
Tab. 3: Mechanické vlastnosti materiálu L-ROL.3.....	51
Tab. 9: Geometrické a aerodynamické parametry letounu pro výpočet obálky.....	52
Tab. 10: Hodnoty násobků při porvyvu.	56
Tab. 11: Tabulka rychlostí.....	56
Tab. 12: Přehled hmotností jednotlivých komponentů na motorovém loži.	59
Tab. 13: Shrnutí provozních zatížení motorového lože dle předpisu CS-23.....	61
Tab. 14: Shrnutí výsledků početního zatížení.	61
Tab. 15: Shrnutí provozních zatížení motorového lože dle předpisu CS-23.....	64
Tab. 16: Shrnutí výsledků početního zatížení.	64
Tab. 17: Poloha těžiště pohonné soustavy vzhledem k souřadnému systému letounu.	67
Tab. 18: Výsledné hodnoty pevnostní kontroly letových zatížení.	69
Tab. 19: Výsledné hodnoty pevnostní kontroly pozemního zatížení.	71
Tab. 20: Délky použitých trubek.	72
Tab. 21: Vypočtené hodnoty napětí v trubkách.	73
Tab. 22: Skutečný štíhlostní poměr trubek.....	74
Tab. 23: Kritické hodnoty síly pro jednotlivé trubky.....	74
Tab. 24: Kritické hodnoty napětí pro jednotlivé trubky.....	74
Tab. 25: Naměřené hodnoty sil v úchytech pro dané případy zatížení.	75


13. SEZNAM GRAFŮ

Graf 1: Porovnání zkoumaných pohonných jednotek v rámci průmyslového projektu.....	20
Graf 2: Maximální stoupací rychlost v nulové výšce nad střední hladinou moře.....	21
Graf 3: Poloha těžiště a jeho změna se spotřebou paliva (původní konfigurace).	46
Graf 4: Poloha těžiště a jeho změna se spotřebou paliva (nová konfigurace).	47
Graf 5: Letová obálka pro maximální vzletovou hmotnost v nulové nadmořské výšce.....	57
Graf 6: Letová obálka pro maximální vzletovou hmotnost ve výšce 6 960 m MSA.....	57

14. SEZNAM PŘÍLOH

Příloha 1: Žádost o schválení nevýznamné změny typového návrhu.	121
Zdroj: Směrnice CAA-OLP-08/2009: Příručka letové způsobilosti - Certifikace návrhu a zachování letové způsobilosti. 1. Úřad pro civilní letectví, Letiště Ruzyně, 160 08 Praha 6, 2009.	
Příloha 2: Klasifikace změny	123
Zdroj: Poradní oběžníky: Poradní oběžníky k leteckému předpisu L8/A a ostatní. Úřad pro civilní letectví [online]. [cit. 2022-05-19].	
Dostupné z: https://www.caa.cz/dokumenty/predpisy-stara/poradni-obezniky/	
Příloha 3: Případ zatížení č.1.	124
Příloha 4: Případ zatížení č.2.	124
Příloha 5: Případ zatížení č.3.	125
Příloha 6: Případ zatížení č.4.	126
Příloha 7: Případ zatížení č.5.	126
Příloha 8: Případ zatížení č.6.	127
Příloha 9: Případ zatížení č.7.	127
Příloha 10: Případ zatížení č.8.	128
Příloha 11: Případ zatížení č.9.	128
Příloha 12: Sestava motorového lože.	129
Příloha 13: Úchyt motorového lože k draku letounu.	129
Příloha 14: Trubka č.1.	129
Příloha 15: Trubka č.2.	129
Příloha 16: Trubka č.3.	129
Příloha 17: Trubka č.4.	129
Příloha 18: Trubka č.5.	129
Příloha 19: Trubka č.6.	129
Příloha 20: Trubka prstence horní.	129
Příloha 21: Trubka prstence levá/pravá.	129
Příloha 22: Trubka prstence levá/pravá.	129
Příloha 23: Úchyt motoru k motorovému loži.	129

Přílohy:

 <p>ÚCL ÚŘAD PRO CIVILNÍ LETECTVÍ ČESKÁ REPUBLIKA</p>	Žádost o schválení: NEVÝZNAMNÉ ZMĚNY TYPOVÉHO NÁVRHU podávaná v souladu s L 8/A.			
1. Žadatel				
1.1 žadatelovo interní projektové číslo				
1.2 jméno				
1.3 adresa				
1.4 jméno oprávněné osoby				
1.5 telefon oprávněné osoby				
1.6 FAX oprávněné osoby				
1.7 e-mail oprávněné osoby				
2. Použitelné certifikační specifikace				
<input type="checkbox"/> CS-25	<input type="checkbox"/> CS-23	<input type="checkbox"/> CS-VLA	<input type="checkbox"/> CS-22	<input type="checkbox"/> CS-E
<input type="checkbox"/> CS-29	<input type="checkbox"/> CS-27	<input type="checkbox"/> CS-VLR	<input type="checkbox"/> CS-P	<input type="checkbox"/> jiné *
* specifikujte				
3. Zdůvodnění / popis změny				
3.1 zdůvodnění				
3.2 typ/číslo typového osvědčení				

3.3 název projektu		
3.4 popis změny		
3.5 dotčené oblasti typového návrhu a průvodní dokumentace		
3.6 stanovení rozsahu opětovného vyšetření		
3.7 stanovení použitelných požadavků, včetně požadavků na ochranu životního prostředí		
4. Správní poplatek		
<p>Součástí žádosti musí být doklad o zaplacení správního poplatku. Výše správního poplatku pro každý konkrétní případ se odvozuje z nařízení zákona 634/2004 Sb.</p> <p>Úhrady do 5000 Kč je možno provést zasláním kolkové známky. Úhrady vyšší částky proveďte pomocí převodu na bankovní účet ÚCL u České národní banky.</p> <p>Číslo účtu: 3711-0003727061/0710 VS: 201</p> <p>účel platby: do účelu platby uveďte Vaše projektové číslo změny.</p> <p>Tuto žádost doplňte potvrzeným výpisem z Vašeho bankovního účtu.</p>		
5. Závěr		
Žadatel přebírá plnou zodpovědnost za správnost uvedených a zaslanych údajů.		
Datum	Jméno oprávněné osoby	Podpis
<p>Vytištěnou a podepsanou žádost zašlete poštou na adresu:</p> <p>Úřad pro civilní letectví ČR sekce technická Letiště Ruzyně 160 08 PRAHA 6</p> <p>Pro urychlení komunikace je možno tuto žádost se všemi náležitostmi zaslat naskenovanou výhradně ve formátu PDF na adresu caa@caa.cz nebo podatelna@caa.cz. Nicméně i zde platí, že žadatel je povinen poslat souběžně všechny originály standardně poštou.</p>		

6. Přílohy

7. Poučení

uvede se číslo dokumentu definujícího změnu – definičního dokumentu apod.

jméno oprávněné osoby – osoba jež je oprávněna zastupovat žadatele v průběhu certifikačního procesu

uved'te důvody pro provedení změny

Jasný a výstižný popis změny. V případě rozsáhlejšího popisu je možno uvést odkaz na návrh definičního dokumentu, který je potom přílohou žádosti.

určete, kterých částí typového návrhu se změna dotýká (viz. Definice Typového návrhu – L8/A:Definice)

určete všechny paragrafy použitelných požadavků (certifikačních specifikací i předpisů pro ochranu životního prostředí) které bude nutné v rámci schvalování změny znovu prokázat – lze provést odkazem na vhodný dokument, např. Compliance Checklist, který se pak stane přílohou žádosti

ke každému paragrafu uvedeném v 3.6 stanovte způsob, jakým jej hodláte prokazovat (zkouška, výpočet atd.) nejlépe ve formě číselných kódů, které naleznete na www.ucl.cz. Lze provést odkazem na vhodný dokument – např. Compliance Checklist, který se pak stane přílohou žádosti.

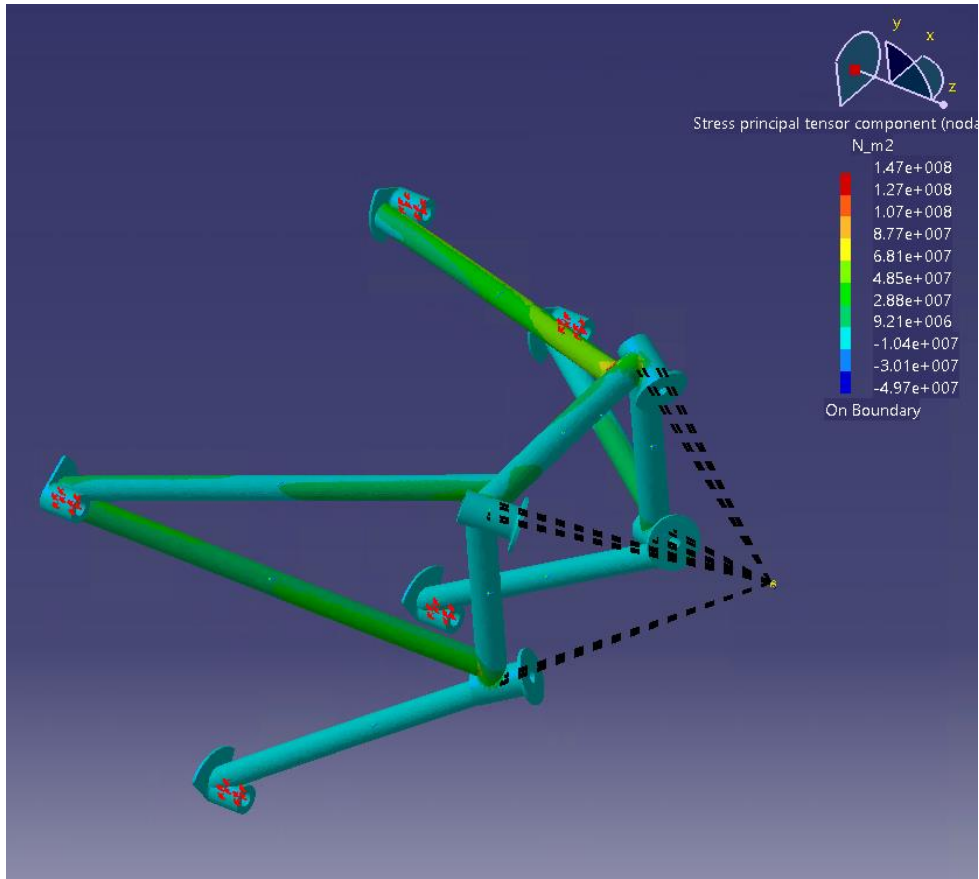
Příloha 1: Žádost o schválení nevýznamné změny typového návrhu.

ZTN č.:
Navrhovatel:
Klasifikace podle L8/A bod. 3.2.1

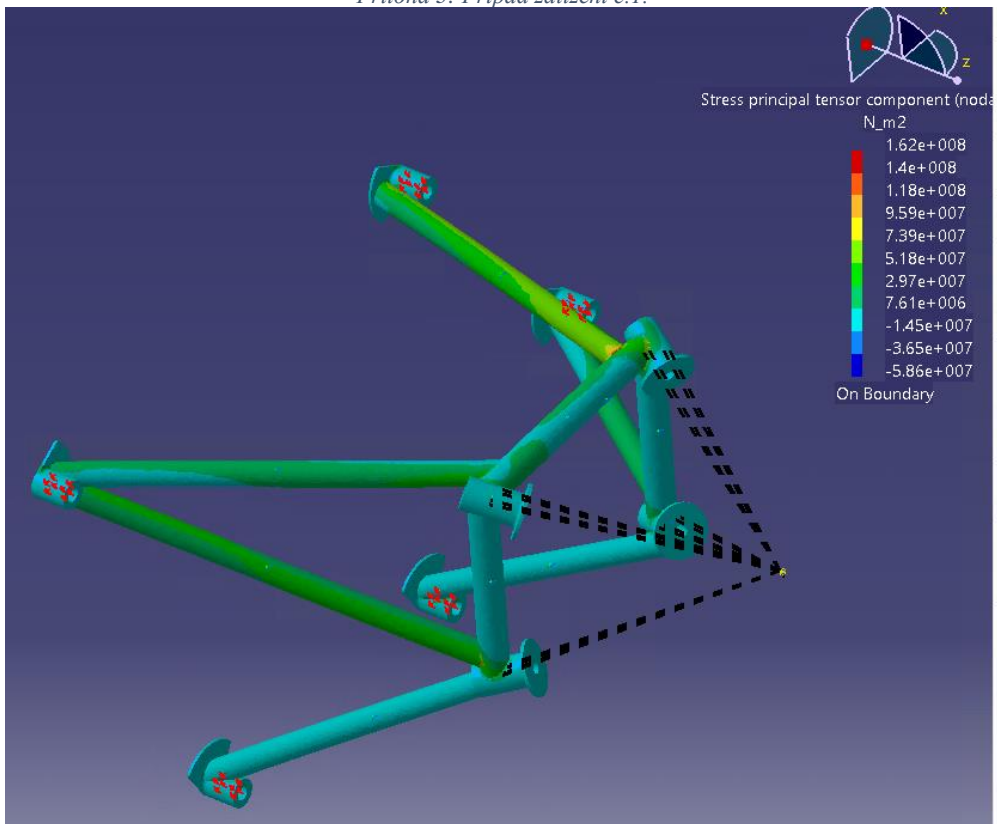
	ANO	NE	VYSVĚTLENÍ / POZNÁMKY
Má změna podstatný účinek na hmotnost výrobku ?			
Má změna podstatný účinek na polohu těžiště výrobku ?			
Má změna podstatný účinek na pevnost konstrukce výrobku ?			
Má změna podstatný účinek na spolehlivost výrobku ?			
Má změna podstatný účinek na provozní charakteristiky výrobku ?			
Jedná se o přizpůsobení certifikační předpisové základny ?			
Jedná se o nový výklad požadavků použitých pro certifikační předpisovou základnu ?			
Jedná se o hledisko způsobu průkazu, které nebylo dříve přijato ?			
Jedná se o značný rozsah nových podstatných údajů a značný stupeň opětovného posuzování a hodnocení ?			
Jedná se o změnu předchozích omezení schválených přímo Úřadem ?			
Jedná se o změnu závaznou na základě Příkazu k zachování letové způsobilosti nebo ukončující jeho účinnost ?			
Jedná se o zavedení nebo změnu funkce, jejíž stav je katastrofický nebo rizikový?			

Jedná se na základě výše uvedených odpovědí o změnu VÝZNAMNOU?			
---	--	--	--

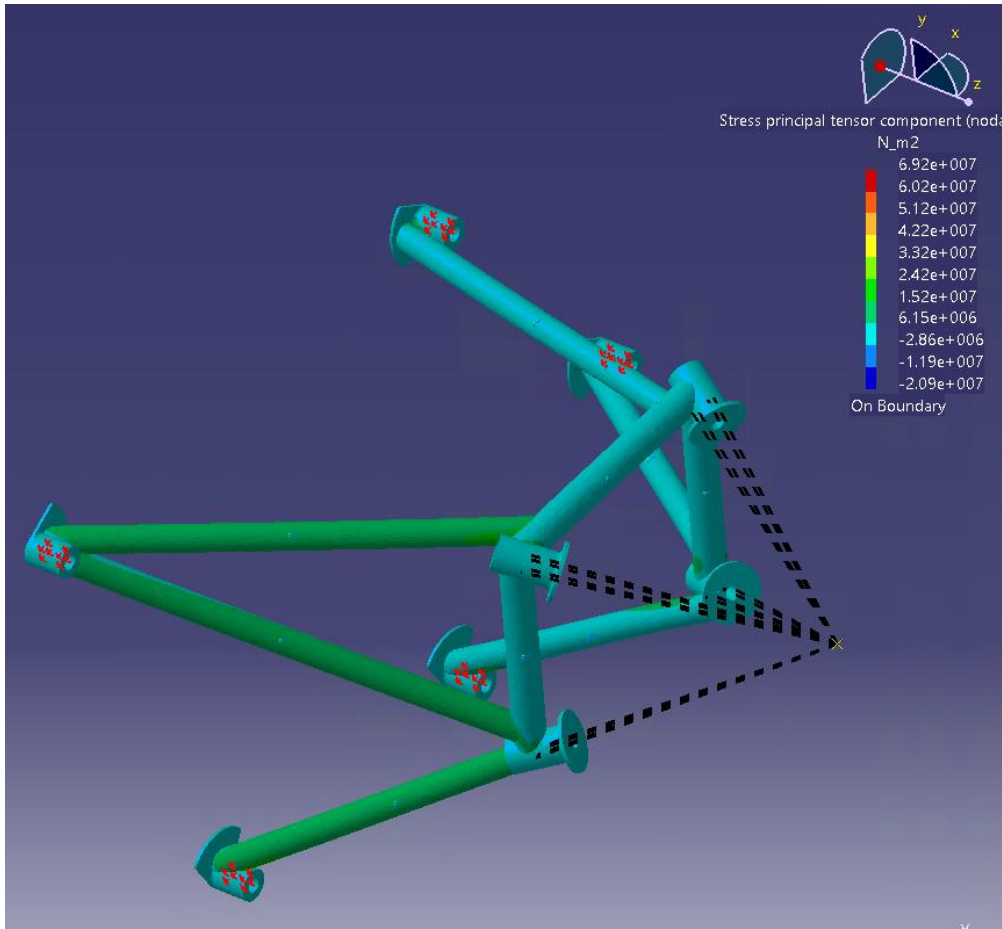
Priloha 2: Klasifikace změny



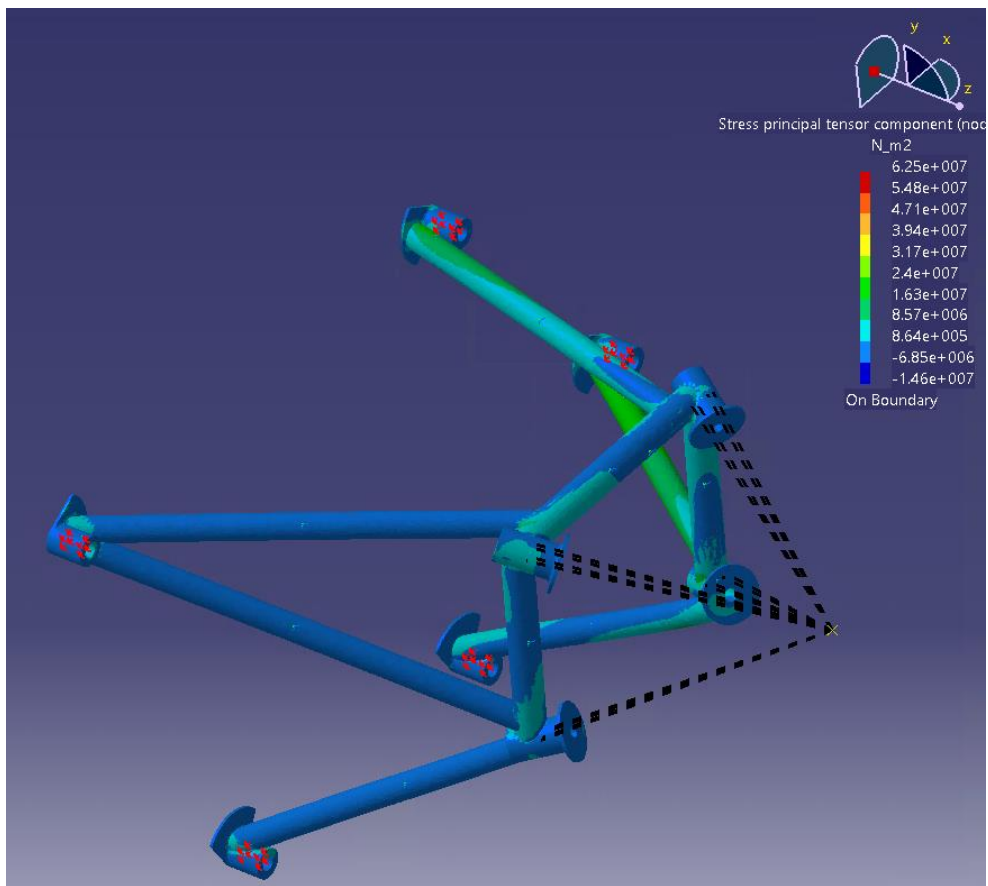
Příloha 3: Příklad zatížení č.1.



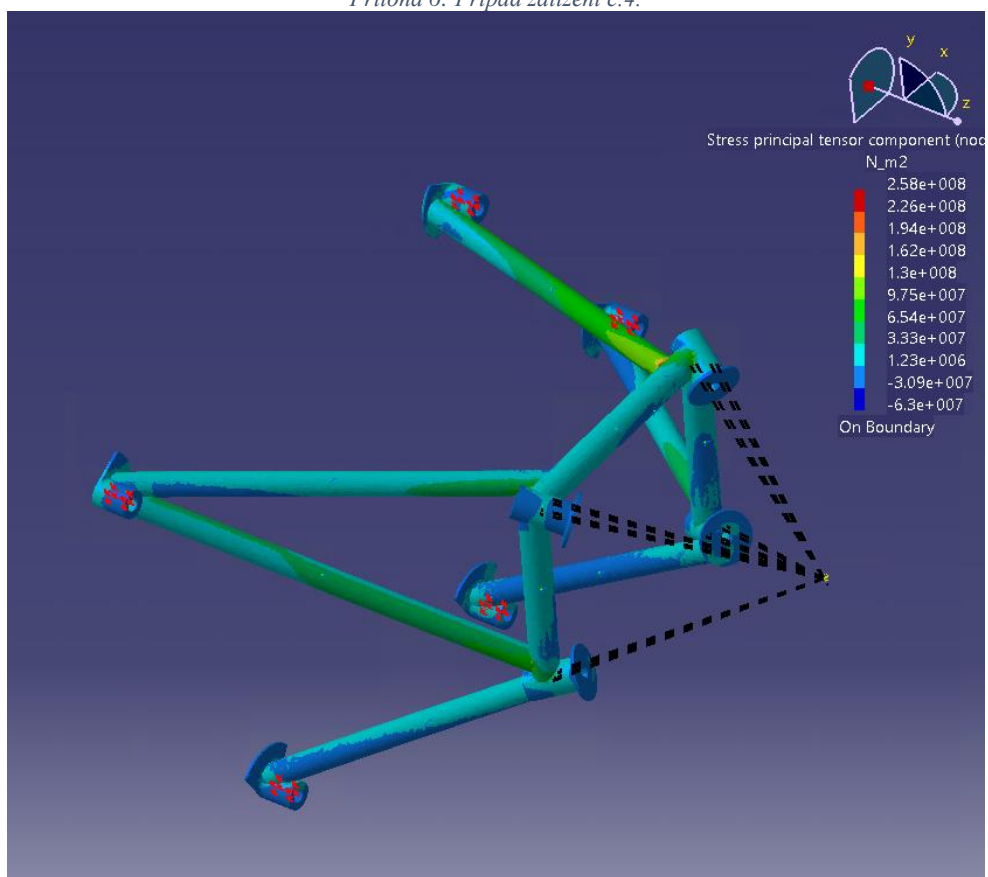
Příloha 4: Příklad zatížení č.2



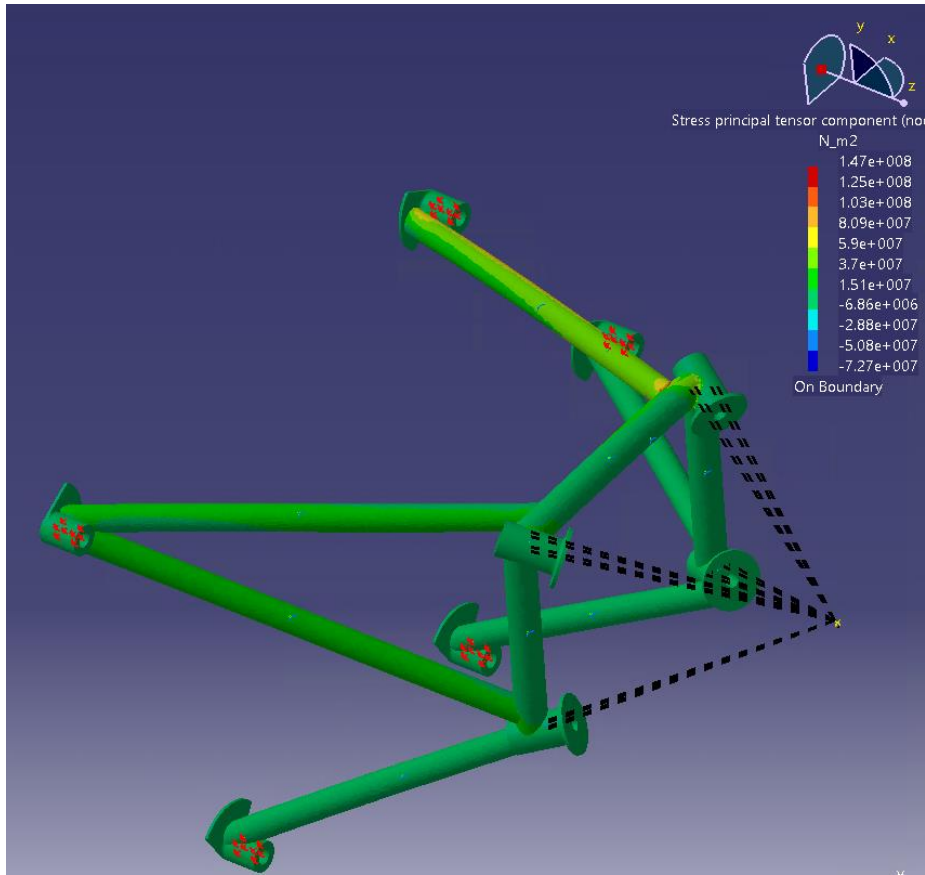
Příloha 5: Příklad zatížení č.3.



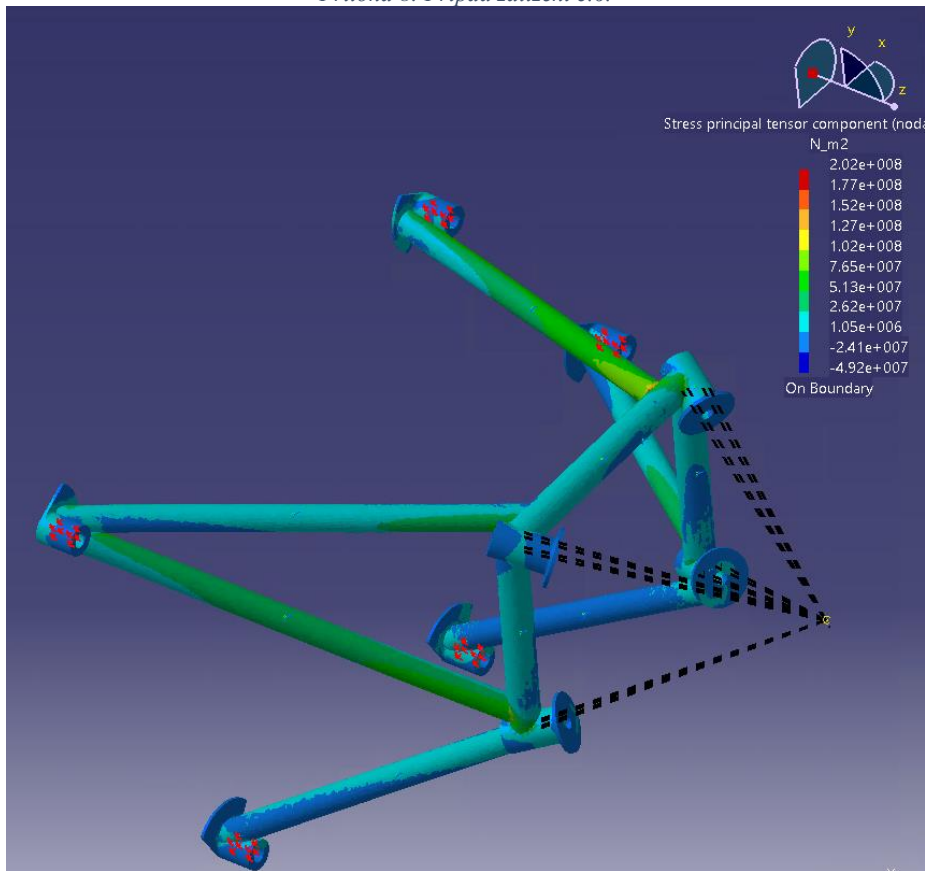
Příloha 6: Příklad zatížení č.4.



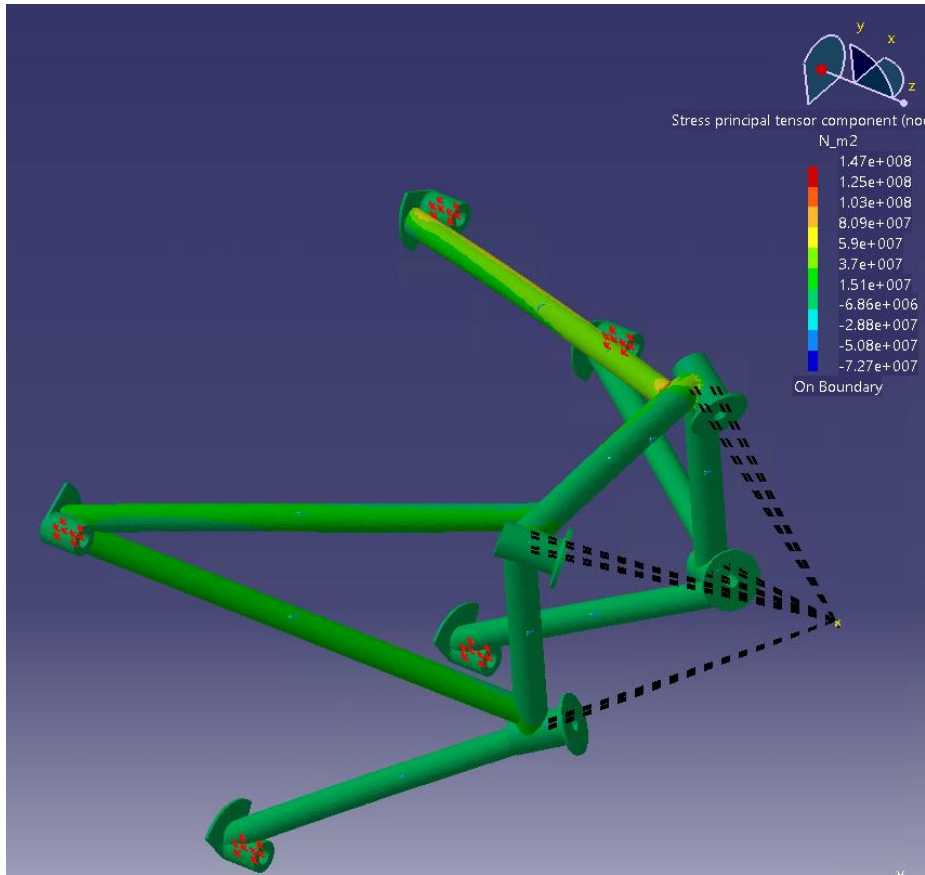
Příloha 7: Příklad zatížení č.5.



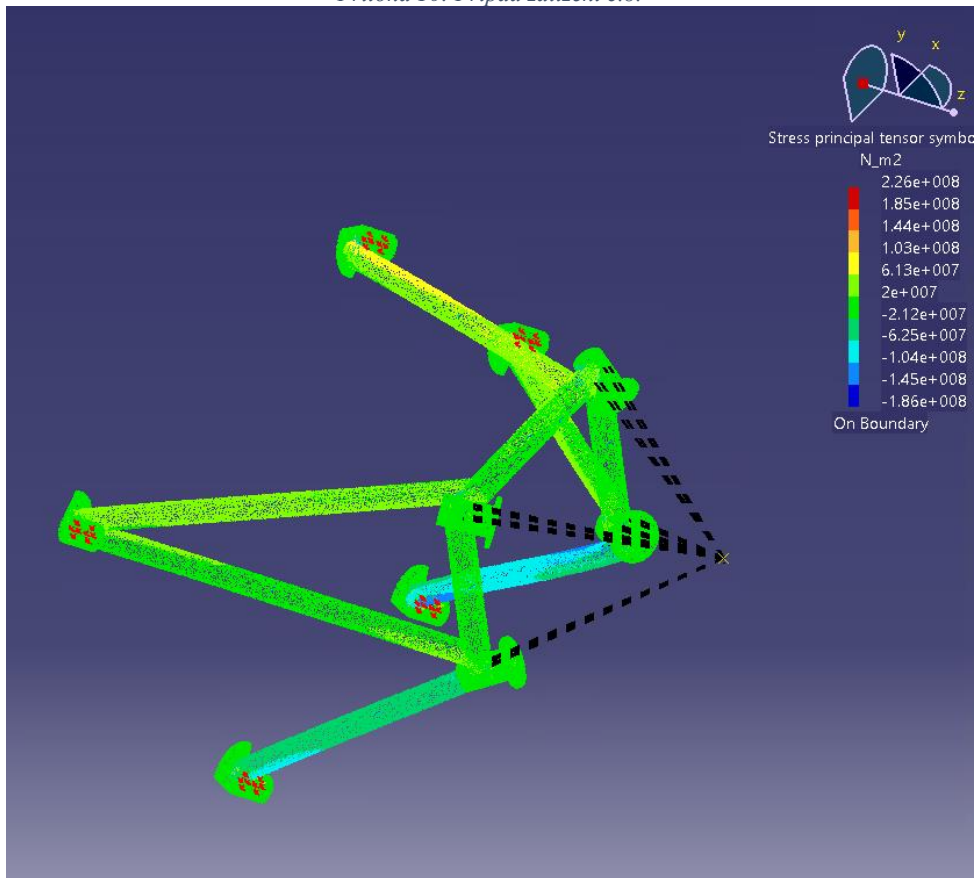
Příloha 8: Příklad zatížení č.6.



Příloha 9: Příklad zatížení č.7.



Příloha 10: Příklad zatížení č.8.



Příloha 11: Příklad zatížení č.9.

Výkresy:

Příloha 12: Sestava motorového lože.

L60L.111-22M0

Příloha 13: Úchyt motorového lože k draku letounu.

L60L.111-22M1

Příloha 14: Trubka č.1.

L60L.111-22M2

Příloha 15: Trubka č.2.

L60L.111-22M3

Příloha 16: Trubka č.3.

L60L.111-22M4

Příloha 17: Trubka č.4.

L60L.111-22M5

Příloha 18: Trubka č.5.

L60L.111-22M6

Příloha 19: Trubka č.6.

L60L.111-22M7

Příloha 20: Trubka prstence horní.

L60L.111-22M8

Příloha 21: Trubka prstence levá/pravá.

L60L.111-22M9

Příloha 22: Trubka prstence levá/pravá.

L60L.111-22M10

Příloha 23: Úchyt motoru k motorovému loži.

L60L.111-22M11