

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

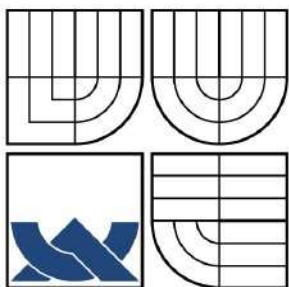
MODIFIKACE LETOUNU RAPID 200 PRO VLEKÁNÍ

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. ONDŘEJ SEĎA

BRNO 2010



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MODIFIKACE LETOUNU RAPID 200 PRO VLEKÁNÍ

MODIFICATION OF RAPID 200 AIRCRAFT FOR TOWING

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. ONDŘEJ SEĎA

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2010

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Ondřej Sedřa

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

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

Modifikace letounu RAPID 200 pro vlečení

v anglickém jazyce:

Modification of RAPID 200 Aircraft for Towing

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Plachtařský provoz pocítuje výrazný nedostatek vhodných letounů pro vlečení. Jedním z možných řešení je úprava letounu RAPID 200, který se vyrábí ve firmě Jihlavan Aeroplanes. V diplomovém projektu proveďte úpravy letounu tak, aby se snížila hmotnost prázdného letounu umožňující zástavbu motoru M 132 s vrtulí V 541,2 při dodržení maximální vzletové hmotnosti $m = 450$ kg. Proveďte hmotnostní rozbor a navrhnete konstrukční úpravy pro zástavbu pohonné jednotky (PJ) a vlečného zařízení. Variantně posuďte možnost zástavby jiné pohonné jednotky a další možnosti použití letounu pro speciální účely. Požaduje se výpočet základních výkonů, výpočet zatížení PJ a vlečného zařízení, hodnocení ekonomie provozu a stanovení provozních charakteristik verze pro vlečení. Návrh doložte třípohledovým výkresem letounu a detailním řešením zástavby PJ, vlečného zařízení a přistávacího zařízení.

Cíle diplomové práce:

Cílem diplomové práce je navrhnout úpravy letounu RAPID 200 pro zástavbu pohonné jednotky sestávající z motoru M 132 a vrtule V 541 umožňující vlečení kluzáků při dodržení hmotnostního limitu kategorie UL.

Seznam odborné literatury:

- [1] MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel, VUT-FSI, 2000
- [2] DANĚK, V.: Projektování letadel, VUT-FSI, 2000
- [3] Letecké předpisy CS - VLA, UL-2
- [4] Firemní literatura a podklady
- [5] Další literaturu dle doporučení vedoucího diplomové práce

Vedoucí diplomové práce: prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.11.2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

ANOTACE

Tato práce se zabývá návrhem modifikace letounu RAPID 200 (Skyleader 200) pro vlečení při dodržení maximální vzletové hmotnosti 450 kg. Obsahuje návrh úpravy konstrukce, hmotnostní rozbor těchto úprav a kontrolu centrází. Práce dále obsahuje návrh zástavby pohonné jednotky sestávající z motoru M 132 a vrtule V 541.2, vlečného zařízení a přistávacího zařízení, výpočet zatížení pohonné jednotky a vlečného zařízení a výpočet základních výkonů. V neposlední řadě je součástí práce zhodnocení ekonomie provozu, stanovení provozních charakteristik a použití letounu pro speciální účely.

ANNOTATION

This master's thesis deal with design modification of the RAPID 200 (Skyleader 200) airplane for towing at compliance with maximum take-off weight 450 kilogramme. A necessary construction modification, a weight analysis these adjustments and a balance verification are included. The thesis contains of power plants installation consisting from the M 132 engine and the V 541.2 propeller, a towing gear and a landing gear, a load calculation of power plants and towing gear and basic flight performance calculation too. Last but not least valuation of operation economy, operation characteristics assesment and a using of the airplane for specialized duty are included.

KLÍČOVÁ SLOVA

vlekání, návrh letounu, konstrukce letounu, motor M 132, vrtule V 541.2, hmotnost a centráž, vlečné zařízení, přistávací zařízení, letové výkony

KEYWORDS

towing, aircraft design, aircraft structure, M 132 engine, V 541.2 propeller, weight and balance, towing gear, landing gear, flight performance

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

SEĎA, O. *Modifikace letounu RAPID 200 pro vlečení*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 111 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

Čestné prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně, pod vedením vedoucího diplomové práce pana prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc. s využitím uvedené literatury, podkladů a na základě konzultací.

V Brně dne 27. května 2010

Podpis:

Poděkování

Tímto děkuji vedoucímu diplomové práce, panu prof. Ing. Antonínu Pištkovi, CSc. za cenné připomínky a rady týkající se zpracování diplomové práce.

OBSAH

1	ÚVOD	15
1.1	ROZBOR ZADÁNÍ	16
1.2	PŘEHLED U NÁS POUŽÍVANÝCH LETADEL PRO VLEKÁNÍ	16
1.3	VŠEOBECNÉ POŽADAVKY PRO VLEKÁNÍ UL LETOUNY	23
2	POPIS LETOUNU RAPID 200 (SKYLEADER 200)	24
2.1	POPIS KONSTRUKCE LETOUNU SKYLEADER 200	25
2.2	TECHNICKÁ DATA LETOUNU SKYLEADER 200	26
3	REMOTORIZACE LETOUNU SKYLEADER 200	27
3.1	MOTOR ROTAX 912 UL	27
3.2	VRTULE SR 3000	27
3.3	MOTOR M 132	28
3.4	VRTULE V 541.2	29
4	HMOTNOSTNÍ ROZBOR	30
4.1	HMOTNOSTNÍ ROZBOR MOTORU ROTAX 912 UL	30
4.2	HMOTNOSTNÍ ROZBOR VRTULE SR 3000	30
4.3	HMOTNOSTNÍ ROZBOR MOTORU M 132	31
4.4	HMOTNOSTNÍ ROZBOR VRTULE V 541.2	31
4.5	HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU SKYLEADER 200	32
5	KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KE SNÍŽENÍ HMOTNOSTI	33
5.1	ZMĚNY KONSTRUKCE TRUPU	33
5.1.1	ZMĚNA KONSTRUKCE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU	33
5.1.2	ZMĚNA KONSTRUKCE PŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU	35
5.1.3	ZMĚNA KONSTRUKCE KORNOUTU	35
5.2	ZMĚNA KONSTRUKCE CENTROPLÁNU	36
5.3	NÁVRH KONSTRUKCE LETOUNU VUT 650 TRAKTOR	36
6	HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU VUT 650 TRAKTOR	37
6.1	HMOTNOSTNÍ ROZBOR STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU	37
6.2	HMOTNOSTNÍ ROZBOR OSTATNÍCH ČÁSTÍ	38
7	VÝPOČET CENTRÁŽÍ LETOUNU VUT 650 TRAKTOR	40
7.1	VÝPOČET CENTRÁŽÍ OBECNĚ	40
7.2	URČENÍ STŘEDNÍ AERODYNAMICKÉ TĚTIVY KŘÍDLA	41
7.2.1	URČENÍ DÉLKY STŘEDNÍ AERODYNAMICKÉ TĚTIVY KŘÍDLA	41
7.2.2	URČENÍ POLOHY STŘEDNÍ AEROD. TĚTIVY KŘÍDLA PO POLOROZPĚTÍ	42
7.2.3	URČENÍ POLOHY NÁBĚŽNÉ HRANY STŘEDNÍ AEROD. TĚTIVY KŘÍDLA	42
7.3	VÝPOČET CENTRÁŽÍ S MOTOREM M 132	43
7.4	VÝPOČET CENTRÁŽÍ S MOTOREM ROTAX 912 UL	45
7.4.1	HLEDÁNÍ VHODNÉ POLOHY MOTORU	45
7.4.2	HLEDÁNÍ VHODNÉ POLOHY KŘÍDLA	48
7.5	ZHODNOCENÍ HMOTNOSTNÍHO ROZBORU	50
8	LETOUN VUT 650 TRAKTOR	51
9	LETOVÉ VÝKONY S MOTOREM M 132	52
9.1	POLÁRA LETOUNU VUT 650 TRAKTOR	52
9.2	HORIZONTÁLNÍ LET	53

9.2.1	MINIMÁLNÍ RYCHLOST	53
9.2.2	MAXIMÁLNÍ RYCHLOST	54
9.3	STOUPÁNÍ	59
9.4	USTÁLENÝ KLOUZAVÝ LET	62
9.5	DOLET A VYTRVALOST	65
9.6	VZLET	66
9.7	PŘISTÁNÍ	69
10	ZÁSTAVBA MOTORU M 132	71
10.1	NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE	71
10.1.1	NÁVRH MATERIÁLU MOTOROVÉHO LOŽE	72
10.1.2	NÁVRH ZÁSTAVBY MOTOROVÉHO LOŽE	72
10.2	POŽADAVKY PŘEDPISU CS-VLA NA ZATÍŽENÍ	74
10.2.1	CS-VLA 361 KROUTÍCÍ MOMENT OD MOTORU	74
10.2.2	CS-VLA 363 BOČNÍ ZATÍŽENÍ MOTOROVÉHO LOŽE	75
10.3	VÝPOČET ZATÍŽENÍ	75
10.3.1	PŘÍPADY S Kladným násobkem	75
10.3.2	PŘÍPADY SE záporným násobkem	76
10.3.3	PŘEHLED ZATÍŽENÍ	77
10.4	MKP ANALÝZA	77
10.4.1	MKP MODEL	77
10.4.2	DEFINICE ZATÍŽENÍ V PROGRAMU MSC PATRAN 2007	78
10.4.3	VÝSLEDKY MKP ANALÝZY	81
10.5	KONTROLA ZATÍŽENÍ KONSTRUKCE	82
10.5.1	KONTROLA VZPĚRNÉ STABILITY VZPĚRY	82
10.5.2	KONTROLA ŠROUBU	83
11	ZÁSTAVBA VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ	85
11.1	KLUZÁKY ČR	85
11.2	POŽADAVKY PŘEDPISU UL2 NA PEVNOST, PŘÍLOHA III	86
11.3	VÝPOČET ZATÍŽENÍ OD VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ	86
11.3.1	ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VÝCHOZÍ STAV	86
11.3.2	ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETONU, VLIV SÍLY V LANĚ	88
11.3.3	ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VLIV SÍLY V LANĚ OD RÁZU	90
11.3.4	ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VÝPOČTOVÉ VZTAHY	90
11.3.5	PŘÍPADY ZATÍŽENÍ	96
11.4	ZÁSTAVBA VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ	99
12	PROVOZNÍ CHARAKTERISTIKY VERZE PRO VLEKÁNÍ	100
12.1	VŠEOBECNĚ	100
12.2	NÁVRH A KONSTRUKCE	100
12.3	KLUZÁKY A LETOVÉ VLASTNOSTI AEROVLEKU	101
12.4	PEVNOST, PROVOZNÍ OMEZENÍ A ÚDAJE	102
13	ZHODNOCENÍ EKONOMIE PROVOZU	103
14	ZÁVĚR	106
15	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	107
16	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK	108
17	SEZNAM PŘÍLOH A VÝKRESOVÉ DOKUMENTACE	111

1 ÚVOD

Od 25.září 2008 vstoupil v platnost Doplněk Q Předpisu L2, umožňující vlečení schválenými typy ultralehkých letadel. Tím se podařilo zajistit i určitou obnovu letadlového parku našich aeroklubů, které již začínaly vnímat přicházející nedostatek vlečných letadel klasické kategorie. K zavedení platnosti nedošlo nijak náhodou, ale na základě dlouhodobých zkušeností z běžného provozu v některých evropských státech a také zkušebního provozu u nás.

S vlečením ultralehkými letadly se u nás začínalo na konci druhé poloviny devadesátých let v Karlových Varech. Postupně se LAA (Letecká amatérská asociace) ČR snažila postup legalizovat a nabídnout vlečení aeroklubům, ty však v té době ještě neměly potřebu nových vlečných letadel.

Podle již zmíněné vyhlášky bude ultralehká letadla pro vlečení schvalovat LAA ČR a letadla budou muset mít možnost vlečení zanesenou v Typovém průkazu, včetně schválených typů větroně, které ten daný typ může vlekat.

Vlečení ultralehkými letadly je nejvíce rozšířené především v Německu a na Slovensku. V těchto státech jsou hojně využívána letadla CTSW a WT9 Dynamic, se kterými má u nás nejvíce zkušeností firma OK Light Aircraft.

Důležité však je, aby UL letadlo bylo pro vlečení vhodné, protože s každým typem UL se vlekat nedá. Znamená to, že letadlo musí být vybaveno motorem o výkonu alespoň 100 koní (75 kW) a stavitelnou vrtulí, která umožní využití maximálních otáček motoru při startu.

Zdá se, že vlečení s UL se od dosavadního standardu neliší, spíše přináší pro plachtaře více pohodlí. Má však vlečení UL nějaká výrazná pozitiva? Piloti si to moc neuvědomují, ale obrovskou výhodou je pádová rychlost celého aerovleku. Zatímco u klasického aerovleku se vlečný letoun pohybuje stále v blízkosti pádové rychlosti, tak u UL letí v optimální rychlosti stoupání. Další výhodou je malá hmotnost letadla a velký výkon motoru. S výhledem do blízké budoucnosti je patrné, že provoz bude regulován i stále přísnějšími ekologickými předpisy. V této oblasti je další výhodou ultralehkého letadla, protože aerovlek není téměř slyšet a navíc létá s podstatně menší spotřebou paliva.

V současné době se při převleku z pole smí tahat pouze Brigadýrem, popřípadě Čmelákem a ani ultralehká letadla nebudou moci vlekat z polí, ale na rozdíl od dnešních vlečných strojů budou moci využívat husté sítě letišť pro ultralehká letadla, kam Z-226 nebo Z-142 nesmí.

Je patrné, že ultralehká letadla lze využívat k vlečení a jak se již v některých aeroklubech ukázalo, najdou uplatnění i v běžném provozu například při levné aeroturistice. [15]

1.1 ROZBOR ZADÁNÍ

Plachtařský provoz pociťuje výrazný nedostatek vhodných letounů pro vlečení. Jedním z možných řešení je úprava letounu RAPID 200 (Skyleader 200), který se vyrábí ve firmě Jihlavan Aeroplanes. Cílem je provést úpravy letounu tak, aby se snížila hmotnost prázdného letounu umožňující zástavbu motoru M 132 s vrtulí V 541.2, při dodržení maximální vzletové hmotnosti 450 kg, dle kategorie UL. Je potřeba provést hmotnostní rozbor a navrhnout konstrukční úpravy pro zástavbu pohonné jednotky a vlečného zařízení, posoudit možnost zástavby jiné pohonné jednotky a použití letounu pro speciální účely. Mimo to je důležité provést výpočet základních výkonů a v neposlední řadě výpočet zatížení pohonné jednotky a vlečného zařízení. Součástí práce by mělo být zhodnocení ekonomie provozu a stanovení provozních charakteristik verze pro vlečení. Mimo zástavby pohonné jednotky a vlečného zařízení bude navržena i zástavba přistávacího zařízení.

Letoun RAPID 200 (Skyleader 200) bude upravován dle předpisu UL2, resp. CS-VLA.

Modifikace letounu RAPID 200 (Skyleader 200) pro vlečení bude nazývána **VUT 650 TRAKTOR**.

1.2 PŘEHLED U NÁS POUŽÍVANÝCH LETADEL PRO VLEKÁNÍ

Tato kapitola uvádí stručný přehled letounů používaných u nás pro vlečení. Jak již bylo řečeno v úvodu, aby bylo možné vlekat s UL musí letoun splňovat určité požadavky. Mezi hlavní požadavky patří výkon motoru, hmotnost letounu a v neposlední řadě ekologické požadavky, jako je hlučnost a spotřeba paliva. V kapitole jsou uvedeny i letouny, které nepatří do kategorie UL.

Zlín Z-142

Zlín Z-142 je československý dvoumístný celokovový dolnoplošník se sedadly vedle sebe, vztlačovými klapkami a tříkolovým podvozkem s předovým kolem. Je určen pro základní a pokračovací letecký výcvik, pro výcvik letecké akrobacie, vleky kluzáků, sportovní a turistické létání. Je jedním z nejrozšířenějších letadel v našich aeroklubech.



Obr. 1 Letoun Zlín Z-142

Zlín Z-142	
Rozpětí	9,16 m
Délka	7,33 m
Vzletová hmotnost	1090 kg
Prázdná hmotnost	730 kg
Maximální rychlost	231 km/h
Cestovní rychlost	197 km/h
Maximální dolet	950 km
Maximální výkon motoru	154 kW
Označení motoru	M 337 AK

Tab. 1 Technická data letounu Z-142

Zlín Z-226

Zlín Z-226 je jednomotorový dvoumístný dolnoplošník se smíšenou konstrukcí a s pevným podvozkem ostruhového typu se sedadly za sebou, určený zejména pro vlečení kluzáků.

**Obr. 2** Letoun Zlín Z-226

Zlín Z-226	
Rozpětí	10,28 m
Délka	7,90 m
Vzletová hmotnost	890 kg
Prázdná hmotnost	635 kg
Maximální rychlost	225 km/h
Cestovní rychlost	194 km/h
Maximální dolet	510 km
Maximální výkon motoru	180 kW
Označení motoru	M 137

Tab. 2 Technická data letounu Z-226**Zlín Z-326**

Zlín Z-326 je dvoumístný jednomotorový samonosný dolnoplošník se zatahovacím hlavním podvozkem a nezatahovatelnou, řiditelnou ostruhou. V době svého vzniku umožňoval ucelený letecký výcvik, včetně akrobacie.

**Obr. 3** Letoun Zlín Z-326

Zlín Z-326	
Rozpětí	10,59 m
Délka	7,83 m
Vzletová hmotnost	975 kg
Prázdná hmotnost	675 kg
Maximální rychlost	320 km/h
Cestovní rychlost	230 km/h
Maximální dolet	980 km
Maximální výkon motoru	132 kW
Označení motoru	M 137 A

Tab. 3 Technická data letounu Z-326

L-60 Brigádýr

Letoun L-60 Brigádýr je víceúčelový čtyřmístný celokovový vyztužený hornoplošník s pevným klasickým podvozkem určený k provádění aerovleků a padákových výsadek nebo vlečení transparentů.



Obr. 4 Letoun L-60 Brigádýr

L-60 Brigádýr	
Rozpětí	13,96 m
Délka	8,54 m
Vzletová hmotnost	1420 kg
Prázdná hmotnost	912 kg
Maximální rychlost	193 km/h
Cestovní rychlost	175 km/h
Maximální dolet	720 km
Maximální výkon motoru	162 kW
Označení motoru	M 208 B

Tab. 4 Technická data letounu L-60 Brigádýr

Z-37 A Čmelák

Z-37 A Čmelák je československý, resp. český jednomotorový dolnoplošník, vyvinutý jako zemědělský letoun, který však sloužil a dodnes ještě slouží i k řadě dalších účelů. Snad nejvíce známá je jeho verze pro zemědělské účely, jako práškovací letadlo. Dalším využitím je vlečení leteckých transparentů a větroňů. Nezemědělská verze se užívá jako dopravního letounu pro osobní dopravu a k vyhlídkovým letům.



Obr. 5 Letoun Z-37 A Čmelák

Z-37 A Čmelák	
Rozpětí	12,22 m
Délka	8,55 m
Vzletová hmotnost	1850 kg
Prázdná hmotnost	985 kg
Maximální rychlost	217 km/h
Cestovní rychlost	180 km/h
Maximální dolet	640 km
Maximální výkon motoru	232 kW
Označení motoru	M 462 RF

Tab. 5 Technická data letounu Z-37 A Čmelák

Zlín Z-526 F

Zlín Z-526 F je dvoumístný, plně akrobatický, jednomotorový dolnoplošník se zatahovacím podvozkem vhodný pro vlečení kluzáků a výcvik pilotů od základního výcviku až po vysokou pilotáž.



Obr. 6 Letoun Zlín Z-526 F

Zlín Z-526 F	
Rozpětí	10,59 m
Délka	8,0 m
Vzletová hmotnost	940 kg
Prázdná hmotnost	685 kg
Maximální rychlost	244 km/h
Cestovní rychlost	210 km/h
Maximální dolet	840 km
Maximální výkon motoru	118 kW
Označení motoru	M 137 A

Tab. 6 Technická data letounu Z-526 F

EV-97 EUROSTAR

EV-97 EUROSTAR je jednomotorový celokovový dolnoplošník poloskořepinové konstrukce se dvěma sedadly vedle sebe. Letoun je vybaven pevným tříkolovým podvozkem s říditelným předovým kolem. Pohonnou jednotku tvoří standardně čtyřválcový čtyřtaktovní motor ROTAX 912 UL a pevná dřevěná dvoulistá vrtule V 230 C. Alternativně je možné provést zástavbu motoru ROTAX 912 ULS, Jabiru 2200 A a jiné vrtule dle přání zákazníka. Letoun je určený zejména pro turistické a rekreační létání s omezením na neakrobatický provoz. Letoun je produktem firmy EVEKTOR-AEROTECHNIK a.s.



Obr. 7 Letoun EV-97 EUROSTAR

EV-97 EUROSTAR	
Rozpětí	8,10 m
Délka	5,98 m
Vzletová hmotnost	450 kg
Prázdná hmotnost	269 kg
Maximální rychlost	245 km/h
Cestovní rychlost	180 km/h
Maximální dolet	800 km
Maximální výkon motoru	58 kW
Označení motoru	ROTAX 912 UL

Tab. 7 Technická data letounu EV-97 EUROSTAR

TL-2000 Sting

TL-2000 Sting je dvoumístným dolnoplošníkem se sedadly vedle sebe. Křídlo je lichoběžníkové, výškovka klasická lichoběžníková dělená. Kabina je prostorná a poskytuje pohodlí i urostlejšími postavám. Letadlo je vybavené kompletním dvojím řízením. Podvozek je tříkolový s brzděnými hlavními koly a říditelnou přední podvozkovou nohou. Standardně je letoun vybaven motory ROTAX 912 S nebo 914 UL. Rovněž vrtule mohou být pevné nebo stavitelné nejrůznějších typů a konstrukcí. Celý letoun je vyroben z vysoce kvalitních karbonových vláken. Letoun je nejnovějším modelem firmy TL ULTRALIGHT. Jedná se o nejrychlejší český ultralight.

**Obr. 8** Letoun TL-2000 Sting

TL-2000 Sting	
Rozpětí	8,44 m
Délka	5,93 m
Vzletová hmotnost	450 kg
Prázdná hmotnost	275 kg
Maximální rychlost	280 km/h
Cestovní rychlost	260 km/h
Maximální dolet	740 km
Maximální výkon motoru	74 kW
Označení motoru	ROTAX 912 S

Tab. 8 Technická data letounu TL-2000 Sting**TL-3000 Sirius**

TL-3000 Sirius je celokompozitový karbonový hornoplošník. Stejně jako Sting je i Sirius poháněn motory značky ROTAX.

**Obr. 9** Letoun TL-3000 Sirius

TL-3000 Sirius	
Rozpětí	9,40 m
Délka	7,00 m
Vzletová hmotnost	472,5 kg
Prázdná hmotnost	295 kg
Maximální rychlost	230 km/h
Cestovní rychlost	215 km/h
Maximální dolet	740 km
Maximální výkon motoru	74 kW
Označení motoru	ROTAX 912 S

Tab. 9 Technická data letounu TL-3000 Sirius

TL-232 Condor

TL-232 Condor je pokračovatelem předcházejícího typu TL-132 Condor. Je dvoumístným ultralehkým letounem se sedadly vedle sebe v prostorné a komfortní kabině. Sedadla mají nastavitelnou vzdálenost a sklon opěrek. Jedná se o ultralehký letoun používaný pro sportovní a rekreační létání, může být využíván pro vlečení UL kluzáků a transparentů.

**Obr. 10** Letoun TL-232 Condor

TL-232 Condor	
Rozpětí	10,60 m
Délka	5,90 m
Vzletová hmotnost	450 kg
Prázdná hmotnost	265 kg
Maximální rychlost	175 km/h
Cestovní rychlost	130 km/h
Maximální dolet	760 km
Maximální výkon motoru	58 kW
Označení motoru	ROTAX 912 UL

Tab. 10 Technická data letounu TL-232 Condor**Allegro 2000**

Allegro 2000 je dvoumístný ultralehký letoun s vynikajícími aerodynamickými vlastnostmi, příjemnými letovými vlastnostmi a ekonomikou provozu. Podvozek je tříkolový příďový, kola hlavního podvozku jsou brzděná, přední kolo je řízené. Konstrukce je kombinací kompozitu, duralu a ocelových trubek. Pohonná jednotka se skládá z motoru typu ROTAX 912 ULS.

**Obr. 11** Letoun Allegro 2000

Allegro 2000	
Rozpětí	10,80 m
Délka	6,10 m
Vzletová hmotnost	450 kg
Prázdná hmotnost	282 kg
Maximální rychlost	190 km/h
Cestovní rychlost	160 km/h
Maximální dolet	600 km
Maximální výkon motoru	73,5 kW
Označení motoru	ROTAX 912 ULS

Tab. 11 Technická data letounu Allegro 2000

WT-9 Dynamic

WT-9 Dynamic je elegantní dvoumístné ultralehké letadlo s vysokou cestovní rychlostí a velkým doletem. Trup tvoří kompozitová sendvičová skořepina s přísadou uhlíku. Do nádrží lze načerpat až 75 l benzínu, což zaručí dolet 1200 km. Pohodlí posádky zaručí prostorná kabina opatřená tónovaným organickým překrytem.



Obr. 12 Letoun WT-9 Dynamic

WT-9 Dynamic	
Rozpětí	9,00 m
Délka	6,40 m
Vzletová hmotnost	450 kg
Prázdná hmotnost	259 kg
Maximální rychlost	270 km/h
Cestovní rychlost	220 km/h
Maximální dolet	1200 km
Maximální výkon motoru	73,5 kW
Označení motoru	ROTAX 912 ULS

Tab. 12 Technická data letounu WT-9 Dynamic

EUROSTAR SL

EUROSTAR SL je ideálním letounem pro spolehlivé vlečení kluzáků a reklamních bannerů za výrazně nižších pořizovacích a provozních nákladů ve srovnání s konvenčními letouny všeobecného letectví. Letoun byl k těmto činnostem zkonstruován a je zcertifikován pro vlečení kluzáků do 700 kg. Díky zachovaným vynikajícím letovým charakteristikám i při vlečení, vysoké stabilitě, nízkým provozním nákladům a příznivým výkonovým parametrům patří EUROSTAR SL k nejprodávanějším letounům pro aerovleky a vleky reklamních bannerů v zahraničí.



Obr. 13 Letoun EUROSTAR SL

EUROSTAR SL	
Rozpětí	8,10 m
Délka	5,98 m
Vzletová hmotnost	472,5 kg
Prázdná hmotnost	276 kg
Maximální rychlost	220 km/h
Cestovní rychlost	180 km/h
Maximální dolet	750 km
Maximální výkon motoru	58 kW
Označení motoru	ROTAX 912 UL

Tab. 13 Technická data letounu EUROSTAR SL

1.3 VŠEOBECNÉ POŽADAVKY PRO VLEKÁNÍ UL LETOUNY

V této kapitole jsou vypsány obecné požadavky pro vlekání UL letouny. Požadavky na letové vlastnosti aerovleku, na pevnost a provozní omezení jsou uvedeny v předpisu L2.

Aerovlek se skládá z vlečného ultralehkého letounu s vybavením pro vlečení a vlečného kluzáku. Vybavení pro vlečení se zpravidla skládá z následujících částí: vlečný závěs, vypínač vlečného lana, měřící zařízení kritické teploty chodu motoru, zařízení pro sledování vlečného kluzáku během vleku a vlečné lano s pojistkou.

Kluzáky mohou být vlehány pouze těmi ultralehkými letouny, které jsou pro vlekání schváleny a které odpovídají tomuto schválení. Schválení k vlekání bude uděleno, pokud žadatel prokáže příslušnému inspektorovi technikovi ULLa, buď v rámci typových zkoušek nebo doplňkových zkoušek, že jsou splněny všechny zde uvedené požadavky.

Páka na ovládání vlečného závěsu musí být umístěna tak, aby byla pohodlně dosažitelná z každé polohy rukou, která ovládá plynovou páku, a aby mohla být ovládána tahem, aniž by to mělo vliv na bezpečné řízení ultralehkého letounu. Páka musí být natřena žlutě a poblíž páky musí být umístěn výstražný štítek „Vlečný závěs“. Ovládací táhlo mezi pákou a závěsem musí mít lehký chod. Vypínací páka musí být v pilotní kabině umístěna tak, aby ovládací síla mohla být lehce vyvozena.

V zorném poli pilota musí být umístěn ukazatel kritické teploty chodu motoru s varovným upozorněním mezní přípustné teploty, který slouží ke kontrole kritické teploty motoru při aerovleku. Kritická teplota chodu motoru je definována jako teplota, při níž je poprvé dosaženo maximální přípustné hodnoty při maximálním trvalém výkonu motoru.

Pilotovi vlečného letounu musí být umožněno, aby mohl bez zvláštních obtíží trvale pozorovat vlečený kluzák. K tomuto určené zařízení musí dávat klidný a jasný obraz kluzáku.

Mohou být použita pouze nekovová lana. Spoje lan mají být chráněny proti otěru vhodným povlakem. Skutečná pevnost vlečného lana nemá být vyšší než zatížení lana udané výrobcem ultralehkého letounu. Lano má mít délku 40 až 60 m.

Kluzáky, které je přípustné vlekat, jsou určeny podle hmotnosti a stoupací rychlosti aerovleku. Přípustné hodnoty hmotnosti kluzáku se stanovují letovými zkouškami. Typy kluzáků, které uvedený UL letoun může vlekat, jsou uvedeny v letové příručce vlečného letounu. [14]

2 POPIS LETOUNU RAPID 200 (SKYLEADER 200)

Ultralehké letadlo Sova vyráběné v Jihlavanu již od roku 1996, je na českém nebi velmi dobře známé. UL letadel Sova a později Rapid se vyrobilo celkem asi 160 kusů a létají nejen v celé Evropě, ale i v ostatních částech světa. V roce 2005 byla výroba ultralehkých letadel v Jihlavanu obnovena nově založenou společností Jihlavan airplanes, s.r.o. Původní Sova získala nové obchodní jméno Skyleader a současná produkce zahrnuje dva hlavní modely. Skyleader 200, ultralehký letoun dle evropských předpisů, a Skyleader 500, verze pro USA v kategorii LSA. Vývojové oddělení výrobce již dokončuje zcela nový model Skyleader 600.

Zásadní změnou mezi Sovou a novým Skyleaderem 200 je rozšíření kabiny, jež umožnilo umístit sedačky pilota a pasažéra přímo vedle sebe. [13]

V následujících kapitolách bude používán nový obchodní název letounu RAPID 200 „Skyleader 200“, i když diplomová práce obsahuje název letounu RAPID 200.



Obr. 14 Letoun Skyleader 200



Obr. 15 Interiér letounu Skyleader 200



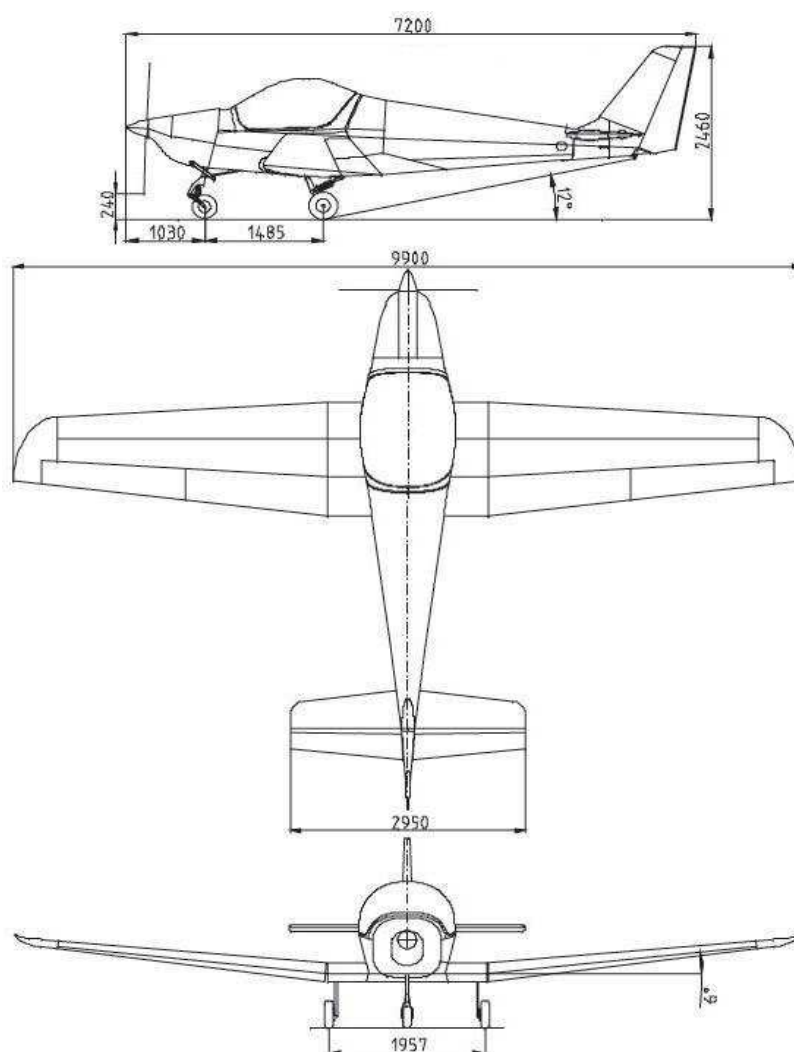
Obr. 16 Letoun Skyleader 500



Obr. 17 Interiér letounu Skyleader 500

2.1 POPIS KONSTRUKCE LETOUNU SKYLEADER 200

Skyleader 200 je celokovový dolnoplošník s tříkolovým zatahovacím podvozkem, klasickým uspořádáním ocasních ploch a sedadly vedle sebe. Laminátové díly se používají v konstrukci například pro motorové kryty, koncové oblouky křídel, překryt kabiny a v interiéru kabiny posádky. Pohonnou jednotku tvoří motory ROTAX 912 UL, 912 ULS a nebo 914 UL s výkony 80 až 115 koní. Vrtule se dodávají dvou či třílisté, na zemi nebo za letu stavitelné. Křídlo s celkovou plochou 11,85 metru čtverečního disponuje lichoběžníkovým půdorysem a je vybavené Fowlerovou klapkou. Klapka má dvě polohy, 10 a 35 stupňů, ovládána může být buď mechanicky, nebo elektricky. V každém křídle je integrovaná palivová nádrž, umístěná u kořene křídla v náběžné hraně. Palivové nádrže mají objem 2x32 litrů a je možné je rozšířit instalací přídatných nádrží o dalších 2x13 litrů paliva, na maximální celkový objem 90 litrů paliva. Podvozek letadla je zatahovací pomocí elektricky ovládaného mechanismu, všechna tři kola se sklápějí dozadu. Kola hlavního i předového podvozku jsou odpružena pouze gumovými bloky. V kabině posádky je umístěn mechanický ovladač nouzového otevření podvozku. LSA verze je vybavena pevným podvozkem. Brzda hlavního podvozku se ovládá pákou umístěnou na kniplu. [1]



Obr. 18 Muška letounu Skyleader 200 s pevným podvozkem [1]

2.2 TECHNICKÁ DATA LETOUNU SKYLEADER 200

Hmotnosti		UL
Maximální vzletová hmotnost		450 kg
Hmotnost prázdného letounu		282 kg
Max. hmotnost zavazadel v zavazadlovém prostoru		30 kg
Krajní přední centráž		20 %
Krajní zadní centráž		35 %
Maximální hmotnost paliva		46 kg
Křídlo		UL
Plocha křídla		11,85 m ²
Rozpětí křídla		9,90 m
Štíhlost křídla		7,78
VOP		UL
Plocha VOP		2,29 m ²
Rozpětí VOP		2,95 m
SOP		UL
Plocha SOP		1,18 m ²
Rozpětí SOP		1,35 m
Křídélko		UL
Poměrná hloubka křídélka		0,30
Rozpětí křídélka		1,80 m
Plocha křídélka		0,55 m ²
Výchylky křídélek (nahoru / dolů)		24°/16°
Klapka		UL
Poměrná hloubka klapky		0,29
Rozpětí klapky		1,80 m
Plocha klapky		0,70 m ²
Výchylky klapky (vzlet / přistání)		10°/35°
Rychlostní data		UL
Rychlost střemhlavého letu	V _D	290 km/h
Nepřekročitelná rychlost	V _{NE}	260 km/h
Cestovní rychlost	V _C	220 km/h
Návrhová obrátová rychlost	V _A	142 km/h
Pádová rychlost s klapkami	V _{S0}	50 km/h
Pádová rychlost bez klapek	V _{S1}	65 km/h
Provozní násobky při max. vzlet. hmot. 450 kg		UL
Maximální kladný násobek		+4
Maximální záporný násobek		-2
Podvozek		UL
Rozchod (pevný podvozek)		1,485 m
Rozvor (pevný podvozek)		1,957 m
Rozchod (zatahovací podvozek)		1,780 m
Rozvor (zatahovací podvozek)		1,700 m

Tab. 14 Technická data letounu Skyleader 200

Technická data letounu SKYLEADER 200 převzata z [1].

3 REMOTORIZACE LETOUNU SKYLEADER 200

Remotorizace letounu Skylader 200 spočívá ve výměně motoru ROTAX 912 UL s vrtulí SR 3000 za motor M 132 s vrtulí V 541.2.

3.1 MOTOR ROTAX 912 UL

Motor ROTAX 912 UL je čtyřválcový, čtyřtaktní motor, který má kapalinou chlazené hlavy válců a vzduchem chlazené válce, mazání se suchou skříní a olejovou nádrží na 3 l oleje, automatické vymezování ventilové vůle, dva karburátory s konstantním tlakem v difuzoru, palivové čerpadlo mechanické membránové, elektronické bezkontaktní dvou-okružové zapalování, elektrický startér a reduktor. [2]



Obr. 19 Motor ROTAX 912 UL [2]

ROTAX 912 UL	
Max. trvalý výkon	58 kW při 5500/min
Kroutící moment	103 Nm při 4800/min
Maximální otáčky	5800/min
Vrtání	79,5 mm
Zdvih	61 mm
Zdvihový objem	1211,2 cm ³
Kompresní poměr	9,0:1
Výkon generátoru	250 W při 5500/min
Napětí	13,5 V

Tab. 15 Parametry motoru ROTAX 912 UL

Technická data motoru ROTAX 912 UL převzata z [2].

3.2 VRTULE SR 3000

Vrtule SR 3000 je třílistá, nebo dvoulistá za letu elektricky stavitelná letecká vrtule smíšené konstrukce, určená pro motory ROTAX 912 UL (77 hp), ROTAX 912 S (100 hp) a ROTAX 914 UL (115 hp). Úhel nastavení listů je přestavován servomotorem ovládaným z kabiny a může být plynule měněn v rozsahu od minimálního úhlu určeného pro vzlet až po maximální úhel. Vrtule SR 3000 může být použita jako tažná i tlačná. Vrtule může pracovat buď v režimu ručního ovládní nebo automaticky jako vrtule stálých otáček.

Listy vrtule jsou zhotoveny z vrstveného jasanu nebo buku slepeného epoxidovým dvousložkovým lepidlem. Kořenová část listu je osazena duralovým nábojem který je opatřen ložisky, kluznými pouzdry a pojišťovacími kroužky, které společně zachycují axiální a radiální síly. Kužel se vyrábí ve dvou průměrech (237 mm a 270 mm) ze sklolaminátu. [3]



Obr. 20 Ukázka vrtule SR 3000 na letounu VL-3

SR 3000	
Maximální výkon	85 kW (115 hp)
Maximální otáčky vrtule	2650 /min
Počet listů	3 (2)
Průměr	1600, 1700, 1750 mm
Rozsah stavěných úhlů	prapor 90° standardní rozsah 12°

Tab. 16 Parametry vrtule SR 3000

Technická data vrtule SR 3000 převzata z [3].

3.3 MOTOR M 132

Motor M 132 A/AK je vzduchem chlazený invertní čtyřválec s vrtulí připevněnou prostřednictvím příruby na kuželový konec klikového hřídele. Je vybaven nízkotlakým vstřikovacím čerpadlem paliva a vypínatelným odstředivým kompresorem. Rozvod ventilů je proveden vačkovým hřídelem uloženým ve vačkových skříních upevněných na hlavách válců. Motor M 132 AK má olejový systém v akrobatickém provedení umožňující akrobacii včetně letu na zádech. [11]



Obr. 21 Motor M 132 [4]

M 132	
Počet válců	4
Max. trvalý výkon	80 kW
Max. otáčky	2700 /min
Zdvihový objem	3980 cm ³
Vrtání	105 mm
Zdvih	115 mm
Kompresní poměr	6,3:1

Tab. 17 Parametry motoru M 132

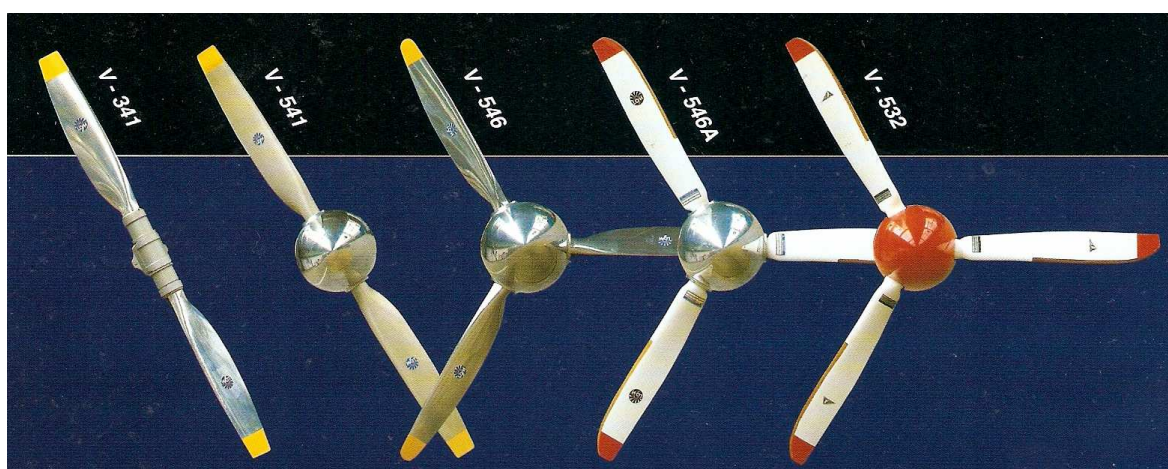
Technická data motoru M 132 převzata z [11].

3.4 VRTULE V 541.2

Jednou z možností je použití vrtule V 541.2 na motoru M 132.

Vrtule V 541.2 je hydraulická dvoulistá vrtule stálých otáček s polohou praporovou. Hydraulický servomechanismus vrtule pracuje jako dvojčinný s nepřeváženými listy na velký úhel pomocí závaží. Vrtule umožňuje přesunutí voliče otáček do praporové polohy při současném sepnutí elektrického obvodu praporovacího čerpadla.

Vrtulové listy jsou z kovaného duralu a do vrtulové hlavy jsou upevněny pomocí trapézového závitu. Vrtulová hlava se skládá z vlastního vrtulového náboje z kvalitní zušlechtěné oceli a uložení vrtulových listů. Servomechanismus je složen ze servoválce s pístem z kovaného duralu, nosné trubky z oceli a unášeče z ocelového výkovku. Vrtulový kryt se skládá ze zadního a předního krytu z duralového plechu. [5]



Obr. 22 Letecké vrtule řady V

V 541.2	
Počet listů	2
Maximální výkon	200 kW (268 hp)
Maximální otáčky vrtule	3000 min ⁻¹
Maximální průměr vrtule	2000 mm
Maximální rozsah stavění	102°

Tab. 18 Parametry vrtule V 541.2

Technická data vrtule V 541.2 převzata z [5].

4 HMOTNOSTNÍ ROZBOR

Dle předpisu UL2 je třeba dodržet maximální vzletovou hmotnost 450 kg. Zásadním hmotnostním zásahem je výměna motoru ROTAX 912 UL s vrtulí SR 3000 za motor M 132 s vrtulí V 541.2. Při výměně motoru a vrtule dojde k podstatnému zvýšení hmotnosti, kterou je třeba pomocí konstrukčních úprav snížit tak, abychom dodrželi maximální vzletovou hmotnost 450 kg. V Tab. 21 je uveden hmotnostní rozbor letounu Skyleader 200 bez konstrukčních úprav, s výměnou motoru a vrtule a s demontáží postradatelných komponent. Výchozí hmotností je prázdná hmotnost letounu, která činí 282 kg (viz. podklady z Jihlavan aeroplanes s.r.o.).

4.1 HMOTNOSTNÍ ROZBOR MOTORU ROTAX 912 UL

ROTAX 912 UL	
Motor s reduktorem	55,4 kg
Chladič oleje	0,50 kg
Chladič	1,00 kg
Prokluzová spojka	1,00 kg
Sací komora - Airbox	1,10 kg
Vzduchový filtr	0,15 kg
Výfuk	4,00 kg
Kryt rozvodu chlazeného vzduchu	0,80 kg
Vakuová pumpa	0,80 kg
Hydraulický regulátor	2,70 kg
Externí – přídatný generátor	3,00 kg
Usměrňovač	0,10 kg
Přístroj FLYDAT	0,50 kg
Přístroj RDAT	1,00 kg
Náplně motoru	3,00 kg
Palivové čerpadlo s ocelovým potrubím	0,20 kg
Celková hmotnost	75,25 kg

Tab. 19 Hmotnostní rozbor motoru ROTAX 912 UL

Hmotnostní data motoru ROTAX 912 UL převzata z [2].

4.2 HMOTNOSTNÍ ROZBOR VRTULE SR 3000

Dle [3] hmotnost třílisté vrtule SR 3000 činí **10,8 kg**.

4.3 HMOTNOSTNÍ ROZBOR MOTORU M 132

Suchá hmotnost motoru M 132	107 kg
Suchá hmotnost motoru již obsahuje	
2 x magneto 4 V	6,13 kg
Rampa P+L	1,135 kg
Vstřikovací čerpadlo	2,73 kg
Potrubí vedení paliva (včetně trysek)	0,285 kg
Jímka chlazení bez deflektorů se zadní stěnou	1,145 kg
Kinematika ovládání motoru	0,40 kg
2 x odkapávací ventil	0,05 kg
Úhlový náhon startéru	5,77 kg
Motorek spouštěče	2,94 kg
Víčko místo regulátoru otáček	0,13 kg
Víčko místo dynama a el. otáčkoměru (2 ks)	0,15 kg
Volitelné příslušenství	
Rozvaděč oleje úplný, včetně příruby	2,96 kg
Vrtulová příruba pro pevnou vrtuli	1,285 kg
Víčko tlakového ložiska s guferem	0,32 kg
Hydraulický ovladač oleje	1,0 kg
Trubky tlakového oleje	0,2 kg
Regulátor otáček	1,78 kg
Dynamo 600 W	5,43 kg
Náhon dynama s kolíbkou	0,81 kg
Elektrický otáčkoměr	0,455 kg
Náhon otáčkoměru	0,25 kg
Další příslušenství	
Náplně motoru	4,5 kg
Celková hmotnost motoru M 132	126 kg

Tab. 20 Hmotnostní rozbor motoru M 132

Hmotnostní rozbor motoru M 132 převzatý od vedoucího diplomové práce.

4.4 HMOTNOSTNÍ ROZBOR VRTULE V 541.2

Informace zaslané pracovníkem LOM Praha a.s :

Hmotnost kompletní samotné vrtule V 541.2 je 24 kg (úplná vrtulová hlava se servomechanismem, dva vrtulové listy a vrtulový kryt). Jde o vrtuli bez reverzování, ale s možností připojení praporování, kdy je nutno přičíst hmotnost praporovacího čerpadla a jeho připojení (2 kg). Uvedené hmotnosti jsou suché, bez motorového oleje v hydraulické instalaci vrtule (max. 1,9 kg). Hmotnosti ostatních částí vrtule jsou již započítány v hmotnosti motoru M 132. Konečná hmotnost vrtule V 541.2 se kterou se bude dále pracovat činí **27,9 kg**.

4.5 HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU SKYLEADER 200

Prázdná hmotnost letounu 282 kg					
původní části	kg	podsestavy	kg	výměna V demontáž D	kg
ROTAX 912 UL	75,25			M 132 V	126
SR 3000	10,8			V 541.2 V	27,9
sedačka L	4				
sedačka P	4				
sluchátka L	0,5				
sluchátka P	0,5			sluchátka P D	0,5
knipl L	0,85				
knipl P	0,85			knipl P D	1,0
bowdeny L	0,4				
bowdeny P	0,4			bowdeny P D	1,3
centroplán	28,3	hlavní nádrž	2,7	hlavní nádrž D	2,7
vnější křídla	52	přídavná nádrž L	1,4		
		přídavná nádrž P	1,4		
		klapka L	3,5		
		klapka P	3,5		
		křídélko L	3		
		křídélko P	3		
stabilizátor	6,5	výškovka L	1,7		
		výškovka P+servo	2,1		
kýl	2	směrovka	2		
pevný příd. podv.	6				
pevný hlavní podv.	15				
hmotnost bez pilota (77kg), pasažéra (77 kg) a paliva					344
hmotnost bez paliva					498

Tab. 21 Hmotnostní rozbor letounu Skyleader 200

Hmotnostní údaje převzaty od výrobce letounu (Jihlavan Aeroplanes a.s.). Zároveň bylo využito srovnání s letounem EV-97 EUROSTAR (hmotnost kniplů a bowdenů).

Výpočet byl proveden tak, že k prázdné hmotnosti letounu byl připočítán přírůstek hmotnosti daný výměnou motoru a vrtule. Dále byly připočítány hmotnosti pilota a pasažéra a odečtena hmotnost postradatelných komponent, které byly demontovány (pravé řízení, sluchátka a hlavní nádrž).

Zhodnocení hmotnostního rozboru

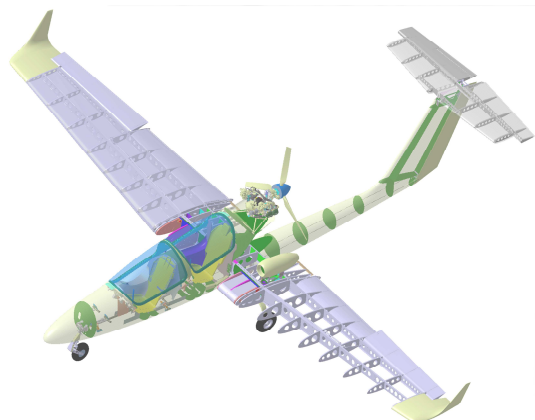
Z výsledků hmotnostního rozboru vyplývá, že výměnou motoru ROTAX 912 UL s vrtulí SR 3000 za motor M 132 s vrtulí V 541.2, demontáží pravého řízení a hlavní nádrže z centroplánu činí maximální vzletová hmotnost 498 kg (bez paliva, s pilotem a pasažérem). Proto je nutné provést takové konstrukční úpravy, které sníží maximální vzletovou hmotnost letounu na 450 kg danou předpisem UL2.

5 KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KE SNÍŽENÍ HMOTNOSTI

Hlavním cílem konstrukčních úprav je snížení maximální vzletové hmotnosti letounu na 450 kg, což je hmotnost daná předpisem UL2. Největší zásah bude do konstrukce trupu. Přední část trupu bude upravena z hlediska požadované výměny motoru ROTAX 912 UL na motor M 132. Předpokladem největší úspory hmotnosti je úprava střední části trupu. Ke změně konstrukce dojde i na kornoutu a centroplánu. Ocasní plochy a vnější křídla zůstanou zachovány s výjimkou přechodu křídla na průběžné.

5.1 ZMĚNY KONSTRUKCE TRUPU

První a zároveň zásadní konstrukční změnou trupu je výměna kovové střední části trupu letounu Skyleader 200 za kompozitovou střední část trupu letounu VUT 001 MARABU. Zde se dá očekávat úspora hmotnosti díky výhodným fyzikálním vlastnostem kompozitu. Další výhodou je návaznost na kapotáž vyměněného motoru M 132. Dojde ke změně umístění sedaček, které místo vedle sebe budou za sebou. Druhou konstrukční změnou trupu je změna designu kapotáže motoru, jelikož došlo k výměně motoru ROTAX 912 UL za motor M 132. Třetí konstrukční změnou je změna konstrukce kornoutu, který bude upraven tak, aby plynule navazoval na vyměněnou střední část trupu.



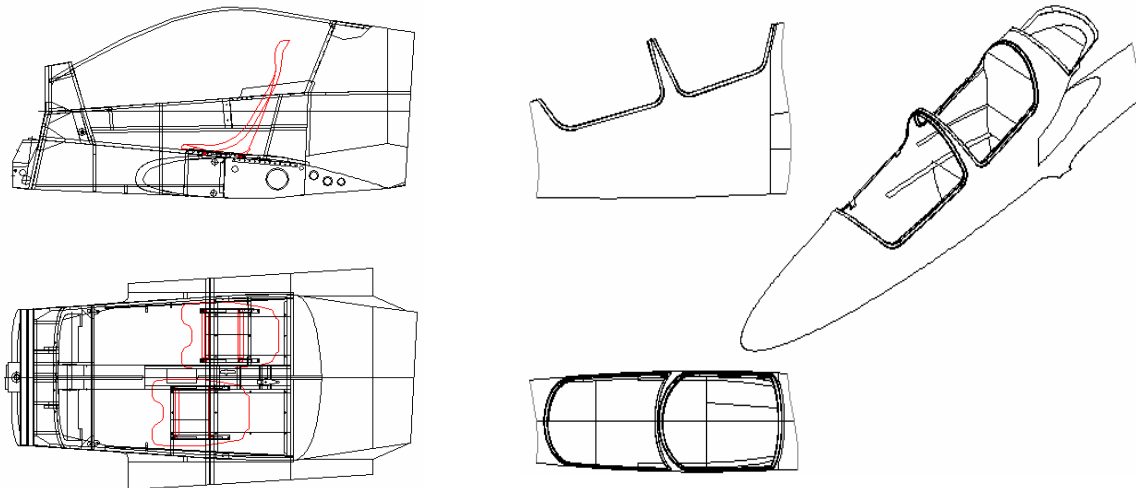
Obr. 23 Letoun VUT 001 MARABU



Obr. 24 Kompozitový trup letounu VUT 001 MARABU

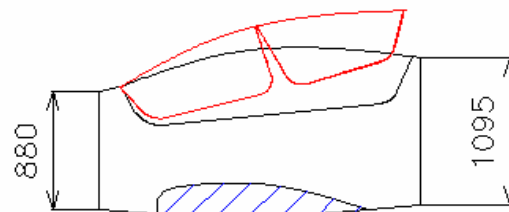
5.1.1 ZMĚNA KONSTRUKCE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU

Pro snížení hmotnosti střední části trupu byla použita kompozitová střední část trupu letounu VUT 001 MARABU s následujícími úpravami (viz. Obr. 27). Konstrukčně byl vyřešen průchod průběžného křídla. Překryt kabiny byl řešen jako jednoduchý, bez střední výztuhy. Došlo ke změně jeho sklonu oproti původnímu sklonu letounu VUT 001 MARABU (viz. Obr. 26). Obr. 25 znázorňuje původní kovovou střední část trupu letounu Skyleader 200 (vlevo) a vyměněnou střední část trupu letounu VUT 001 MARABU (vpravo).

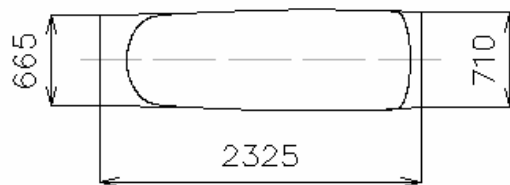


Obr. 25 Střední část trupu letounu Skyleader 200 (vlevo) a letounu VUT 001 MARABU (vpravo)

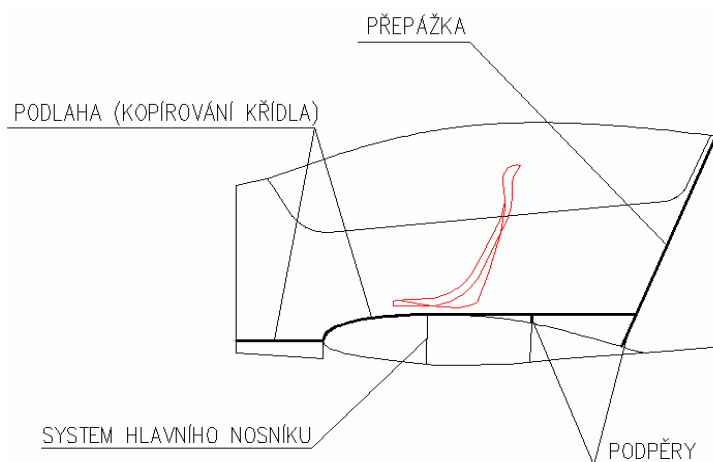
PŮVODNÍ KONFIGURACE ZASKLENÍ LETOUNU VUT 001 MARABU



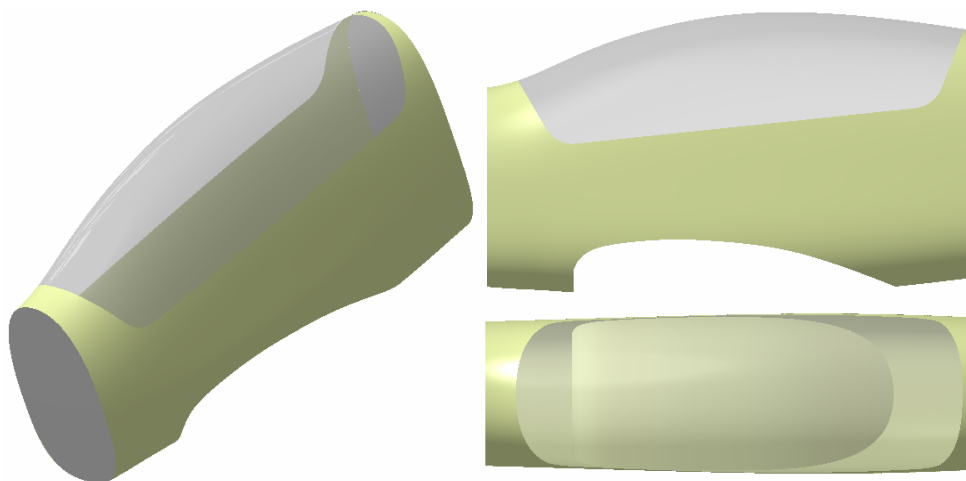
VÝŘEZ PRO PRŮBĚŽNÉ KŘÍDLO



Obr. 26 Střední část trupu letounu VUT 650 TRAKTOR



Obr. 27 Konstrukce střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR

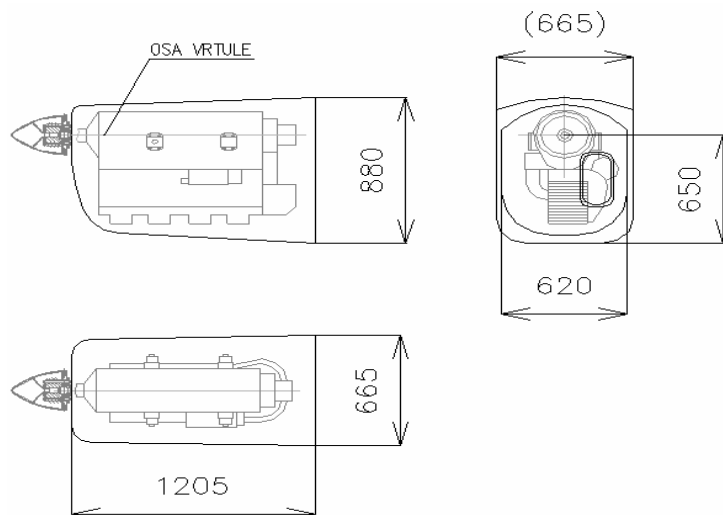


Obr. 28 Model střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR (CATIA V5R17)

5.1.2 ZMĚNA KONSTRUKCE PŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU

Jelikož došlo k remotorizaci letounu, je nutné upravit přední část trupu tak, aby úprava vyhovovala jak z hlediska rozměrů motoru M 132, tak z hlediska návaznosti na střední část trupu letounu VUT 650 TRAKTOR (viz. Obr. 29).

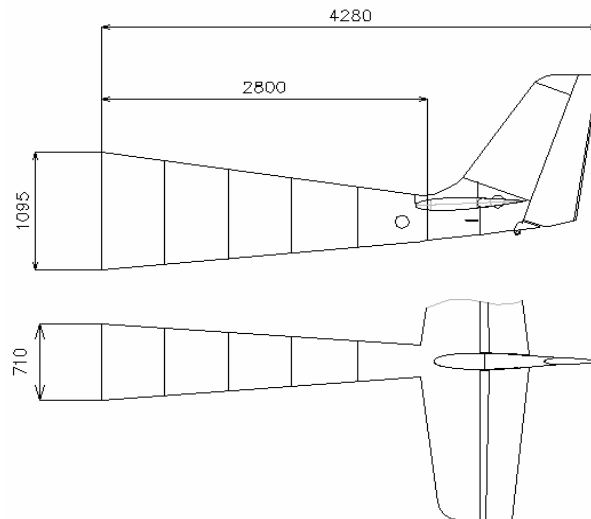
Přední část trupu byla navržena za pomoci výkresové dokumentace motoru M 132. Bylo nutno zachovat rozměry potřebné k zástavbě motoru M 132 a jeho částí a montážní rozměry.



Obr. 29 Přední část trupu letounu VUT 650 TRAKTOR

5.1.3 ZMĚNA KONSTRUKCE KORNOUTU

Rozměry kornoutu byly upraveny tak, aby kornout plynule navazoval na střední část trupu letounu VUT 650 TRAKTOR. Poloha a rozměry ocasních ploch zůstaly totožné jako u letounu Skyleader 200 (viz. Obr. 30).

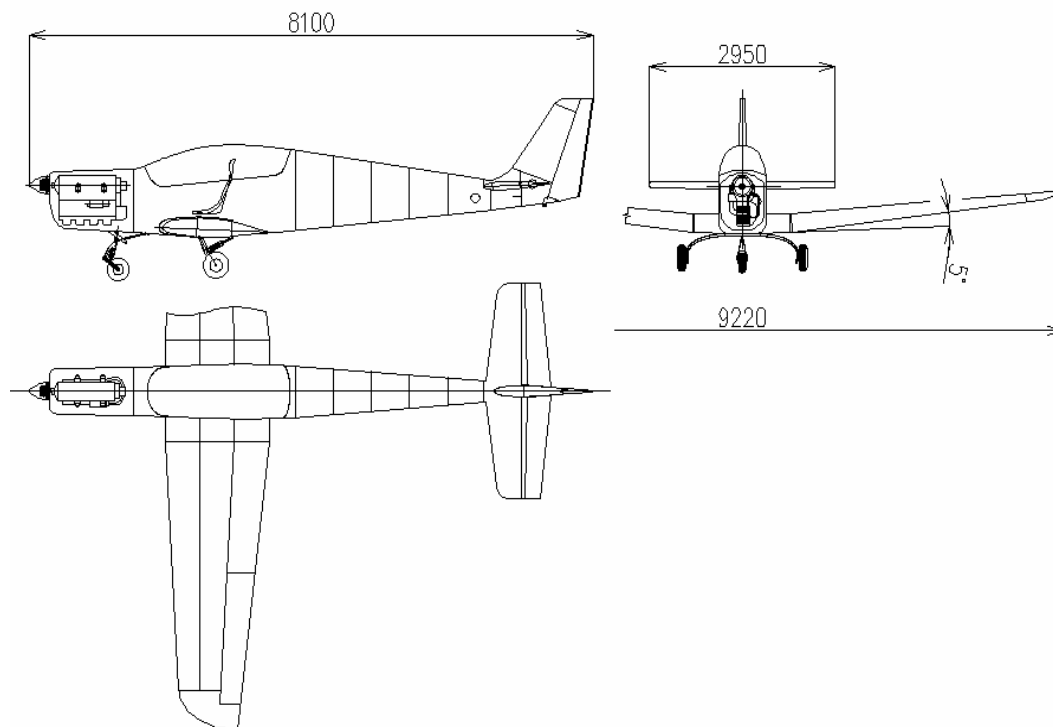


Obr. 30 Kornout a ocasní plochy letounu VUT 650 TRAKTOR

5.2 ZMĚNA KONSTRUKCE CENTROPLÁNU

Změna konstrukce centropoplánu spočívá ve zkrácení centropoplánu o úsek odpovídající rozdílu šířky původní a upravené kabiny, tzn. zkrácení z 2 m na 1,4 m. Taktéž dojde k demontáži palivové nádrže z centropoplánu.

5.3 NÁVRH KONSTRUKCE LETOUNU VUT 650 TRAKTOR



Obr. 31 Návrh konstrukce letounu VUT 650 TRAKTOR

6 HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU VUT 650 TRAKTOR

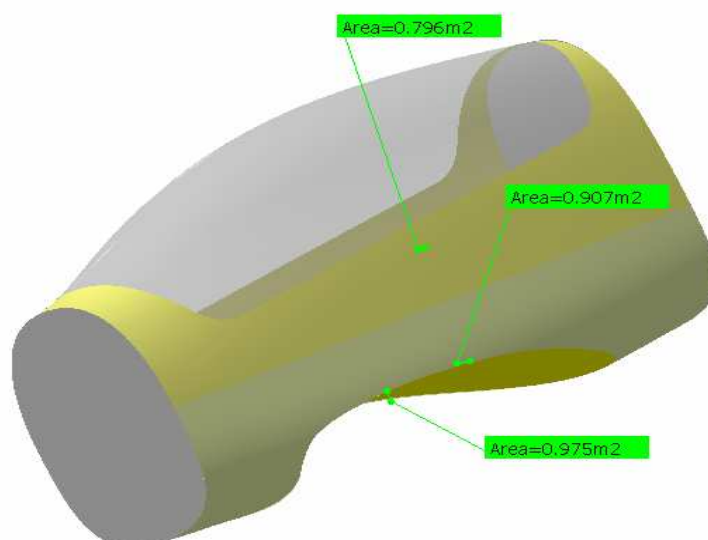
Při stanovení hmotnosti jednotlivých konstrukčních celků letounu VUT 650 TRAKTOR se vycházelo z:

- podklady z Jihlavan Aeroplanes s.r.o.
- srovnání s letounem EV-97 EUROSTAR, VUT 001 MARABU, SKYLEADER 200 a JA-600
- domluva s vedoucím diplomové práce
- využití programu CATIA V5R17
- výrobce (ROTAX 912 UL, M 132, SR 3000, V 541.2)

Je třeba mít na vědomí, že odhady hmotností se mohou lišit.

6.1 HMOTNOSTNÍ ROZBOR STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU

Jak již bylo řečeno, zde se předpokládá největší úspora hmotnosti z toho důvodu, že materiál střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR (kompozit) má menší měrnou hmotnost než dural. V Tab. 22 je uvedené složení a s využitím programu CATIA V5R17 (viz. Obr. 32) odhadnutá hmotnost střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR (bez zasklení). Je třeba mít na vědomí, že se jedná o hmotnost potahu střední části trupu.



Obr. 32 Odhad hmotnosti střední části trupu dle programu CATIA V5R17

	měrná hmotnost [kg/m ³]	plocha [m ²]	odh. hmotnost [kg]
laminát (tl. 0,86 mm)	1660	4,38	6,25
herex (tl. 5 mm)	50	4,38	1,00
			7,25

Tab. 22 Hmotnostní rozbor střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR

Odhad hmotnosti potahu střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR pomocí programu CATIA V5R17 činí 7,25 kg. V Tab. 23 je odhad hmotností částí letounu VUT 001 MARABU převzatý od studentů doktorského studia Leteckého ústavu VUT v Brně.

Skupina	Pořadí	Položka	m(kg)	X (mm)	Y(mm)	Ix(kg.mm)	Iy(kg.mm)
Konstrukce draku	21	Vnější křídla	57	3370	950	192090	54150
	22	Křídélka	0			0	0
	23	Ovládání křidélek	0			0	0
	24	Vztlakové klapky	0			0	0
	25	Koncové oblouky	2	3350	1000	6700	2000
	26	Nádrže vnější k.	4	3050	900	12200	3600
	27	Centropoplán	23	3530	900	81190	20700
	28	Nádrže centropoplán.	3,8	3050	900	11590	3420
	29	Trup po zadní sedačku	25	2500	900	62500	22500
	30	Hlavní přepážka	3,25	3280	940	10660	3055
	31	Střední část trupu	8	3600	900	28800	7200
	32	Zasklení I	8	2150	1290	17200	10320
	33	Zasklení II	8	2800	1390	22400	11120
	34	Trup. kornout	9	5100	750	45900	6750
	35	Mot. přepážka	3	3800	1100	11400	3300
	36	SOP - kýl	6	7050	1600	42300	9600
	37	SOP - kormidlo	2,5	7450	1600	18625	4000
	38	VOP - stabilizátor	8	7390	2440	59120	19520
	39	VOP - kormidlo	3,5	7740	2440	27090	8540
	41	Hlavní podvozek - nohy	5	3660	400	18300	2000
	42	Kola hl. podvozku	9,8	3660	180	35868	1764
	43	Přídový podvozek - noha	4	740	350	2960	1400
	44	Kolo př. podvozku	1,85	820	130	1517	240,5
	51	Řízení	4	3550	800	14200	3200
	61	Nátěr	15	3400	900	51000	13500
	62	Balast	10	3400	800	34000	8000
	63	Motor JT100	0	3350	1200	0	0

Tab. 23 Hmotnostní rozbor letounu VUT 001 MARABU

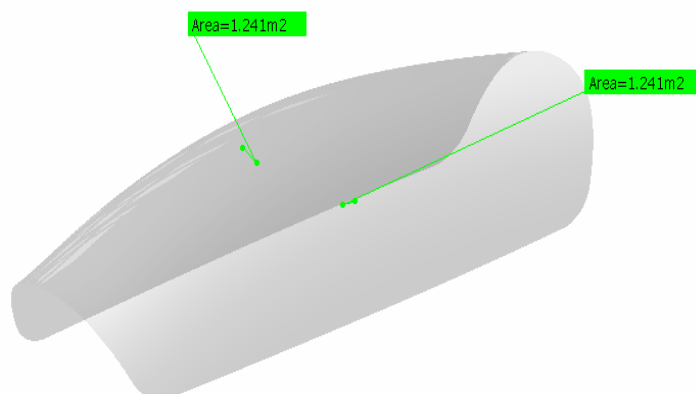
Po srovnání obou odhadnutých hmotností a po dohodě s vedoucím diplomové práce byla stanovena odhadnutá hmotnost střední části trupu letounu VUT 650 TRAKTOR na hodnotu **10 kg**.

6.2 HMOTNOSTNÍ ROZBOR OSTATNÍCH ČÁSTÍ

Odhad hmotnosti zasklení (překrytu kabiny)

Pomocí programu CATIA V5R17 (viz. Obr. 33) a dle vzorce (1) byla stanovena hmotnost zasklení (tl. 5 mm, materiál PMMA – polymethylmethakrylát s hustotou $1,19 \text{ g/cm}^3$, $S = 2,482 \text{ m}^2$) na hodnotu **15 kg**.

$$m = \rho \cdot S \cdot t = 1190 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot 2,482 \text{ m}^2 \cdot 0,005 \text{ m} = 15 \text{ kg} \quad (1)$$



Obr. 33 Odhad hmotnosti zasklení (překrytu kabiny) dle programu CATIA V5R17

Odhad hmotnosti maximálního množství paliva v integrálních nádržích

Pro 30 l (objem integrálních nádrží) paliva AVGAS 100 LL s hustotou 0,72 kg/l byla dle vzorce (2) vypočtena hmotnost maximálního množství paliva v integrálních nádržích **22 kg**.

$$m = \rho \cdot V = 0,72 \text{ kg} \cdot \text{l}^{-1} \cdot 30 \text{ l} = \underline{22 \text{ kg}} \quad (2)$$

Hmotnostní rozbor letounu VUT 650 TRAKTOR

položka	m [kg]	položka	m [kg]
motor M 132 (bez náplní)	121,5	křídélka	4,5
motor ROTAX 912 UL (bez náplní)	72,25	střední část trupu	10
vtule SR 3000	10,8	zasklení	15
vtule V 541,2	27,9	přední palubní deska	4
motorové lože ROTAX	2	sedačka	4
motorové lože M 132	4	vnitřní vybava	5
kapotáž	4	zavazadlový prostor	2
náplně motoru M 132	4,5	řízení v trupu	3
náplně motoru ROTAX	3	kornout	10
baterie	5	vodorovné plochy	8
předový podvozek	6	kýl	2
hlavní podvozek	15	směrovka	2
vnější křídla	46	vlečné zařízení	2
centroplán	15	zadní část trupu	3
klapky	5,5	požární stěna	2

Tab. 24 Výčet dílčích hmotností letounu VUT 650 TRAKTOR

Stanovené hmotnosti dílčích částí letounu VUT 650 TRAKTOR jsou důležitými parametry pro pokračování hmotnostního rozboru letounu VUT 650 TRAKTOR, tj. výpočet centrází, pro něž je vyhrazena následující kapitola.

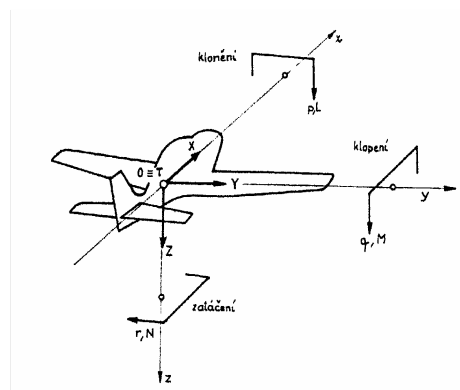
7 VÝPOČET CENTRÁŽÍ LETOUNU VUT 650 TRAKTOR

Poloha těžiště a rozsah možných centrání hraje mimořádnou roli v otázkách stability a říditelnosti a rozhoduje vůbec o bezpečnosti provozu letounu. Proto již v průběhu předběžného návrhu letounu se na základě odhadu hmotností všech částí letounu provádí výpočet polohy těžiště. A to nejen v základní letové konfiguraci, ale ve všech možných konfiguracích a kombinacích uspořádání celkového nákladu s cílem nalézt přední i zadní mezní centrání a tím i rozsah centrání. [16]

Jelikož došlo ke změně konstrukce centrolánu, tzn. zkrácení centrolánu ve směru osy y (ve směru křídla), je třeba určit novou polohu a délku střední aerodynamické tětiny křídla.

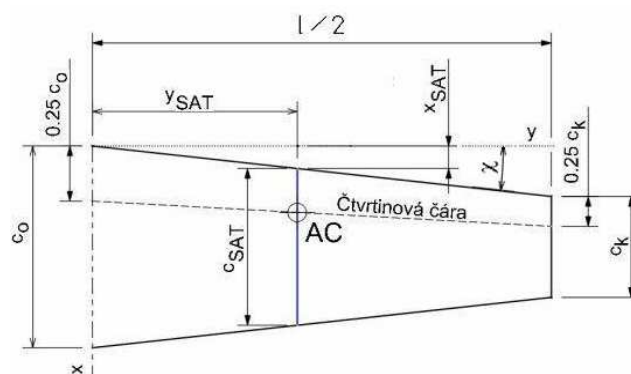
7.1 VÝPOČET CENTRÁŽÍ OBECNĚ

Pro výpočet hmotnostních charakteristik se zavádí pravouhlá souřadnicová soustava pevně spojená s letounem, zvaná letadlová souřadnicová soustava (viz. Obr. 34).



Obr. 34 Letadlová souřadnicová soustava [6]

Jednou ze základních charakteristik udávající rozložení nějaké hmoty je poloha jejího těžiště. Je zvykem ji udávat v procentech hloubky střední aerodynamické tětiny křídla (viz. Obr. 35).



Obr. 35 Střední aerodynamická tětina křídla [7]

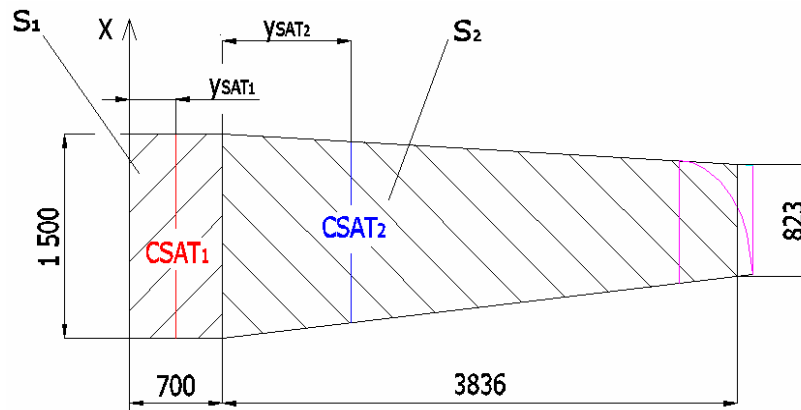
Letoun se rozdělí na řadu hmotných prvků o tíhách m_i , určí se vzdálenost x_i , resp. z_i jejich těžišť od zvolené pomocné souřadnicové soustavy a z momentové rovnováhy se vypočítá vzdálenost těžiště letounu od těchto os.

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (3)$$

7.2 URČENÍ STŘEDNÍ AERODYNAMICKÉ TĚTIVY KŘÍDLA

Střední aerodynamická tětva křídla, SAT ve zkratce (nebo Mean Aerodynamic Chord, MAC) je tětva procházející těžištěm půdorysu jedné z polovin nosné plochy křídla. [7]

7.2.1 URČENÍ DÉLKY STŘEDNÍ AERODYNAMICKÉ TĚTIVY KŘÍDLA



Obr. 36 Určení délky střední aerodynamické tětivy křídla

Při určení délky střední aerodynamické tětivy se rozdělí křídlo na část obdélníkovou (centroplán) a část lichoběžníkovou (vnější křídlo). Délku střední aerodynamické tětivy centroplánu je možné určit přímo (viz. Obr. 36), kdy $c_{SAT1} = 1,5$ m. Délka střední aerodynamické tětivy vnějšího křídla se určí dle vztahu (4).

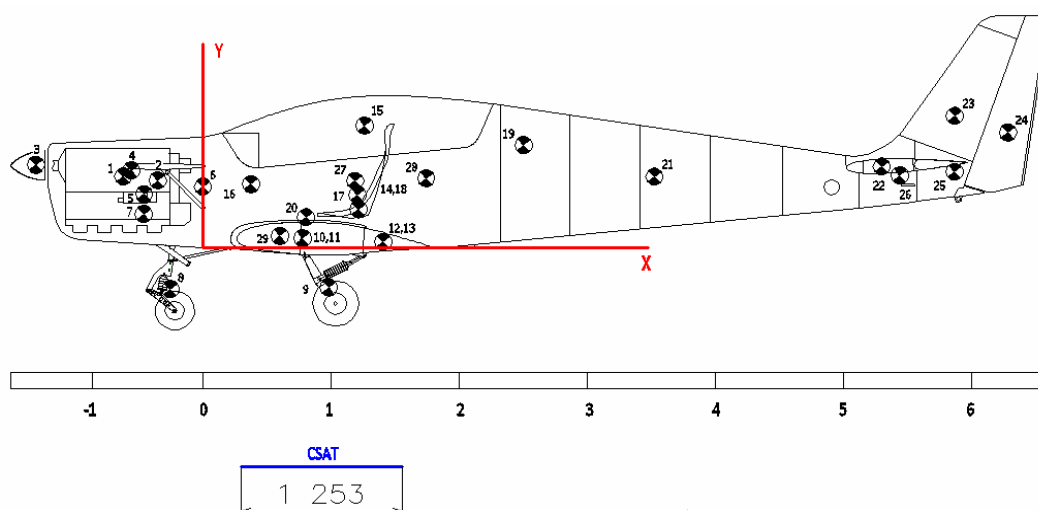
$$c_{SAT2} = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_0^2 + c_0 \cdot c_k + c_k^2}{c_0 + c_k} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1,5^2 \text{ m}^2 + 1,5 \text{ m} \cdot 0,823 \text{ m} + 0,823^2 \text{ m}^2}{1,5 \text{ m} + 0,823 \text{ m}} = \underline{1,1944 \text{ m}} \quad (4)$$

Dle vztahu (5) se určí délka střední aerodynamické tětivy křídla.

$$c_{SAT} = \frac{c_{SAT1} \cdot S_1 + c_{SAT2} \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{1,5 \text{ m} \cdot 1,05 \text{ m}^2 + 1,1944 \text{ m} \cdot 4,4555 \text{ m}^2}{1,05 \text{ m}^2 + 4,4555 \text{ m}^2} = \underline{1,253 \text{ m}} \quad (5)$$

S přispěním grafické metody a výpočtem byla určena hloubka střední aerodynamické tětivy křídla **1,253 m**.

7.3 VÝPOČET CENTRÁŽÍ S MOTOREM M 132



Obr. 38 Výpočet centrů s motorem M 132

Položka č.	komponenta	m_i [kg]	x_i [m]	$m_i \cdot x_i$	y_i [m]	$m_i \cdot y_i$
1	motor M 132 (bez náplně)	121,5	-0,62	-75,33	0,56	68,04
2	motorové lože M 132	4	-0,35	-1,40	0,53	2,12
3	vtřelice V 541,2	27,9	-1,30	-36,27	0,65	18,135
4	kapotáž	4	-0,56	-2,24	0,61	2,44
5	náplně motoru	4,5	-0,46	-2,07	0,42	1,89
6	požární stěna	2	0	0	0,48	0,96
7	baterie	5	-0,46	-2,30	0,26	1,30
8	přídový podvozek	6	-0,25	-1,50	-0,33	-1,98
9	hlavní podvozek	15	0,97	14,55	-0,33	-4,95
10	vnější křídla	46	0,78	35,88	0,072	3,312
11	centroplán	15	0,78	11,70	0,072	1,08
12	klapky	5,5	1,41	7,755	0,044	0,242
13	křídélka	4,5	1,41	6,345	0,044	0,198
14	střední část trupu	10	1,21	12,10	0,41	4,10
15	zasklení	15	1,26	18,90	0,96	14,40
16	přední palubní deska	4	0,37	1,48	0,50	2,00
17	sedačka	4	1,21	4,84	0,30	1,20
18	vnitřní výbava	5	1,21	6,05	0,41	2,05
19	zavazadlový prostor	2	2,50	5,00	0,81	1,62
20	řízení v trupu	3	0,80	2,40	0,24	0,72
21	kornout	10	3,52	35,20	0,56	5,60
22	vodorovné plochy	8	5,30	42,40	0,64	5,12
23	kýl	2	5,90	11,80	1,04	2,08
24	směrové kormidlo	2	6,28	12,56	0,91	1,82
25	vlečné zařízení	2	5,86	11,72	0,60	1,20
26	zadní část trupu	2	5,44	10,88	0,57	1,14
27	pilot	proměn.	1,18	proměn.	0,53	proměn.
28	pasážér	proměn.	1,69	proměn.	0,53	proměn.
29	palivo	proměn.	0,60	proměn.	0,09	proměn.
	SUMA					

Tab. 25 Výčet hmotností a poloh jednotlivých hmot letounu VUT 650 TRAKTOR

Jelikož se jedná o letoun pro vlečení, je předpokladem let pouze s pilotem, proto jedna sedačka umístěná v letadle. Výpočet centrází je proveden dle požadavků předpisu i s pasažérem. Pouze sedačka bude řešena jako jednoduchá (zanedbána), demontážní.

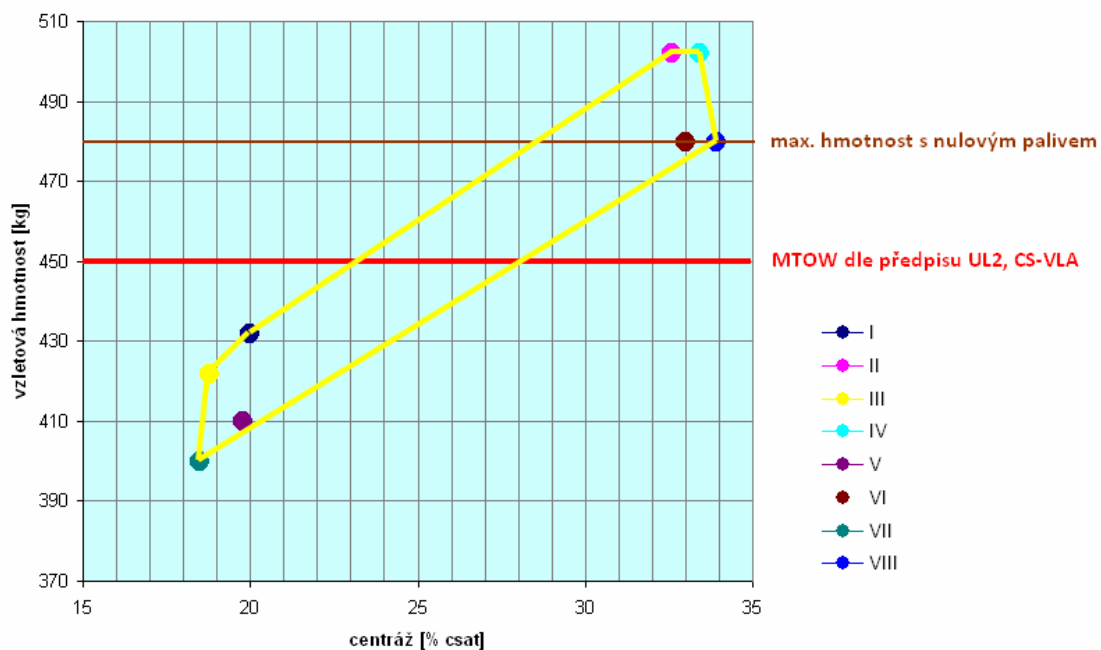
Pro výpočet centrází byla zvolena nová souřadnicová soustava (viz. Obr. 38).

č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	X_{CSAT} [% CSAT]
I.	m_{empty} + pilot (80 kg) + max. palivo (22 kg)	431,9	20,0
II.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg) + max. palivo (22 kg)	501,9	32,6
III.	m_{empty} + pilot (70 kg) + max. palivo (22 kg)	421,9	18,8
IV.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg) + max. palivo (22 kg)	501,9	33,4
V.	m_{empty} + pilot (80 kg)	409,9	19,8
VI.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg)	479,9	33,0
VII.	m_{empty} + pilot (70 kg)	399,9	18,5
VIII.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg)	479,9	33,9

Tab. 26 Centráže pro různé konfigurace s motorem M 132

č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	Y_T [m]
I.	m_{empty} + pilot (80 kg) + max. palivo (22 kg)	431,9	0,42
II.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg) + max. palivo (22 kg)	501,9	0,43
III.	m_{empty} + pilot (70 kg) + max. palivo (22 kg)	421,9	0,41
IV.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg) + max. palivo (22 kg)	501,9	0,43
V.	m_{empty} + pilot (80 kg)	409,9	0,43
VI.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg)	479,9	0,45
VII.	m_{empty} + pilot (70 kg)	399,9	0,43
VIII.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg)	479,9	0,45

Tab. 27 Poloha těžiště v ose (y) pro různé konfigurace s motorem M 132



Obr. 39 Obálka centrází s motorem M 132

Výpočet centrází proveden v programu Microsoft Excel.

Proměnné hmotnosti pilota a pasažéra jsou navrženy po dohodě s vedoucím diplomové práce.

Aby bylo možné dosáhnout vhodného rozmezí centrází s motorem M 132 a vrtulí V 541.2, bylo potřeba zvolit správnou polohu křídla. Dalším opatřením bylo umístění pilota v dostatečné vzdálenosti od motorové přepážky a umístění pasažéra co nejbližší k pilotovi. Při výpočtu centrází byly zvoleny konfigurace s maximálním množstvím paliva a s nulovým palivem (bez paliva). Nulové palivo bylo zvoleno proto, aby se zvětšil hmotnostní rozsah paliva, jelikož rozdíl maximálního množství paliva a množství paliva na 30 min letu je zanedbatelný.

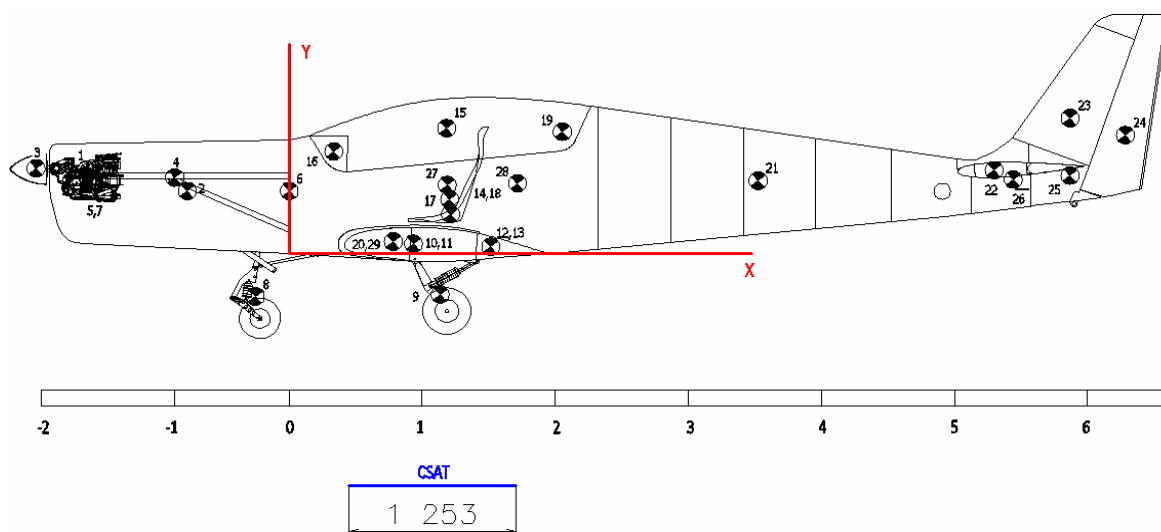
Zhodnocení:

Při aerovleku (pilot) se předpokládá krajní centráž kolem 20 % CSAT, čehož bylo dosaženo, avšak hlavním cílem bylo dosažení maximální vzletové hmotnosti (i s pasažérem) dle předpisu UL2 450 kg s motorem M 132 a vrtulí V 541.2, což nebylo splněno. Proto **navržená pohonná jednotka není vhodná pro letoun VUT 650 TRAKTOR, jelikož nelze splnit požadavek předpisu UL2.**

V následující kapitole je proveden výpočet centrází s motorem ROTAX 912 UL a vrtulí SR 3000. Je potřeba nalézt takovou polohu motoru ROTAX 912 UL, aby bylo dosaženo vhodného rozmezí centrází se stejnou polohou křídla jako při výpočtu centrází s motorem M 132 a vrtulí V 541.2. Na druhé straně bude uveden výpočet centrází s motorem ROTAX 912 UL a vrtulí SR 3000, kdy se bude hledat nová poloha křídla, abychom dostali vhodné rozmezí centrází s typickou (běžnou) polohou motoru ROTAX 912 UL.

7.4 VÝPOČET CENTRÁŽÍ S MOTOREM ROTAX 912 UL

7.4.1 HLEDÁNÍ VHODNÉ POLOHY MOTORU



Obr. 40 Výpočet centrází s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy motoru)

Položka č.	komponenta	m_i [kg]	x_i [m]	$m_i \cdot x_i$	y_i [m]	$m_i \cdot y_i$
1	ROTAX 912 UL (bez náplní)	72,25	-1,51	-109,09	0,56	40,46
2	motorové lože ROTAX	5	-0,77	-3,85	0,48	2,40
3	vrtule SR 3000	10,8	-1,90	-20,52	0,65	7,02
4	kapotáž	7	-0,86	-6,02	0,58	4,06
5	náplně motoru	3	-1,50	-4,50	0,49	1,47
6	požární stěna	2	0	0	0,48	0,96
7	baterie	5	-1,50	-7,50	0,49	2,45
8	příďový podvozek	6	-0,25	-1,50	-0,33	-1,98
9	hlavní podvozek	15	0,97	14,55	-0,33	-4,95
10	vnější křídla	46	0,78	35,88	0,072	3,312
11	centroplán	15	0,78	11,70	0,072	1,08
12	klapky	5,5	1,41	7,755	0,044	0,242
13	křídélka	4,5	1,41	6,345	0,044	0,198
14	střední část trupu	10	1,21	12,10	0,41	4,10
15	zasklení	15	1,26	18,90	0,96	14,40
16	přední palubní deska	4	0,37	1,48	0,50	2,00
17	sedačka	4	1,21	4,84	0,30	1,20
18	vnitřní výbava	5	1,21	6,05	0,41	2,05
19	zavazadlový prostor	2	2,50	5,00	0,81	1,62
20	řízení v trupu	3	0,80	2,40	0,24	0,72
21	kornout	10	3,52	35,20	0,56	5,60
22	vodorovné plochy	8	5,30	42,40	0,64	5,12
23	kýl	2	5,90	11,80	1,04	2,08
24	směrové kormidlo	2	6,28	12,56	0,91	1,82
25	vlečné zařízení	2	5,86	11,72	0,60	1,20
26	zadní část trupu	2	5,44	10,88	0,57	1,14
27	pilot	proměn.	1,18	proměn.	0,53	proměn.
28	pasažér	proměn.	1,69	proměn.	0,53	proměn.
29	palivo	proměn.	0,60	proměn.	0,09	proměn.
	SUMA					

Tab. 28 Výčet hmotností a poloh jednotlivých hmot letounu VUT 650 TRAKTOR

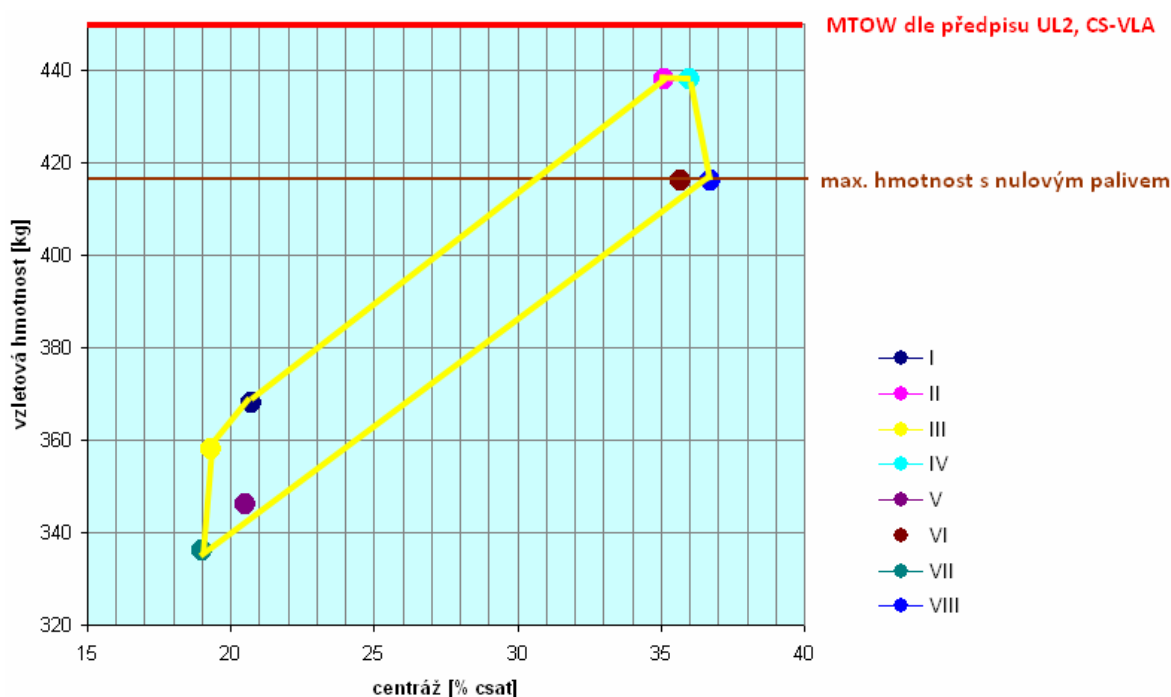
č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	X_{CSAT} [% CSAT]
I.	$m_{empty} + \text{pilot (80 kg)} + \text{max. palivo (22 kg)}$	368,05	20,7
II.	$m_{empty} + \text{pilot (80 kg)} + \text{pasažér (70 kg)} + \text{max. palivo (22 kg)}$	438,05	35,1
III.	$m_{empty} + \text{pilot (70 kg)} + \text{max. palivo (22 kg)}$	358,05	19,3
IV.	$m_{empty} + \text{pilot (70 kg)} + \text{pasažér (80 kg)} + \text{max. palivo (22 kg)}$	438,05	36,0
V.	$m_{empty} + \text{pilot (80 kg)}$	346,05	20,5
VI.	$m_{empty} + \text{pilot (80 kg)} + \text{pasažér (70 kg)}$	416,05	35,7
VII.	$m_{empty} + \text{pilot (70 kg)}$	336,05	19,0
VIII.	$m_{empty} + \text{pilot (70 kg)} + \text{pasažér (80 kg)}$	416,05	36,7

Tab. 29 Centráže pro různé konfigurace s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy motoru)

Pozn. Odhadnuté hmotnosti motorových loží a kapotáže motoru ROTAX 912 UL této kapitoly jsou odlišné od odhadnutých hmotností těchto komponent (viz. Tab. 24, str. 39), jelikož se jedná o netypickou polohu motoru ROTAX 912 UL.

č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	Y_T [m]
I.	m_{empty} + pilot (80 kg) + max. palivo (22 kg)	368,05	0,39
II.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg) + max. palivo (22 kg)	438,05	0,41
III.	m_{empty} + pilot (70 kg) + max. palivo (22 kg)	358,05	0,39
IV.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg) + max. palivo (22 kg)	438,05	0,41
V.	m_{empty} + pilot (80 kg)	346,05	0,41
VI.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg)	416,05	0,43
VII.	m_{empty} + pilot (70 kg)	336,05	0,40
VIII.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg)	416,05	0,43

Tab. 30 Poloha těžiště v ose (y) pro různé konfigurace s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy motoru)



Obr. 41 Obálka centrází s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy motoru)

Výpočet centrází proveden v programu Microsoft Excel.

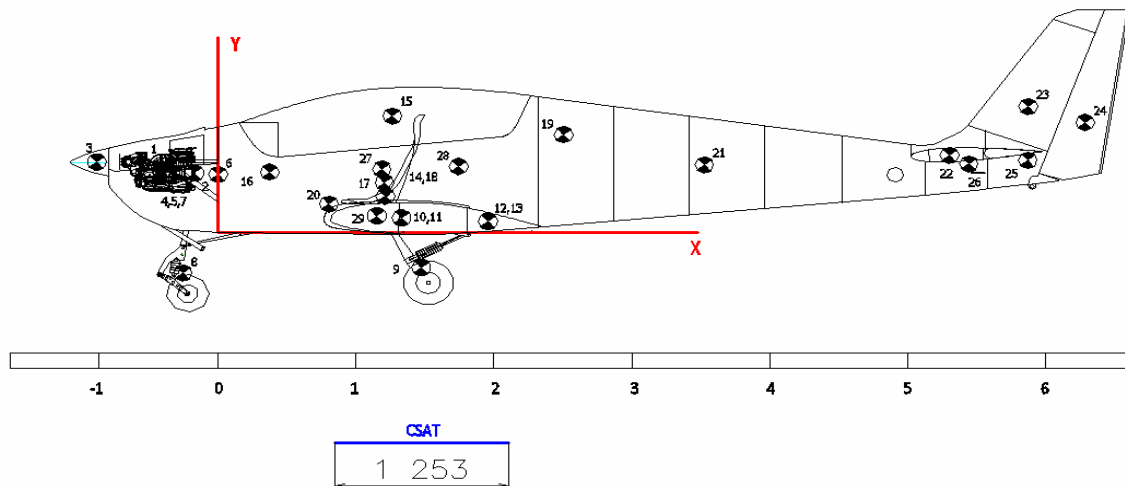
Proměnné hmotnosti pilota a pasažéra jsou navrženy po dohodě s vedoucím diplomové práce.

Byla nalezena poloha motoru ROTAX 912 UL **1,51 m od motorové přepážky** se zachováním polohy křídla uvedená při výpočtu centrází s motorem M 132, která zaručí rozsah centrází od 19 % CSAT do 36,7 % CSAT.

V další podkapitole je uveden výpočet centrází s motorem ROTAX 912 UL a vrtulí SR 3000, kdy se hledá vhodná poloha křídla s typickou (běžnou) polohou motoru.

Na rozdíl od motoru M 132 je motor ROTAX 912 UL vhodným motorem pro letoun VUT 650 TRAKTOR, jelikož je možné splnit předpis UL2.

7.4.2 HLEDÁNÍ VHODNÉ POLOHY KŘÍDLA



Obr. 42 Výpočet centrží s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy křídla)

Položka č.	komponenta	m_i [kg]	x_i [m]	$m_i \cdot x_i$	y_i [m]	$m_i \cdot y_i$
1	ROTAX 912 UL (bez náplní)	72,25	-0,42	-30,35	0,51	36,85
2	motorové lože ROTAX	2	-0,17	-0,34	0,49	0,98
3	vrtule SR 3000	10,8	0,88	9,50	0,59	6,37
4	kapotáž	4	-0,40	-1,60	0,47	1,88
5	náplně motoru	3	-0,40	-1,20	0,47	1,41
6	požární stěna	2	0	0	0,48	0,96
7	baterie	5	-0,40	-2,00	0,47	2,35
8	předový podvozek	6	-0,25	-1,50	-0,33	-1,98
9	hlavní podvozek	15	1,47	22,05	-0,29	-4,35
10	vnější křídla	46	1,33	61,18	0,12	5,52
11	centroplán	15	1,33	19,95	0,12	1,80
12	klapky	5,5	1,96	10,78	0,094	0,517
13	křídélka	4,5	1,96	8,82	0,094	0,423
14	střední část trupu	10	1,21	12,10	0,41	4,10
15	zasklení	15	1,26	18,90	0,96	14,40
16	přední palubní deska	4	0,37	1,48	0,50	2,00
17	sedačka	4	1,21	4,84	0,30	1,20
18	vnitřní výbava	5	1,21	6,05	0,41	2,05
19	zavazadlový prostor	2	2,50	5,00	0,81	1,62
20	řízení v trupu	3	0,80	2,40	0,24	0,72
21	kornout	10	3,52	35,20	0,56	5,60
22	vodorovné plochy	8	5,30	42,40	0,64	5,12
23	kýl	2	5,90	11,80	1,04	2,08
24	směrové kormidlo	2	6,28	12,56	0,91	1,82
25	vlečné zařízení	2	5,86	11,72	0,60	1,20
26	zadní část trupu	2	5,44	10,88	0,57	1,14
27	pilot	proměn.	1,18	proměn.	0,53	proměn.
28	pasážer	proměn.	1,69	proměn.	0,53	proměn.
29	palivo	proměn.	1,15	proměn.	0,14	proměn.
	SUMA					

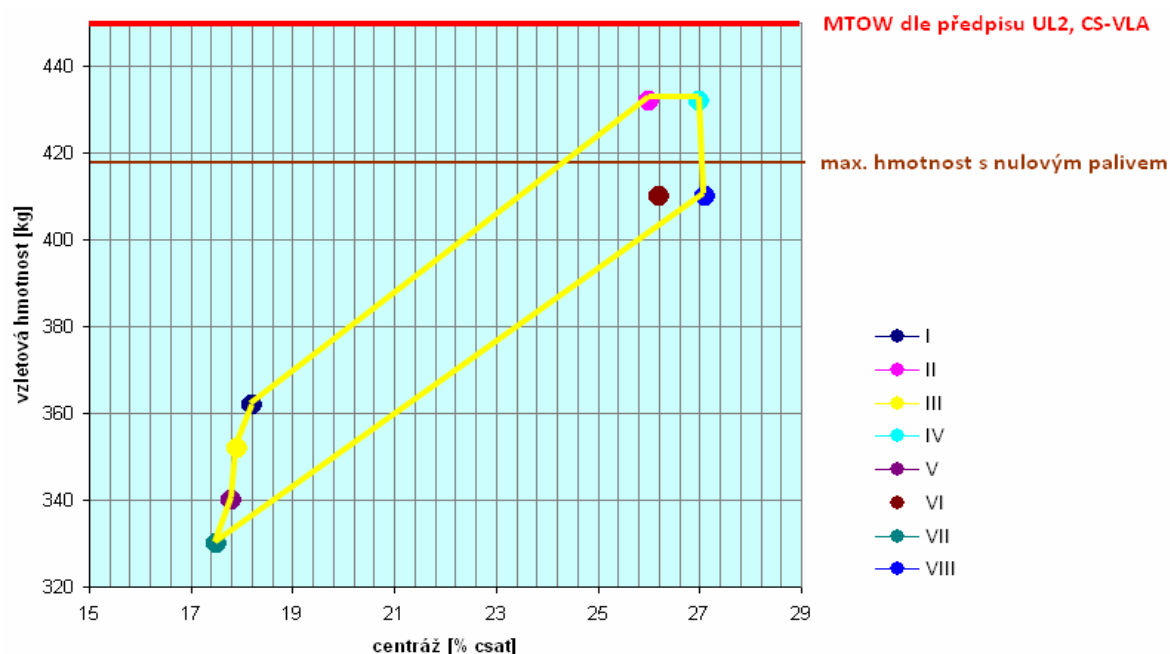
Tab. 31 Výčet hmotností a poloh jednotlivých hmot letounu VUT 650 TRAKTOR

č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	X_{CSAT} [% CSAT]
I.	m_{empty} + pilot (80 kg) + max. palivo (22 kg)	362,05	18,2
II.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg) + max. palivo (22 kg)	432,05	26,0
III.	m_{empty} + pilot (70 kg) + max. palivo (22 kg)	352,05	17,9
IV.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg) + max. palivo (22 kg)	432,05	27,0
V.	m_{empty} + pilot (80 kg)	340,05	17,8
VI.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg)	410,05	26,2
VII.	m_{empty} + pilot (70 kg)	330,05	17,5
VIII.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg)	410,05	27,1

Tab. 32 Centráže pro různé konfigurace s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy křídla)

č. konf.	konfigurace	vzletová hmotnost [kg]	Y_T [m]
I.	m_{empty} + pilot (80 kg) + max. palivo (22 kg)	362,05	0,39
II.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg) + max. palivo (22 kg)	432,05	0,41
III.	m_{empty} + pilot (70 kg) + max. palivo (22 kg)	352,05	0,39
IV.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg) + max. palivo (22 kg)	432,05	0,41
V.	m_{empty} + pilot (80 kg)	340,05	0,40
VI.	m_{empty} + pilot (80 kg) + pasažér (70 kg)	410,05	0,42
VII.	m_{empty} + pilot (70 kg)	330,05	0,40
VIII.	m_{empty} + pilot (70 kg) + pasažér (80 kg)	410,05	0,42

Tab. 33 Poloha těžiště v ose (y) pro různé konfigurace s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy křídla)



Obr. 43 Obálka centrází s motorem ROTAX 912 UL (hledání vhodné polohy křídla)

Výpočet centrází proveden v programu Microsoft Excel.

Proměnné hmotnosti pilota a pasažéra byly navrženy po dohodě s vedoucím diplomové práce.

Byla nalezena vzdálenost (poloha křídla) **náběžné hrany centroplánu od motorové přepážky 0,77 m**, která zaručí rozsah centrází s motorem ROTAX 912 UL od 17,5 % CSAT do 27,1 % CSAT.

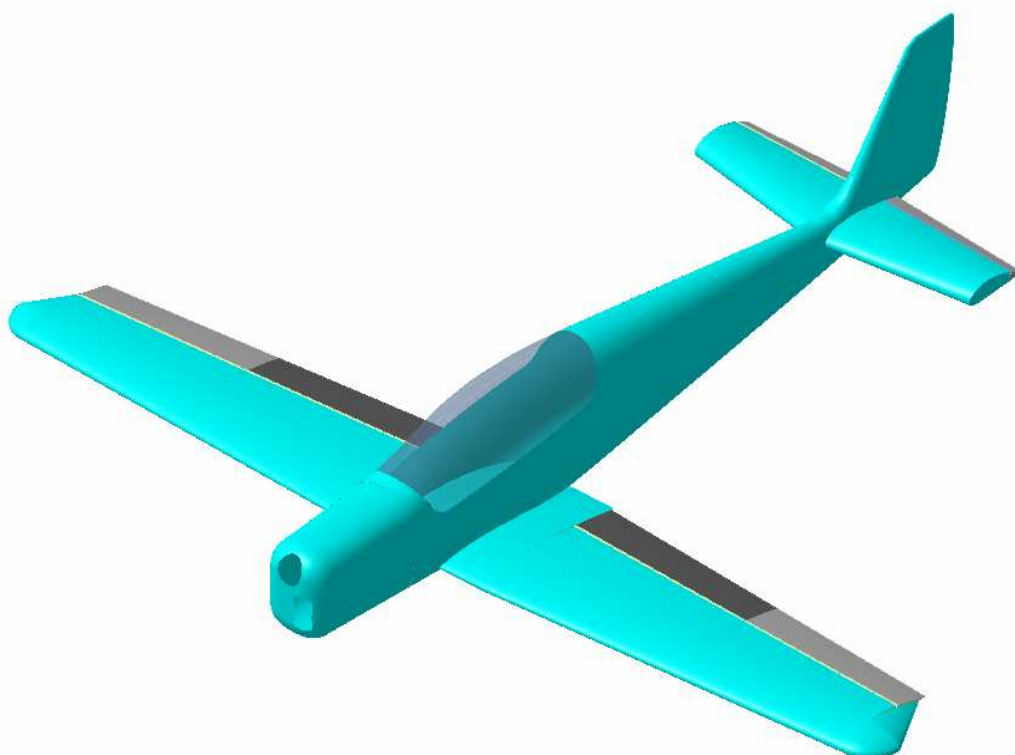
7.5 ZHODNOCENÍ HMOTNOSTNÍHO ROZBORU

- pro vhodný rozsah centrází s motorem M 132 bylo nezbytné umístit pilota v dostatečné vzdálenosti od motorové přepážky a pasažéra co nejbližší k pilotovi
- **letoun VUT 650 TRAKTOR s motorem M 132 nesplňuje předpis UL2** s pilotem a pasažérem
- motor ROTAX 912 UL je vhodným motorem pro letoun VUT 650 TRAKTOR z důvodu splnění předpisu UL2
- pro vhodný rozsah centrází s motorem ROTAX 912 UL je nezbytné posunout motor ROTAX 912 UL do dostatečné vzdálenosti od motorové přepážky (viz. kap. 7.4.1) nebo určit správnou polohu křídla (viz. kap. 7.4.2)

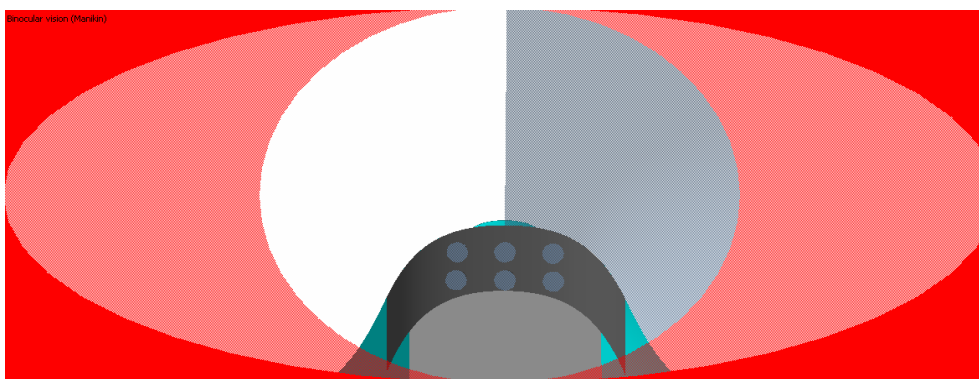
8 LETOUN VUT 650 TRAKTOR

Letoun VUT 650 TRAKTOR je stavebnice složená ze dvou letounů. Střední část trupu je převzata z letounu VUT 001 MARABU a konstrukčně upravena. Křídlo, ocasní plochy a kornout jsou převzaty z letounu SKYLEADER 200. Na centropláně a kornoutu došlo taktéž k úpravě konstrukce. Přední část trupu je navržena tak, aby konstrukčně vyhovovala zástavbě motoru M 132 (ROTAX 912 UL). Zástavba podvozku a vlečného zařízení je cílem pozdějších kapitol této práce.

Muška letounu s motorem M 132 a ROTAX 912 UL viz. **VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE**. Obr. 44 znázorňuje zjednodušený model letounu VUT 650 TRAKTOR (bez podvozku a zástavby motoru s vrtulí) vytvořený v programu CATIA V5R17. Obr. 45 znázorňuje výhled pilota z kabiny taktéž za pomoci programu CATIA V5R17.



Obr. 44 Zjednodušený model letounu VUT 650 TRAKTOR



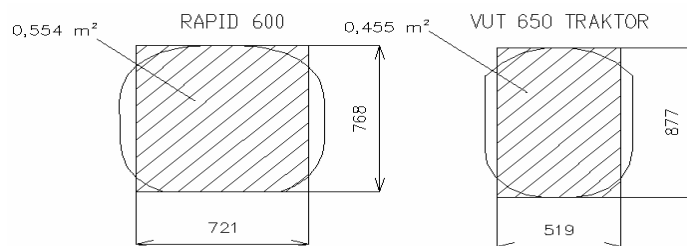
Obr. 45 Výhled pilota z kabiny letounu VUT 650 TRAKTOR

9 LETOVÉ VÝKONY S MOTOREM M 132

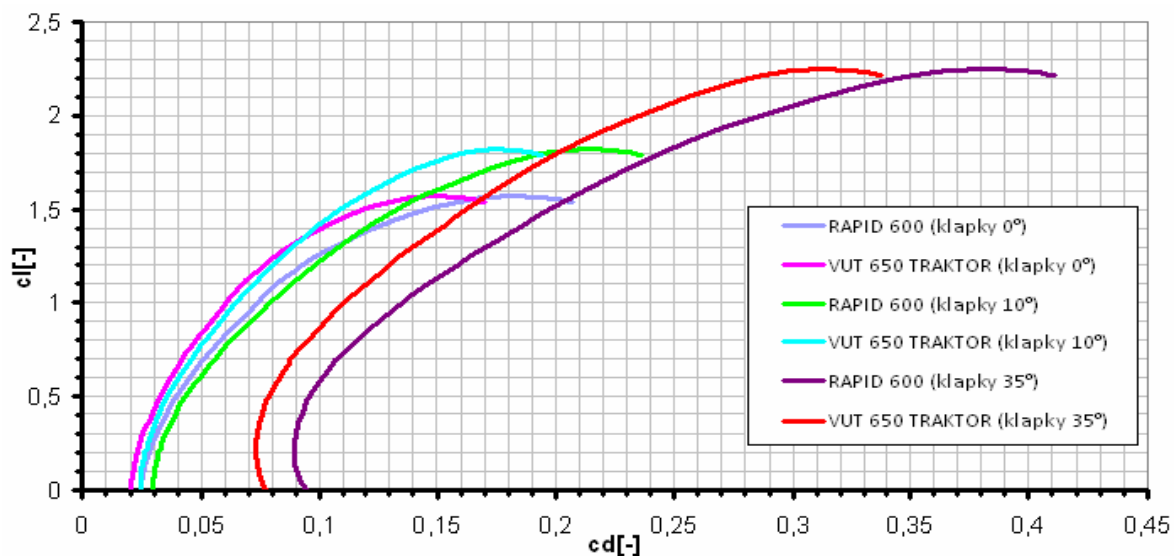
Při výpočtu letových výkonů se vychází z poláry letounu. Z důvodu neznalosti poláry letounu VUT 650 TRAKTOR byla použita známá polára letounu RAPID 600, která byla modifikována pro letoun VUT 650 TRAKTOR. Letové výkony odpovídají maximální vzletové hmotnosti 502 kg s motorem M 132 (viz. kap. 7.3), i když maximální vzletová hmotnost nespĺňuje předpis UL2.

9.1 POLÁRA LETOUNU VUT 650 TRAKTOR

Při přepočtu poláry se vycházelo z konstrukčních změn letounu VUT 650 TRAKTOR oproti letounu RAPID 600. Rozdílnou konstrukcí disponuje pouze trup a centrolán, kdy došlo k jeho zkrácení. Předpokládá se, že změna trupu nezpůsobí změnu vztlaku, ale pouze změnu odporu. Převážnou část vztlaku tvoří křídlo a VOP. U křídla je velikost vztlaku dána jeho štíhlostí. Změna štíhlostí daná zkrácením centrolánu je zanedbatelná, proto je zanedbán i rozdíl vztlaku. Ke změně odporu dojde pouze na trupu. Odpor trupu tvoří 30 až 40 % odporu celého letounu. Polára letounu RAPID 600 se modifikovala dle podílu odporu trupu oproti odporu celého letounu a dle poměru čelních ploch trupu letounu VUT 650 TRAKTOR a RAPID 600 (viz. Obr. 46).



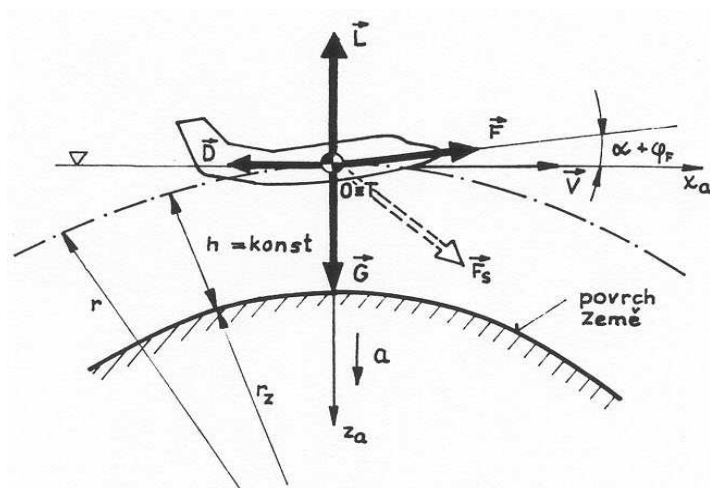
Obr. 46 Přepočet poláry pomocí čelních ploch trupů



Obr. 47 Polára letounů RAPID 600 a VUT 650 TRAKTOR

9.2 HORIZONTÁLNÍ LET

Základními výkony při horizontálním letu jsou minimální a maximální rychlost, které vymezují rozsah možných rychlostí v dané výšce letu. Rovnováhu sil při ustáleném horizontálním letu znázorňuje Obr. 48.



Obr. 48 Rovnováha ustáleného horizontálního letu [6]

9.2.1 MINIMÁLNÍ RYCHLOST

Minimální rychlost je nejmenší možná rychlost, při níž je letoun schopen se udržet v ustáleném přímočarém horizontálním letu. Minimální rychlost (11) je dána pádovou rychlostí, kterou určíme z podmínky rovnosti tíhové síly a maximálního vztlaku (10).

$$G = L = c_{L_{\max}} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S \quad (10)$$

kde: L [N] – vztlaková síla

G [N] – tíhová síla

v [m/s] – rychlost letu

S [m²] – vztažná plocha (plocha křídla, upravená – zkrácení centropoplánu)

$c_{L_{\max}}$ [1] – maximální součinitel vztlaku letounu, odečten z přepočtené poláry

ρ [kg/m³] – hustota vzduchu

$$v_{\min I} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L_{\max}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 502 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}}{1,58 \cdot 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot 10,71 \text{ m}^2}} = \underline{\underline{21,79 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 78,46 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}}} \quad (11)$$

kde: m [kg] – maximální vzletová hmotnost s motorem M 132 (viz. kap. 7.3)

Předpis UL2 požaduje minimální rychlost 65 km/h, což vyhovuje.

Dle předpisu CS-VLA nesmí minimální rychlost převýšit 83 km/h, což vyhovuje.

9.2.2 MAXIMÁLNÍ RYCHLOST

Maximální rychlost je nejvyšší dosažitelná rychlost ustáleného přímočarého horizontálního letu při maximálním trvalém režimu práce motoru v dané výšce. Maximální rychlost lze graficky určit ze závislosti využitelného a potřebného výkonu nebo tahu (viz. Obr. 54). Maximální rychlost je dána průsečíkem těchto křivek. Vztah pro potřebný tah (14) lze odvodit z rovnic silového rovnováhy (12) a (13).

Potřebný a využitelný tah

Potřebný tah je tah, který je třeba při dané rychlosti ustáleného vodorovného přímočarého letu k překonání odporu letounu. [6]

Využitelný tah je tah, který není daný pouze tahem vrtule, ale v dnešní době i za pomoci reakcí výfukových plynů, který může činit až 10 % tahu vrtule. Poněvadž účinnost vrtule patří k neznámějším charakteristikám vrtule, vypočítá se využitelný tah vrtule z její účinnosti (18).

$$T - D = 0 \quad (12)$$

$$G - L = 0 \quad (13)$$

$$T_p = \frac{c_D}{c_L} \cdot G \quad (14)$$

kde: c_D [1] – součinitel odporu

c_L [1] – součinitel vztlaku

G [N] – tíhová síla

L [N] – vztlaková síla

D [N] – odporová síla

Hodnoty součinitele vztlaku pro zvolené rychlosti se stanoví z rovnice (15).

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (15)$$

kde: m [kg] – maximální vzletová hmotnost s motorem M 132 (viz. kap. 7.3)

ρ [kg/m³] – hustota vzduchu

S [m²] – vztažná plocha (plocha křídla, upravená – zkrácení centroplánu)

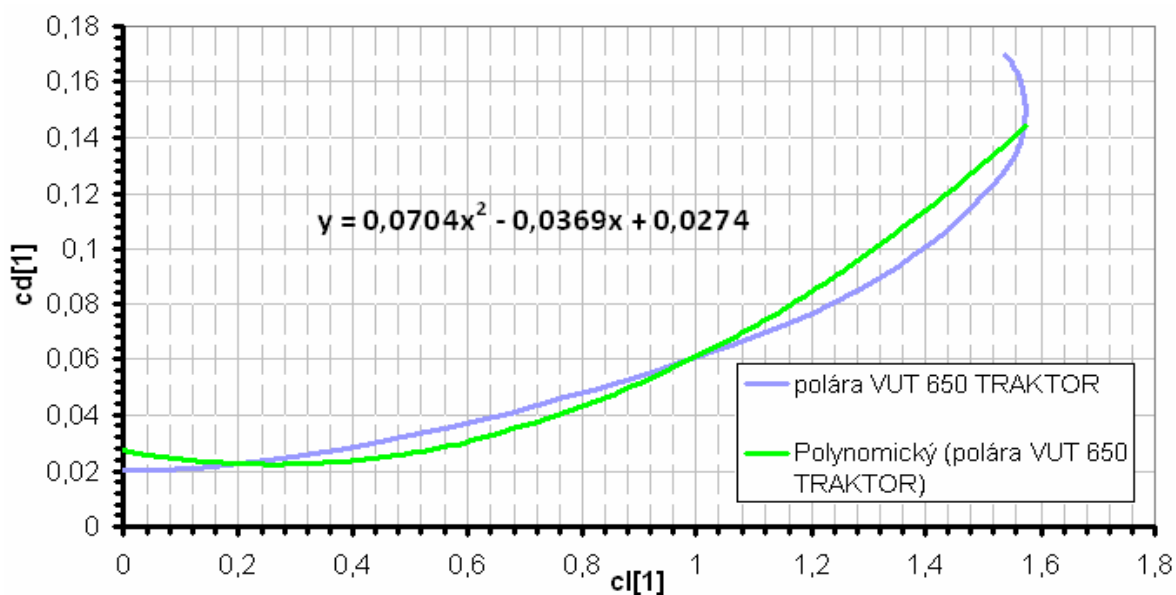
v [m/s] – rychlost letu

Z analytické poláry znázorněné na Obr. 49 se určí hodnoty součinitele odporu pro jednotlivé hodnoty součinitele vztlaku. Potřebný výkon se určí dle vztahu (16).

Uvedena výsledková tabulka pro 0 m MSA (viz. Tab. 34).

Výpočet proveden v programu Microsoft Excel.

$$P_p = T_p \cdot v \quad (16)$$

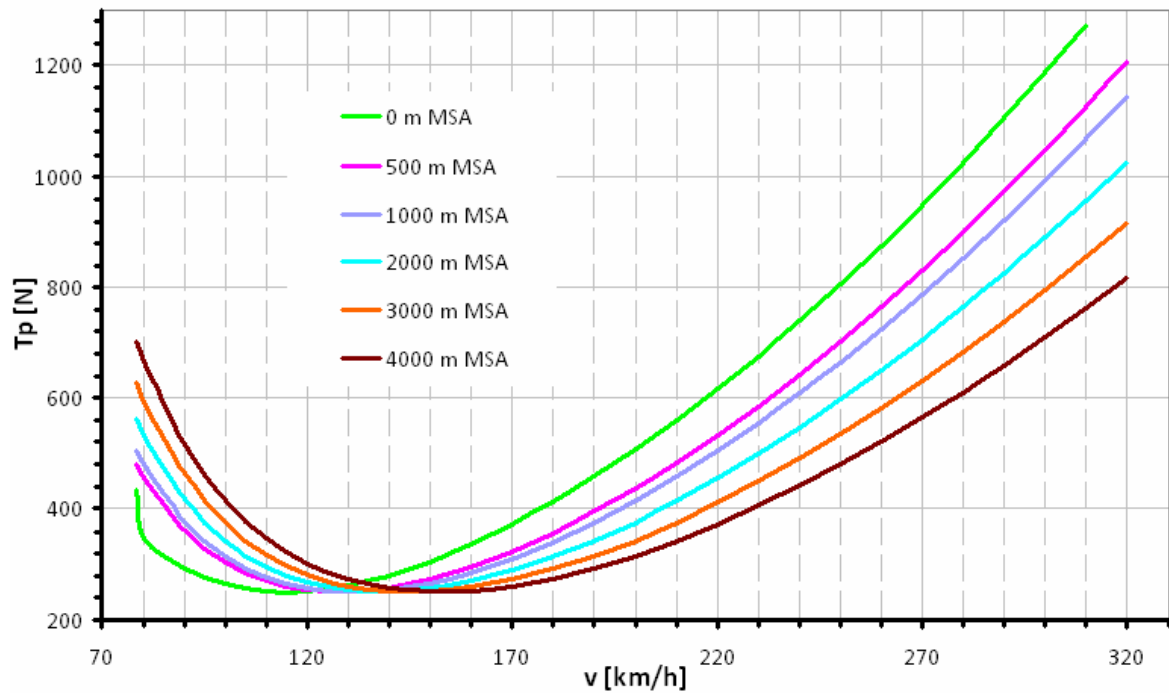


Obr. 49 Analytická polára

v [km/h]	v [m/s]	cl [1]	cd [1]	TP [N]	Pp [W]
78	21,67	1,599	0,1483	456,76	9896,52
80	22,22	1,519	0,1339	433,78	9639,76
90	25,00	1,200	0,0845	346,82	8670,68
100	27,77	0,972	0,0581	294,11	8169,74
110	30,56	0,803	0,0432	264,73	8089,09
120	33,33	0,675	0,0345	252,13	8404,58
130	36,11	0,575	0,0294	252,18	9106,57
140	38,89	0,496	0,0264	262,15	10194,81
150	41,67	0,4322	0,0246	280,20	11675,24
160	44,44	0,379	0,0235	305,05	13558,13
170	47,22	0,336	0,0229	335,79	15856,75
180	50,00	0,300	0,0226	371,73	18586,58
190	52,78	0,269	0,0225	412,38	21764,68
200	55,56	0,243	0,0226	457,30	25409,33
210	58,33	0,220	0,0226	506,39	29539,76
220	61,11	0,200	0,0228	559,24	34175,85
230	63,89	0,183	0,0229	615,72	39338,10
240	66,67	0,168	0,0231	675,71	45047,41
250	69,44	0,155	0,0233	739,08	51325,04
260	72,22	0,143	0,0235	805,74	58192,55
270	75,00	0,133	0,0237	875,62	65671,71
280	77,78	0,124	0,0239	948,65	73784,50
290	80,56	0,115	0,0240	1024,79	82553,04
300	83,33	0,108	0,0242	1103,99	91999,60
310	86,11	0,101	0,0243	1186,21	102146,50
320	88,89	0,094	0,0245	1271,43	113016,30

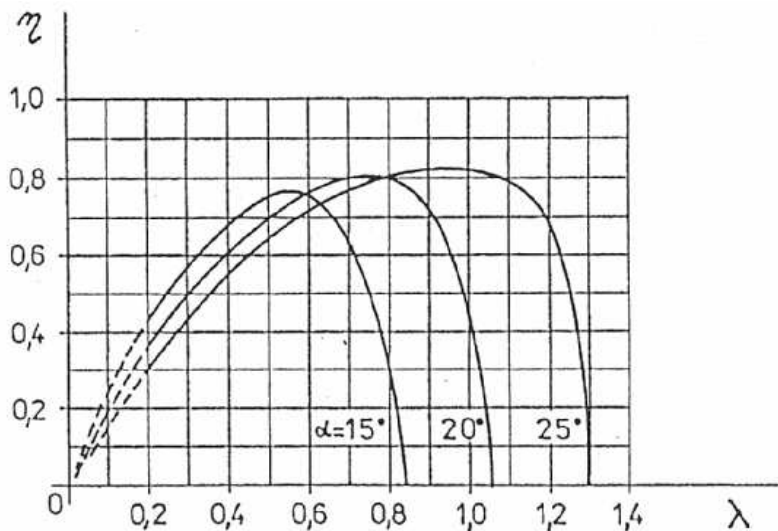
Tab. 34 Výpočet potřebného tahu a výkonu pro 0 m MSA

Obr. 50 znázorňuje závislost potřebného tahu na rychlosti a výšce letu. Výpočet proveden pro rozsah rychlostí 78 až 320 km/h a pro letové výšky 0, 500, 1000, 2000, 3000 a 4000 m MSA.



Obr. 50 Závislost potřebného tahu na rychlosti a výšce letu

Využitelný tah se určí pomocí aerodynamických charakteristik vrtule (viz. Obr. 51).



Obr. 51 Závislost účinnosti a rychlostního poměru vrtule V 541.2 [5]

Rychlostní poměr se určí dle vztahu (17).

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D} \quad (17)$$

kde: v [m/s] – rychlost letu

n [s^{-1}] – otáčky motoru odpovídající max. trvalému výkonu motoru (2600 min^{-1})

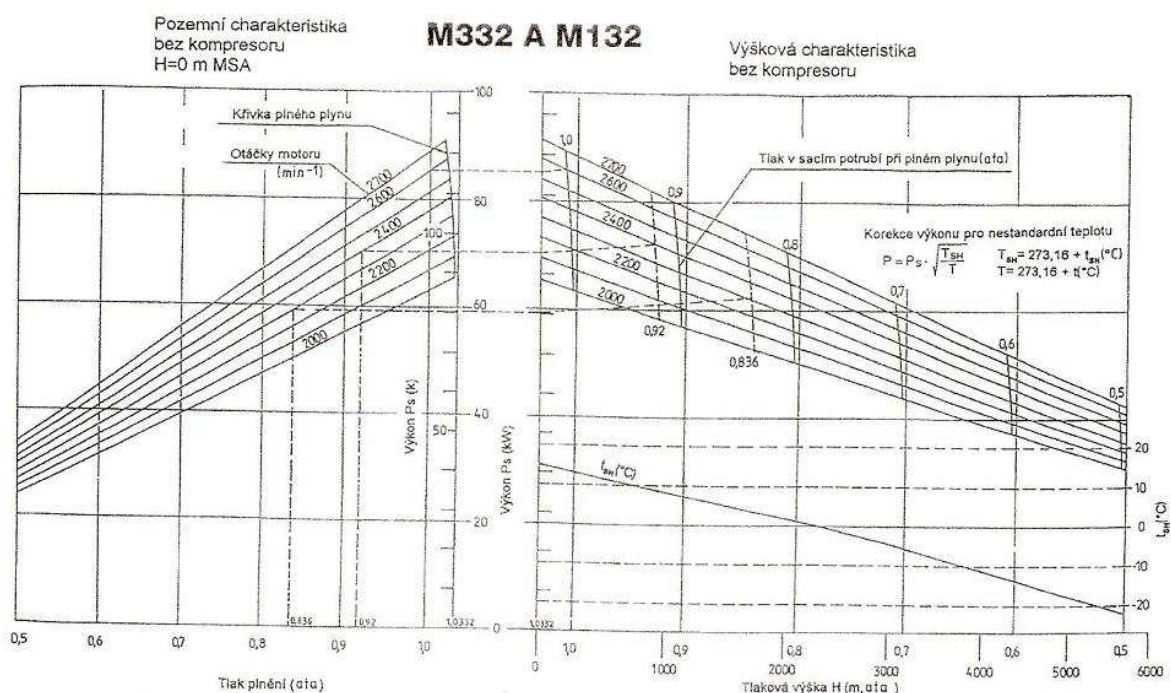
D [m] – průměr vrtule (2 m)

Z Obr. 51 pro danou hodnotu rychlostního poměru byla odečtena účinnost vrtule. Výpočet byl proveden pro úhel nastavení listů vrtule 20° v programu Microsoft Excel. Využitelný tah byl určen dle vztahu (18).

$$T_v = \frac{P_M \cdot \eta}{v} \quad (18)$$

kde: P_M [W] – maximální trvalý výkon motoru
 η [1] – účinnost vrtule

Výkon motoru v závislosti na výšce letu byl odečten z výškové charakteristiky motoru M 132 (viz. Obr. 52).



Obr. 52 Výšková charakteristika motoru M 132 (M 332) [11]

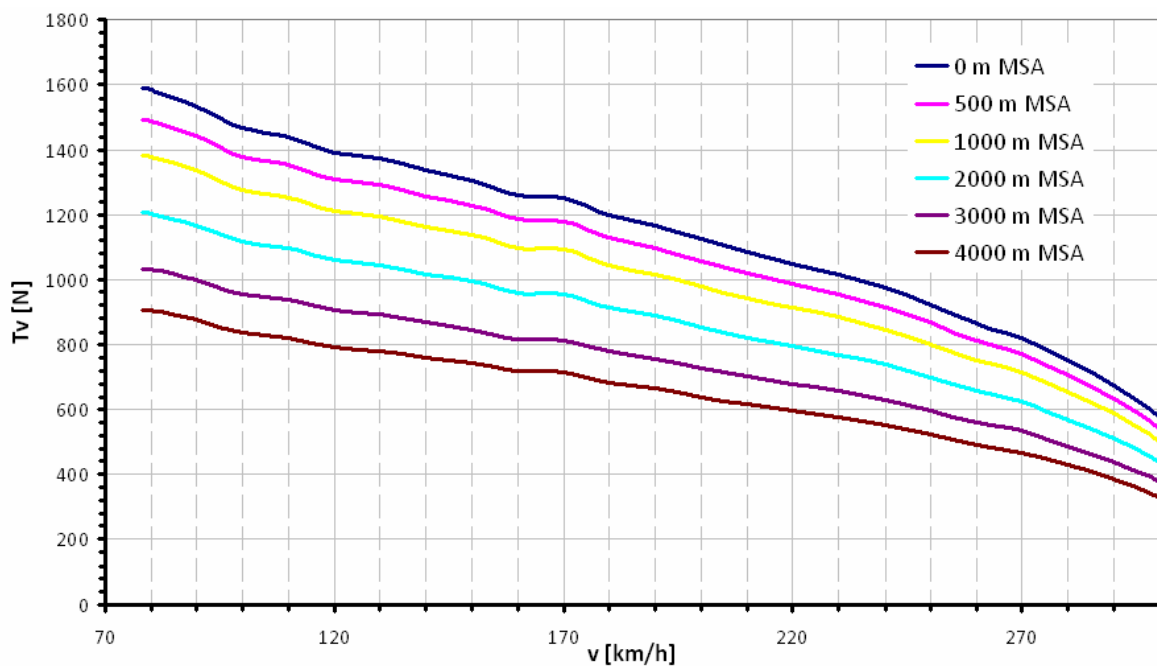
Uvedena výsledková tabulka pro 0 m MSA a úhel nastavení listů vrtule 20° (viz. Tab. 35). Výpočet proveden v programu Microsoft Excel.

v [km/h]	v [m/s]	λ [1]	η [1]	T_v [N]
78	21,66	0,2500	0,43	1587,69
80	22,22	0,2564	0,44	1584,00
90	25,00	0,2884	0,48	1536,00
100	27,77	0,3205	0,51	1468,80
110	30,55	0,3525	0,55	1440,00
120	33,33	0,3846	0,58	1392,00
130	36,11	0,4166	0,62	1373,53
140	38,88	0,4487	0,65	1337,14
150	41,66	0,4808	0,68	1305,60
160	44,44	0,5120	0,70	1260,00
170	47,22	0,5449	0,74	1253,64

v [km/h]	v [m/s]	λ [1]	η [1]	Tv [N]
180	50,00	0,5769	0,75	1200,00
190	52,77	0,6090	0,77	1167,15
200	55,55	0,6410	0,78	1123,20
210	58,33	0,6731	0,79	1083,42
220	61,11	0,7051	0,80	1047,27
230	63,88	0,7372	0,81	1014,26
240	66,66	0,7692	0,81	972,00
250	69,44	0,8013	0,80	921,60
260	72,22	0,8333	0,78	864,00
270	75,00	0,8654	0,77	821,33
280	77,77	0,8975	0,73	750,85
290	80,55	0,9295	0,68	675,31
300	83,33	0,9616	0,60	576,00
310	86,11	0,9936	0,44	408,77
320	88,88	1,0257	0,43	387,00

Tab. 35 Výpočet využitelného tahu pro 0 m MSA a úhel nastavení listů vrtule 20°

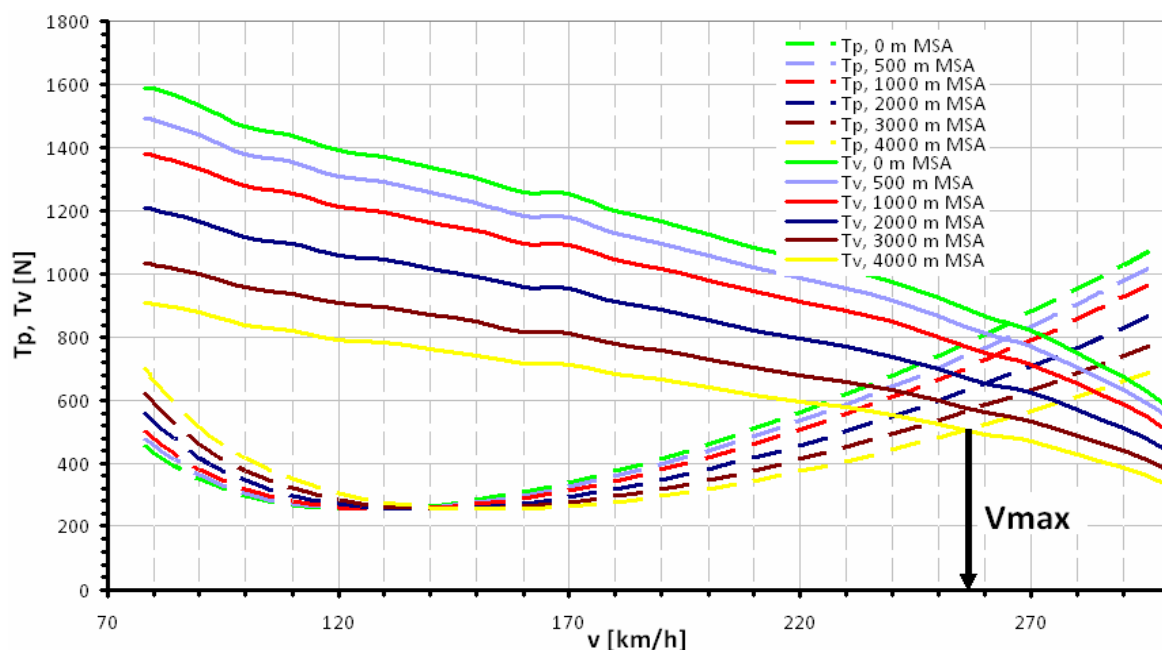
Obr. 53 znázorňuje závislost využitelného tahu na rychlosti a výšce letu. Výpočet proveden pro rozsah rychlostí 78 až 320 km/h a pro letové výšky 0, 500, 1000, 2000, 3000 a 4000 m MSA.



Obr. 53 Závislost využitelného tahu na rychlosti a výšce letu

Maximální rychlost určíme jako průsečíky potřebného a využitelného tahu pro výšky 0, 500, 1000, 2000, 3000 a 4000 m MSA (viz. Obr. 54).

Určení maximální rychlosti horizontálního letu



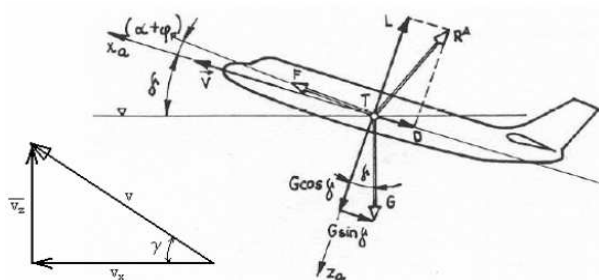
Obr. 54 Stanovení maximální rychlosti horizontálního letu

H [m]	V_{\max} [km/h]
0	265
500	265
1000	263
2000	261
3000	258
4000	257

Tab. 36 Maximální rychlosti pro dané výšky letu

9.3 STOUPÁNÍ

Stoupavý let je režim letu, při němž letoun zvětšuje výšku letu a díky tomu zvyšuje svou potenciální energii. Pro výpočet je uvažován ustálený, přímočarý symetrický stoupavý let, kdy platí silová rovnováha znázorněná na Obr. 55.



Obr. 55 Rovnováha sil při stoupání a rychlostní trojúhelník [6]

Z Obr. 55 vyplývají podmínky rovnováhy (19),(20) a ze silového trojúhelníka rovnice (21). Byly předpokládány malé úhly náběhu a úhel nositelky vektoru tahu roven nule.

$$T - D - G \cdot \sin \gamma = 0 \quad (19)$$

$$-L + G \cdot \cos \gamma = 0 \quad (20)$$

$$v_z = v \cdot \sin \gamma = v \cdot \left(\frac{T - D}{G} \right) \quad (21)$$

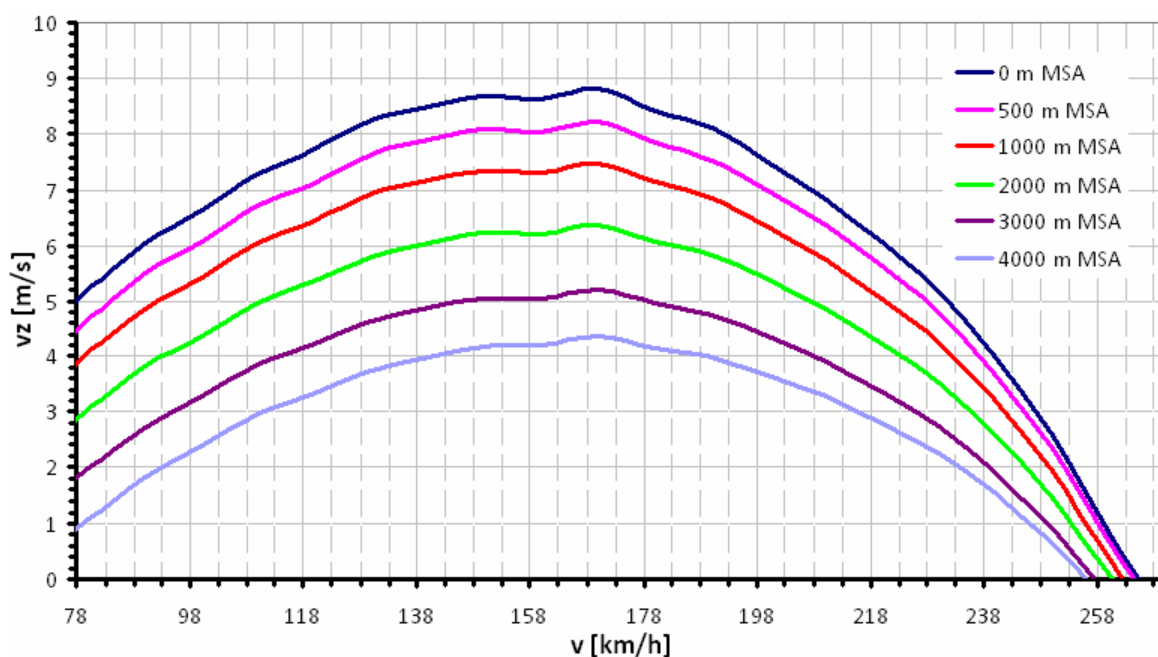
kde: T [N] – tah letounu
 D [N] – odporová síla
 G [N] – tíhová síla
 L [N] – vztlaková síla
 v [m/s] – rychlost letu
 γ [°] – úhel stoupání
 v_z [m/s] – stoupací rychlost

Výpočet proveden pro úhel nastavení listů vrtule 20° v programu Microsoft Excel. Uvedena výsledková tabulka pro 0 m MSA a úhel nastavení listů vrtule 20° (viz. Tab. 37).

v [km/h]	v [m/s]	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m/s]
78	21,66	0,1483	456,76	1587,69	4,97
80	22,22	0,1339	433,78	1584,00	5,19
90	25,00	0,0845	346,82	1536,00	6,03
100	27,77	0,0581	294,11	1468,80	6,62
110	30,55	0,0432	264,73	1440,00	7,29
120	33,33	0,0345	252,13	1392,00	7,71
130	36,11	0,0294	252,18	1373,53	8,22
140	38,88	0,0264	262,15	1337,14	8,49
150	41,66	0,0246	280,20	1305,60	8,67
160	44,44	0,0235	305,05	1260,00	8,62
170	47,22	0,0229	335,79	1253,64	8,80
180	50,00	0,0226	371,73	1200,00	8,41
190	52,77	0,0225	412,38	1167,15	8,09
200	55,55	0,0225	457,36	1123,20	7,51
210	58,33	0,0226	506,39	1083,42	6,83
220	61,11	0,0228	559,24	1047,27	6,05
230	63,88	0,0229	615,72	1014,26	5,17
240	66,66	0,0231	675,71	972,00	4,01
250	69,44	0,0233	739,08	921,60	2,57
260	72,22	0,0235	805,74	864,00	0,85
270	75,00	0,023	875,62	821,33	-0,82
280	77,77	0,0239	948,65	750,85	-3,12
290	80,55	0,0240	1024,79	675,31	-5,71
300	83,33	0,0242	1103,99	576,00	-8,93
310	86,11	0,0243	1186,21	408,77	-13,59
320	88,88	0,0245	1271,43	387,00	-15,96

Tab. 37 Výpočet stoupací rychlosti pro 0 m MSA

Obr. 56 znázorňuje závislost stoupací rychlosti na rychlosti a výšce letu. Výpočet proveden pro rozsah rychlostí 78 až 320 km/h a pro letové výšky 0, 500, 1000, 2000, 3000 a 4000 m MSA.



Obr. 56 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti a výšce letu

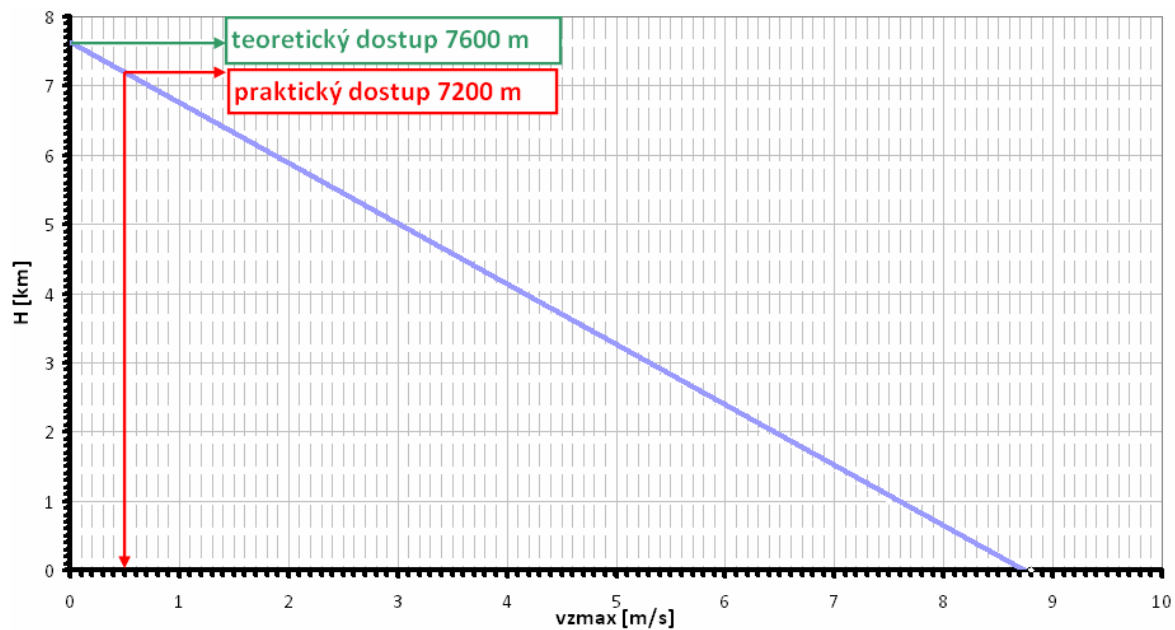
Z Obr. 56 se jednoduše určí maximální stoupací rychlost pro dané výšky letu (viz. Tab. 38).

H [m]	v_{zmax} [m/s]
0	8,80
500	8,20
1000	7,50
2000	6,35
3000	5,25
4000	4,25

Tab. 38 Maximální stoupací rychlosti pro dané výšky letu

Stanovení praktického a teoretického dostupu

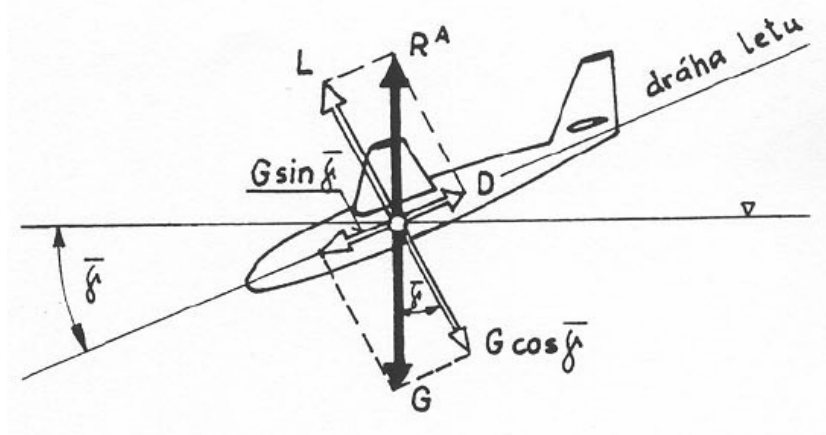
Dle maximálních stoupacích rychlostí pro dané výšky letu lze stanovit praktický a teoretický dostup letounu. Praktický dostup odpovídá rychlosti stoupání 0,5 m/s. Na Obr. 57 je znázorněna závislost maximální stoupací rychlosti na výšce letu a stanovení praktického a teoretického dostupu letounu.



Obr. 57 Stanovení praktického a teoretického dostupu

9.4 USTÁLENÝ KLOUZAVÝ LET

Jedná se o speciální případ klesavého letu, kdy se předpokládá tah pohonné jednotky roven nule. Rovnováhu sil působících při ustáleném klouzavém letu znázorňuje Obr. 58.



Obr. 58 Rovnováha sil při ustáleném klouzavém letu [6]

Důležitým parametrem tohoto letu je klouzavost definovaná vztahem (22).

$$K = \frac{c_L}{c_D} \quad (22)$$

kde: c_L [1] – součinitel vztlaku
 c_D [1] – součinitel odporu

Z rovnic silové rovnováhy (23), (24) lze odvodit vztah pro úhel klouzání (25).

$$G \cdot \sin \bar{\gamma} = D \quad (23)$$

$$G \cdot \cos \bar{\gamma} = L \quad (24)$$

$$\bar{\gamma} = \arctg\left(\frac{c_D}{c_L}\right) \quad (25)$$

kde: D [N] – odporová síla

L [N] – vztlaková síla

G [N] – tíhová síla

$\bar{\gamma}$ [°] – úhel klouzání ($\bar{\gamma} = -\gamma$)

Podobně jako při stoupání platí vztahy (26) a (27) pro klesací a dopřednou rychlost.

$$v_z = v \cdot \sin \bar{\gamma} \quad (26)$$

$$v_x = v \cdot \cos \bar{\gamma} \quad (27)$$

Po vyloučení úhlu klouzání a dalších zjednodušeníh (dle Lit. [6]) se obdrží vztah (28) pro klesací rychlost.

$$v_z \cong \frac{c_D}{c_L^{\frac{3}{2}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} \quad (28)$$

kde: v [km/h] – rychlost letu

m [kg] – maximální vzletová hmotnost s motorem M 132 (viz. kap. 7.3)

S [m²] – vztažná plocha (plocha křídla, upravená – zkrácení centroplánu)

ρ [kg/m³] – hustota vzduchu

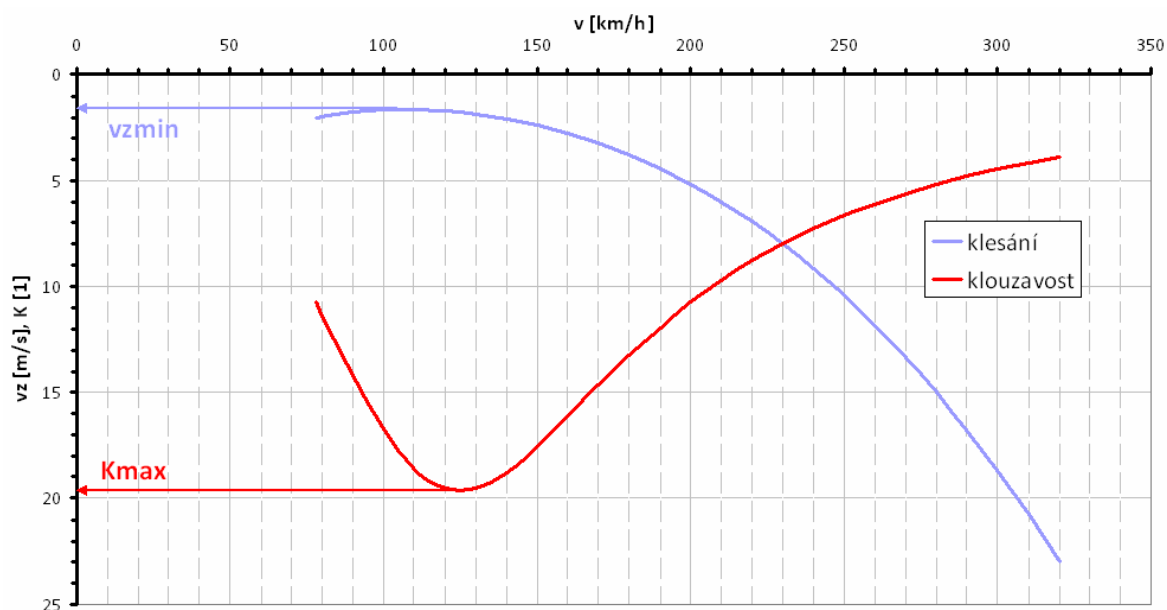
Výpočet proveden pro výšku 0 m MSA v rozsahu rychlostí letu 78 až 320 km/h (viz. Tab. 39).

v [km/h]	v [m/s]	cl [1]	cd [1]	K [1]	Vz [m/s]
78	21,66	1,5986	0,1483	10,77	2,01
80	22,22	1,5196	0,1339	11,34	1,95
90	25,00	1,2007	0,0845	14,19	1,76
100	27,77	0,9725	0,0581	16,73	1,65
110	30,55	0,8038	0,0432	18,59	1,64
120	33,33	0,6754	0,0345	19,52	1,70
130	36,11	0,5755	0,0294	19,52	1,84
140	38,88	0,4962	0,0264	18,77	2,07
150	41,66	0,4322	0,0246	17,56	2,37
160	44,44	0,3799	0,0235	16,13	2,75
170	47,22	0,3365	0,0229	14,66	3,22

v [km/h]	v [m/s]	c_l [1]	c_d [1]	K [1]	Vz [m/s]
180	50,00	0,3001	0,0226	13,24	3,77
190	52,77	0,2694	0,0225	11,93	4,42
200	55,55	0,2431	0,0225	10,76	5,16
210	58,33	0,2205	0,0226	9,72	6,00
220	61,11	0,2009	0,0228	8,80	6,94
230	63,88	0,1838	0,0229	7,99	7,99
240	66,66	0,1688	0,0231	7,28	9,15
250	69,44	0,1556	0,0233	6,66	10,42
260	72,22	0,1438	0,0235	6,10	11,82
270	75,00	0,1334	0,0237	5,62	13,33
280	77,77	0,1240	0,0239	5,18	14,98
290	80,55	0,1156	0,0240	4,80	16,76
300	83,33	0,1080	0,0242	4,45	18,68
310	86,11	0,1012	0,0243	4,15	20,74
320	88,88	0,0949	0,0245	3,87	22,95

Tab. 39 Výpočet klesací rychlosti a klouzavosti pro 0 m MSA

Na Obr. 59 je znázorněna závislost klesací rychlosti a klouzavosti na rychlosti letu, ze které je možné odečíst hodnoty minimální klesací rychlosti a maximální klouzavosti (viz. Tab. 40).



Obr. 59 Závislost klesací rychlosti a klouzavosti na rychlosti letu pro 0 m MSA

v_{zmin} [m/s]	1,64	pro rychlost letu 110 km/h
K_{max} [1]	19,6	pro rychlost letu 125 km/h

Tab. 40 Minimální klesací rychlost a maximální klouzavost pro 0 m MSA

Výpočet proveden pouze pro 0 m MSA, jelikož vliv daných výšek na maximální klouzavost a minimální klesací rychlost je zanedbatelný.

9.5 DOLET A VYTRVALOST

Doletem rozumíme vzdálenost, kterou je letoun s daným množstvím paliva schopen uletět za daných letových podmínek a dané konfigurace letounu.

Vytrvalost je maximální doba, po kterou je letoun schopen setrvat ve vzduchu do spotřebování veškerého využitelného množství paliva neseného na palubě, při dané konfiguraci letounu a daném režimu práce pohonné skupiny. [6]

Konfigurace letounu VUT 650 TRAKTOR používaná pro výpočet je definována jako: maximální vzletová hmotnost 502 kg, tj. platící zatížení, pilot (70 kg), pasažér (80 kg) a maximální množství paliva SHELL AVGAS 100 LL 30 I (22 kg), (viz. Kap. 7.3). Režimy motoru pro které byl výpočet proveden a hodinové spotřeby jednotlivých režimů převzaty z [11], viz. Tab. 41.

	P [kW]	C _h [l/h]	C _h [kg/h]	C _{ep} [kg/W.h]	C _{ep} [kg/W.s]
max. trvalý výkon	80	32	44,44	0,000556	1,111.10 ⁻⁷
max. cestovní výkon	70	28,6	39,72	0,000567	1,135.10 ⁻⁷

Tab. 41 Režimy motoru a odpovídající hodinové a specifické spotřeby

Vytrvalost se určí dle vztahu (29).

$$T_i = \frac{V}{C_{hi}} \quad (29)$$

kde: V [l] – objem nádrže (předpoklad: vyčerpání veškerého množství paliva)

Hodinová a specifická spotřeba paliva se určí dle vztahů (30) a (31).

$$C_h = C_{ep} \cdot P \quad (30)$$

$$C_{ep} = \frac{C_h \cdot \rho_{PAL}}{1000 \cdot 3600} \cdot \frac{1}{P} \quad (31)$$

kde: ρ_{PAL} [kg/m³] – hustota paliva SHELL AVGAS 100 LL (0,72 kg/l)

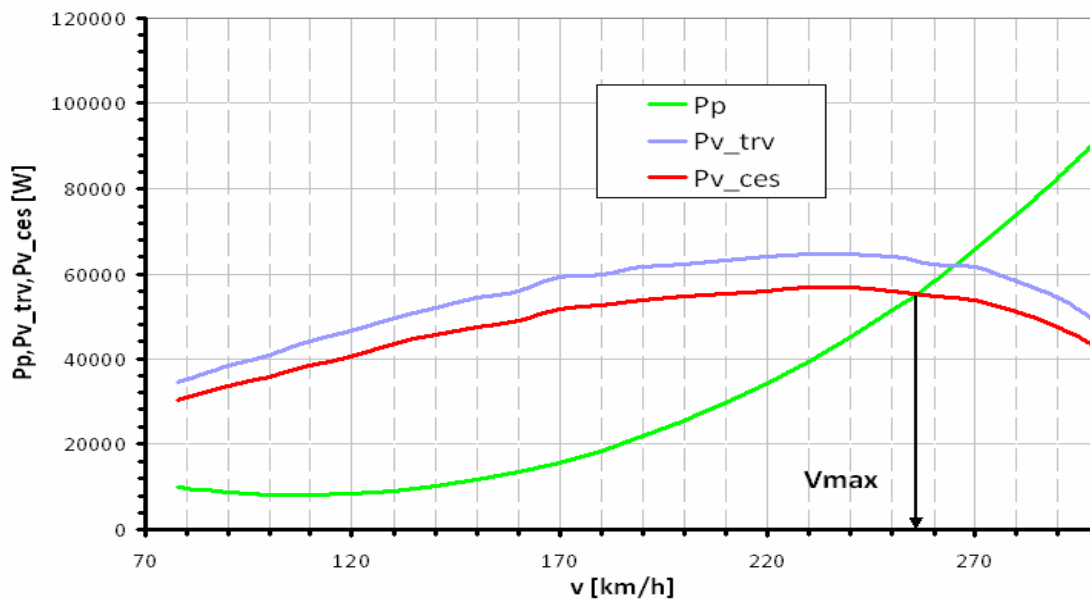
P [W] – výkon pohonné jednotky

Pro výpočet doletu platí vztah (32).

$$R_i = T_i \cdot v_i \quad (32)$$

Index „i“ označuje příslušný režim pohonné jednotky.

Obr. 60 znázorňuje závislost potřebného a využitelného výkonu v závislosti na rychlosti a způsobu určení maximální rychlosti pro dané režimy pohonné jednotky. Výpočet proveden pro výšku 0 m MSA v rozsahu rychlostí letu 78 až 320 km/h. Výsledn. hodnoty viz. Tab. 42.



Obr. 60 Závislost potřebného a využitelného tahu na rychlosti pro dané režimy pohonné jednotky, 0 m MSA

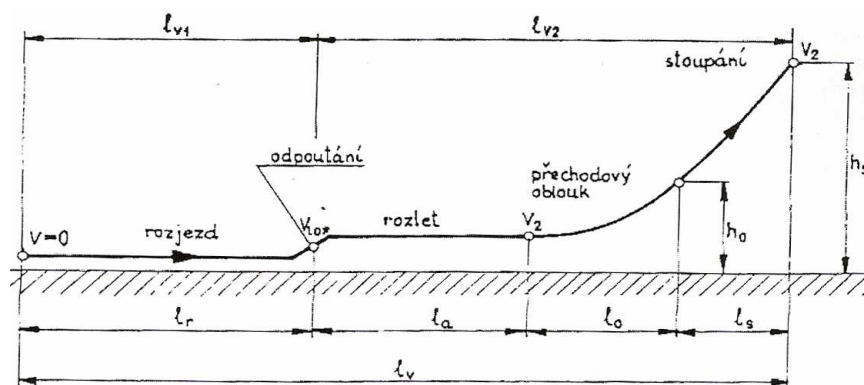
	v_{max} [km/h]	P_M [kW]	T [hod]	R [km]
max. trvalý výkon	265	80	0,93	246,45
max. cestovní výkon	255	70	1,05	267,75

Tab. 42 Maximální rychlosti, vytrvalosti a dolety pro dané režimy pohonné jednotky

Výrobce motoru M 132 omezuje použití maximálního vzletového výkonu na 5 minut, což je také důvod, proč není tento režim zahrnutý ve výpočtu.

9.6 VZLET

Vzlet můžeme rozdělit na dvě základní části: pozemní část vzletu l_{v1} a vzdušnou část vzletu l_{v2} . Každou z uvedených základních částí je možno ještě dále rozdělit na podčásti, jak znázorňuje Obr. 61. Zde jsou uvedeny jednotlivé úseky vzletu klasického letounu.



Obr. 61 Klasický průběh vzletu [6]

Ovšem pro výpočet bude uvažován jednoduchý model vzletu, skládající se z rozjezdu a vzdušné části vzletu. Tab. 43 definuje základní rychlosti při vzletu pomocí zjednodušeného modelu.

v_S	pádová rychlost
V_{LOF}	rychlost odpoutání
V_2	bezpečná rychlost vzletu

Tab. 43 Základní rychlosti při vzletu

Pádová rychlost bez klapek se určí dle vztahu (33). Určena z rovnováhy tíhové síly a maximální vztlakové síly.

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmax} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 502 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}}{1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot 1,58 \cdot 10,71 \text{ m}^2}} = \underline{21,79 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 78,46 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (33)$$

Dle předpisu CS-VLA po dosažení výšky 15 m nad úrovní vzletové dráhy musí letoun získat rychlost ne menší než 1,3 v_{S1} , viz. (34).

$$v_2 = 1,3 \cdot v_{S1} = 1,3 \cdot 78,46 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = \underline{102 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (34)$$

Rychlost odpoutání (35) dle [6] by měla být minimálně o 10% vyšší než pádová rychlost.

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{S1} = 1,1 \cdot 78,46 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = \underline{86,3 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (35)$$

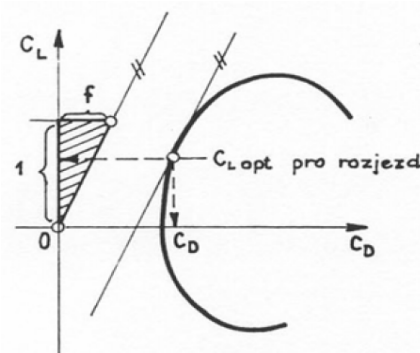
Délka pozemní části vzletu se určí dle vztahu (36).

$$l_{v1} = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v \cdot dv}{a_X} \quad (36)$$

kde:

$$a_X = g \cdot \left[\frac{T_v}{G} - f_{tř} - (c_{Dopt} - f_{tř} \cdot c_{Lopt}) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S}\right)} \right] \quad (37)$$

je zrychlení letounu, které je závislé na optimálním součiniteli vztlaku c_{Lopt} , který je ovlivněný kvalitou vodorovné přistávací dráhy, tedy součinitelem tření $f_{tř}$. Jeho hodnota je dle [12] uvažována **0,05** pro pevnou suchou trávu. Ze znalosti poláry letounu VUT 650 TRAKTOR a součinitele tření je možné určit optimální součinitel vztlaku a odporu pro rozjezd (obecně viz. Obr. 62). Výpočet proveden v programu Microsoft Excel.



Obr. 62 Určení optimálního součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd [6]

Byla stanovena hodnota optimálního součinitele vztlaku $c_{Lopt} = 0,6$ a součinitele odporu $c_{Dopt} = 0,048$. Výpočet proveden v rozsahu rychlostí 0 až 86,3 km/h (viz. Tab. 44).

v [km/h]	v [m/s]	Tv [N]	ax [m/s ²]	v/ax [s]	Lv1 [m]
0	0,00	1985	3,463	0,000	0,000
10	2,77	1922	3,336	0,832	2,312
20	5,55	1889	3,265	1,701	7,038
30	8,33	1833	3,144	2,649	14,399
40	11,11	1795	3,056	3,635	24,498
50	13,88	1752	2,954	4,701	37,556
60	16,66	1706	2,842	5,862	53,842
70	19,44	1668	2,743	7,087	73,530
80	22,22	1614	2,608	8,518	97,193
86,3	23,97	1591	2,543	9,423	113,684

Tab. 44 Výpočet délky pozemní části vzletu

Stanovena hodnota pozemní části vzletu jako $L_{v1} = \sum \Delta L_V$, $L_{v1} = 113,684$ m.

Délka vzdušné části vzletu se stanoví dle (38).

$$L_{v2} = \frac{G}{(F - D)_{stř}} \cdot \left[\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + h_s \right] \quad (38)$$

$$L_{v2} = \frac{492294 \text{ N}}{11221 \text{ N}} \cdot \left[\frac{28,33^2 \text{ m}^2 \cdot \text{s} - 23,97^2 \text{ m}^2 \cdot \text{s}}{2 \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}} + 15 \text{ m} \right] = 117 \text{ m}$$

přičemž:

$$T_{stř} = \frac{T_{VLOF} + T_{V2}}{2} = \frac{1591 \text{ N} + 1464 \text{ N}}{2} = 1527,5 \text{ N} \quad (39)$$

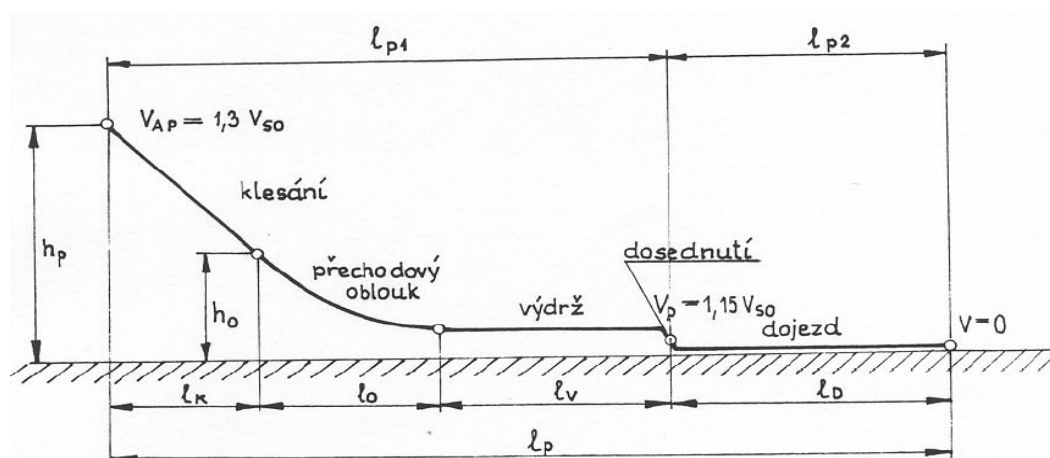
$$D_{stř} = \frac{D_{VLOF} + D_{V2}}{2} = \frac{504,8 \text{ N} + 306 \text{ N}}{2} = 810,8 \text{ N} \quad (40)$$

Celková délka vzletu se stanoví z (41).

$$L_V = L_{V1} + L_{V2} = 113,69 \text{ m} + 117 \text{ m} = \underline{230,69 \text{ m}} \quad (41)$$

9.7 PŘISTÁNÍ

Tak jako u vzletu i u přistání lze rozdělit délku přistání na několik úseků (viz. Obr. 63). Ovšem při výpočtu se použije tak jako u vzletu zjednodušený model skládající se ze vzdušné části a dojezdu. Tab. 45 definuje základní rychlosti při přistání pomocí zjednodušeného modelu.



Obr. 63 Klasický průběh přistání [6]

V_{AP}	rychlost přiblížení
V_P	rychlost dosednutí

Tab. 45 Základní rychlosti při přistání

Rychlost přiblížení je dle [6] definovaná vztahem (42).

$$v_{AP} = 1,3 \cdot v_{SO} = 1,3 \cdot 65,75 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = \underline{85,48 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (42)$$

kde:

$$v_{SO} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L_{max}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 502 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}}{2,25 \cdot 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot 10,71 \text{ m}^2}} = \underline{18,26 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 65,75 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (43)$$

je pádová rychlost v přistávací konfiguraci ($c_{L_{max}}$ odečteno z přepočtené poláry).

Rychlost dosednutí je dle [6] definovaná vztahem (44).

$$v_P = 1,15 \cdot v_{SO} = 1,15 \cdot 65,75 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = \underline{75,61 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}} \quad (44)$$

Délka vzdušné části přistání je dána vztahem (45).

$$L_{P1} = \frac{G}{(F - D)_{stř}} \cdot \left[\frac{v_{AP}^2 - v_P^2}{2 \cdot g} + h_P \right] \quad (45)$$

$$L_{P1} = \frac{4922,94 \text{ N}}{(0 - 441,37 \text{ N})_{stř}} \cdot \left[\frac{(85,48/3,6)^2 \text{ m}^2 \cdot \text{s} - (75,65/3,6)^2 \text{ m}^2 \cdot \text{s}}{2 \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}} + 15 \text{ m} \right] = \underline{237 \text{ m}}$$

příčemž:

$$D_{stř} = \frac{D_{AP} + D_P}{2} = \frac{495,25 \text{ N} + 387,49 \text{ N}}{2} = \underline{441,37 \text{ N}} \quad (46)$$

Při přistání uvažován nulový tah.

Délka pozemní části přistání je dána vztahem (47).

$$l_{P2} = \int_{v_P}^0 \frac{v \cdot dv}{a_D} \quad (47)$$

kde:

$$a_D = g \cdot \left[-f_{tř} - (c_D - f_{tř} \cdot c_L) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S}\right)} \right] \quad (48)$$

Za c_L a c_D dosazeny hodnoty odpovídající rychlosti dosednutí v_P , tj. $c_L = 1,70$ a $c_D = 0,17$.

Výpočet proveden v rozsahu rychlostí 75,61 až 0 km/h (viz. Tab. 46).

v [km/h]	v [m/s]	ad [m/s ²]	v/ad [s]	Lp2 [m]
0	0,00	0,490	0,000	280,857
10	2,77	0,498	5,567	280,857
20	5,55	0,524	10,589	265,391
30	8,33	0,567	14,685	235,975
40	11,11	0,627	17,708	195,183
50	13,88	0,704	19,711	145,994
60	16,66	0,798	20,862	91,239
70	19,44	0,910	21,360	33,287
75,61	21,00	0,980	21,424	0,000

Tab. 46 Výpočet délky vzdušné části přistání

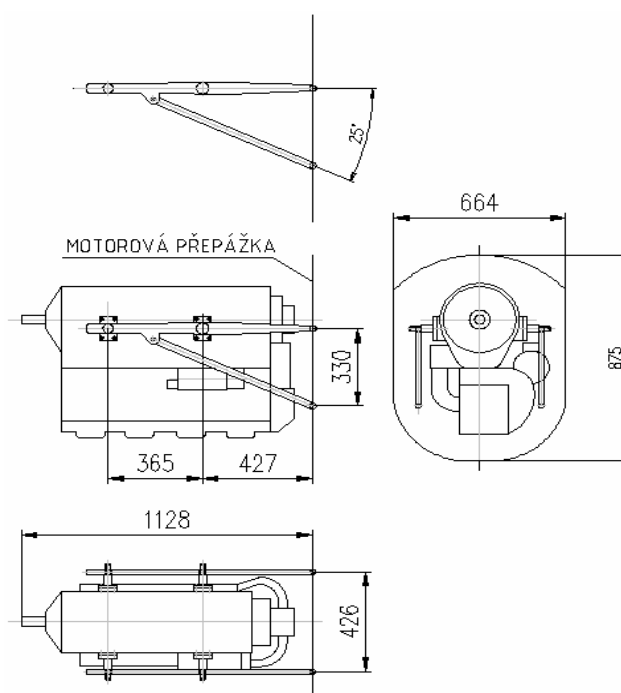
Celková délka přistání se stanoví z (49).

$$L_P = L_{P1} + L_{P2} = 237 \text{ m} + 280,86 \text{ m} = \underline{517,86 \text{ m}} \quad (49)$$

10 ZÁSTAVBA MOTORU M 132

K uchycení motoru k letounu slouží motorové lože. Je to značně zatížená část konstrukce od tahu motoru, setrvačných sil a gyroskopických momentů. Přesto musí být jednoduché, lehké, zaručit dobrý přístup k motoru a jeho rychlou výměnu. Musí maximálně ztlumit vibrace motoru a zabránit jejich přenosu na drak letounu.

10.1 NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE



Obr. 64 Návrh motorového lože motoru M 132

Detailnější řešení zástavby motoru M 132 viz. **VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE**.

Při návrhu motorových loží bylo přihlédnuto k již existující zástavbě motoru M 132 u letounu Z-142 (viz. Obr. 65).



Obr. 65 Zástavba motoru M 132 u letounu Z-142

10.1.1 NÁVRH MATERIÁLU MOTOROVÉHO LOŽE

Jako materiál motorového lože motoru M 132 zvolena **chromomolybdenová ocel L-CM3**, jehož mechanické vlastnosti jsou uvedeny v Tab. 48 a chemické složení v Tab. 47. Jedná se o zušlechtěnou, nízkolegovanou ocel střední pevnosti, používanou pro svařované díly draku letounů. Ocel je magnetická. Po svaření lze provést zušlechtění na vyšší pevnost. Korozní odolnost obecně i proti korozi při napětí je špatná, díly je třeba povrchově chránit. Ocel je dobře svařitelná při použití speciálních metod (MIG, CO). [8]

Obsah [%]	C	Mn	Si	Cr	Mo	Ni	Cu	P	S
Min.	0,22	0,50	0,17	0,90	0,15	-	-	-	-
Max.	0,29	0,80	0,37	1,20	0,25	0,30	0,25	0,03	0,03

Tab. 47 Chemické složení materiálu L-CM3 [8]

Způsob předepisování do technické dokumentace	Polotovar	Rozměrové vymezení [mm] 4)	Hodnoty mechanických vlastností 1), 2), 3)					
			R _m [MPa]	RP _{0,2} [MPa]	A [%]	Z [%]	KCU ₂ [J/cm ²]	Tvrdost [HB]
L-CM3.6 (zušlechtěno)		do tl. 45	640 - 780	440	A ₅ = 17	55	98	192 - 239

Tab. 48 Mechanické vlastnosti materiálu L-CM3 [8]

Další mechanické vlastnosti materiálu L-CM3 neuvedené v Tab. 48 jsou:

$$E = 2 \times 10^5 \text{ MPa}$$

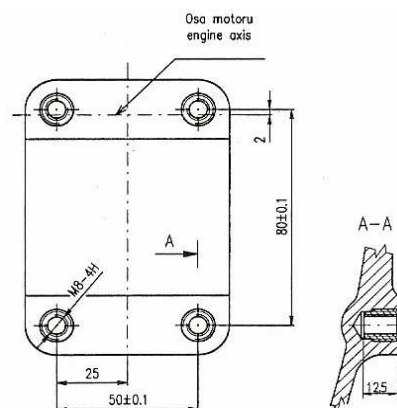
$$G = 7,58 \times 10^4 \text{ MPa}$$

$$\mu = 0,32$$

$$\rho = 7,8 \text{ g/cm}^3$$

10.1.2 NÁVRH ZÁSTAVBY MOTOROVÉHO LOŽE

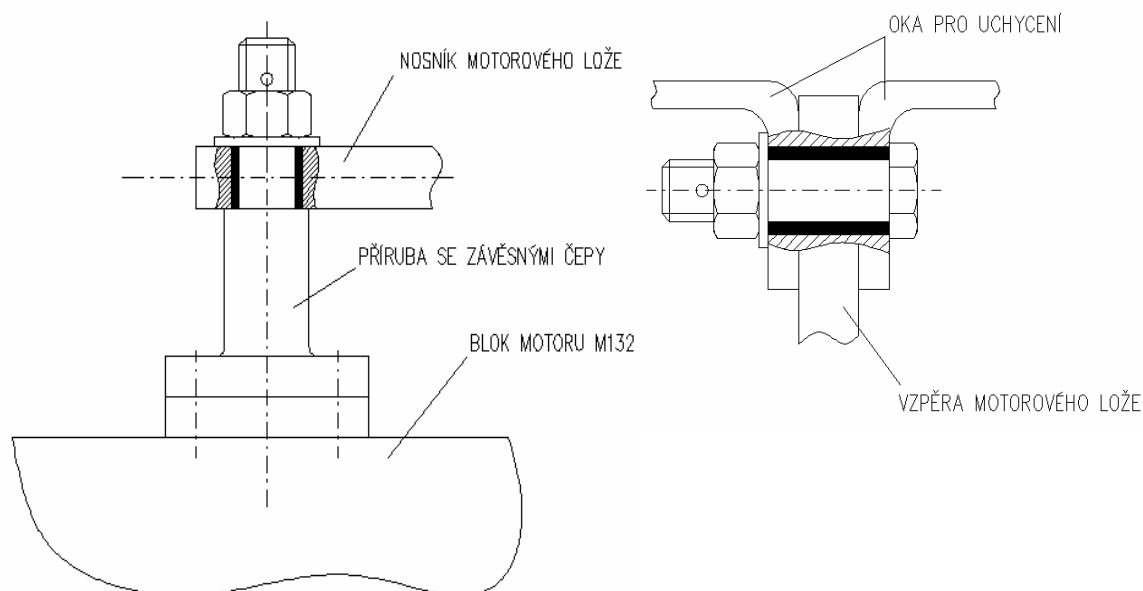
Na bocích klikové skříně motoru M 132 jsou po dvou na každé straně odlity příruby pro upevnění závěsných čepů motorového lože (viz. Obr. 66).



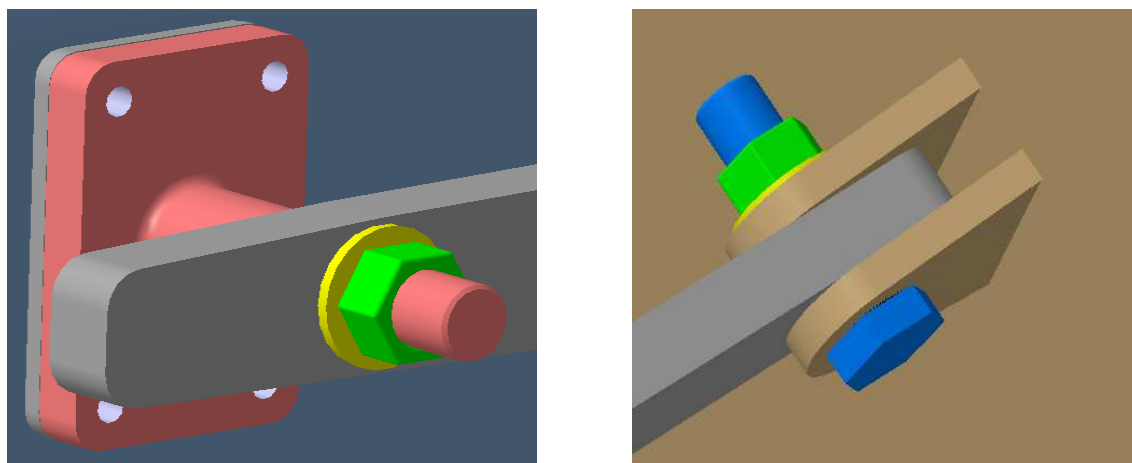
Obr. 66 Příruba pro upevnění závěsných čepů motorového lože [9]

Zástavba motoru M 132 k motorovému loži (viz. Obr. 67, vlevo) je řešena pomocí příruby upevněné pomocí závěsných čepů. Nosníky motorového lože jsou zajištěny pomocí podložky s maticí. Pro zmírnění vibrací je použit pryžový kroužek. Uchycení motorového lože k motorové přepážce (viz. Obr. 67, vpravo) je řešeno podobným způsobem, resp. šroubovým spojem, taktéž s pryžovým kroužkem.

Rozměry nosníků voleny zejména dle velikosti ok pro čepy.

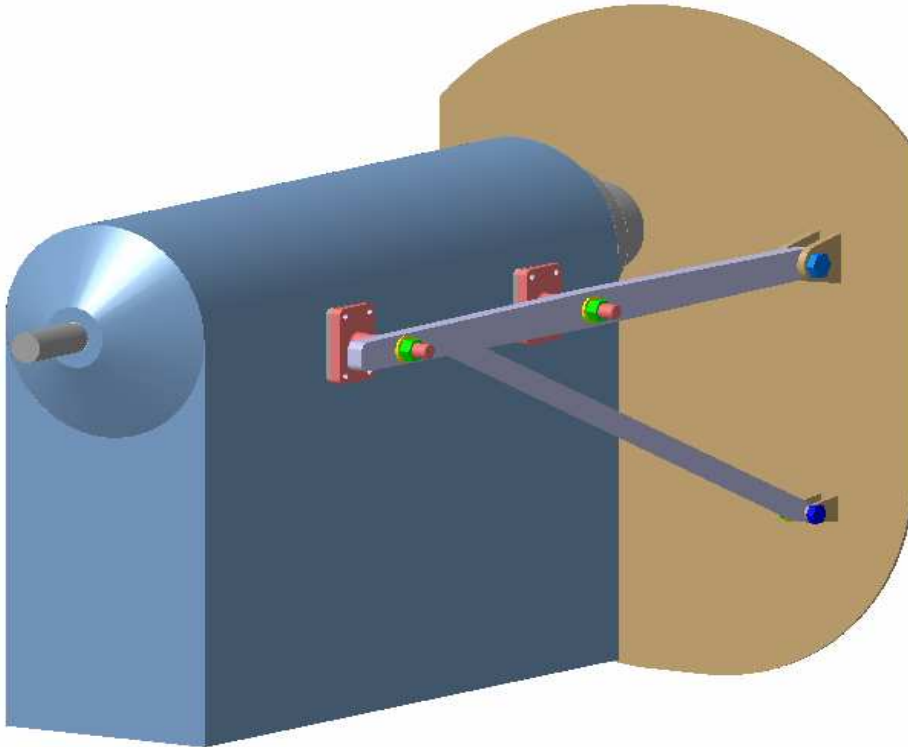


Obr. 67 Zástavba motorového lože k motoru M 132 (vlevo) a k motorové přepážce (vpravo)



Obr. 68 Zjednodušený model zástavby motorového lože k motoru M 132 (vlevo) a k motorové přepážce (vpravo) (CATIA V5R17)

Uchycení motorového lože k motorové přepážce je řešeno pomocí L profilů uchycených pomocí nýtů k motorové přepážce. Na Obr. 68 vpravo je zobrazen pouze zjednodušený model této zástavby. Detailnější řešení viz. **VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE**.



Obr. 69 Zjednodušený model zástavby motoru M 132 (CATIA V5R17)

10.2 POŽADAVKY PŘEDPISU CS-VLA NA ZATÍŽENÍ

10.2.1 CS-VLA 361 KROUTÍCÍ MOMENT OD MOTORU

a) Motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro tyto účinky:

- 1) Maximálního provozního kroutícího momentu motoru, odpovídajícího startovnímu výkonu a příslušným otáčkám vrtule, působícího současně se 75 % provozního zatížení v bodě A letové obálky CS-VLA 333 (d).
- 2) Maximálního provozního kroutícího momentu motoru specifikovaného v CS-VLA 361 (b), působícího současně s provozním zatížením v bodě A letové obálky CS-VLA 333 (d), a

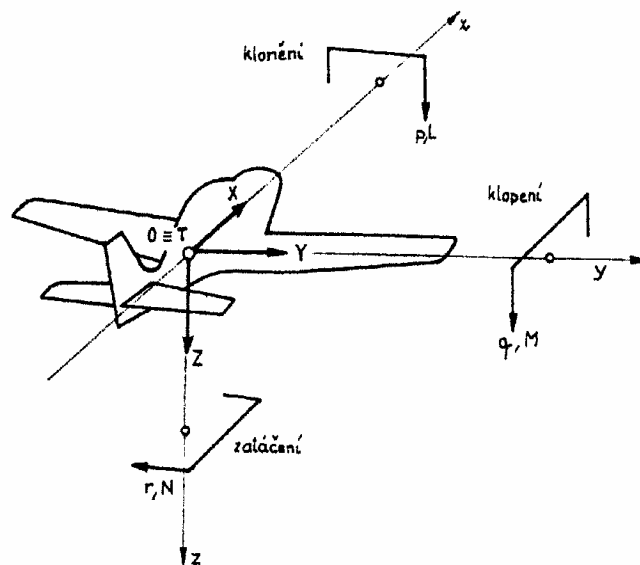
b) Maximální provozní kroutící moment uvažovaný v pododstavci a) 2) tohoto odstavce musí být získán násobením průměrného kroutícího momentu pro maximální trvalý výkon koeficientem určeným následovně:

- 1) Pro čtyřdobé motory
 - I. 1,33 u motorů s pěti nebo více válci,
 - II. 2, 3, 4 nebo 8 u motorů se čtyřmi, třemi, dvěma nebo jedním válcem
- 2) Pro dvoudobé motory
 - I. 2 u motorů se třemi nebo více válci
 - II. 3 nebo 6 u motorů se dvěma nebo jedním válcem. [20]

10.2.2 CS-VLA 363 BOČNÍ ZATÍŽENÍ MOTOROVÉHO LOŽE

- 1) Motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro mezní násobek zatížení v bočním směru, pro boční zatížení motorového lože ne menší než 1,33.
- 2) Boční zatížení v pododstavci 1) tohoto odstavce může být považováno za nezávislé na ostatních letových podmínkách. [20]

10.3 VÝPOČET ZATÍŽENÍ



Obr. 70 Letadlová souřadnicová soustava použitá při výpočtu zatížení [6]

10.3.1 PŘÍPADY S Kladným násobkem

Maximální kroutící moment při startu:

$$M_{k1} = K \cdot \frac{P_{\max}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 2 \cdot \frac{90000 \text{ W}}{2 \cdot \pi \cdot 45 \text{ s}^{-1}} = \underline{636,62 \text{ N} \cdot \text{m}} \quad (50)$$

kde: P_{\max} [W] – maximální vzletový výkon dle [11]

n [s^{-1}] – příslušné otáčky maximálního vzletového výkonu dle [11]

Koeficient $K=2$ zvolen pro čtyřválcové, čtyřdobé motory dle kap. 10.2.1.

75 % zatížení v bodě A letové obálky letounu: (CS-VLA 361 a) 1))

$$F_{z1} = 0,75 \cdot n_1 \cdot m_{ms} \cdot g = 0,75 \cdot 3,8 \cdot 153,9 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} = \underline{4301,35 \text{ N}} \quad (51)$$

kde: n_1 [1] – kladný násobek zatížení v bodě A letové obálky dle předpisu CS-VLA
 m_{ms} [kg] – hmotnost motorové sestavy (motor + vrtule, dle kap. 4.3 a kap. 4.4)

Kroutící moment od maximálního trvalého výkonu:

$$M_{k2} = K \cdot \frac{P_{\max TV}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 2 \cdot \frac{80000 \text{ W}}{2 \cdot \pi \cdot 43,33 \text{ s}^{-1}} = \underline{587,69 \text{ N} \cdot \text{m}} \quad (52)$$

kde: $P_{\max TV}$ [W] – maximální trvalý výkon dle [11]
 n [s^{-1}] – příslušné otáčky maximálního trvalého výkonu dle [11]

100 % zatížení v bodě A letové obálky letounu: (CS-VLA 361 a) 2))

$$F_{z2} = n_1 \cdot m_{ms} \cdot g = 3,8 \cdot 153,9 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} = \underline{5735,13 \text{ N}} \quad (53)$$

Boční zatížení: (CS-VLA 363 1))

$$F_y = 1,33 \cdot m_{ms} \cdot g = 1,33 \cdot 153,9 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} = \underline{2007,3 \text{ N}} \quad (54)$$

Tah pohonné jednotky:

Uvažován maximální vzletový tah a maximální tah horizontálního letu (viz. Kap. 9.6 a Kap. 9.2).

10.3.2 PŘÍPADY SE ZÁPORNÝM NÁSOBKEM

75 % zatížení v bodě A letové obálky letounu: CS-VLA 361 a) 1)

$$F_{z3} = 0,75 \cdot n_2 \cdot m_{ms} \cdot g = 0,75 \cdot (-1,5) \cdot 153,9 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} = \underline{-1697,9 \text{ N}} \quad (55)$$

kde: n_2 [1] – záporný násobek zatížení v bodě A letové obálky dle předpisu CS-VLA

100 % zatížení v bodě A letové obálky letounu: CS-VLA 361 a) 2)

$$F_{z4} = n_2 \cdot m_{ms} \cdot g = (-1,5) \cdot 153,9 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} = \underline{-2263,87 \text{ N}} \quad (56)$$

10.3.3 PŘEHLED ZATÍŽENÍ

případ	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	M _x [N.m]	zatížení	CS-VLA
1	1985		4301,35	636,62	vzlet (+)	361 a) 1)
2	1588		5735,13	587,69	horizontální let (+)	361 a) 2)
3	1985		-1697,9	636,62	vzlet (-)	361 a) 1)
4	1588		-2263,87	587,69	horizontální let (-)	361 a) 2)
5		2007,3			boční zatížení	363 1)

Tab. 49 Přehled provozních zatížení

Početni zatížení získáme z provozního zatížení vynásobením součinitelem bezpečnosti.

$$F_{poč} = F_{prov} \cdot f \quad (57)$$

Pro letectví je uvažován součinitel bezpečnosti $f = 1,5$.

případ	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	M _x [N.m]	zatížení	CS-VLA
1	2977,5		6452	954,9	vzlet (+)	361 a) 1)
2	2382		8602,7	881,6	horizontální let (+)	361 a) 2)
3	2977,5		-2546,9	954,9	vzlet (-)	361 a) 1)
4	2382		-3395,8	881,5	horizontální let (-)	361 a) 2)
5		3011			boční zatížení	363 1)

Tab. 50 Přehled početních zatížení

Z hlediska velikosti zatížení zvoleny nejkritičtější případy zatížení 1 a 2, navíc kontrola bočního zatížení, tzn. případ 5. Byly spočteny i případy se záporným násobkem, ale nejsou kritickými případy pro kontrolu.

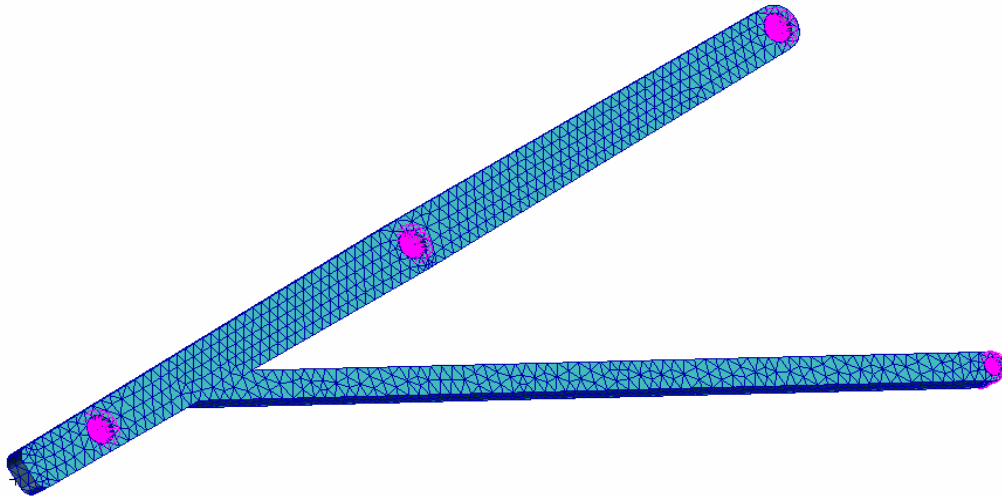
10.4 MKP ANALÝZA

Metoda konečných prvků (Finite Element Method – FEM) je numerická metoda pro analýzu struktur a těles. Základním principem FEM je diskretizace (rozdělení) tělesa na malé části (prvky), které jsou matematicky snadno popsitelné.

Motorové lože budou řešeny metodou konečných prvků v programu MSC Patran 2007 a MSC Nastran 2007.

10.4.1 MKP MODEL

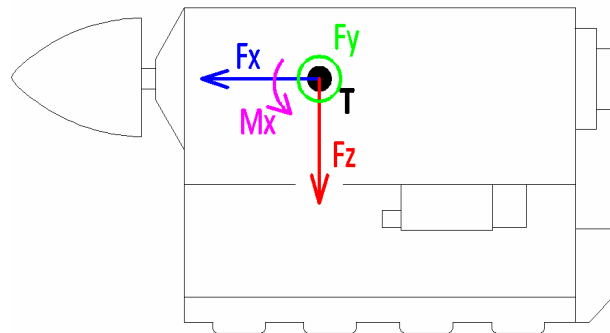
Model nosníku motorového lože byl vytvořen v programu CATIA V5R17. Jedná se o zjednodušený model, který zachovává průřezy hlavních částí nosníku motorového lože. Obr. 71 znázorňuje vytvořenou výpočtovou síť modelu nosníku motorového lože.



Obr. 71 Tvorba MKP sítě na zjednodušeném modelu nosníku motorového lože

10.4.2 DEFINICE ZATÍŽENÍ V PROGRAMU MSC PATRAN 2007

Dle přepisu CS-VLA se definovalo početní zatížení motorového lože (viz. Tab. 50). Orientaci působení tohoto zatížení zobrazuje Obr. 72. Je třeba mít na vědomí, že toto zatížení působí v těžišti sestavy motor + vrtule. Je třeba získat správnou velikost a orientaci tohoto zatížení v místech zástavby nosníku motorového lože k motoru M 132. Taktéž je třeba přepočítat zatížení z důvodů analýzy pouze jednoho nosníku motorového lože.



Obr. 72 Působení zatížení dle CS-VLA

K přepočtu zatížení je potřeba znát polohu těžiště sestavy motor + vrtule (58).

$$m_1 \cdot x_1 + m_2 \cdot x_2 = m \cdot x \quad (58)$$

kde: m_1 [kg] – hmotnost motoru M 132 (viz. Kap. 4.3)

m_2 [kg] – hmotnost vrtule V 541.2 (viz. Kap. 4.4)

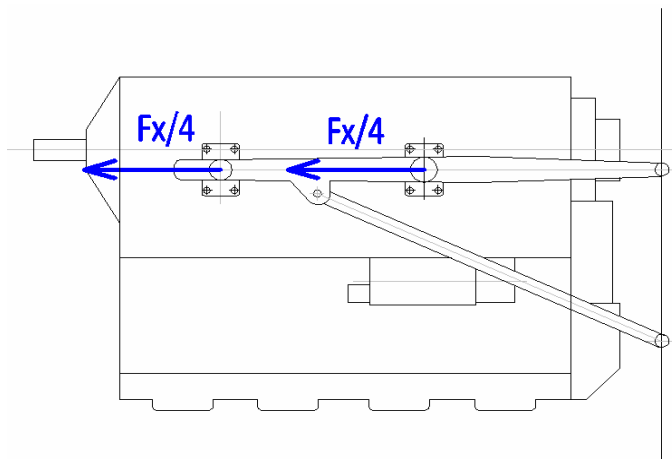
x_1 [m] – vzdálenost těžiště motoru M 132 od počátku pomocného souř. systému

x_2 [m] – vzdálenost těžiště vrtule V 541.2 od počátku pomocného souř. systému

m [kg] – hmotnost sestavy motor + vrtule

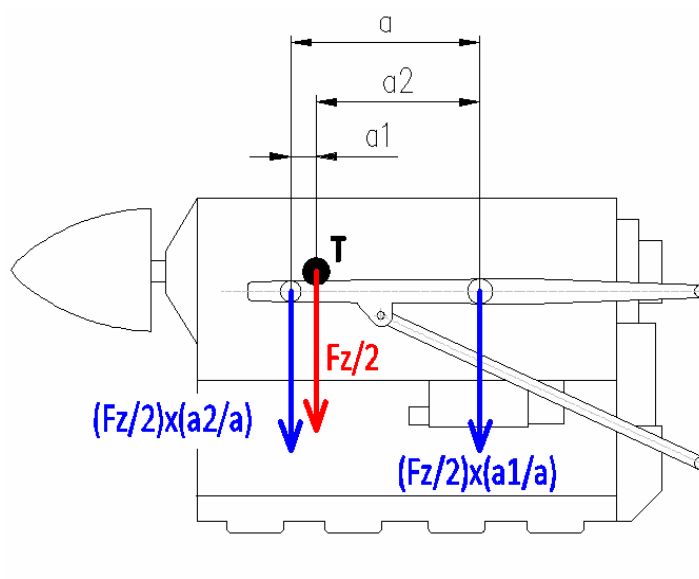
x [kg] – vzdálenost těžiště sestavy motor + vrtule od počátku pomoc. souř. systému

Přepočet tahového zatížení znázorňuje Obr. 73. Prvním přepočtem je polovina tahového zatížení, jelikož je kontrolován jeden nosník motorového lože. Dalším přepočtem je působení tahového zatížení v místech uchycení nosníku motorového lože k motoru M 132 ve stejné ose, proto znovu přepočet na polovinu. Celkově dostaneme čtvrtinovou velikost tahového zatížení v jednom místě uchycení nosníku motorového lože k motoru M 132.



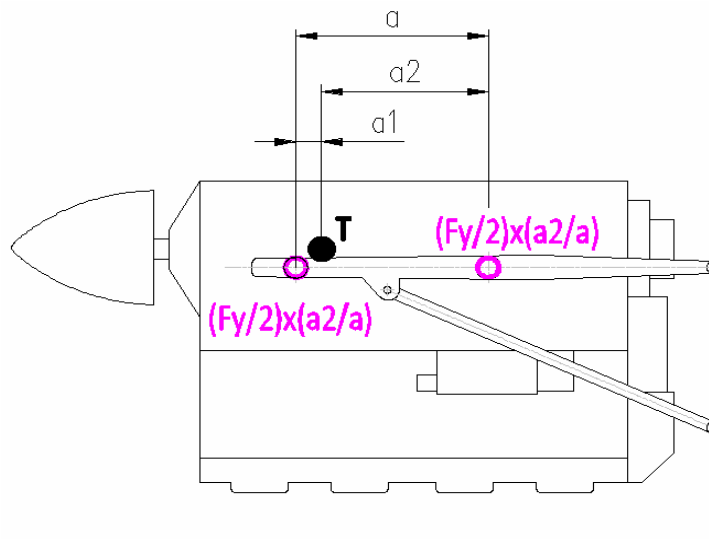
Obr. 73 Působení tahového zatížení

Přepočet zatížení v ose z znázorňuje Obr. 74. Jedná se o přepočet pomocí vzdáleností uchycení nosníku motorového lože k motoru M 132 od těžiště sestavy motor + vrtule. Je třeba říct, že poloha těžiště v ose z je zanedbána. Taktéž je uvažována analýza pouze jednoho nosníku motorového lože.



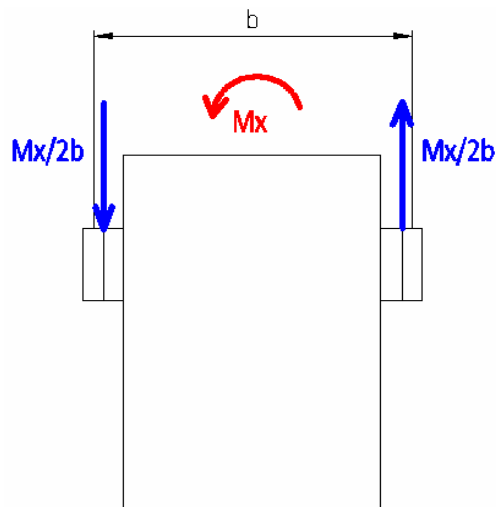
Obr. 74 Působení zatížení v ose z

Přepočet bočního zatížení znázorňuje Obr. 75. Přepočet proveden stejným způsobem jako při přepočtu zatížení v ose z. Poloha těžiště v ose z zanedbána.



Obr. 75 Působení bočního zatížení

Působení kroutícího momentu znázorňuje Obr. 76. Kroutící moment způsobí v závěsích sílu, která působí v každém nosníku opačným směrem. Přepočten proveden dle tuhosti závěsů. Závěsy jsou stejné, proto stejné hodnoty v obou závěsích. Taktéž uvažována poloviční hodnota síly díky dvěma závěsům na každém nosníku motorového lože.



Obr. 76 Působení kroutícího momentu

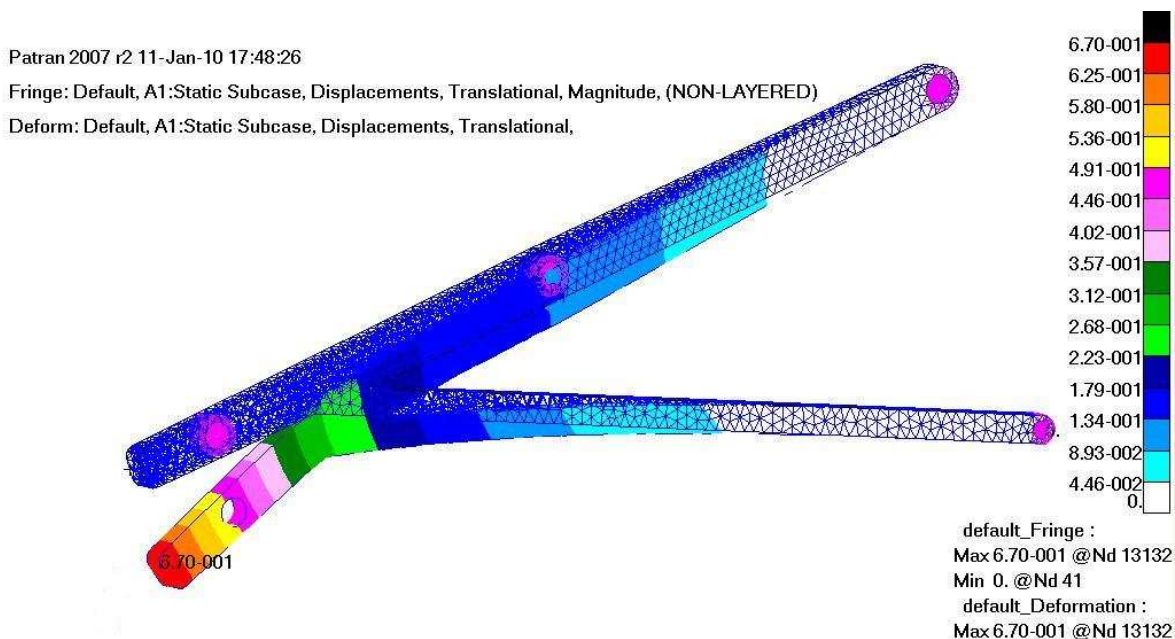
V Tab. 51 jsou uvedeny případy zatížení modelu nosníku motorového lože v programu MSC Patran 2007. Označení použité v Tab. 51: A – závěs dále od motorové přepážky, B – závěs blíže k motorové přepážce.

případ	Fx [N]		Fz [N]		Fy [N]		Mx/2b [N]	
	A	B	A	B	A	B	A	B
1	744	744	2793	433	-	-	1120	1120
5	-	-	-	-	1303	202	-	-

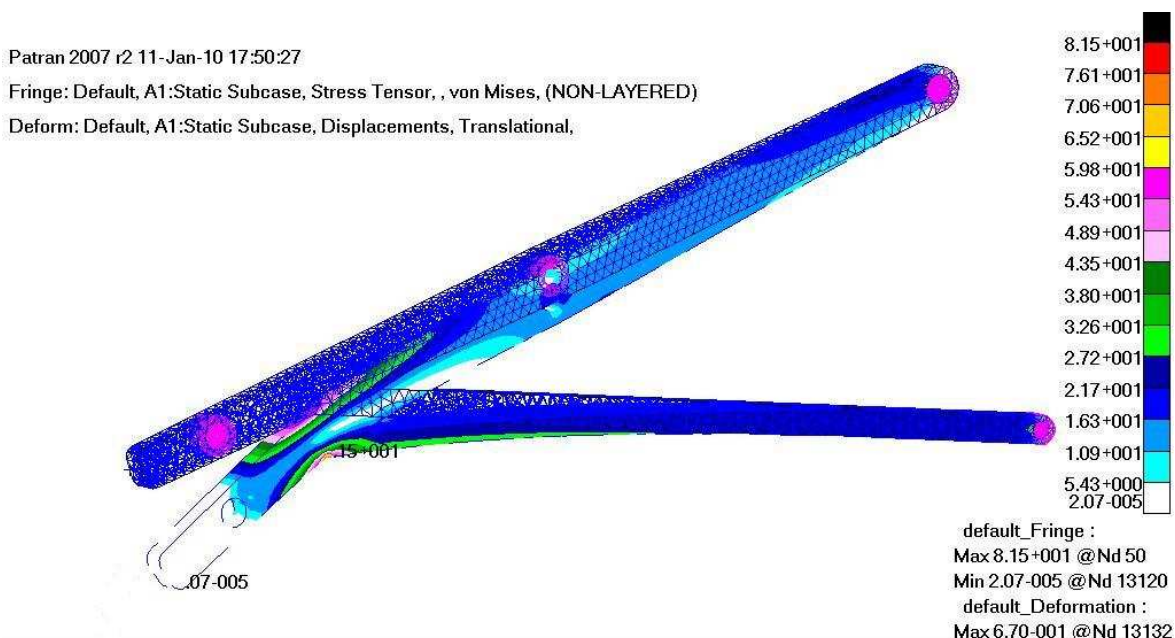
Tab. 51 Případy zatížení modelu nosníku motorového lože v programu MSC Patran 2007

10.4.3 VÝSLEDKY MKP ANALÝZY

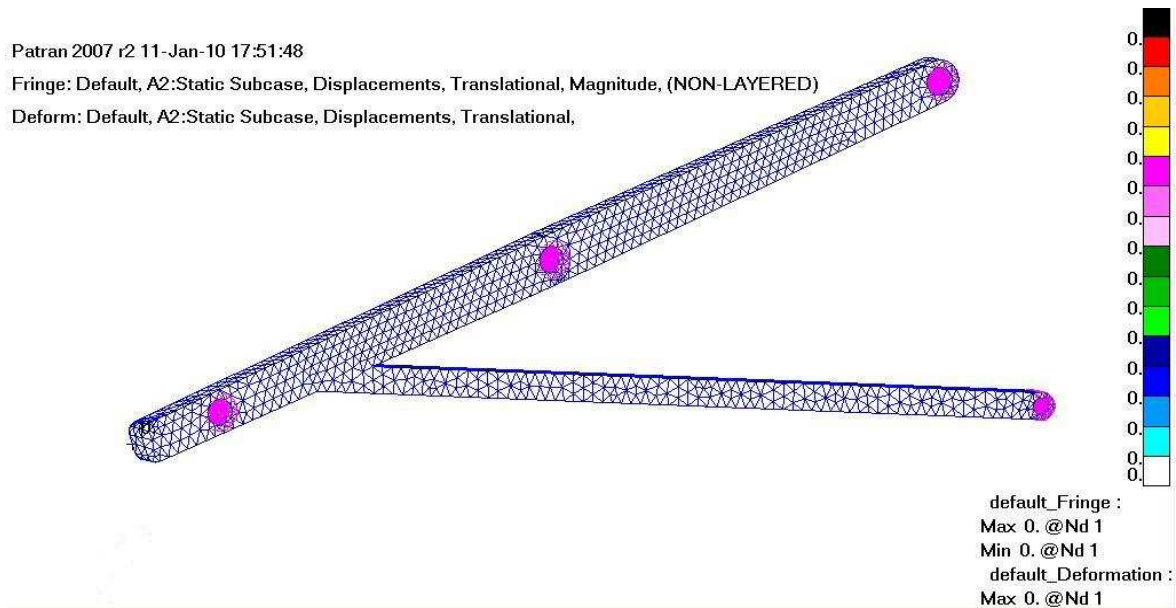
Po načtení zjednodušeného modelu nosníku motorového lože do programu MSC Patran, zavedení zatížení, okrajových podmínek, definici materiálu a definici vlastností proběhl výpočet v programu MSC Nastran 2007. Po načtení výsledků do programu MSC Patran 2007 byly zobrazeny analýzy deformací a napětí (viz. Obr. 77, Obr. 78, Obr. 79).



Obr. 77 Analýza deformací pro zatížení v ose z, tl. 21 mm



Obr. 78 Analýza napětí pro zatížení v ose z, tl. 21 mm



Obr. 79 Analýza deformací pro boční zatížení, tl. 21 mm

Pomocí MKP analýzy byl stanoven optimální tvar a bezpečná tloušťka motorového lože **21 mm**. Maximální deformace **0,67 mm** při zatížení v ose z.

Pro srovnání uvedena analýza deformací bočního zatížení pro tloušťku 20 mm nosníku motorového lože (viz. přílohy).

Porovnání s napětím na mezi kluzu: $\sigma_{MKP} = 81,5 \text{ MPa} < R_{P0,2} = 440 \text{ MPa}$ což vyhovuje.

10.5 KONTROLA ZATÍŽENÍ KONSTRUKCE

Při kontrole zatížení konstrukce se bude vycházet z analýzy MKP, tzn. ze známých zatížení v nosníku motorového lože. Vzhledem k velikosti nosníku není jeho namáhání rozhodující pro kontrolu zatížení konstrukce. Kritickým napětím motorového lože je tlakové napětí ve vzpěře, proto se velký význam přikládá kontrole vzpěrné stability.

10.5.1 KONTROLA VZPĚRNÉ STABILITY VZPĚRY

Postup výpočtu dle [17].

Štíhlost prutu (kulatina) je dána vztahem (59).

$$\lambda = \frac{l}{i} = \frac{644 \text{ mm}}{5 \text{ mm}} = 128,8 \quad (59)$$

kde: i [mm] – kvadratický poloměr průřezu (viz. [18], kruh)
 l [mm] – délka vzpěry

Jelikož se provádí kontrola vzpěry, je nutné provést kontrolu λ_m dle vztahu (60), dle [17].

$$\lambda_m = \pi \cdot \sqrt{\frac{E}{R_{p0,2}}} = \pi \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 10^5 \text{ MPa}}{440 \text{ MPa}}} = \underline{66,98} \quad (60)$$

kde: E [MPa] – modul pružnosti v tahu (viz. Kap. 10.1.1)

$R_{p0,2}$ [MPa] – napětí na mezi kluzu (viz. Kap. 10.1.1)

Pokud:

$\lambda \geq \lambda_m \Rightarrow$ výpočet podle Eulera, mezní stav vzpěrné stability nastává dříve než mezní stav pružnosti

$\lambda < \lambda_m \Rightarrow$ mezní stav pružnosti nastává dříve než mezní stav vzpěrné stability

Platí:

$\lambda \geq \lambda_m$ ($128,8 \geq 66,98$) \Rightarrow výpočet podle Eulera

Abychom mohli určit mezní stav pružnosti, je třeba určit kritické napětí dle Eulera dle vztahu (61).

$$\sigma_{KR} = \alpha^2 \cdot \frac{E \cdot J}{S \cdot l^2} = \pi^2 \cdot \frac{2 \cdot 10^5 \text{ MPa} \cdot 7854 \text{ mm}^4}{314,16 \text{ mm}^2 \cdot 644^2 \text{ mm}^2} = \underline{119 \text{ MPa}} \quad (61)$$

kde: α [-] – koeficient volený dle uchycení (viz. [17])

J [mm⁴] – kvadratický moment průřezu v ohybu

S [mm²] – plocha

Bezpečnost se určí dle vztahu (62). Podmínkou je $k > 1$.

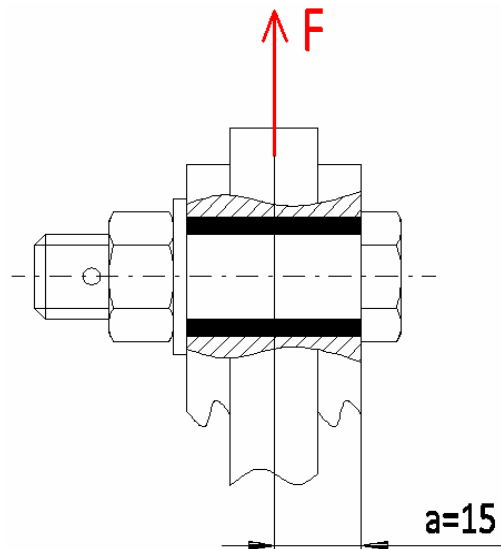
$$k = \frac{\sigma_{KR}}{\sigma_{\max}} = \frac{119 \text{ MPa}}{81,5 \text{ MPa}} = \underline{1,46} \quad (62)$$

kde: σ_{\max} [MPa] – maximální napětí ve vzpěře (viz. MKP analýza, Obr. 78)

Zkontrolován bezpečný průměr vzpěry motorového lože **20 mm** s bezpečností **1,46** pro zatížení na vzpěr.

10.5.2 KONTROLA ŠROUBU

Provedena kontrola šroubu v dolním šroubovém spojení motorové přepážky a vzpěry motorového lože maximálním napětím ve vzpěře (viz. analýza MKP, Obr. 78). Jedná se o kritický šroubový spoj. Šroubový spoj a jeho zatížení znázorňuje Obr. 80.



Obr. 80 Kontrolovaný šroubový spoj, dolní závěs motorové přepážky

Ohybový moment šroubu se určí dle vztahu (63).

$$M_o = F \cdot a = \sigma_{\max} \cdot S \cdot a = 81,5 \text{ MPa} \cdot 314,16 \text{ mm}^2 \cdot 15 \text{ mm} = \underline{384060,6 \text{ N} \cdot \text{mm}} \quad (63)$$

Napětí od ohybu se určí dle vztahu (64).

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{M_o}{\frac{\pi \cdot d^3}{32}} = \frac{384060,6 \text{ N} \cdot \text{mm}}{\frac{\pi \cdot 16^3 \text{ mm}^3}{32}} = \underline{955 \text{ MPa}} \quad (64)$$

Součinitel rezervy se určí dle vztahu (65).

$$\eta = \frac{k_p \cdot R_m}{\sigma_o} = \frac{1,675 \cdot 1080 \text{ MPa}}{955 \text{ MPa}} = \underline{1,89} \quad (65)$$

kde: M_o [N.mm] – ohybový moment

F [N] – síla zatěžující šroubový spoj

σ_{\max} [MPa] – maximální napětí ve vzpěře (viz. MKP analýza, Obr. 78)

S [mm²] – průřez vzpěry

W_o [mm³] – modul průřezu v ohybu (viz. [18], kruh)

R_m [MPa] – mez pevnosti materiálu šroubu (volen materiál L-ROL.7)

σ_o [MPa] – napětí v ohybu

d [mm] – průměr šroubu

k_p [-] – součinitel plasticity (viz. [18], kruh)

V této kapitole byl proveden návrh a kontrola motorového lože letounu VUT 650 TRAKTOR. Všechny prvky motorového lože vyhovují požadavkům předpisu a lože jsou schopné odolávat uvedeným zatížením. Při výpočtu byly vzaty do úvahy požadavky předpisu CS-VLA.

11 ZÁSTAVBA VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ

11.1 KLUZÁKY ČR

Kapitola udává přehled nejpoužívanějších a typických kluzáků ČR, díky kterému je zvolena maximální přípustná rychlost pro aerovlek v_T (158 km/h), nutná pro následující výpočty.



Obr. 81 L-23 Super Blaník



Obr. 82 L-13 Blaník



Obr. 83 L-33 Solo

Kluzák	MTOW [kg]	V_A [km/h]	v_T [km/h]
L-23 Super Blaník	530	150	150
L-13 Blaník	500	145	140
L-33 Solo	340	158	158

Tab. 52 Základní technické údaje vybraných kluzáků

11.2 POŽADAVKY PŘEDPISU UL2 NA PEVNOST, PŘÍLOHA III

- 1) Předpokládá se, že aerovlek se ve výchozím stavu nachází v ustáleném vodorovném letu a že ve vlečném laně působí síla 500 N (pokud není k dispozici přesnější výpočet) na vlečný závěs v následujících směrech:
 - (1) dozadu ve směru podélné osy trupu
 - (2) v rovině vychýlené od směru podélné osy trupu pod úhlem 20° vzad dolů
 - (3) v rovině vychýlené od směru podélné osy trupu pod úhlem 40° vzad nahoru
 - (4) v rovině vychýlené od směru podélné osy trupu pod úhlem 30° vzad do boku
- 2) Předpokládá se, že aerovlek se nachází ve stejných podmínkách, které jsou definovány v Kapitole E./1. a zatížení ve vlečném laně z důvodu rázu náhle vzroste na hodnotu $1.0 Q_{nom}$. Vzniklé zatížení lanem musí být uvedeno do rovnováhy translačními a rotačními setrvačnými silami.
- 3) Q_{nom} je maximální nominální pevnost pro vlečné letadlo certifikované pojistky.
Doporučení: nominální pevnost nemá být volena nižší než 2000 N, za doporučenou hodnotu lze považovat 3000 N.
- 4) Uchycení vlečného závěsu musí být navrženo na provozní zatížení $1,5 Q_{nom}$, které působí ve směrech stanovených v Kapitole E./1. [21]

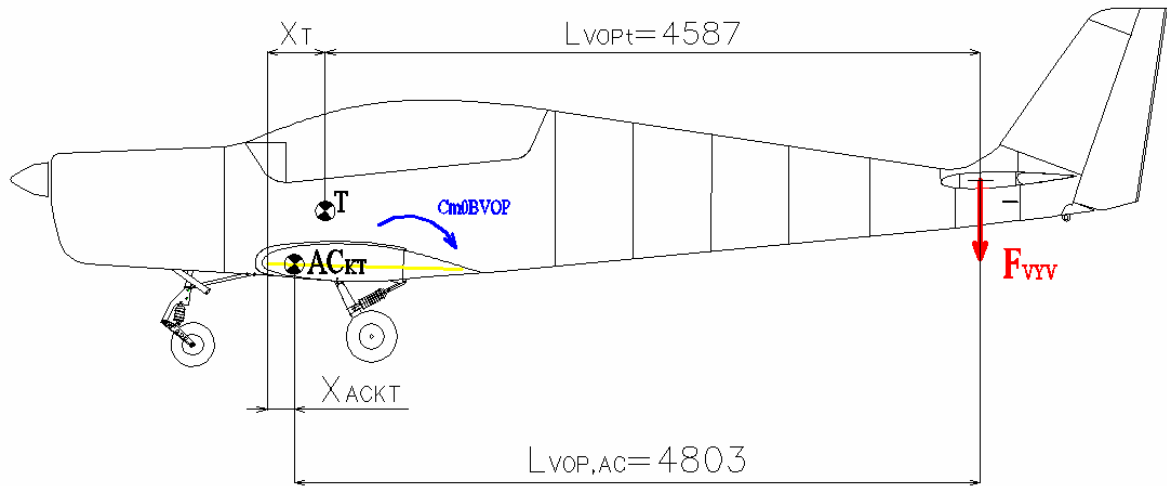
11.3 VÝPOČET ZATÍŽENÍ OD VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ

Výchozí stav: letoun letí ve vodorovném ustáleném letu ($n=1$) při maximální přípustné rychlosti pro aerovlek v_T , na VOP působí vyvažovací síla odpovídající danému letovému stavu a na závěs působí síla ve vlečném laně 500 N v daných směrech (viz. Kap. 11.2).

11.3.1 ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VÝCHOZÍ STAV

Pro výpočet zatížení vlečného zařízení je třeba určit vyvažovací sílu působící na VOP (viz. Obr. 84). Vstupní údaje pro výpočet viz. Kap. 7 (Výpočet centrází), odkud jsou převzaty hodnoty polohy těžiště a délky střední aerodynamické tětiny. Další údaje vychází z podobnosti křídla letounu VUT 650 TRAKTOR a Skyleader 200. Poloha aerodynamického středu přepočtena pro novou délku CSAT (zkrácení centroplánu) z původní délky CSAT a ze známé původní polohy aerodynamického středu. Dalším převzatým údajem vyplývajícím z podobnosti křídla je hodnota součinitele klopivého momentu letounu bez VOP.

Hodnota maximální přípustné rychlosti v_T pro aerovlek je pro každé vlečené letadlo jiná, proto bylo využito srovnání používaných vlečených letadel (viz. Tab. 52) a zvolena maximální přípustná rychlost pro aerovlek 158 km/h. Předpis stanovuje pouze minimální přípustnou rychlost pro aerovlek (menší zatížení), proto tento postup stanovení v_T .



Obr. 84 Vyvažovací síla působící na VOP

Vyvažovací síla působící na VOP se určí dle vztahu (66).

$$F_{VVV} = \frac{M}{L_{VOPt}} = \frac{-995,313 \text{ N} \cdot \text{m}}{4,587 \text{ m}} = -217 \text{ N} \quad (66)$$

kde:

$$M = c_{m0BVOP} \cdot S \cdot c_{SAT} \cdot q + n \cdot m_{TOW} \cdot g \cdot c_{SAT} \cdot (\overline{x_T} - \overline{x_{ACKT}}) \quad (67)$$

$$M = -0,095 \cdot 10,71 \text{ m}^2 \cdot 1,253 \text{ m} \cdot 1179,9 \text{ Pa}$$

$$+ 1 \cdot 502 \text{ kg} \cdot 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot 1,253 \text{ m} \cdot (0,32 - 0,2375)$$

$$M = -995,313 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_T^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot 43,89^2 \text{ m}^2 \cdot \text{s} = 1179,9 \text{ Pa} \quad (68)$$

kde: S [m²] – upravená plocha křídla

c_{SAT} [m] – střední aerodynamická těživa upraveného křídla (viz. Kap. 7.2.1)

n [1] – násobek zatížení (při vodorovném ustáleném letu)

m_{TOW} [kg] – maximální vzletová hmotnost (viz. Kap. 7.4)

q [Pa] – kinetický tlak

c_{m0BVOP} [1] – součinitel klopivého momentu letounu bez VOP

$\overline{x_T}$ [1] – poměrná poloha těžiště letounu

$\overline{x_{ACKT}}$ [1] – poměrná poloha aerodynamického středu letounu bez VOP

v_T [km/h] – maximální přípustná rychlost pro aerovlek

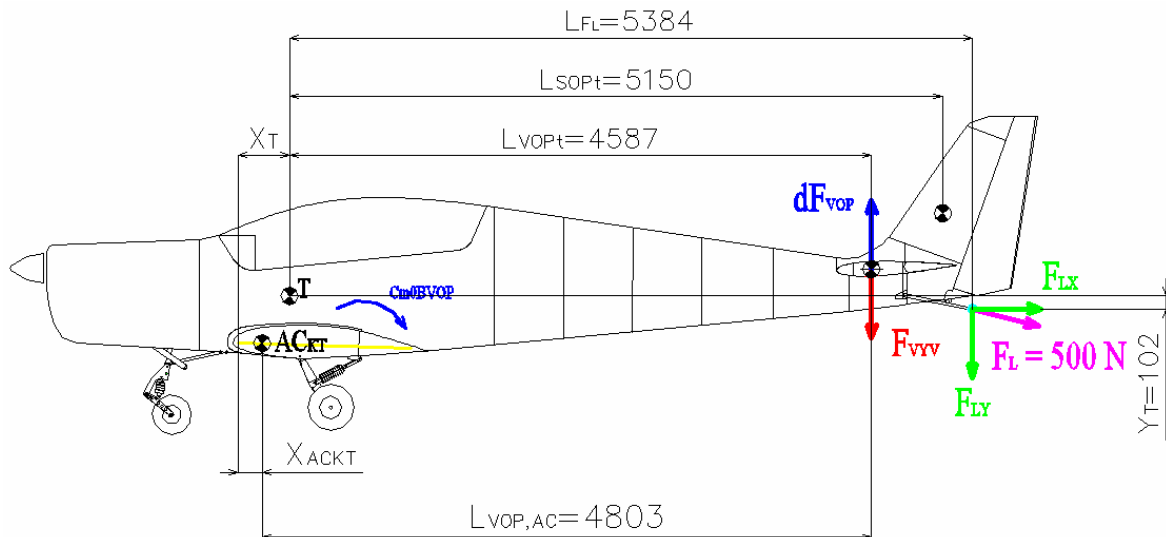
$L_{VOP,AC}$ [m] – vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP

L_{VOPt} [m] – vzdálenost těžiště letadla a aerodynamického středu VOP

Vyvažovací síla působící na VOP při rychlosti $v_T = 158 \text{ km/h}$ je $F_{VVV} = -217 \text{ N}$.

11.3.2 ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VLIV SÍLY V LANĚ

Vlek se nachází v ustáleném vodorovném letu a na závěs působí síla ve vlečném laně $F_L = 500 \text{ N}$ v daných směrech (viz. Kap. 11.2). Složka síly v laně F_{LX} je v rovnováze se zvýšeným tahem motoru. Její momentový účinek k těžišti letounu je připočten k momentovému účinku od svislé složky síly. Složka síly v laně F_{LY} je v momentové rovnováze s přírůstkem vyvažovací síly působící na VOP dF_{VOP} . Tuto silovou rovnováhu znázorňuje Obr. 85 (silový rozklad sil a síly nejsou v měřítku, pouze názorná ukázka).



Obr. 85 Silová rovnováha s vlečným zařízením

Je třeba mít na vědomí, že složka síly F_{LY} mění orientaci v závislosti na sklonu síly v laně F_L , tzn. že mění znaménko. Orientace přírůstku vyvažovací síly působící na VOP dF_{VOP} je závislá na této složce síly v laně. Proto je také potřeba správně definovat momentovou rovnováhu k těžišti. Bude se vycházet z fixní momentové rovnováhy (69), kde se předpokládá působení sil dF_{VOP} a F_{LY} směrem nahoru (do kladného směru). Ze změny orientace složky F_{LY} se určí dF_{VOP} .

$$F_{LY} \cdot L_{FL} + F_{LX} \cdot y_T + dF_{VOP} \cdot L_{VOPT} = 0 \quad (69)$$

VARIANTA A : Síla v laně působí ve směru podélné osy trupu

$$F_{LX} = F_L = 500 \text{ N} \quad (70)$$

VARIANTA B: Síla v laně působí pod úhlem 20° dolů

Pro složky síly v laně platí:

$$F_{LX} = F_L \cdot \cos 20^\circ = 500 \text{ N} \cdot \cos 20^\circ = \underline{469,85 \text{ N}} \quad (71)$$

$$F_{LY} = -F_L \cdot \sin 20^\circ = -500 \text{ N} \cdot \sin 20^\circ = \underline{-171 \text{ N}} \quad (72)$$

Momentová rovnováha k těžišti:

$$F_{LY} \cdot L_{FL} + F_{LX} \cdot y_T + dF_{VOP} \cdot L_{VOPt} = 0 \quad \Rightarrow \quad (73)$$

$$dF_{VOP} = (-F_{LY} \cdot L_{FL} - F_{LX} \cdot y_T) / L_{VOPt}$$

$$dF_{VOP} = (171 \text{ N} \cdot 5384 \text{ mm} - 469,85 \text{ N} \cdot 102 \text{ mm}) / 4587 \text{ mm} = \underline{190,3 \text{ N}}$$

Výsledná vyvažovací síly působící na VOP:

$$F_{VOP} = dF_{VOP} + F_{VYV} = 190,3 \text{ N} - 217 \text{ N} = \underline{-26,7 \text{ N}} \quad (74)$$

VARIANTA C: Síla v laně působí pod úhlem 40° nahoru

Pro složky síly v laně platí:

$$F_{LX} = F_L \cdot \cos 40^\circ = 500 \text{ N} \cdot \cos 40^\circ = \underline{383 \text{ N}} \quad (75)$$

$$F_{LY} = F_L \cdot \sin 40^\circ = 500 \text{ N} \cdot \sin 40^\circ = \underline{321,4 \text{ N}} \quad (76)$$

Momentová rovnováha k těžišti:

$$F_{LY} \cdot L_{FL} + F_{LX} \cdot y_T + dF_{VOP} \cdot L_{VOPt} = 0 \quad \Rightarrow \quad (77)$$

$$dF_{VOP} = (-F_{LY} \cdot L_{FL} - F_{LX} \cdot y_T) / L_{VOPt}$$

$$dF_{VOP} = (-321,4 \text{ N} \cdot 5384 \text{ mm} - 383 \text{ N} \cdot 102 \text{ mm}) / 4587 \text{ mm} = \underline{-385,8 \text{ N}}$$

Výsledná vyvažovací síly působící na VOP:

$$F_{VOP} = dF_{VOP} + F_{VYV} = -385,8 \text{ N} - 217 \text{ N} = \underline{-602,8 \text{ N}} \quad (78)$$

VARIANTA D: Síla v laně působí pod úhlem 30° do boku

Pro složky síly v laně platí:

$$F_{LX} = F_L \cdot \cos 30^\circ = 500 \text{ N} \cdot \cos 30^\circ = \underline{433 \text{ N}} \quad (79)$$

$$F_{LZ} = F_L \cdot \sin 30^\circ = 500 \text{ N} \cdot \sin 30^\circ = \underline{250 \text{ N}} \quad (80)$$

Momentová rovnováha k těžišti:

$$F_{LZ} \cdot L_{FL} + dF_{SOP} \cdot L_{SOPt} = 0 \quad \Rightarrow \quad (81)$$

$$dF_{SOP} = (-F_{LZ} \cdot L_{FL}) / L_{SOPt}$$

$$dF_{SOP} = (-250 \text{ N} \cdot 5384 \text{ mm}) / 5150 \text{ mm} = \underline{-261,4 \text{ N}}$$

Tato síla působí v místě působí sil na SOP.

11.3.3 ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VLIV SÍLY V LANĚ OD RÁZU

Vlek se nachází ve stejných podmínkách, které jsou definovány v kapitole E./1 předpisu UL2 a zatížení ve vlečném laně z důvodu rázu náhle vzroste na hodnotu $1.0 Q_{nom}$. Vzniklé zatížení lanem musí být uvedeno do rovnováhy translačními a rotačními setrvačnými silami. Q_{nom} je maximální nominální pevnost certifikované pojistky pro vlečné letadlo. Doporučená hodnota maximální nominální pevnosti pro vlečné letadlo certifikované pojistky dle předpisu UL2 je 3000 N.

Přírůstek síly v laně je tedy:

$$\Delta F_L = 3000 \text{ N} - 500 \text{ N} = \underline{2500 \text{ N}} \quad (82)$$

Tento přírůstek síly v laně způsobí rotaci letounu s rotačním zrychlením ε_z kolem příčné osy z. Toto zrychlení vyvolá v jednotlivých hmotnostech setrvačné síly, které budou působit proti prvotní zrychlující síle a budou uvádět letoun do rovnováhy. Z hmotnostního rozboru letounu jsou vybrány hmotnosti zadní části trupu a rozděleny do několika úseků po délce trupu. Uvedený přírůstek síly v laně působí v místě uchycení lana k vlečnému zařízení. Zatěžující síla v místě vlečného háku a odlehčující setrvačné síly v místě jednotlivých hmotností způsobují výsledné zatížení trupu.

11.3.4 ANALÝZA ZATÍŽENÍ LETOUNU, VÝPOČTOVÉ VZTAHY

Vstupní údaje pro výpočet: (viz. Tab. 53)

Maximální vzletová hmotnost letounu VUT 650 TRAKTOR (viz. Kap. 7.4)	$m = 502 \text{ kg}$
Souřadnice těžiště letounu (od počátku souřadného systému) Použit stejný souřadný systém jako při výpočtu centrů.	$x_T = 0,71 \text{ m}$ $y_T = 0,43 \text{ m}$ $z_T = 0,00 \text{ m}$
Souřadnice vlečného háku (od počátku souřadného systému) Použit stejný souřadný systém jako při výpočtu centrů.	$X_H = 6,09 \text{ m}$ $Y_H = 0,33 \text{ m}$ $Z_H = 0,00 \text{ m}$

Tab. 53 Vstupní údaje pro výpočet zatížení trupu od vlečného zařízení

Dalším údajem vstupujícím do výpočtu zatížení trupu od vlečného zařízení je moment setrvačnosti J [$\text{kg} \cdot \text{m}^2$]. Při určení momentu setrvačnosti je využito srovnání s letounem KP-5 ASA, kdy se použijí známé hodnoty poloměru setrvačnosti k osám x,y,z. Rozdíl bude dán pouze jinou hmotností (502 kg). Výchozím vztahem pro určení momentu setrvačnosti letounu VUT 650 TRAKTOR je (83). Výsledné momenty setrvačnosti pro hmotnost 502 kg jsou uvedeny v Tab. 54.

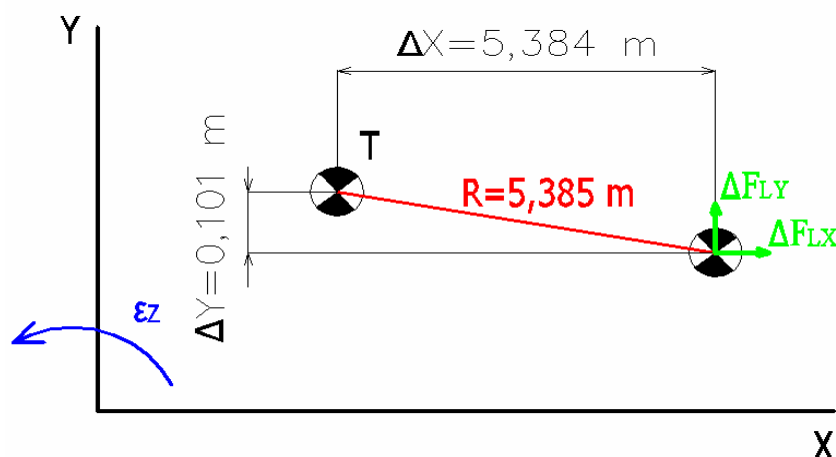
$$J_i = m_i \cdot i_i^2 \quad (83)$$

$$\begin{aligned} J_x &= 520,84 \text{ kg}\cdot\text{m}^2 \\ J_y &= 1359,58 \text{ kg}\cdot\text{m}^2 \\ J_z &= 685,02 \text{ kg}\cdot\text{m}^2 \end{aligned}$$

Tab. 54 Momenty setrvačnosti letounu VUT 650 TRAKTOR

Výpočtové vztahy:

Uvedeny vztahy pro výpočet ve svislé rovině, vztahy pro vodorovnou rovinu jsou obdobné. Obr. 86 znázorňuje schéma výpočtových veličin. Výpočet proveden k těžišti letounu.



Obr. 86 Schéma výpočtových veličin

Moment a zrychlení kolem osy z:

$$M_z = \Delta F_{LY} \cdot \Delta X + \Delta F_{LX} \cdot \Delta Y \quad (84)$$

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{J_z} \quad (85)$$

$$n_y = 1 + \frac{\Delta F_{LY}}{m} \quad (86)$$

$$n_x = \frac{\Delta F_{LX}}{m} \quad (87)$$

Místní násobek:

$$n_{LOK} = \frac{\varepsilon_z \cdot R}{g} \quad (88)$$

$$R = \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2} \quad (89)$$

Složky místního násobku do os X,Y:

$$n_{LOKX} = n_{LOK} \cdot \sin \alpha \quad (90)$$

$$n_{LOKY} = n_{LOK} \cdot \cos \alpha \quad (91)$$

$$\alpha = \arctg \frac{\Delta Y}{\Delta X} \quad (92)$$

Výsledná setrvačná síla v místě i ve směru X:

$$F_{XSi} = -m_i \cdot (n_X + n_{LOKX}) \quad (93)$$

Výsledná setrvačná síla v místě i ve směru Y:

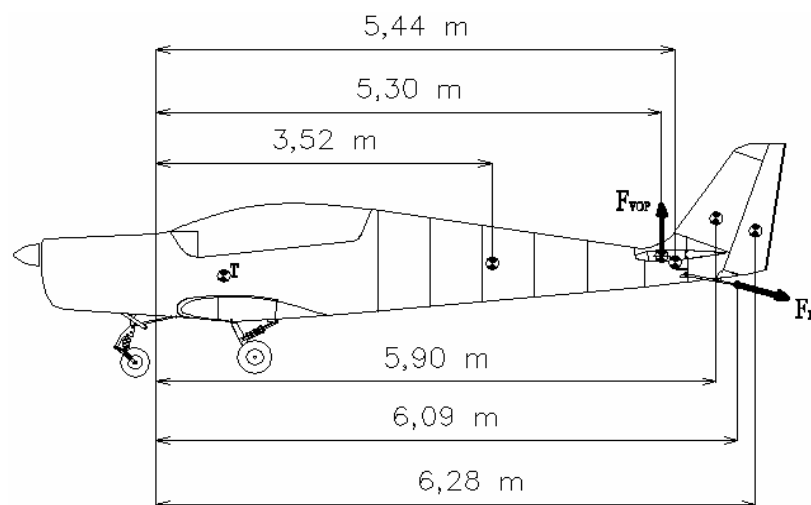
$$F_{YSi} = -m_i \cdot (n_Y + n_{LOKY}) \quad (94)$$

kde: m_i – jednotlivé hmotnosti zadní části trupu (viz. Tab. 55)

Jednotlivé hmotnosti zadní části trupu byly rozděleny do 5 úseků (viz. Tab. 55, viz. Obr. 87). Jednotlivé hmotnosti a vzdálenosti od souřadného systému viz. Kap. 7.4.

označení	popis	m [kg]	X_L [m]	Y_L [m]	Z_L [m]
úsek 1	kornout	10	3,52	0,56	0,00
úsek 2	VOP	8	5,30	0,64	0,00
úsek 3	kýl	2	5,90	1,04	0,00
úsek 4	směrové kormidlo	2	6,28	0,91	0,00
úsek 5	zadní část trupu	2	5,44	0,57	0,00

Tab. 55 Rozdělení zadní části trupu



Obr. 87 Rozdělení zadní části trupu

PŘÍPAD ZATÍŽENÍ A: Síla v laně pod úhlem 20° dolů

provozní zatížení				
ΔF_{LX} [N]	2349	M_z [N.m]	ϵ_x [rad/s ²]	0
ΔF_{Ly} [N]	-855	-4366	ϵ_y [rad/s ²]	0
ΔF_{Lz} [N]	0	-	ϵ_z [rad/s ²]	-6,37
provozní zatížení				
označení	m [kg]	F_{XSi} [N]	F_{YSi} [N]	F_{ZSi} [N]
úsek 1	10	-46,2	42	0
úsek 2	8	-36,9	33,6	0
úsek 3	2	-9,2	8,4	0
úsek 4	2	-9,2	8,4	0
úsek 5	2	-9,2	8,4	0
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
označení	m [kg]	F_{XSi} [N]	F_{YSi} [N]	F_{ZSi} [N]
úsek 1	10	-69,3	63	0
úsek 2	8	-55,4	50,4	0
úsek 3	2	-13,8	12,6	0
úsek 4	2	-13,8	12,6	0
úsek 5	2	-13,8	12,6	0
Σ			151,2 N	
provozní zatížení				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na VOP	$F_L = 500$ N $\Delta F_L = 2500$ N	$F_{LX} = 469,85$ N $\Delta F_{LX} = 2349,2$ N	$F_{LY} = -171$ N $\Delta F_{LY} = -855$ N $dF_{VOP} = -26,7$ N	$F_{Lz} = 0$ N $\Delta F_{Lz} = 0$ N
Σ			-1053 N	
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na VOP		$F_{LX} = 704,7$ N $\Delta F_{LX} = 3523,8$ N	$F_{LY} = -256,5$ N $\Delta F_{LY} = -1282,5$ N $dF_{VOP} = -40$ N	$F_{Lz} = 0$ N $\Delta F_{Lz} = 0$ N
Σ			-1579 N	

Tab. 56 Síla v laně pod úhlem 20° dolů

Bylo spočteno výsledné zatížení trupu od vlečného zařízení (síla v laně pod úhlem 20° dolů) $F_y = -1579$ N. Pro zkoušku vlečného zařízení je tato hodnota podstatná, jedná se o maximální zatížení od vlečného zařízení ve směru osy y. Je možné toto zatížení snížit o hodnotu setrvačných sil.

PŘÍPAD ZATÍŽENÍ B: Síla v laně pod úhlem 40° nahoru

provozní zatížení				
ΔF_{LX} [N]	1915	M_z [N.m]	ϵ_x [rad/s ²]	0
ΔF_{LY} [N]	1607	8845,5	ϵ_y [rad/s ²]	0
ΔF_{LZ} [N]	0	-	ϵ_z [rad/s ²]	12,9
provozní zatížení				
označení	m [kg]	F_{Xsi} [N]	F_{Ysi} [N]	F_{Zsi} [N]
úsek 1	10	-39,5	-112,8	0
úsek 2	8	-31,6	-90,2	0
úsek 3	2	-7,9	-22,6	0
úsek 4	2	-7,9	-22,6	0
úsek 5	2	-7,9	-22,6	0
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
označení	m [kg]	F_{Xsi} [N]	F_{Ysi} [N]	F_{Zsi} [N]
úsek 1	10	-59,3	-169,2	0
úsek 2	8	-47,4	-135,3	0
úsek 3	2	-11,9	-33,9	0
úsek 4	2	-11,9	-33,9	0
úsek 5	2	-11,9	-33,9	0
Σ			-406,2 N	
provozní zatížení				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na VOP	$F_L = 500$ N $\Delta F_L = 2500$ N	$F_{LX} = 321,4$ N $\Delta F_{LX} = 1607$ N	$F_{LY} = 383$ N $\Delta F_{LY} = 1915$ N $dF_{VOP} = -602,8$ N	$F_{LZ} = 0$ N $\Delta F_{LZ} = 0$ N
Σ			1695,2 N	
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na VOP		$F_{LX} = 482,1$ N $\Delta F_{LX} = 2410,5$ N	$F_{LY} = 574,5$ N $\Delta F_{LY} = 2872,5$ N $dF_{VOP} = -904,2$ N	$F_{LZ} = 0$ N $\Delta F_{LZ} = 0$ N
Σ			2542,8 N	

Tab. 57 Síla v laně pod úhlem 40° nahoru

Bylo spočteno výsledné zatížení trupu od vlečného zařízení (síla v laně pod úhlem 40° nahoru) $F_y = 2542,8$ N. Pro zkoušku vlečného zařízení je tato hodnota podstatná, jedná se o maximální zatížení od vlečného zařízení ve směru osy y. Je možné toto zatížení snížit o hodnotu setrvačných sil.

PŘÍPAD ZATÍŽENÍ C: Síla v laně pod úhlem 30° do boku

provozní zatížení				
ΔF_{LX} [N]	2165	M_Y [N.m]	ϵ_x [rad/s ²]	0
ΔF_{LY} [N]	0	6730	ϵ_y [rad/s ²]	4,95
ΔF_{LZ} [N]	1250	-	ϵ_z [rad/s ²]	0
provozní zatížení				
označení	m [kg]	F_{Xsi} [N]	F_{Ysi} [N]	F_{Zsi} [N]
úsek 1	10	-43,1	0	-62,1
úsek 2	8	-34,5	0	-49,7
úsek 3	2	-8,6	0	-12,4
úsek 4	2	-8,6	0	-12,4
úsek 5	2	-8,6	0	-12,4
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
označení	m [kg]	F_{Xsi} [N]	F_{Ysi} [N]	F_{Zsi} [N]
úsek 1	10	-64,7	0	-93,1
úsek 2	8	-51,8	0	-74,6
úsek 3	2	-12,9	0	-18,6
úsek 4	2	-12,9	0	-18,6
úsek 5	2	-12,9	0	-18,6
Σ				-223,5 N
provozní zatížení				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na SOP	$F_L = 500$ N $\Delta F_L = 2500$ N	$F_{LX} = 433$ N $\Delta F_{LX} = 2165$ N	$F_{LY} = 0$ N $\Delta F_{LY} = 0$ N	$F_{LZ} = 250$ N $\Delta F_{LZ} = 1250$ N $dF_{SOP} = -261,4$ N
Σ				1238,6 N
početní zatížení (součinitel bezpečnosti k = 1,5)				
síla 500 N přírůstek 2500 N vyvaž. síla na SOP		$F_{LX} = 649,5$ N $\Delta F_{LX} = 3247,5$ N	$F_{LY} = 0$ N $\Delta F_{LY} = 0$ N	$F_{LZ} = 375$ N $\Delta F_{LZ} = 1875$ N $dF_{SOP} = -392,1$ N
Σ				1857,9 N

Tab. 58 Síla v laně pod úhlem 30° do boku

Bylo spočteno výsledné zatížení trupu od vlečného zařízení (síla v laně pod úhlem 30° do boku) $F_Z = 1857,9$ N. Pro zkoušku vlečného zařízení je tato hodnota podstatná, jedná se o maximální zatížení od vlečného zařízení ve směru osy z. Je možné toto zatížení snížit o hodnotu setrvačných sil.

V následující kapitole je uvedeno zhodnocení případů zatížení.

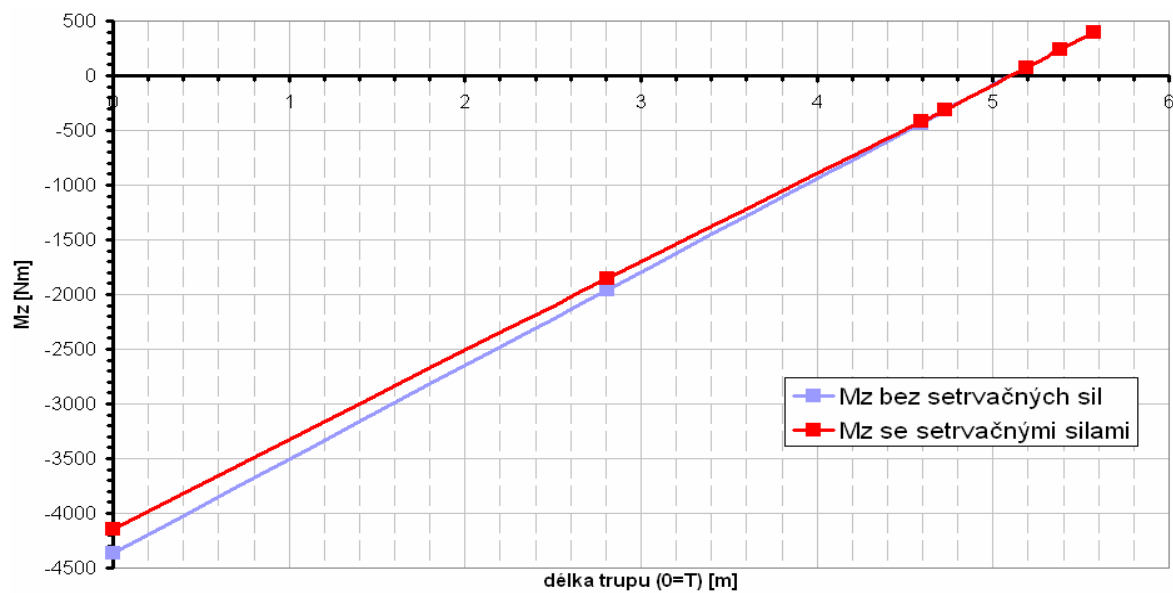
11.3.5 PŘÍPADY ZATÍŽENÍ

Hodnoty momentů a posouvajících sil brány k těžišti letounu.

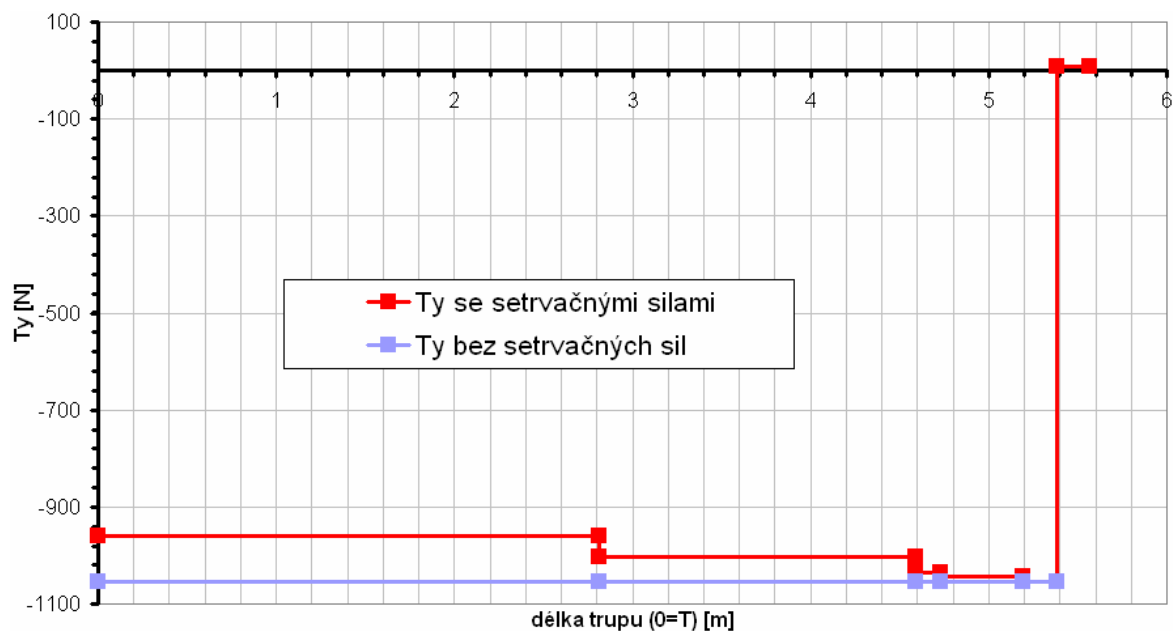
PŘÍPAD ZATÍŽENÍ 0: $F_L = 3000 \text{ N}$, síla v laně ve směru podélné osy trupu

Tento případ, kdy zatěžující síla působí vodorovně dozadu nepatří k rozhodujícím případům. Síla je přenášena celým průřezem trupu.

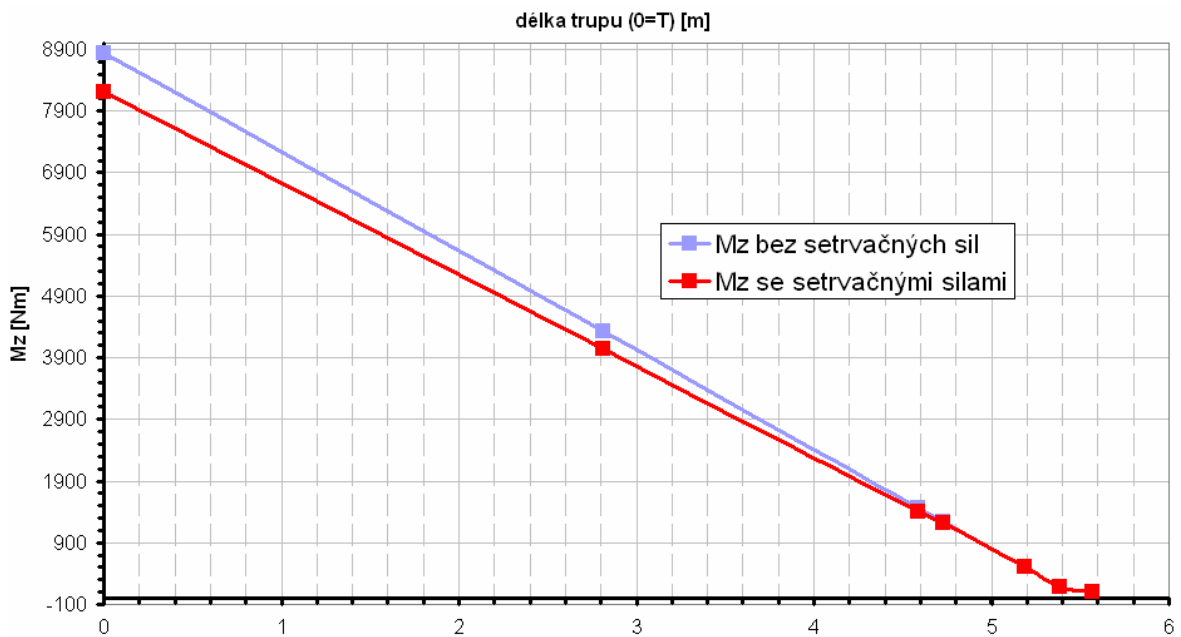
PŘÍPAD PROVOZNÍ ZATÍŽENÍ A: $F_L = 3000 \text{ N}$, síla v laně pod úhlem 20° dolů

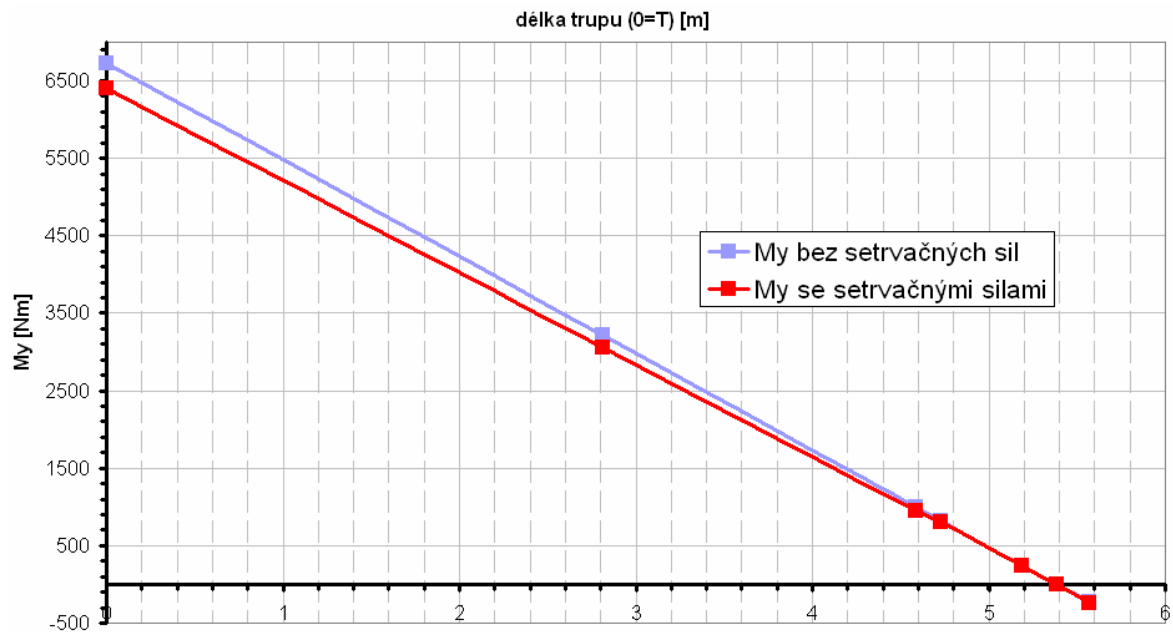
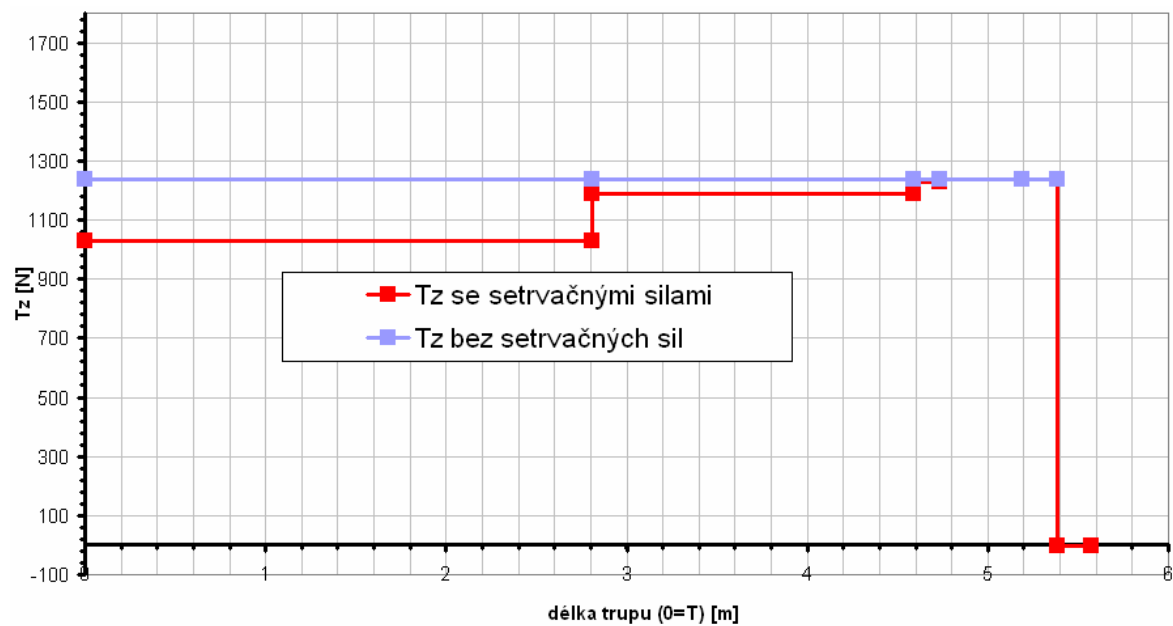


Obr. 88 Průběh momentu, síla v laně pod úhlem 20° dolů

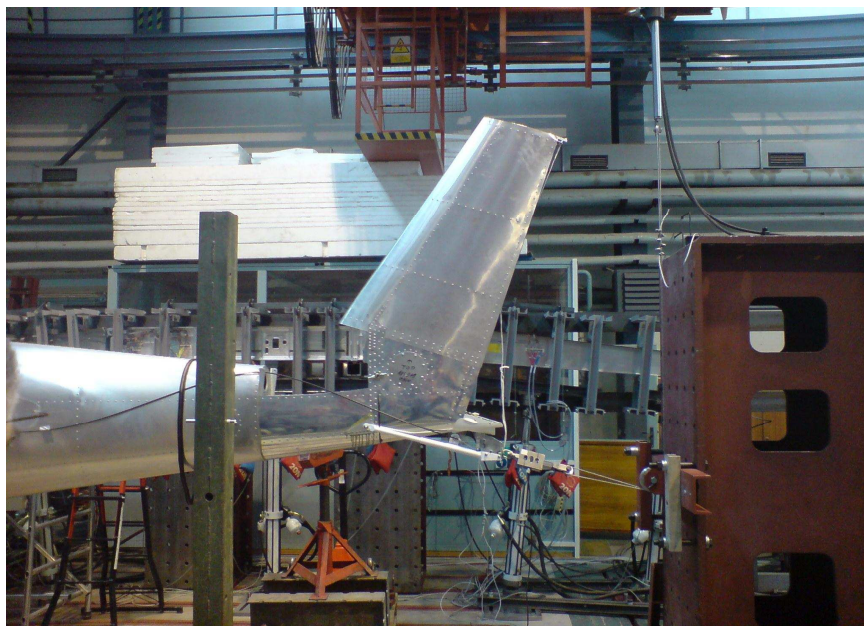


Obr. 89 Průběh posouvající síly, síla v laně pod úhlem 20° dolů

PŘÍPAD PROVOZNÍ ZATÍŽENÍ B: $F_L = 3000$ N, síla v laně pod úhlem 40° nahoru**Obr. 90** Průběh momentu, síla v laně pod úhlem 40° nahoru**Obr. 91** Průběh posouvající síly, síla v laně pod úhlem 40° nahoru

PŘÍPAD PROVOZNÍ ZATÍŽENÍ C: $F_L = 3000$ N, síla v laně pod úhlem 30° do boku**Obr. 92** Průběh momentu, síla v laně pod úhlem 30° do boku**Obr. 93** Průběh posouvající síly, síla v laně pod úhlem 30° do boku

Nyní je potřeba provést zkoušku vlečného zařízení. Zatěžování se provádí postupným zvyšováním síly v laně až do požadované hodnoty zatížení. Grafy znázorňují provozní zatížení. Je potřeba provést zatížení provozní a poté početní. V průběhu zkoušky se sleduje chování vlečného háku, vlečného zařízení a konstrukčních prvků spojujících vlečné zařízení s trupem. Zkouška vlečného zařízení není v práci zahrnuta. Obr. 94 znázorňuje ukázkou zkoušky vlečného zařízení.

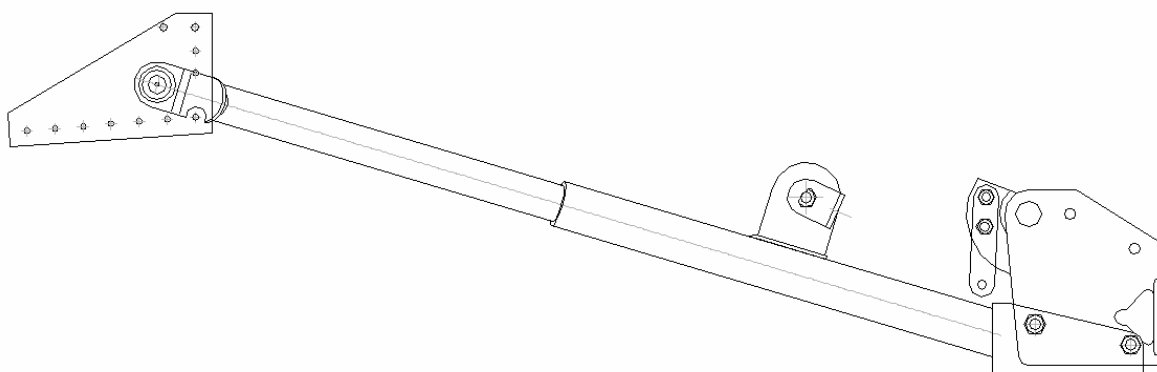


Obr. 94 Ukázka zkoušky vlečného zařízení

11.4 ZÁSTAVBA VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ

Ke konstrukci trupu jsou připojeny ocelové pásky plechu, ke kterým jsou připojeny ocelové trubky. Na konci trubek je připojeno vlečné zařízení pomocí dvou šroubů. Vlečné zařízení je připojeno ke trupu ve třech bodech pomocí šroubů. Vypínač vlečného zařízení je ovládán lankem, které je vedeno trupem. Ovladač je umístěn v kabině letounu.

Obr. 95 zobrazuje vlečné zařízení používané na letounech Skyleader.



Obr. 95 Vlečné zařízení používané na letounech Skyleader

Detailnější řešení zástavby vlečného zařízení viz. **VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE**.

V této kapitole byl proveden výpočet zatížení vlečného zařízení pro maximální vzletovou hmotnost 502 kg letounu VUT 650 TRAKTOR s detailnějším řešením zástavby tohoto zařízení.

12 PROVOZNÍ CHARAKTERISTIKY VERZE PRO VLEKÁNÍ

Verze letounů pro vlekání má odlišné charakteristiky od letounů určených pouze pro provoz. Při vlekání se několika násobí intenzita startů a přistání. Předpokladem jsou také starty a přistání z travnatých ploch a polí, kdy dochází k většímu namáhání přistávacího zařízení. Proto je třeba přizpůsobit konstrukci těmto podmínkám. Další rozdílností verze pro vlekání je vybavení této verze oproti standardu. Jedná se o zpětné zrcátka, samozřejmě vlečné zařízení, s tím související pojistka vlečného zařízení a další požadující vybavení (některé z nich uvedeny v Kap. 1.3).

Provoz a stavba letadel se obecně řídí předpisy. Dne 30.3.2005 byl upraven **přepis UL2 část. I** a doplněna **příloha III., doplňkové požadavky pro vlekání kluzáků ultralehkými letouny (SLZ)**.

Tato kapitola uvádí stručný přehled požadavků tohoto předpisu pro vlekání kluzáků ultralehkými letouny.

12.1 VŠEOBECNĚ

Aerovlek se skládá z vlečného ultralehkého letounu s vybavením pro vlečení a vlečeného kluzáku. Vybavení pro vlečení se zpravidla skládá z následujících částí: vlečný závěs, vypínač vlečného lana, měřicí zařízení kritické teploty chodu motoru, zařízení pro sledování vlečeného kluzáku během vleku a vlečného lana s pojistkou. Kluzáky mohou být vlehány pouze těmi ultralehkými letouny, které jsou pro vlekání schváleny a které odpovídají tomuto schválení. [19]

12.2 NÁVRH A KONSTRUKCE

Vypínač vlečného lana:

Páka na ovládání vlečného závěsu musí být umístěna tak, aby byla pohodlně dosažitelná z každé polohy rukou, která ovládá plynovou páku, a aby mohla být ovládána tahem aniž by to mělo vliv na bezpečné řízení ultralehkého letounu.

Páka musí být natřena žlutě. Poblíž páky musí být umístěn výstražný štítek „Vlečný závěs“. Chod páky má být nejméně 50 mm a nesmí překročit 120 mm. Ovládací táhlo mezi pákou a závěsem musí mít lehký chod.

Ovládací síla pro vypnutí závěsu nesmí překročit 200 N, pokud je hák vlečného závěsu zatížen silou Q_{nom} při směrech zatížení stanovených v Kapitole E./1 předpisu UL2.

Vypínací páka musí být v pilotní kabině umístěna tak, aby ovládací síla byla lehce vyvozena. [19]

Ukazatel kritické teploty chodu motoru:

V zorném poli pilota musí být umístěn ukazatel kritické teploty chodu motoru s varovným upozorněním (označením) mezní přípustné teploty, který slouží ke kontrole kritické teploty motoru při aerovleku. Kritická teplota chodu motoru je definována jako teplota, při níž je poprvé dosaženo maximální přípustné hodnoty při maximálním trvalém výkonu motoru. [19]

Zařízení pro sledování vlečeného kluzáku během vleku:

Pilotovi vlečeného letounu musí být umožněno, aby mohl bez zvláštních obtíží a bez větších pohybů hlavy trvale pozorovat vlečený kluzák. K tomu určené zařízení musí dávat klidný, jasný obraz kluzáku. Kluzák, nebo alespoň jeho část, musí být viditelný v celém rozsahu kužele s vrcholovým úhlem 60°. [19]

Vlečné lano a pojistka:

Mohou být použita pouze nekovová lana (např. polyamidová, polyesterová atd.). Protahání vlečného lana při dovoleném zatížení smí být nejvíce 30 %. Spoje lan mají být chráněny proti opotřebení (otěru) vhodným převlekem (povlakem). Skutečná pevnost vlečného lana nemá být vyšší než zatížení lana udané výrobcem ultralehkého letounu. Pokud je použito lano s vyšší pevností, musí mít pojistku s maximální odpovídající pevností tak, aby byla zajištěna ochrana ultralehkého letounu i kluzáku. Lano má mít délku 40 až 60 m. [19]

Vlečný závěs:

Vlečný závěs musí přenést zatížení stanovené v Kapitole E předpisu UL2. Musí být zabudován tak, aby nemohlo dojít k žádné kolizi vlečného lana s řídicími plochami UL-letounu při směrech zatížení stanovených v Kapitole E./1 předpisu UL2. Vypnutí musí být možné při maximálním povoleném zatížení v celém rozsahu kužele s vrcholovým úhlem 60°. [19]

12.3 KLUZÁKY A LETOVÉ VLASTNOSTI AEROVLEKU

Kluzáky, které je přípustné vlekat, jsou určeny podle hmotnosti a stoupací rychlosti aerovleku. Přípustné hodnoty hmotnosti kluzáku se stanovují letovými zkouškami. Potřebné rychlosti se určují podle Kapitoly D./5 předpisu UL2. Typy kluzáků, které uvedený UL letoun může vlekat, jsou uvedeny v letové příručce vlečeného letounu. [19]

Pro průkaz plnění požadavků k vlečení kluzáků ultralehkými letouny musí být provedeny zkoušky s každým typem kluzáku. Přitom mají být ověřeny při maximální vzletové hmotnosti jejich aerodynamické vlastnosti, rozsah rychlostí a chování na zemi tak, aby dosažené výsledky ležely na bezpečné straně. [19]

Délka startu aerovleku pro maximální hmotnost a klidné ovzduší od klidového stavu po dosažení výšky 15 m musí být stanovena na suchém, rovném, krátce střiženém travnatém povrchu při normálních podmínkách. Může být nejvýše 600 m.

Čas pro výstup od odlepení do výšky 360 m nad místem startu nesmí překročit 4 minuty, přičemž je použito startovního (maximálního) výkonu a klapky se nacházejí v poloze pro start.

Nejlepší stoupací rychlost aerovleku musí být vyšší než 1,5 m/s po opravě na standardní atmosféru v nadmořské výšce 450 m a je použito startovního (maximálního) výkonu se zataženým podvozkem (pokud stroj má zatahovací podvozek), s maximální vzletovou hmotností, s klapkami v poloze stanovené pro stoupavý let a bez překročení všech stanovených teplotních omezení.

Nejnižší rychlost vlečení a rychlost vlečení při nejlepší stoupavosti pro aerovlek musí být stanovena letovými zkouškami. Nejnižší rychlost vlečení nesmí být nižší než 1,3 VS1 ultralehkého letounu. Požadavky podle UL 2 část I, Kapitola B./V.3. (a) a (b) platí rovněž pro aerovlek. [19]

12.4 PEVNOST, PROVOZNÍ OMEZENÍ A ÚDAJE

PEVNOST viz. Kap. 11.2.

V Provozní příručce vlečného letounu musí být uvedeny následující údaje:

- (1) maximální hmotnost ultralehkého letounu v aerovleku
- (2) maximální hmotnost a typ vlečného kluzáku
- (3) maximální nominální pevnost vlečného lana v místě stanovené pojistky
- (4) nejnižší rychlost vlečení, rychlost při nejprůzračnější stoupavosti a délka vzletu pro schválené typy kluzáků, které byly prokázány zkouškami. Dále mohou být například uvedeny další typy kluzáků, jejichž odpovídající vlastnosti jsou srovnatelné s odzkoušenými typy. Kromě toho musí být uvedeno, nakolik se prodlužuje délka vzletu vlivem vysoké trávy, dešťových kapek, nebo znečištění nosných ploch (náběžné hrany), stejně tak jako vysoké teploty vzduchu. [19]

V kabině musí být vedle rychloměru umístěn štítek „Pozorně sleduj rychlost vlečení!“.

Na vlečeném kluzáku musí být v oblasti zapínání vlečného lana umístěn dobře viditelný štítek, na němž je uvedena maximální nominální pevnost pojistky vlečného lana. [19]

Existuje další řada předpisů pro vlečení, které nejsou zaměřeny pouze pro vlečení ultralehkými letouny. Např. dne 1.6. 2003 vstoupil v platnost **poradní oběžník PO/ST-20-5, Požadavky na vlečný letoun a vlečné zařízení**, který má shodné nebo podobné požadavky pro vlečení.

13 ZHODNOCENÍ EKONOMIE PROVOZU

V této kapitole je provedeno zhodnocení ekonomie provozu pomocí známých spotřeb a výkonů motorů ROTAX 912 UL použitého u letounu Skyleader 200, M 132 použitého u letounu VUT 650 TRAKTOR, M 337 AK použitého u letounu Z-142 a M 132 A použitého u letounu Z-326. Důležitou roli hraje také maximální vzletová hmotnost a aerodynamické charakteristiky letounů, které pro nedostatek údajů nebudou uvažovány.

Hodnoty spotřeb a výkonů motorů řady M viz. [11] a motoru ROTAX 912 UL viz. [2].

V následujících tabulkách jsou uvedeny parametry letounů a jejich pohonných jednotek.

letoun	motor	max. vzletový výkon [kW]	max. trvalý výkon [kW]	max. cestovní výkon [kW]
VUT 650 TRAKTOR	M 132	90	80	70
Z-142	M 337 AK	154,4	125	103
Z-326	M 137 A	132,4	117,6	103
Skyleader 200	ROTAX 912 UL	59,6	58	43,5

Tab. 59 Výkonové parametry daných motorů

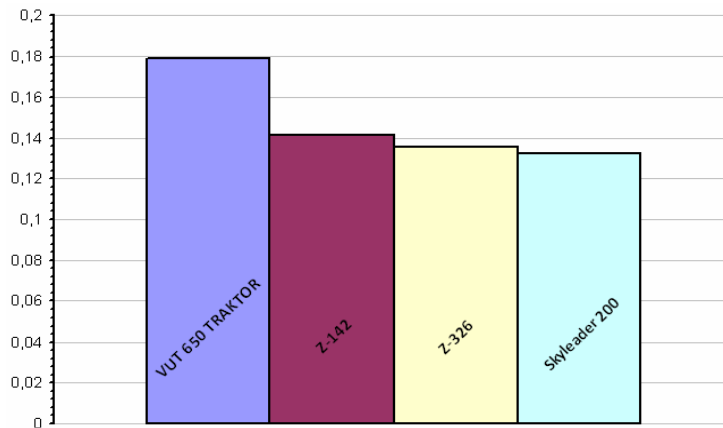
letoun	motor	Spotřeba paliva při max. trvalém výkonu [l/h]	Spotřeba paliva při max. cestovním výkonu [l/h]	Spotřeba oleje při max. trvalém výkonu [l/h]
VUT 650 TRAKTOR	M 132	32	28,6	0,4
Z-142	M 337 AK	51,7	40	0,2
Z-326	M 137 A	51,9	43,1	1,2
Skyleader 200	ROTAX 912 UL	22,6	16,2	0,06

Tab. 60 Spotřeby paliva a oleje daných motorů

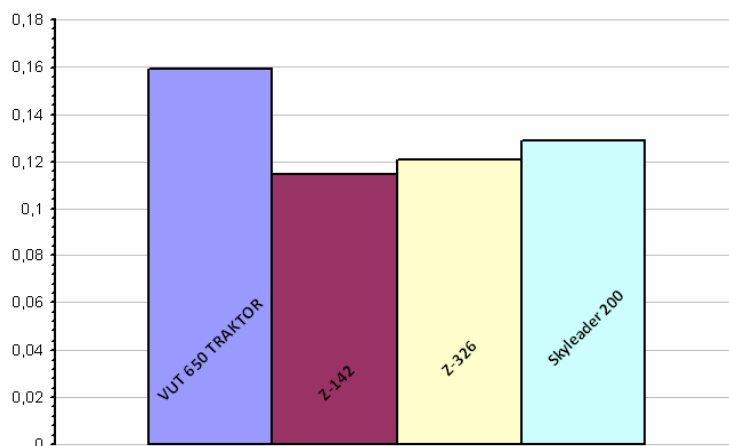
letoun	motor	MTOW [kg]
VUT 650 TRAKTOR	M 132	502
Z-142	M 337 AK	1090
Z-326	M 137 A	975
Skyleader 200	ROTAX 912 UL	450

Tab. 61 Maximální vzletové hmotnosti letounů

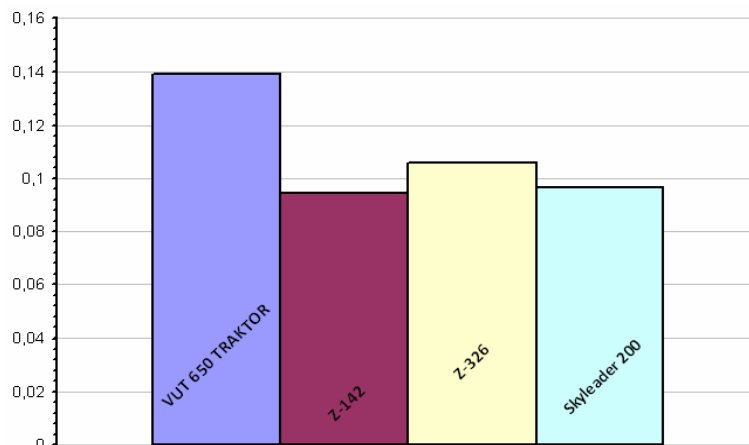
Následující grafy znázorňují poměry jednotlivých výkonů a maximálních vzletových hmotností daných letounů, které nám vyjadřují, jak je na tom daný letoun co se týká výkonových parametrů v závislosti na maximální vzletové hmotnosti, neboli výkon vztážený na jeden kilogram.



Obr. 96 Maximální vzletový výkon vztážený na jeden kilogram



Obr. 97 Maximální trvalý výkon vztážený na jeden kilogram



Obr. 98 Maximální cestovní výkon vztážený na jeden kilogram

Z grafů je zřejmé, že letoun VUT 650 TRAKTOR je z hlediska výkonu dostatečně vybaven. Ve srovnání z již zmíněnými letouny má nejvyšší výkon na jeden kilogram. Podle tohoto srovnání se dá očekávat, že letoun VUT 650 TRAKTOR bude mít nejkratší dobu vzletu na požadovanou výšku uvolnění vlečeného letounu, což má vliv na ekonomii provozu z hlediska spotřeby paliva. Spotřeba paliva motoru M 132 (viz. Tab. 60) je oproti již zmíněným motorům ekonomicky výhodná a při úvaze nejkratší doby vzletu na požadovanou výšku uvolnění vlečeného letounu se dá říci, že letoun VUT 650 TRAKTOR je schopný se přiblížit letounu Skyleader 200 s motorem ROTAX 912 UL co se týká výhodné ekonomie provozu.

14 ZÁVĚR

Cílem diplomové práce byla zástavba motoru M 132 do modifikované verze letounu RAPID 200 (Skyleader 200) pro vlečení, při splnění maximální vzletové hmotnosti 450 kg dle kategorie UL. Dodržení maximální vzletové hmotnosti bylo zásadním a nejkomplicovanějším cílem, jelikož motor M 132 není z hlediska hmotnosti výhodný pro tuto kategorii letounů.

Prvním krokem byla úprava konstrukce, kdy byla použita střední část trupu letounu VUT 001 MARABU, která je z hlediska hmotnosti výhodná. Dále následovaly úpravy přední části trupu a kornoutu. Ocasní plochy a křídlo zůstaly původní, tzn. z letounu Skyleader 200.

Pro nutnost úspory hmotnosti došlo k určitým odlišnostem mezi stejnými konstrukčními částmi obou letounů, a to demontáž druhého řízení a hlavní nádrže z trupu letounu. Zůstaly pouze přídatné integrální nádrže v křídlech.

Dalším krokem byl výpočet centrání. Umístění motoru M 132 spolu s posazením pasažérů za sebou není výhodné. Při vlečení se počítá s krajní centrání okolo 17 %, což bylo hlavním cílem, který byl vyřešen pomocí vyhledání správné polohy křídla a umístění pasažérů. Taktéž byl proveden hmotnostní rozbor s motorem ROTAX 912 UL.

Následoval výpočet letových výkonů, zatížení pohonné jednotky a vlečného zařízení, taktéž se zástavbou motoru M 132 a vlečného zařízení, stanovení provozních charakteristik verze pro vlečení a zhodnocení ekonomie provozu.

Hlavním závěrem této práce je, že zástavba motoru M 132 s vrtulí V 541.2 do letounu VUT 650 TRAKTOR, při splnění maximální vzletové hmotnosti 450 kg dle kategorie UL, není možná. Motor M 132 není vhodný pro tuto kategorii letounů. Při neuvažování této skutečnosti by byl letoun VUT 650 TRAKTOR vhodným letounem pro vlečení, výcvik nebo mapování terénu při přírodních katastrofách, které jsou v této době celosvětovým problémem.

15 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] Skyleader.cz. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.ultralight.cz/en>>
- [2] Letecké motory ROTAX. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.teveso.cz>>
- [3] Operator's manual, Electrical adjustable aircraft propeller SR 3000, Dostupné z: <<http://www.woodcomp.cz>>
- [4] LomPraha.cz. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.lompaha.cz>>
- [5] Technický popis a návod k obsluze vrtule V 541, LOM PRAHA, s.p.
- [6] Daněk, V: *Mechanika letu I – Letové výkony*, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta Strojní, Brno, 1993
- [7] O letadlech.cz. HTML Web pages, Dostupné z: <http://www.slavetind.cz>
- [8] Kovové materiály, Technická norma AEN 2003 (Evektor s.r.o.)
- [9] Výkresová dokumentace motoru M 132 (LOM Praha s.p.)
- [10] Výkresová dokumentace letounu RAPID 200 (Jihlava aeroplanes s.r.o.)
- [11] Technický popis a návod k obsluze motorů M337A,AK, M332A,AK, M137A,AZ, M132A,AK (LOM Praha s.p.)
- [12] Mertl,V: *Konstrukce a projektování letadel*, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojní Brno, 2000
- [13] Flying revue 5/2009
- [14] Letecký předpis L2, doplněk Q – Pravidla pro vlečení
- [15] AeroHobby 5/2008
- [16] Daněk,V.: *Projektování letadel*, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojní, 1991
- [17] Janíček,P., Vrbka,J.: *Mechanika těles, Pružnost a pevnost I*, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojní, 1992
- [18] Čtverák,J., Mertl,V, Píštěk, A.: *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstruk.* Brno, 2007
- [19] BULLETIN LAA ČR, 5 2005
- [20] Letecký předpis CS-VLA
- [21] Letecký předpis UL2

16 SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

v_D	[km/h]	rychlost střemhlavého letu
v_{NE}	[km/h]	nepřekročitelná rychlost
v_C	[km/h]	cestovní rychlost
v_A	[km/h]	návrhová obratová rychlost
v_{S0}	[km/h]	pádová rychlost s klapkami
v_{S1}	[km/h]	pádová rychlost bez klapek
m	[kg]	hmotnost
ρ	[kg/m ³]	měrná hmotnost, hustota
t	[m]	tloušťka
V	[m ³]	objem
x_T	[m]	poloha těžiště
c_{SAT}	[m]	délka střední aerodynamické tětiny
c_0	[m]	délka kořenové části křídla
c_K	[m]	délka koncové části křídla
S	[m]	plocha křídla
y_{SAT}	[m]	poloha střední aerodynamické tětiny po rozpětí
l	[m]	rozpětí křídla
x_{SAT}	[m]	poloha náběžné hrany střední aerodynamické tětiny
x_i	[m]	poloha v ose x
y_i	[m]	poloha v ose y
m_{empty}	[kg]	prázdná hmotnost letounu
x_{CSAT}	[m], [% c_{SAT}]	poloha těžiště v ose x
x_{TY}	[m]	poloha těžiště v ose y
MTOW	[kg]	maximální vzletová hmotnost
cl	[1]	součinitel vztlaku
c_D	[1]	součinitel odporu
G	[N]	tíhová síla
L	[N]	vztlak letounu
D	[N]	odpor letounu
c_{Lmax}	[1]	maximální součinitel vztlaku
v	[m/s]	rychlost letu
v_{min}	[km/h]	minimální rychlost
g	[m/s ²]	tíhové zrychlení
T_p	[N]	potřebný tah
P_p	[W]	potřebný výkon
λ	[1]	rychlostní pměr
n	[s ⁻¹]	otáčky
D	[m]	průměr vrtule
η	[1]	účinnost vrtule
T_V	[N]	využitelný tah
P_V	[W]	využitelný výkon
v_{max}	[km/h]	maximální rychlost
γ	[°]	úhel stoupání
v_z	[m/s]	stoupací rychlost

H	[m]	výška letu
K	[1]	klouzavost
$\bar{\gamma}$	[°]	úhel klouzání
v_z	[m/s]	klesací rychlost
v_x	[m/s]	dopředná rychlost
K_{\max}	[1]	maximální klouzavost
C_h	[l/h], [kg/h]	hodinová spotřeba
C_{eP}	[kg/W.h]	specifická spotřeba
T_i	[h]	vytrvalost
V	[l]	objem nádrže
ρ_{PAL}	[kg/m ³]	hustota paliva
R_i	[km]	dolet
v_s	[km/h]	pádová rychlost
v_{LOF}	[km/h]	rychlost odpoutání
v_2	[km/h]	bezpečná rychlost vzletu
L_{v1}	[m]	délka pozemní části vzletu
C_{Lopt}	[1]	optimální součinitel vztlaku
$f_{TŘ}$	[1]	součinitel tření
C_{Dopt}	[1]	optimální součinitel odporu
a_x	[m/s ²]	zrychlení letounu
L_{v2}	[m]	délka vzdušné části vzletu
L_v	[m]	celková délka vzletu
v_{AP}	[km/h]	rychlost přiblížení
v_P	[km/h]	rychlost dosednutí
L_{P1}	[m]	délka vzdušné části přistání
L_{P2}	[m]	délka pozemní části přistání
L_P	[m]	celková délka přistání
E	[MPa]	modul pružnosti v tahu
μ	[1]	Poissonovo číslo
G	[MPa]	modul pružnosti ve smyku
M_{k1}	[Nm]	kroutící moment při startu
F_{z1}	[N]	75 % zatížení v bodě A letové obálky, kladný násobek
n_1	[1]	kladný násobek
m_{ms}	[kg]	hmotnost motorové sestavy
M_{k2}	[Nm]	kroutící moment od maximálního trvalého výkonu
$P_{\max TV}$	[W]	maximální trvalý výkon
F_{z2}	[N]	100 % zatížení v bodě A letové obálky, kladný násobek
F_y	[N]	boční zatížení
F_{z3}	[N]	75 % zatížení v bodě A letové obálky, záporný násobek
F_{z4}	[N]	100 % zatížení v bodě A letové obálky, záporný násobek
f	[1]	součinitel bezpečnosti
λ	[1]	štíhlost prutu
l	[mm]	délka vzpěry
i	[mm]	kvadratický poloměr průřezu
$R_{P0,2}$	[MPa]	mez kluzu
σ_{KR}	[MPa]	kritické napětí dle Eulera
J	[mm ⁴]	kvadratický moment průřezu v ohybu

α	[1]	koeficient uchycení
k	[1]	bezpečnost
k_p	[1]	součinitel plasticity
σ_{max}	[MPa]	maximální napětí ve vzpěře
M_o	[Nmm]	ohybový moment
σ_o	[MPa]	napětí v ohybu
W_o	[mm ³]	modul průřezu v ohybu
R_m	[MPa]	mez pevnosti
d	[mm]	průměr šroubu
v_T	[km/h]	minimální přípustná rychlost pro aerovlek
F_{VVV}	[N]	vyvažovací síla působící na VOP
q	[Pa]	kinetický tlak
C_{m0BVOP}	[1]	součinitel klopivého momentu bez VOP
$\overline{x_T}$	[1]	poměrná poloha těžiště letounu
$\overline{x_{ACKT}}$	[1]	poměrná poloha aerodynamického středu letounu bez VOP
$L_{VOP,AC}$	[m]	vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP
L_{VOPt}	[m]	vzdálenost těžiště letadla a aerodynamického středu VOP
F_L	[N]	síla v laně
x_T, y_T	[m]	poloha těžiště
dF_{VOP}	[N]	přírůstek vyvažovací síly působící na VOP
ΔF_L	[N]	přírůstek síly v laně
x_H, y_H, z_H	[m]	souřadnice vlečného háku
J_x, J_y, J_z	[kgm ²]	moment setrvačnosti letounu k jednotlivým osám
M_z	[Nm]	moment kolem osy z
ϵ_z	[rad/s ²]	zrychlení kolem osy z
n_{LOK}	[1]	místní násobek
F_S	[N]	setrvačná síla
LAA		letecká amatérská asociace
LSA		light sport aircraft
SAT		střední aerodynamická tětíva
VOP		vodorovná ocasní plocha
SOP		svislá ocasní plocha

17 SEZNAM PŘÍLOH A VÝKRESOVÉ DOKUMENTACE

PŘÍLOHA 1: LETECKÝ MOTOR ROTAX 912 UL

PŘÍLOHA 2: LETECKÝ MOTOR M 132

PŘÍLOHA 3: ANALÝZA MKP

PŘÍLOHA 4: LETOVÉ VÝKONY - TABULKY

VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE 1: MUŠKA LETOUNU S MOTOREM M 132

VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE 2: MUŠKA LETOUNU S MOTOREM ROTAX 912 UL

VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE 3: ZÁSTAVBA MOTORU M 132

VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE 4: ZÁSTAVBA PEVNÉHO PODVOZKU

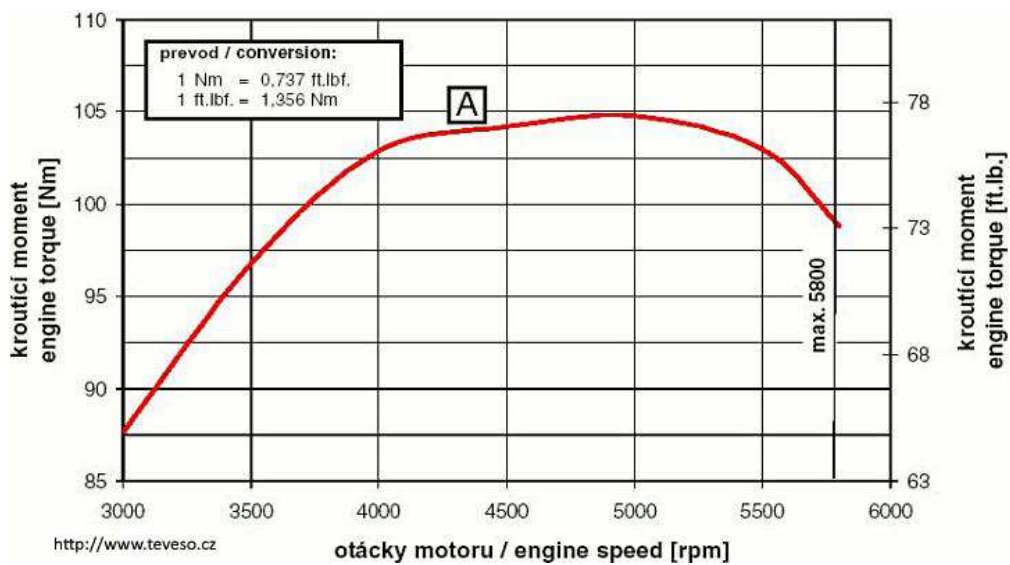
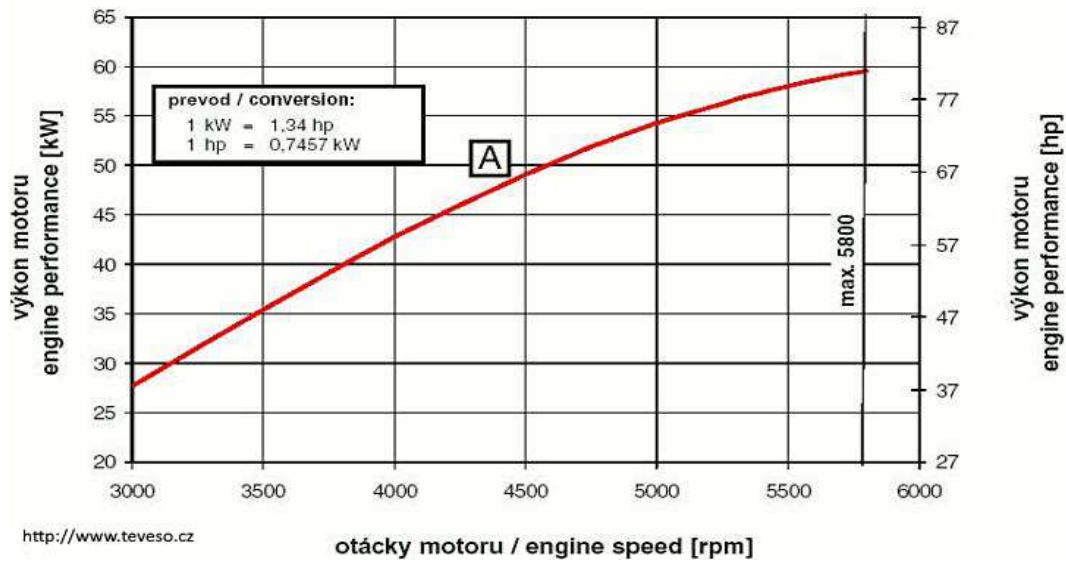
VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE 5: ZÁSTAVBA VLEČNÉHO ZAŘÍZENÍ

PŘÍLOHA 1:

LETECKÝ MOTOR ROTAX 912 UL

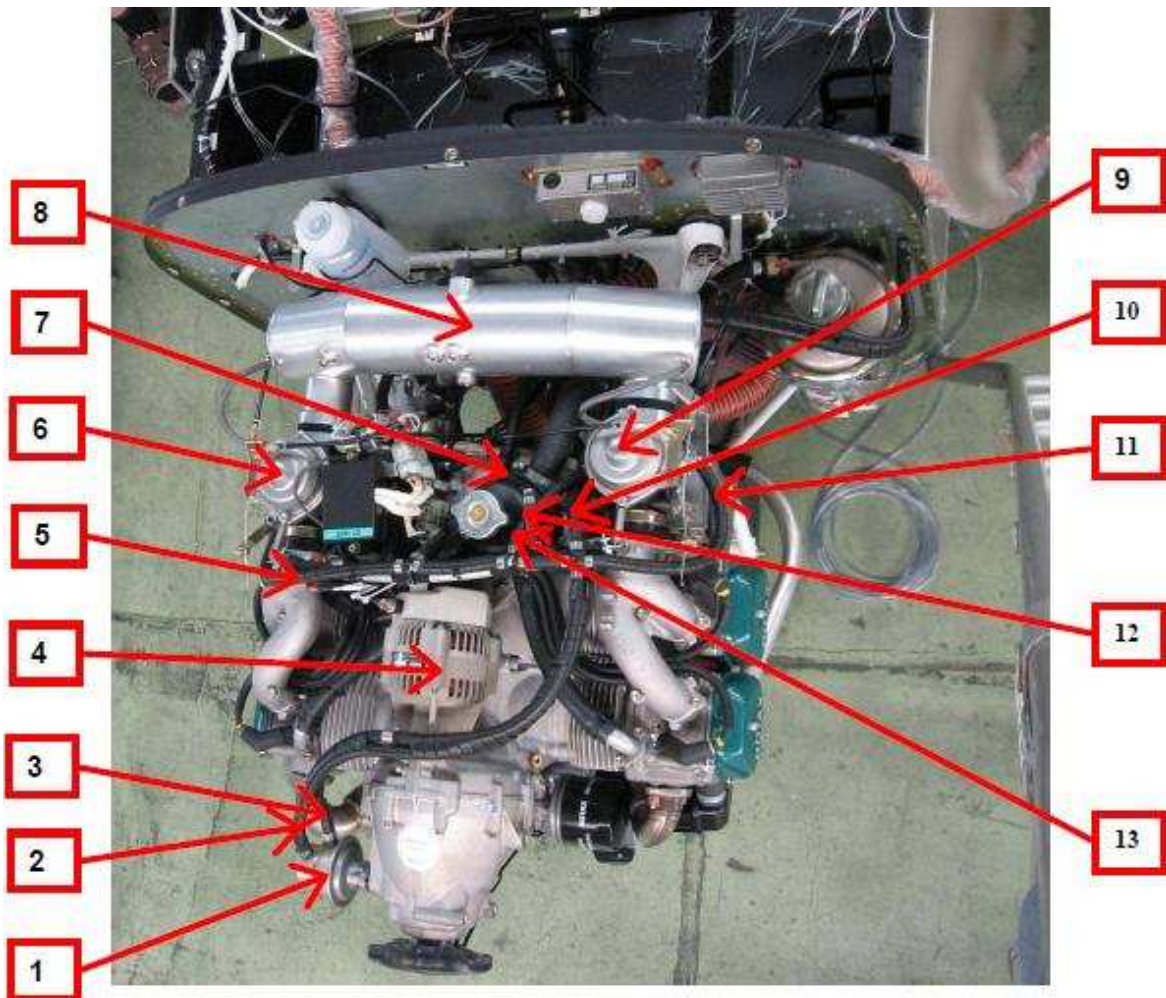


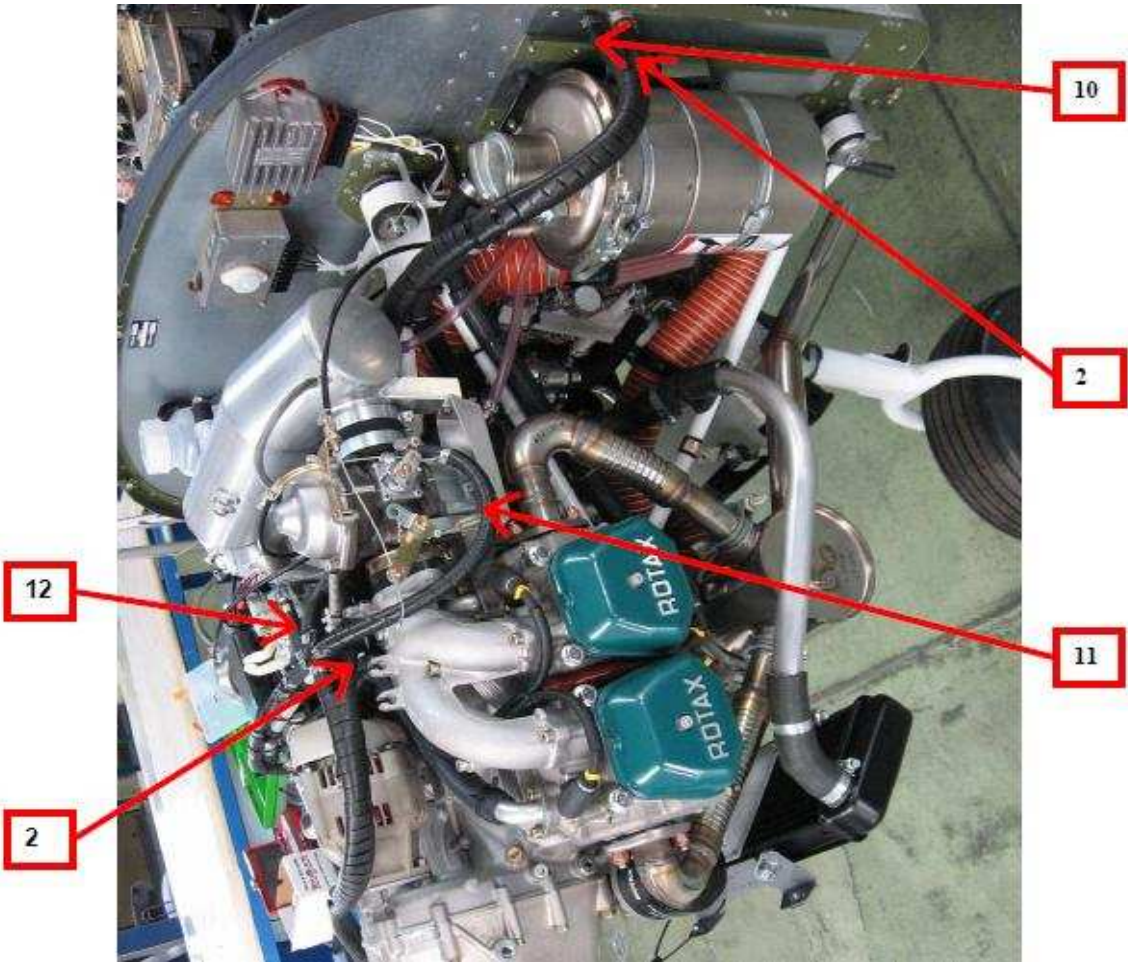
<http://www.teveso.cz>

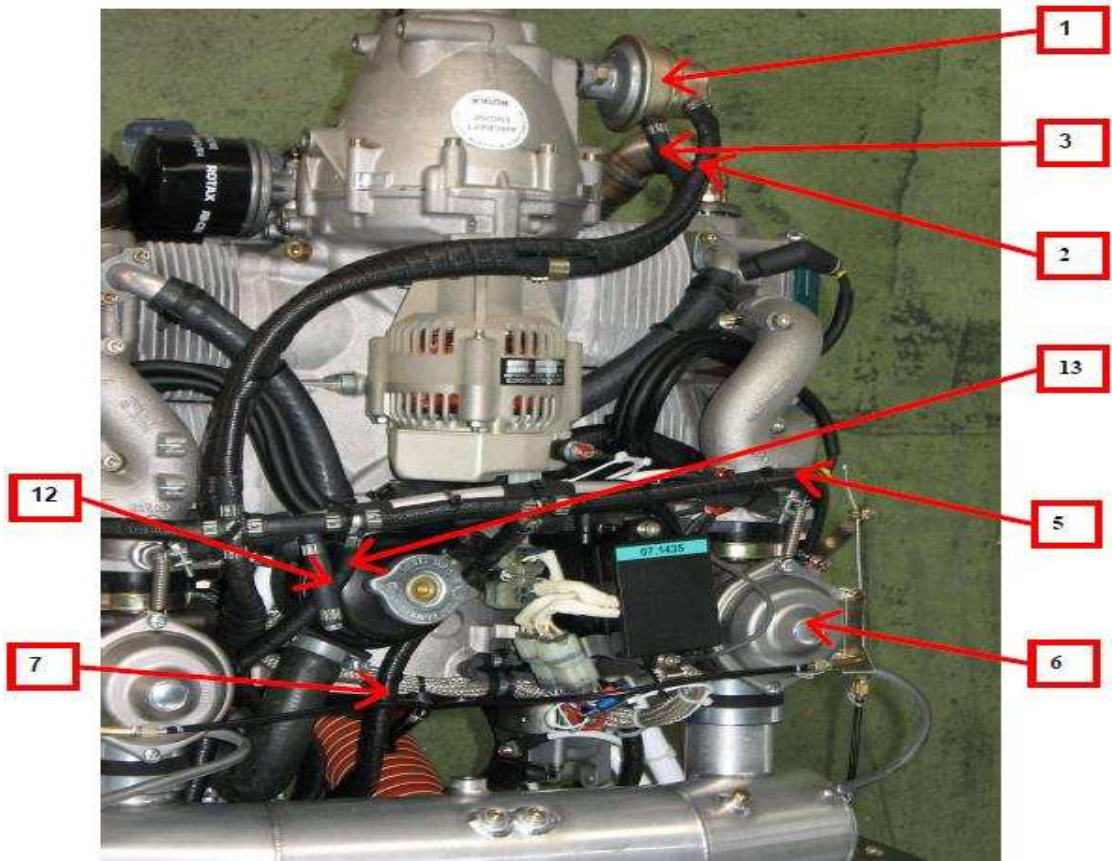


Legenda k následujícím obrázkům:

- 1 – palivové čerpadlo motoru
- 2 – větev sání palivového čerpadla motoru
- 3 – větev výtlaku palivového čerpadla motoru
- 4 – druhý generátor
- 5 – přívod paliva k P. karburátoru
- 6 – P. karburátor
- 7 – přívod paliva k tlakoměru paliva
- 8 – směšovač
- 9 – L. karburátor
- 10 – větev vratného paliva
- 11 – přívod paliva k L. karburátoru
- 12 – zaslepení potrubí tlaku plnění motoru
- 13 – přívod paliva od přidavného palivového čerpadla

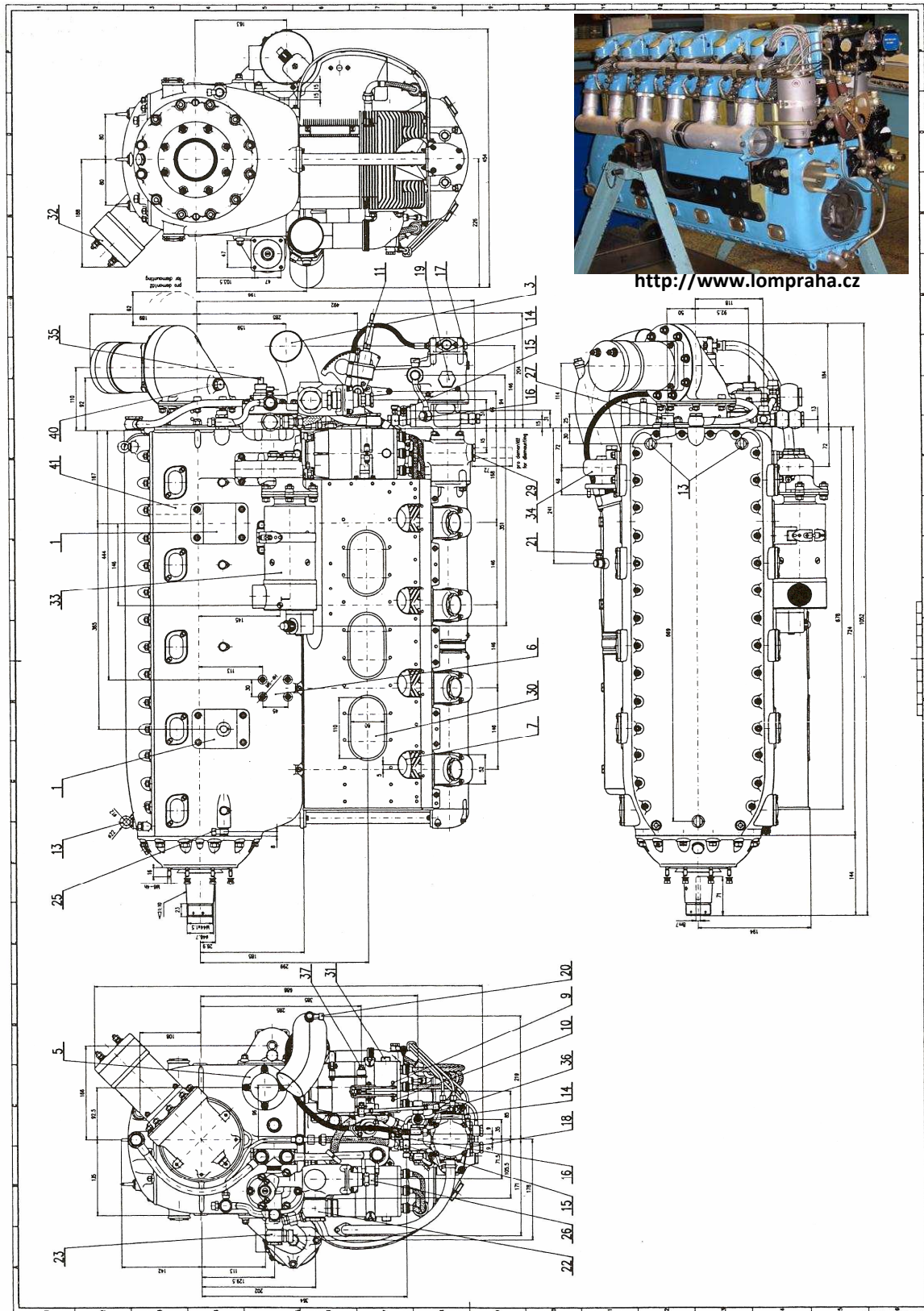






PŘÍLOHA 2:

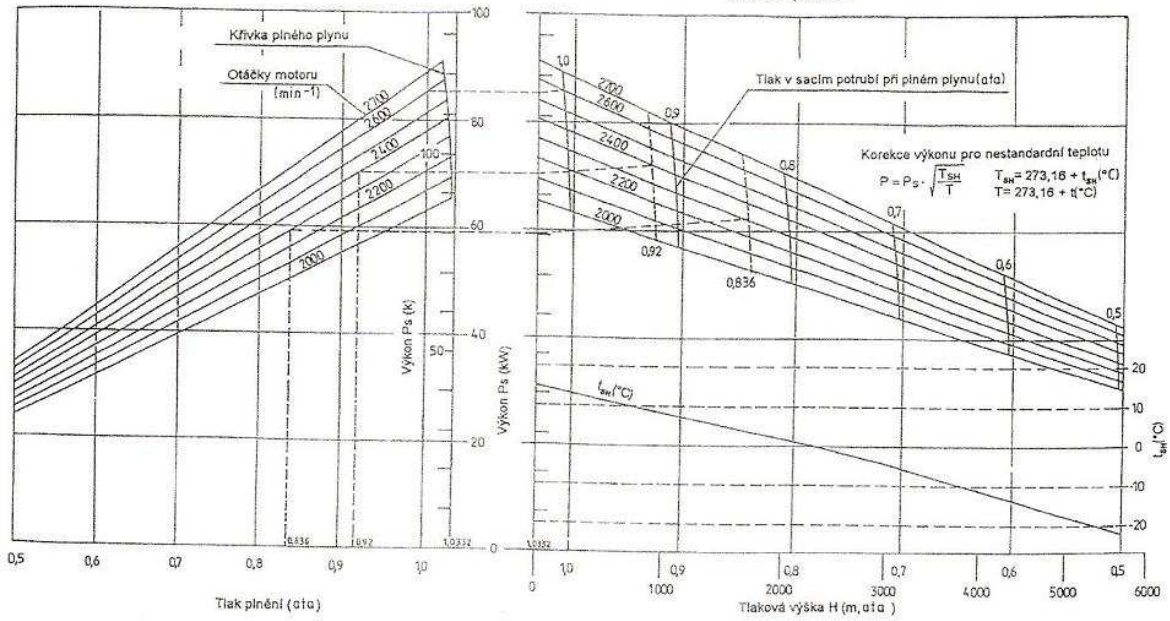
LETECKÝ MOTOR M 132



Pozemní charakteristika
bez kompresoru
H=0 m MSA

M332 A M132

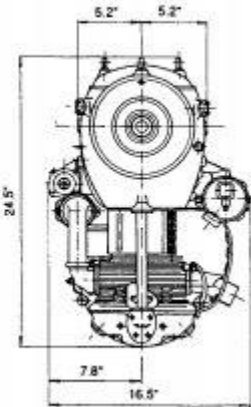
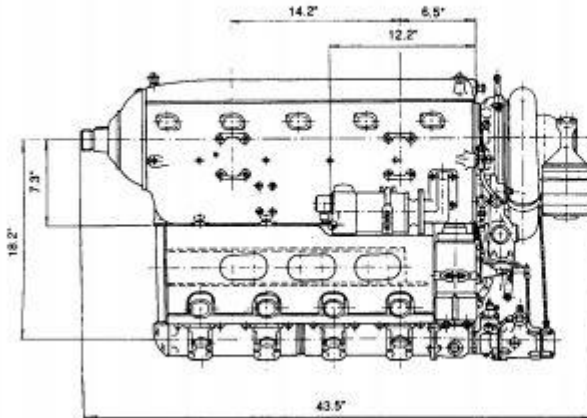
Výšková charakteristika
bez kompresoru



EXTERNAL DIMENSIONS

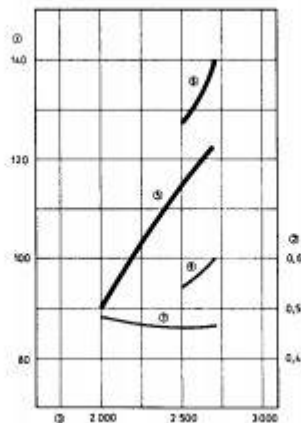
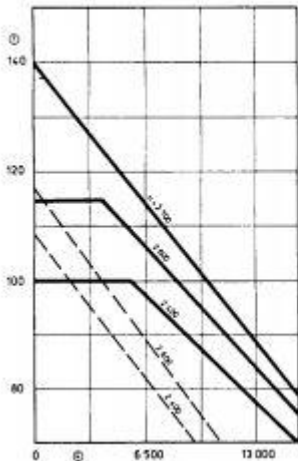
SIDE VIEW

FRONT VIEW



ALTITUDE CHARACTERISTICS

PERFORMANCE DATA



1. Power (BHP)
2. Specific Fuel Consumption (LB/ HP.HR)
3. Engine Speed(RPM)
4. Altitude (Ft)
5. Power Curve, Not Supercharged (BHP)
6. Power Curve, Supercharged (BHP)
7. Specific Fuel Consumption, Not Supercharged (LB/ HP. HR)
8. Specific Fuel Consumption Supercharged (LB/HP. HR)

PŘÍLOHA 3:

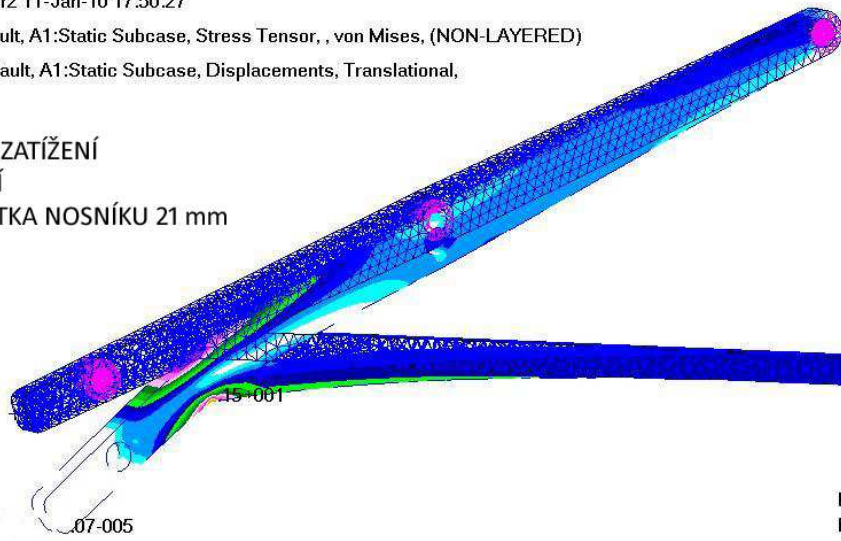
ANALÝZA MKP

Patran 2007 r2 11-Jan-10 17:50:27

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

SVISLÉ ZATÍŽENÍ
NAPĚTÍ
TLOUŠTKA NOSNÍKU 21 mm



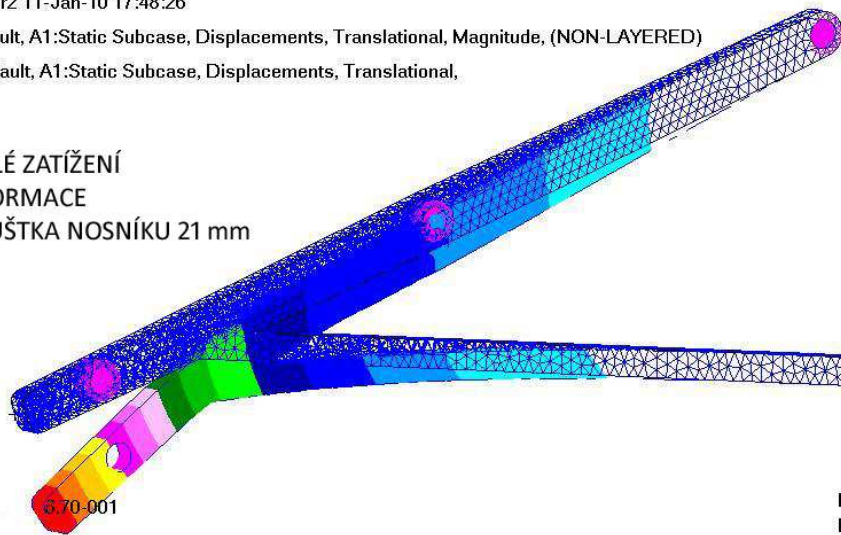
default_Fringe :
Max 8.15+001 @Nd 50
Min 2.07-005 @Nd 13120
default_Deformation :
Max 6.70-001 @Nd 13132

Patran 2007 r2 11-Jan-10 17:48:26

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

SVISLÉ ZATÍŽENÍ
DEFORMACE
TLOUŠTKA NOSNÍKU 21 mm



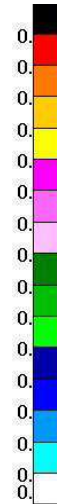
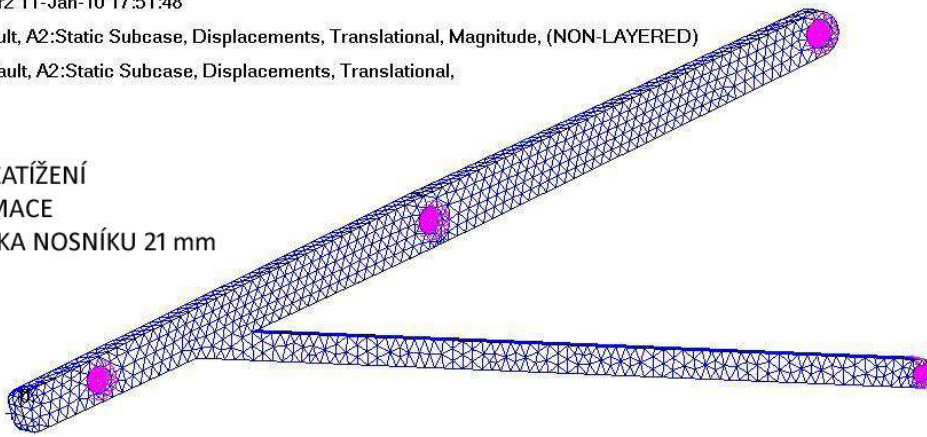
default_Fringe :
Max 6.70-001 @Nd 13132
Min 0. @Nd 41
default_Deformation :
Max 6.70-001 @Nd 13132

Patran 2007 r2 11-Jan-10 17:51:48

Fringe: Default, A2:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A2:Static Subcase, Displacements, Translational,

BOČNÍ ZATÍŽENÍ
DEFORMACE
TLOUŠTKA NOSNÍKU 21 mm



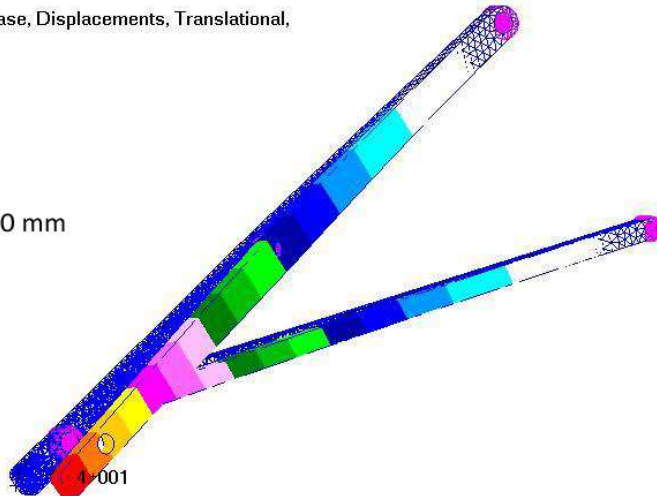
default_Fringe :
Max 0. @Nd 1
Min 0. @Nd 1
default_Deformation :
Max 0. @Nd 1

Patran 2007 r2 11-Jan-10 17:53:56

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

BOČNÍ ZATÍŽENÍ
DEFORMACE
TLOUŠTKA NOSNÍKU 20 mm



default_Fringe :
Max 3.24+001 @Nd 10618
Min 0. @Nd 41
default_Deformation :
Max 3.24+001 @Nd 10618

PŘÍLOHA 4:

LETOVÉ VÝKONY – TABULKY

Potřebný a využitelný tah v závislosti na rychlosti a výšce letu

H [m]	0	500	1000	2000	3000	4000	0	500	1000	2000	3000	4000
v [km/h]	TP [N]	TP [N]	TP [N]	TP [N]	TP [N]	TP [N]	Tv [N]	Tv [N]	Tv [N]	Tv [N]	Tv [N]	Tv [N]
78	456,7625	479,96	505,2799	561,6879	627,149	702,9786	1587,692	1492,431	1381,292	1206,646	1032	904,9846
80	433,7893	455,4423	479,1226	532,0127	593,5619	665,0187	1584	1488,96	1378,08	1203,84	1029,6	902,88
90	346,8276	361,9653	378,7532	416,9252	462,2009	515,5563	1536	1443,84	1336,32	1167,36	998,4	875,52
100	294,1107	304,1452	315,5708	342,402	375,2831	414,9929	1468,8	1380,672	1277,856	1116,288	954,72	837,216
110	264,7341	270,5432	277,5628	295,1778	318,1228	347,0283	1440	1353,6	1252,8	1094,4	936	820,8
120	252,1375	254,2778	257,5023	267,2722	281,8849	301,856	1392	1308,48	1211,04	1057,92	904,8	793,44
130	252,1822	251,0074	250,8298	253,6503	260,9955	273,2892	1373,538	1291,126	1194,978	1043,889	892,8	782,9169
140	262,1522	257,8831	254,5536	251,0083	251,7973	257,2685	1337,143	1256,914	1163,314	1016,229	869,1429	762,1714
150	280,2058	272,973	266,6446	257,1058	251,8095	251,0404	1305,6	1227,264	1135,872	992,256	848,64	744,192
160	305,0579	294,929	285,6873	270,3795	259,3016	252,6842	1260	1184,4	1096,2	957,6	819	718,2
170	335,7901	322,7876	310,6698	289,7121	273,0368	260,8268	1253,647	1178,428	1090,673	952,7718	814,8706	714,5788
180	371,7315	355,8454	340,8532	314,2876	292,1115	274,4658	1200	1128	1044	912	780	684
190	412,3833	393,5788	375,6879	343,4991	315,854	292,8551	1167,158	1097,128	1015,427	887,04	758,6526	665,28
200	457,368	435,592	414,7581	376,8874	343,7558	315,4306	1123,2	1055,808	977,184	853,632	730,08	640,224
210	506,3958	481,5809	457,7445	414,0999	375,4266	341,7591	1083,429	1018,423	942,5829	823,4057	704,2286	617,5543
220	559,2412	531,3091	504,3987	454,8625	410,5629	371,5036	1047,273	984,4364	911,1273	795,9273	680,7273	596,9455
230	615,7268	584,5903	554,5252	498,9591	448,9256	404,3988	1014,261	953,4052	882,407	770,8383	659,2696	578,1287
240	675,7111	641,2763	607,9683	546,2178	490,3242	440,2332	972	913,68	845,64	738,72	631,8	554,04
250	739,0806	701,2478	664,6029	596,5003	534,6059	478,8372	921,6	866,304	801,792	700,416	599,04	525,312
260	805,743	764,4081	724,3272	649,6946	581,6462	520,0727	864	812,16	751,68	656,64	561,6	492,48
270	875,6228	830,6782	787,0581	705,7087	631,3437	563,8271	821,3333	772,0533	714,56	624,2133	533,8667	468,16
280	948,6578	899,9926	852,7272	764,467	683,6145	610,0072	750,8571	705,8057	653,2457	570,6514	488,0571	427,9886
290	1024,796	972,2971	921,2774	825,9066	738,389	658,5358	675,3103	634,7917	587,52	513,2359	438,9517	384,9269
300	1103,995	1047,546	992,6612	889,9748	795,609	709,3484	576	541,44	501,12	437,76	374,4	328,32
310	1186,218	1125,702	1066,838	956,6275	855,2255	762,3904	408,7742	384,2477	355,6335	310,6684	265,7032	233,0013
320	1271,434	1206,733	1143,775	1025,827	917,197	817,616	387	363,78	336,69	294,12	251,55	220,59

Stoupací rychlost v závislosti na rychlosti a výšce letu

H [m]		0	1,225 kg/m ³			500	1,1678 kg/m ³			1000	1,112 kg/m ³		
v [km/h]	v [m/s]	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m/s]	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m/s]	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m/s]
78	21,66667	0,148324	456,7625	1587,692	4,977408	0,163491	479,96	1492,431	4,45605	0,180752	505,2799	1381,292	3,855474
80	22,22222	0,133909	433,7893	1584	5,192068	0,147479	455,4423	1488,96	4,665314	0,162932	479,1226	1378,08	4,057907
90	25	0,084594	346,8276	1536	6,038934	0,09261	361,9653	1443,84	5,494048	0,101768	378,7532	1336,32	4,862779
100	27,77778	0,058106	294,1107	1468,8	6,628206	0,063032	304,1452	1380,672	6,074322	0,068681	315,5708	1277,856	5,429712
110	30,55556	0,043225	264,7341	1440	7,294605	0,046337	270,5432	1353,6	6,722284	0,049925	277,5628	1252,8	6,053073
120	33,33333	0,034593	252,1375	1392	7,718033	0,036595	254,2778	1308,48	7,138026	0,038919	257,5023	1211,04	6,456425
130	36,11111	0,029481	252,1822	1373,538	8,225455	0,030781	251,0074	1291,126	7,629556	0,032302	250,8298	1194,978	6,925589
140	38,88889	0,026425	262,1522	1337,143	8,491916	0,027267	257,8831	1256,914	7,891872	0,028266	254,5536	1163,314	7,178778
150	41,66667	0,024604	280,2058	1305,6	8,678708	0,025143	272,973	1227,264	8,076907	0,025792	266,6446	1135,872	7,356947
160	44,44444	0,023542	305,0579	1260	8,621245	0,023876	294,929	1184,4	8,03017	0,024288	285,6873	1096,2	7,317332
170	47,22222	0,022955	335,7901	1253,647	8,804342	0,023147	322,7876	1178,428	8,207545	0,023396	310,6698	1090,673	7,482009
180	50	0,022667	371,7315	1200	8,412335	0,022761	355,8454	1128	7,842413	0,022896	340,8532	1044	7,141533
190	52,77778	0,022569	412,3833	1167,158	8,091775	0,022594	393,5788	1097,128	7,542603	0,02265	375,6879	1015,427	6,858508
200	55,55556	0,02259	457,368	1123,2	7,513938	0,022568	435,592	1055,808	6,99916	0,022567	414,7581	977,184	6,346997
210	58,33333	0,022686	506,3958	1083,429	6,837427	0,022631	481,5809	1018,423	6,361195	0,02259	457,7445	942,5829	5,74499
220	61,11111	0,022828	559,2412	1047,273	6,058198	0,02275	531,3091	984,4364	5,624914	0,022681	504,3987	911,1273	5,048941
230	63,88889	0,022995	615,7268	1014,261	5,172092	0,022902	584,5903	953,4052	4,786403	0,022814	554,5252	882,407	4,255181
240	66,66667	0,023177	675,7111	972	4,012357	0,023073	641,2763	913,68	3,688903	0,022972	607,9683	845,64	3,21856
250	69,44444	0,023363	739,0806	921,6	2,574673	0,023252	701,2478	866,304	2,328332	0,023143	664,6029	801,792	1,935231
260	72,22222	0,023548	805,743	864	0,854663	0,023434	764,4081	812,16	0,700546	0,02332	724,3272	751,68	0,401281
270	75	0,02373	875,6228	821,3333	-0,82709	0,023615	830,6782	772,0533	-0,89314	0,023497	787,0581	714,56	-1,10449
280	77,77778	0,023906	948,6578	750,8571	-3,12506	0,02379	899,9926	705,8057	-3,06797	0,023672	852,7272	653,2457	-3,15162
290	80,55556	0,024074	1024,796	675,3103	-5,71874	0,02396	972,2971	634,7917	-5,5227	0,023842	921,2774	587,52	-5,46137
300	83,33333	0,024235	1103,995	576	-8,93767	0,024122	1047,546	541,44	-8,56714	0,024005	992,6612	501,12	-8,32059
310	86,11111	0,024387	1186,218	408,7742	-13,5989	0,024276	1125,702	384,2477	-12,9694	0,024161	1066,838	355,6335	-12,4403
320	88,88889	0,02453	1271,434	387	-15,9694	0,024422	1206,733	363,78	-15,2204	0,02431	1143,775	336,69	-14,5728

Stoupací rychlost v závislosti na rychlosti a výšce letu (pokračování)

H [m]		2000	1,007 kg/m ³			3000	0,9096 kg/m ³			4000	0,8195 kg/m ³		
v [km/h]	v [m/s]	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m{s}	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m{s}	cd [1]	D [N]	Tv [N]	vz [m{s}
78	21,66667	0,221882	561,6879	1206,646	2,838567	0,274269	627,149	1032	1,781816	0,341232	702,9786	904,9846	0,889061
80	22,22222	0,199783	532,0127	1203,84	3,032638	0,246764	593,5619	1029,6	1,968282	0,306867	665,0187	902,88	1,073709
90	25	0,123706	416,9252	1167,36	3,810907	0,151824	462,2009	998,4	2,722962	0,18797	515,5563	875,52	1,827991
100	27,77778	0,082291	342,402	1116,288	4,366666	0,099851	375,2831	954,72	3,269483	0,122557	414,9929	837,216	2,382401
110	30,55556	0,058629	295,1778	1094,4	4,960588	0,069953	318,1228	936	3,835022	0,084699	347,0283	820,8	2,940592
120	33,33333	0,044607	267,2722	1057,92	5,353494	0,052084	281,8849	904,8	4,217772	0,061906	301,856	793,44	3,328526
130	36,11111	0,036072	253,6503	1043,889	5,796619	0,041091	260,9955	892,8	4,634458	0,047756	273,2892	782,9169	3,738258
140	38,88889	0,030779	251,0083	1016,229	6,044876	0,034181	251,7973	869,1429	4,876737	0,038764	257,2685	762,1714	3,988494
150	41,66667	0,027463	257,1058	992,256	6,222147	0,029777	251,8095	848,64	5,051441	0,03295	251,0404	744,192	4,173925
160	44,44444	0,025383	270,3795	957,6	6,204246	0,02695	259,3016	819	5,052973	0,02915	252,6842	718,2	4,20269
170	47,22222	0,024093	289,7121	952,7718	6,360254	0,025137	273,0368	814,8706	5,197422	0,026653	260,8268	714,5788	4,352516
180	50	0,023313	314,2876	912	6,070685	0,023988	292,1115	780	4,955255	0,025017	274,4658	684	4,159448
190	52,77778	0,022868	343,4991	887,04	5,827185	0,02328	315,854	758,6526	4,747149	0,023958	292,8551	665,28	3,992687
200	55,55556	0,022645	376,8874	853,632	5,38008	0,022866	343,7558	730,08	4,359683	0,023288	315,4306	640,224	3,665305
210	58,33333	0,022567	414,0999	823,4057	4,849982	0,022651	375,4266	704,2286	3,896069	0,022886	341,7591	617,5543	3,267976
220	61,11111	0,022587	454,8625	795,9273	4,233822	0,02257	410,5629	680,7273	3,353696	0,022668	371,5036	596,9455	2,798531
230	63,88889	0,022669	498,9591	770,8383	3,528392	0,022579	448,9256	659,2696	2,7298	0,022576	404,3988	578,1287	2,254631
240	66,66667	0,022791	546,2178	738,72	2,606874	0,022649	490,3242	631,8	1,915871	0,022571	440,2332	554,04	1,541176
250	69,44444	0,022938	596,5003	700,416	1,465865	0,022759	534,6059	599,04	0,908927	0,022626	478,8372	525,312	0,655587
260	72,22222	0,023098	649,6946	656,64	0,101893	0,022893	581,6462	561,6	-0,29409	0,02272	520,0727	492,48	-0,4048
270	75	0,023266	705,7087	624,2133	-1,24157	0,023043	631,3437	533,8667	-1,48504	0,022841	563,8271	468,16	-1,45747
280	77,77778	0,023435	764,467	570,6514	-3,0621	0,0232	683,6145	488,0571	-3,08962	0,022978	610,0072	427,9886	-2,87572
290	80,55556	0,023602	825,9066	513,2359	-5,11633	0,023361	738,389	438,9517	-4,89978	0,023125	658,5358	384,9269	-4,47715
300	83,33333	0,023766	889,9748	437,76	-7,65489	0,023521	795,609	374,4	-7,13004	0,023276	709,3484	328,32	-6,44988
310	86,11111	0,023924	956,6275	310,6684	-11,299	0,023678	855,2255	265,7032	-10,3118	0,023429	762,3904	233,0013	-9,25997
320	88,88889	0,024076	1025,827	294,12	-13,2117	0,023832	917,197	251,55	-12,019	0,02358	817,616	220,59	-10,7799