

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

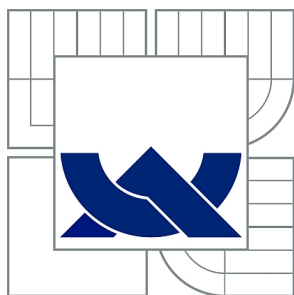
KONCEPČNÍ NÁVRH VLEČNÉHO LETOUNU PODLE CS-VLA

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

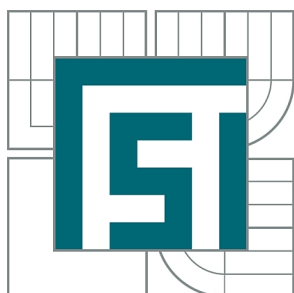
AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. ONDŘEJ MAREK

BRNO 2013



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH VLEČNÉHO LETOUNU PODLE CS-VLA

DESIGN OF AN AIRCRAFT FOR TOWING ACCORDING TO CS-VLA

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. ONDŘEJ MAREK

VEDOUcí PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. MICHAL MALIŠ, Ph.D.

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/2013

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Ondřej Marek

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 zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh vlečného letounu podle CS-VLA

v anglickém jazyce:

Design of an aircraft for towing according to CS-VLA

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte vlečný letoun podle přepisu CS-VLA, vypracujte Koncepční návrh a systémový model letounu, hmotnostní a centrážní rozbor. Stanovte základní aerodynamické a výkonové charakteristiky letounu pro let v aero vleku i bez něj. Vypracujte obálku zatížení letounu. Podrobněji zpracujte konstrukční návrh motorového lože, výpočet zatížení a pevnostní kontrolu.

Cíle diplomové práce:

1. Koncepční návrh a systémový model letounu
2. Hmotnostní rozbor
3. Základní aerodynamické a výkonové charakteristiky
4. Obálka zatížení letounu
5. Pevnostní výpočet motorového lože

Seznam odborné literatury:

- [1] CS-VLA, Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, EASA, 2003, 140 stran
- [2] Kan, N. S.: Pevnost letounu, Naše vojsko, Praha, 1957, 261 stran
- [3] ŠULŽENKO, M.N.: Konstrukce letadel, Státní nakladatelství technické literatury, n.p., Praha, 1954, 420 stran

Vedoucí diplomové práce: Ing. Michal Mališ, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/2013.

V Brně, dne 23.11.2012

L.S.

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

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.
Děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zabývá koncepčním návrhem letounu určeného pro vlekání kluzáků. Na základě rešerše používaných vlečných letounů v českých aeroklubech a na základě rozboru požadavků na vlečné letouny je zpracován koncepční návrh nového letounu. Dále je v souladu s předpisem CS-VLA (certifikační specifikace pro velmi lehké letouny) určeno zatížení motorového lože a zpracován jeho konstrukční návrh a pevnostní kontrola. Součástí této práce je i 3D model letounu a 3D model motorového lože.

KLÍČOVÁ SLOVA

návrh, zatížení, vlekání, letoun, kluzák, motorové lože, pevnostní kontrola, MKP

ABSTRACT

The topic of the thesis is a design of an aircraft for towing of gliders. Based on the background research of the towing aircrafts currently used by the Czech aeroclubs and the analysis of the required characteristics of these aircrafts the design of the new airplane has been created. Moreover, the load of engine mount has been determined according to the CS-VLA directive (a certification guidelines for the Very-light aircrafts). Its construction design as well as strength calculation have been elaborated. The part of the thesis is a 3D model of the aircraft and the engine mount.

KEYWORDS

design, loading, towing, airplane, glider, engine mount, strength calculation, FEM

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MAREK, Ondřej. *Koncepční návrh vlečného letounu podle CS-VLA*.

Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 179 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma „Koncepční návrh vlečného letounu podle CS-VLA“ jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené diplomové práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této diplomové práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení § 152 trestního zákona č. 140/1961 Sb.

Brno

.....

(podpis autora)

Poděkování

Děkuji vedoucímu, panu Ing. Michalu Mališovi, Ph.D., za vstřícný přístup, cenné rady a připomínky během tvorby této diplomové práce.

OBSAH

1	Úvod	15
2	Požadavky na vlečné letouny	16
2.1	Obecné požadavky	16
2.2	Anketa	16
3	Přehled vlečných letounů	20
3.1	Z-226 MS	20
3.2	L-60 S	22
3.3	Z-142	24
3.4	Maule M-7	26
3.5	WT-9 Dynamic CLUB	28
3.6	Samba XXL	30
4	Koncepce nového letounu	35
4.1	Předpisová báze	35
4.2	Typická mise letounu	35
4.3	Počet a uspořádání sedadel	35
4.4	Vzájemná poloha křídla a VOP	35
4.5	Vzájemná vertikální poloha křídla a trupu	35
4.6	Vzájemná poloha ocasních ploch	35
4.7	Přistávací zařízení	36
4.8	Půdorysný tvar křídla	36
4.9	Vztlaková mechanizace křídla	37
4.10	Pohonná jednotka	37
4.10.1	Volba motoru	37
4.10.2	Volba vrtule	38
4.11	Materiál primární konstrukce	38
4.12	Maximální vzletová hmotnost	38
5	Návrh letounu	40
5.1	Návrh nosné plochy letounu	40
5.1.1	Výběr profilů křídla	40
5.1.2	Plocha křídla	41
5.1.3	Vztlaková mechanizace	42
5.1.4	Křídélko	43
5.1.5	Geometrie nosné plochy	44
5.2	Návrh ocasních ploch letounu	45

5.2.1	Výběr profilů ocasních ploch	45
5.2.2	Vodorovná ocasní plocha	45
5.2.3	Svislá ocasní plocha	47
5.3	Návrh trupu letounu	48
6	Hmotnostní rozbor	49
6.1	Hmotnostní rozbor prázdného letounu	49
6.2	Výpočet centráží	52
6.2.1	Výpočet střední aerodynamické tětiny	52
6.3	Hmotnostní konfigurace	53
6.3.1	Centrážní diagram	54
7	Aerodynamické charakteristiky	55
7.1	Vztlaková čára letounu	55
7.1.1	Vztlaková čára křídla v čisté konfiguraci	55
7.1.2	Vztlaková čára VOP	56
7.1.3	Vztlaková čára křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou	57
7.1.4	Gradient srázového úhlu s uvážením vlivu vysunutí vztlakové mechanizace	59
7.1.5	Vztlaková čára letounu v čisté konfiguraci	60
7.1.6	Vztlaková čára letounu s vysunutou vztlakovou mechanizací	61
7.2	Polára letounu	64
7.2.1	Součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku	64
7.2.2	Výpočet indukovaného odporu křídla	66
7.2.3	Součinitel odporu VOP při nulovém vztlaku	66
7.2.4	Indukovaný odpor VOP	68
7.2.5	Odpor VOP od vyvažovacího zatížení	68
7.2.6	Součinitel odporu SOP	69
7.2.7	Součinitel odporu trupu	69
7.2.8	Součinitel odporu podvozku letounu	70
7.2.9	Vliv vysunutí klapek na odpor křídla	71
7.2.10	Príspevek odporu od vlečeného kluzáku	72
7.2.11	Polára letounu v čisté konfiguraci	73
7.2.12	Polára letounu v konfiguraci s vychýlenou klapkou	73
7.2.13	Polára soupravy vlečný letoun-kluzák	73
7.3	Momentová čára letounu	74
7.3.1	Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku	75
7.3.2	Sklon momentové čáry křídla	75
7.3.3	Momentová čára křídla s vychýlenou klapkou	76

7.3.4	Sklon momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou	77
7.3.5	Příspěvek VOP ke klopivému momentu	77
7.3.6	Součinitel klopivého momentu letounu při nulovém součiniteli vztlaku	78
7.3.7	Aerodynamický střed letounu s pevným řízením	78
7.3.8	Momentová čára letounu v čisté konfiguraci	79
7.3.9	Momentová čára letounu v konfiguraci s vychýlenou klapkou	79
7.4	Statická zásoba stability letounu s pevným řízením	81
7.5	Vztlak VOP potřebný k vyvážení klopivého momentu letounu	81
7.6	Rozložení součinitele vztlaku po křídle	82
8	Letové výkony	84
8.1	Horizontální let	85
8.1.1	Síly působící na letoun v horizontálním letu	85
8.1.2	Výpočet pádové rychlosti letounu	85
8.1.3	Využitelný výkon a tah pohonné jednotky	86
8.1.4	Potřebný výkon a tah pohonné jednotky	87
8.1.5	Maximální rychlost letounu v horizontálním letu	88
8.1.6	Režim minimálního potřebného tahu a výkonu	89
8.2	Stoupavý let	90
8.3	Klesavý let	92
8.4	Letové výkony v zatáčkách	95
8.4.1	Maximální příčný sklon v zatáčce	95
8.4.2	Minimální poloměr zatáčky	97
8.4.3	Minimální doba provedení zatáčky o 360°	98
8.5	Délka vzletu	100
8.5.1	Délka pozemní části vzletu	100
8.5.2	Délka vzdušné části vzletu	102
9	Zatížení motorového lože	103
9.1	Obálka zatížení letounu	103
9.1.1	Návrhové rychlosti	103
9.1.2	Maximální provozní násobky	104
9.1.3	Násobky zatížení při poryvech	104
9.1.4	Klapková obálka	104
9.2	Případy zatížení lože	109
10	Konstrukce motorového lože	112
10.1	Návrh motorového lože	112

11 Pevnostní kontrola motorového lože	116
11.1 Volba materiálu	116
11.2 Pevnostní kontrola motorového lože pomocí MKP	116
11.2.1 Pevnostní kontrola s využitím prutového modelu	117
11.2.2 Pevnostní kontrola s využitím nosníkového modelu	124
11.2.3 Pevnostní kontrola lože pomocí 2D elementů	133
11.2.4 Zhodnocení návrhu	135
12 3D model letounu	138
13 Závěr	143
Literatura	144
Seznam symbolů, veličin a zkratk	149
Seznam příloh	159
A Přílohy	160
A.1 Anketa	160
A.2 Typická mise	169
A.3 Časté nehody spojené s přistávacím zařízením	170
A.4 Výpočet c_{sat}	172
A.5 Diagramy použité při výpočtu vztahové čáry	173
A.6 Diagramy použité při výpočtu poláry letounu	174
A.7 Výpočet $\Delta C_{L_{VOP}}$	175
A.8 Vypočtené hodnoty poláry letounu	176
A.9 Diagramy použité při výpočtu momentové čáry letounu	177
A.10 Výkres sestavy motorového lože	178
A.11 CD	179

SEZNAM TABULEK

3.1	Přehled parametrů vlečných letounů [1]	32
5.1	Charakteristiky profilu křídla[8]	41
5.2	Geometrické parametry vztlakové mechanizace [10]	43
5.3	Geometrické parametry křídélka	43
5.4	Geometrické parametry nosné plochy	44
5.5	Geometrické parametry VOP	46
5.6	Geometrické parametry SOP	48
6.1	Hmotnostní rozbor skupiny TRUP	50
6.2	Hmotnostní rozbor skupina NOSNÁ PLOCHA	50
6.3	Hmotnostní rozbor skupina OCASNÍ PLOCHY	51
6.4	Hmotnostní rozbor skupina POHONNÁ JEDNOTKA	51
6.5	Hmotnostní rozbor skupina PŘISTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ	51
6.6	Hmotnost POVRCHOVÉ ÚPRAVY	52
6.7	Uvažované hmotnostní konfigurace	53
7.1	Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry křídla v čisté konfiguraci	55
7.2	Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry VOP	57
7.3	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry VOP	57
7.4	Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou	58
7.5	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla ve vzletové konfiguraci	58
7.6	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla v přistávací konfiguraci	59
7.7	Hodnoty pro výpočet gradientů srázového úhlu	59
7.8	Hodnoty gradientů srázového úhlu	59
7.9	Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry letounu v čisté konfiguraci	60
7.10	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v čisté- cestovní konfiguraci	61
7.11	Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry letounu s vychýlenou klapkou	62
7.12	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v přistávací konfiguraci	62
7.13	Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu ve vzletové konfiguraci	63
7.14	Geometrické charakteristiky řezů křídla	64
7.15	Výpočet C_{D0wi} pro pádovou rychlost $V=83\text{km/h}$	65
7.16	Výpočet C_{D0wi} pro cestovní rychlost $V=223\text{km/h}$	65
7.17	Geometrické charakteristiky řezů VOP	67
7.18	Výpočet C_{D0VOPi} pro pádovou rychlost $V=83\text{km/h}$	67
7.19	Výpočet C_{D0VOPi} pro cestovní rychlost $V=223\text{km/h}$	67
7.20	Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro cestovní konfiguraci	68
7.21	Výpočet C_{D0SOP}	69
7.22	Výpočet C_{D0tr}	70
7.23	Výpočet C_{D0tr}	70

7.24	Výpočet ΔC_{Dpkl}	71
7.25	Výpočet ΔC_{Dikl}	71
7.26	Výpočet ΔC_{Dintkl}	72
7.27	Geometrické charakteristiky náhradního křídla	74
7.28	Výpočet C_{M0W}	75
7.29	Hodnoty pro výpočet $\Delta C_{Mw\delta}$	77
7.30	Hodnoty pro výpočet $\Delta C_{Mw\delta}$	77
7.31	Výpočet $\tilde{V}_{vop}$	78
7.32	Výpočet C_{M0VOP}	78
7.33	Výpočet $\Delta \overline{x_{actr}}$	79
7.34	Hodnoty pro výpočet $\overline{x_{ac}}$	79
7.35	Výpočet $\Delta C_{M0\delta}$	80
8.1	Pádové rychlosti pro jednotlivé konfigurace	86
8.2	Závislost účinnosti vrtule na rychlosti letu [13]	86
8.3	Využitelný výkon a tah pohonné jednotky	87
8.4	Potřebný tah a výkon	88
8.5	Maximální rychlosti v horizontálním letu	88
8.6	Režimy minimálního potřebného tahu a výkonu	89
8.7	Stoupací rychlosti	91
8.8	Maximální hodnoty stoupacích rychlostí	91
8.9	Klesací rychlosti pro $m=505\text{kg}$	93
8.10	Klesací rychlosti pro $m=600\text{kg}$	93
8.11	Minimální klesací rychlosti	94
8.12	Maximální příčný sklon letounu v zatáčce $m=600\text{kg}$	96
8.13	Minimální poloměr zatáčky letounu $m=600\text{kg}$	98
8.14	Minimální doba provedení zatáčky o 360° $m=600\text{kg}$	98
8.15	Shrnutí letových výkonů v zatáčkách	99
8.16	Optimální součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd	101
9.1	Vstupy pro výpočet obálky zatížení letounu	105
9.2	Vypočtené hodnoty obálky zatížení pro $m_{tow}=600\text{kg}$ a pro $m=420\text{kg}$	106
9.3	Vstupní hodnoty pro výpočet případů zatížení	110
9.4	Případy zatížení motorového lože-provozní hodnoty	110
9.5	Případy zatížení motorového lože-početní hodnoty	111
11.1	Materiálové charakteristiky oceli LCM-3 [23]	116
11.2	Geometrické charakteristiky prutů	119
11.3	Vypočtené geometrické charakteristiky průřezu prutů	120
11.4	Minimální součinitele rezervy prutů pro daná kritéria	122
11.5	Minimální součinitele rezervy prutů	123
11.6	Reakce v závěsech zatěžovací případ č.7	124

11.7	Vypočtené geometrické charakteristiky průřezu nosníků	126
11.8	Minimální součinitele rezervy nosníků pro daná kritéria	128
11.9	Minimální součinitele rezervy nosníků	129
11.10	Reakce v závěsech zatěžovací případ č.7	130
11.11	Součinitele rezervy šroubů závěsů motorového lože	130
11.12	Součinitele rezervy oka závěsu motoru	132
11.13	Odhad hmotnosti lože	132
A.1	Typická mise	169
A.2	Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro vzletovou konfiguraci	175
A.3	Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro přistávací konfiguraci	175
A.4	Vypočtené hodnoty poláry letounu	176

1 ÚVOD

Sportovní letectví má v České republice dlouholetou tradici. Čeští sportovní letci se začali prosazovat mezi světovou špičkou už po první světové válce. V dnešní době se čeští plachtaři řadí mezi jedny z nejúspěšnějších leteckých reprezentantů. Bohužel zázemí a podmínky pro výcvik nových výkonnostních plachtařů se v posledních deseti letech rapidně zhoršily. Jedním z hlavních faktorů, které toto zapříčinily, je kromě "uzemnění" naprosté většiny výcvikových kluzáků typu L-13 Blaník i stále vzrůstající cena provozu letounů řady Zlín Z-26 sloužících v českých aeroklubech k vlečení. To se pak projevuje vyššími náklady na letovou hodinu výcviku. Cílem této diplomové práce proto je navrhnout nový vlečný letoun s ekonomičtějším provozem, modernějším designem a s využitím nových a moderních materiálů.

2 POŽADAVKY NA VLEČNÉ LETOUNY

Nedílnou součástí jakékoliv koncepční studie nového letounu je průzkum, zjištění a souhrn jednotlivých požadavků a nároků zadavatele či potencionálního zákazníka a uživatele.

2.1 Obecné požadavky

Mezi obecné požadavky kladené na vlečné letouny můžeme zařadit

- dostatečný přebytek výkonu,
- dobrý výhled z kabiny,
- vyšší stoupací rychlosti oproti klasickému letounu,
- nezávadné letové vlastnosti,
- schopnost letět poměrně nízkou rychlostí při zachování úplné ovladatelnosti letounu,
- statická a dynamická stabilita rovnovážných letových režimů,
- spolehlivost v provozu.

Za účelem dalšího upřesnění proběhla mezi piloty AK Žamberk diskuze ze které vyplynuly další nároky:

- nízká pořizovací cena,
- jednoduchá obsluha a údržba letounu,
- dosažení maximální stoupací rychlosti při rychlosti letu v rozmezí 100-150km/h IAS,
- nízké provozní náklady.

2.2 Anketa

Na internetové adrese <http://novavlečna.formees.cz/f/anketa/> byla v průběhu měsíce listopadu roku 2012 vypsána anketa navazující na dotazník J. Loutockého z roku 2009. V této anketě byly záměrně použity obdobné otázky za účelem sledování vývoje změn v nárocích na vlečný letoun jednotlivých členů české letecké veřejnosti. Její úplné znění s přehledem odpovědí na jednotlivé dotazy je uvedeno v příloze.

Z odpovědí na otázku "Jaké jsou vaše další požadavky?" můžeme kromě již výše zmíněných najít i tyto nároky:

- poměrně často zmiňovaná „blbuvzdornost“,
- dostatečně dimenzovaný podvozek pro převleky z polí,
- počet sedadel pro cestující 3 a z toho vyplývající možnost využití letounu pro turistické a vyhlídkové lety,
- necitlivost na boční vítr při startu a přistání,
- certifikace letounu dle předpisu UL-2 či LSA.

Z výsledků ankety můžeme vypožorovat i nadále převládající oblibu v používání vlečného letounu Z-226, naproti tomu jsou však v českých aeroklubech stále častěji využívány k vlečení kluzáků klubové a kombinované třídy UL letouny. To je způsobeno především jejich snadnou údržbou a nízkonákladovým provozem. Kvůli nižšímu výkonu¹ a hmotnosti se UL letouny zatím ve větší míře neprosadily k vlečení větších a těžších výcvikových kluzáků a kluzáků volné třídy. Zvláště v letních měsících dochází u těchto strojů k přehřívání a následnému zvýšenému namáhání motoru. To má za následek podstatné snížení spolehlivosti a zejména životnosti motoru. Aby k takovýmto nepříznivým jevům u nově vznikajícího letounu nedocházelo, je nezbytně nutné použití výkonnější pohonné jednotky, která by během aerovleku nepracovala na hranici svých možností a měla větší výkonovou rezervu.

Dalším shrnutím a vyhodnocením procentuálního zastoupení jednotlivých odpovědí v anketě se dostáváme ke dvěma možným koncepcím nového vlečného letounu. V prvním případě se jedná o

- dvoumístný letoun,
- s uspořádáním sedadel vedle sebe,
- vzpěrový hornoplošník,
- s pevným podvozkem,
- v uspořádání s ostruhovým kolem,
- s možností provádět převleky z polí,
- s nízkou pořizovací cenou,
- s nízkými provozními náklady.

¹Výkon motoru se u většiny UL letadel používaných v České republice k vlečení pohybuje okolo hodnoty 100 hp.

Rozvojem těchto požadavků se dostáváme k letounu s obdélníkovým půdorysem křídla celokovové konstrukce s tuhým potahem a s účinnou vztlakovou mechanizací. Toto konstrukční uspořádání křídla nám dovoluje ekonomicky relativně nenáročnou výrobu za použití nových progresivních technologií jako je děrování a tváření dílců na číslicově řízeném ohraňovacím lisu². Pro dosažení co nejnižší hmotnosti letounu je vhodné použití trupu příhradové konstrukce s nenosným plátěným potahem a ocasních ploch svařených z tenkostěnných trubek. Kombinace nízké hmotnosti, dostatečného přebytku výkonu a účinné vztlakové mechanizace by zajistila krátkou dráhu vzletu a přistání. Dostatečně dimenzovaný podvozek s velkými koly by pak umožnil i výše zmíněné převleky z neupravovaných ploch po přistání kluzáku do terénu. Této koncepci odpovídá již používaný letoun Maule M-7. Tento letoun je navíc čtyřmístný a tudíž je vhodný i pro provádění vyhlídkových a turistických letů.



Obr. 2.1: Letoun Maule M-7[26]

²Tyto technologie jsou v současné době používány například při výrobě letounu kategorie LSA Sportcruiser.

V případě druhém se jedná o

- dvoumístný letoun,
- s uspořádáním sedadel za sebou s prostorným kokpitem,
- samonosný dolnoplošník,
- s pevným podvozkem,
- v uspořádání s příďovým kolem,
- s atraktivním designem,
- s vyšší pořizovací cenou a s lepšími výkony,
- s nízkými provozními náklady,
- s možností provádět základní akrobatické prvky.

Při snaze splnit tyto požadavky se dostáváme k letounu se štíhlejším křídlem s lichoběžníkovým, případně se složeným půdorysem. Kvůli minimalizaci odporu je nutné použití aerodynamicky čistých tvarů a ploch s dvojí křivostí. Stejně jako v prvním případě je vhodné použití výkonné vztlakové mechanizace ke zkrácení vzletu a přistání. V minulosti byla provedena koncepční studie cvičného letounu L-19 Kantor. Tento letoun poměrně přesně (s výjimkou zatahovacího podvozku) výše zmíněné koncepci odpovídá. Bohužel projekt tohoto letounu byl předčasně ukončen.



Obr. 2.2: Maketa letounu L-19 Kantor[35]

3 PŘEHLED VLEČNÝCH LETOUNŮ

Na základě odpovědí na anketní otázku : „Jaký typ letounu používáte ve vašem aeroklubu k vlečení?“ byl zhotoven přehled využívaných strojů.

3.1 Z-226 MS

Technický popis letounu Z-226 MS

Jeden z nejpoužívanějších letounů v českých aeroklubech Zlín Z-226 MS je jednomotorový, dvoumístný, samonosný dolnoplošník.

Křídlo letounu je nosníková celokovová konstrukce opatřená odštěpnou vztlačovou klapkou. Pro dosažení lepších pádových vlastností je křídlo aerodynamicky i geometricky krouceno. U kořene křídla jsou také použity odtrhové lišty.

Převážná část trupu je příhradová konstrukce svařená z tenkostěnných ocelových trubek. Pro vyšší aerodynamickou čistotu letounu je horní a přední část zakryta plechovou karoserií. Příhradovina je pak přes pomocné dřevěné lišty potažena plátnem.

Ocasní plochy jsou kovové. Stabilizátory vodorovné i svislé ocasní plochy jsou potaženy plechem. Kormidla jsou pak potažena opět plátnem.

Pohonnou jednotka se skládá z motoru WALTER M-137 a vrtule konstantních otáček Avia V-503.

Přistávací zařízení letounu pak představuje dvoukolový pevný hlavní podvozek s ostruhou.



Obr. 3.1: Vlečný letoun Z-226[26]

Technická data letounu Z-226 MS [14]

Geometrie

Rozpětí	10,28 m
Délka	7,9 m
Výška	2,1 m
Plocha křídla	14,9 m ²

Hmotnosti

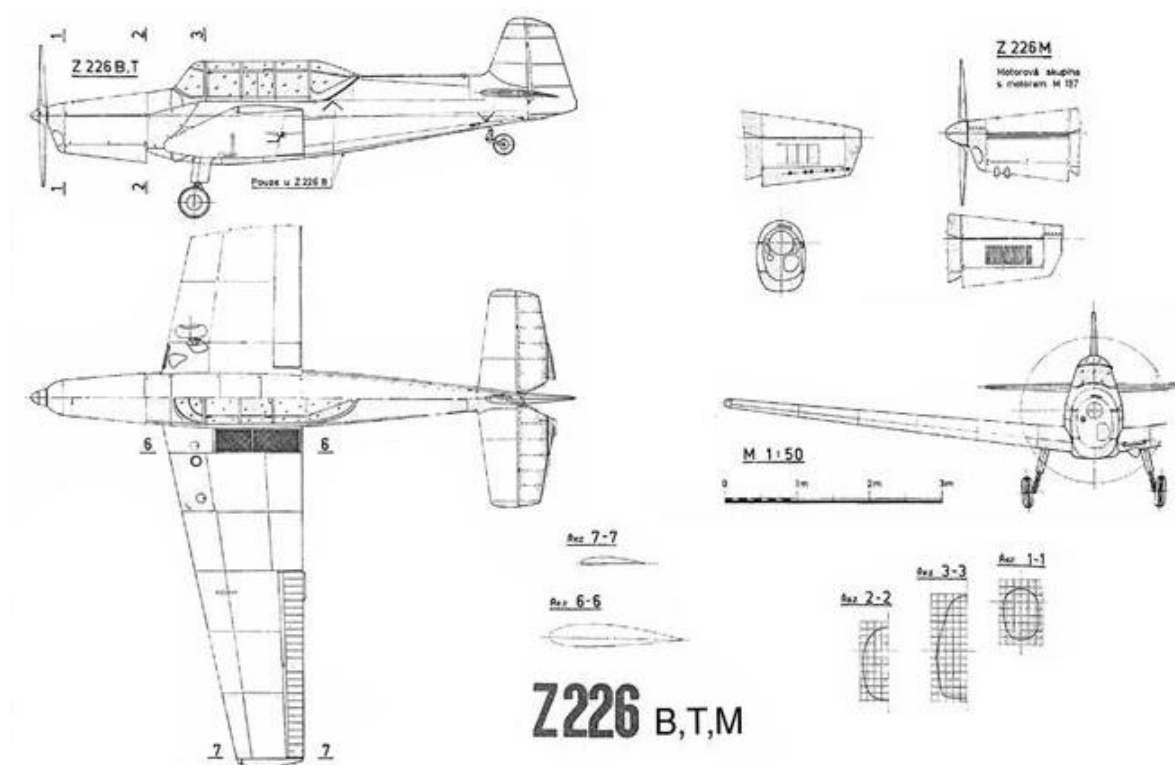
Prázdná hmotnost	635 kg
Maximální vzletová hmotnost	890 kg

Rychlosti

Minimální rychlost vs	80 km/h
Max. nepřekročitelná rychlost vne	290 km/h

Motor

Výkon motoru	Walter M137
	132 kW



Obr. 3.2: Náčrtek letounu Z-226 [31]

3.2 L-60 S

Technický popis letounu L-60S

Československý letoun L-60S je jednomotorový, čtyřmístný, víceúčelový, vzpěrový hornoplošník.

Křídlo letounu je nosníková celokovová konstrukce opatřená šterbinovou vztlakovou klapkou. Konstrukce křidélek a vztlakových klapek je duralová potažená plátnem.

Trup letounu je duralová poloskořepinová konstrukce.

Ocasní plochy jsou kovové. Stabilizátory vodorovné i svislé ocasní plochy mají tuhý nosný potah z duralového plechu. Kormidla jsou stejně jako křídélka a vztlakové klapky potažena plátnem.

Pohonná jednotka se u verze S skládá z motoru AI 14-RA a vrtule US 122.000 polské výroby.

Přistávací zařízení letounu pak představuje dvukolový pevný hlavní podvozek s ostruhou.



Obr. 3.3: Víceúčelový letoun L-60S[26]

Technická data letounu L-60 S [29]

Geometrie

Rozpětí	13,96 <i>m</i>
Délka	8,8 <i>m</i>
Výška	2,7 <i>m</i>
Plocha křídla	24,3 <i>m</i> ²

Hmotnosti

Prázdná hmotnost	1030 <i>kg</i>
Maximální vzletová hmotnost	1560 <i>kg</i>

Rychlosti

Cestovní rychlost	130 <i>km/h</i>
Max. nepřekročitelná rychlost vne	193 <i>km/h</i>

Motor

Výkon motoru	AI 14 – RA 191 <i>kW</i>
--------------	-----------------------------



Obr. 3.4: Náčrtek letounu L-60S [32]

3.3 Z-142

Technický popis letounu Z-142

Letoun Zlín Z-142 je jednomotorový samonosný dolnoplošník s uspořádáním sedadel vedle sebe, využívající pro konstrukci převážně kovové materiály.

Křídlo letounu je nosníková konstrukce zhotovená z hliníkových slitin. Půdorysný tvar křídla je obdélníkový s negativním úhlem šípu. Vztlakovou mechanizaci křídla pak představuje šterbinová klapka. Potah vztlakové klapky je opatřen prolisy pro zvýšení kritického napětí jednotlivých potahových polí.

Zadní část trupu je duralová poloskořepina. Střední část trupu je potom prutovina svařená z tenkostěnných ocelových trubek zakrytá aerodynamickými kryty.

Ocasní plochy jsou celokovové, opatřené tuhým nosným potahem. Potah kormidel je pak obdobně jako vztlakové klapky opatřen prolisy

Pohonnou jednotku tvoří motor WALTER M-337 AK se za letu stavitelnou vrtulí V-500A.

Přistávací zařízení letounu pak představuje dvoukolový pevný hlavní podvozek s příďovým kolem.



Obr. 3.5: Cvičný letoun Z-142[26]

Technická data letounu Z-142[15]

Geometrie

Rozpětí	9,16 m
Délka	7,33 m
Výška	2,75 m
Plocha křídla	13,15 m ²

Hmotnosti

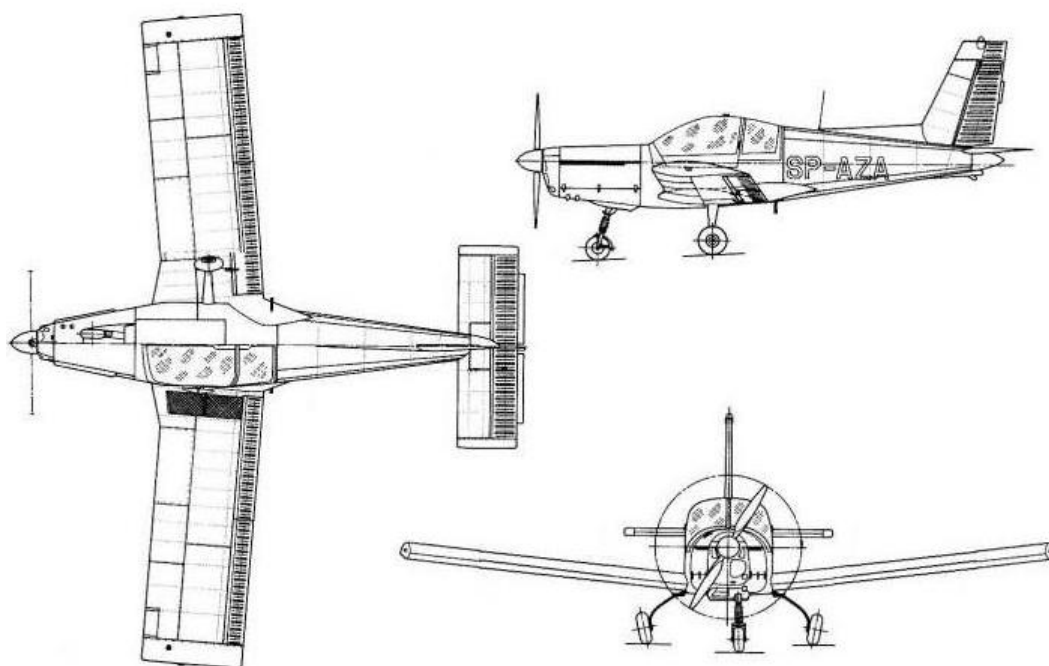
Prázdná hmotnost	730 kg
Maximální vzletová hmotnost	1090 kg

Rychlosti

Minimální rychlost vs	91 km/h
Max. nepřekročitelná rychlost vne	332 km/h

Motor

Výkon motoru	Walter M337 AK 156 kW
--------------	--------------------------



Obr. 3.6: Třípohledový náčrtek letounu Z-142 [33]

3.4 Maule M-7

Technický popis letounu Maule M-7

Maule M-7 je jednomotorový, víceúčelový, čtyř až pětímístný (dle verze), vzpěrový hornoplošník používaný pro provádění vyhlídkových letů, vysazování parašutistů a v neposlední řadě pro vlečení větroňů.

Nosníková konstrukce obdélníkového křídla je vyrobena z hliníkových slitin.

Trup letounu je příhradovina svařená z tenkostěnných ocelových trubek a potažená plátnem.

Ocasní plochy jsou opatřeny nenosným potahem z plátna.

Pohonná jednotka se pro každou verzi liší. Poměrně rozšířená je verze s motorem Textron Lycoming O-540-J1A5D.

Přistávací zařízení je ve dvou provedeních a to dvoukolový hlavní podvozek s ostruhou nebo s příďovým kolem. Některé letouny jsou vybaveny i tzv. Bushwheels umožňující start a přistání i v poměrně členitém terénu.



Obr. 3.7: Víceúčelový letoun Maule M-7 [26]

Technická data letounu Maule M-7 [34]

Geometrie

Rozpětí	10,3 m
Délka	7,21 m
Výška	1,93 m
Plocha křídla	15,39 m ²

Hmotnosti

Prázdná hmotnost	763 kg
Maximální vzletová hmotnost	1125 kg

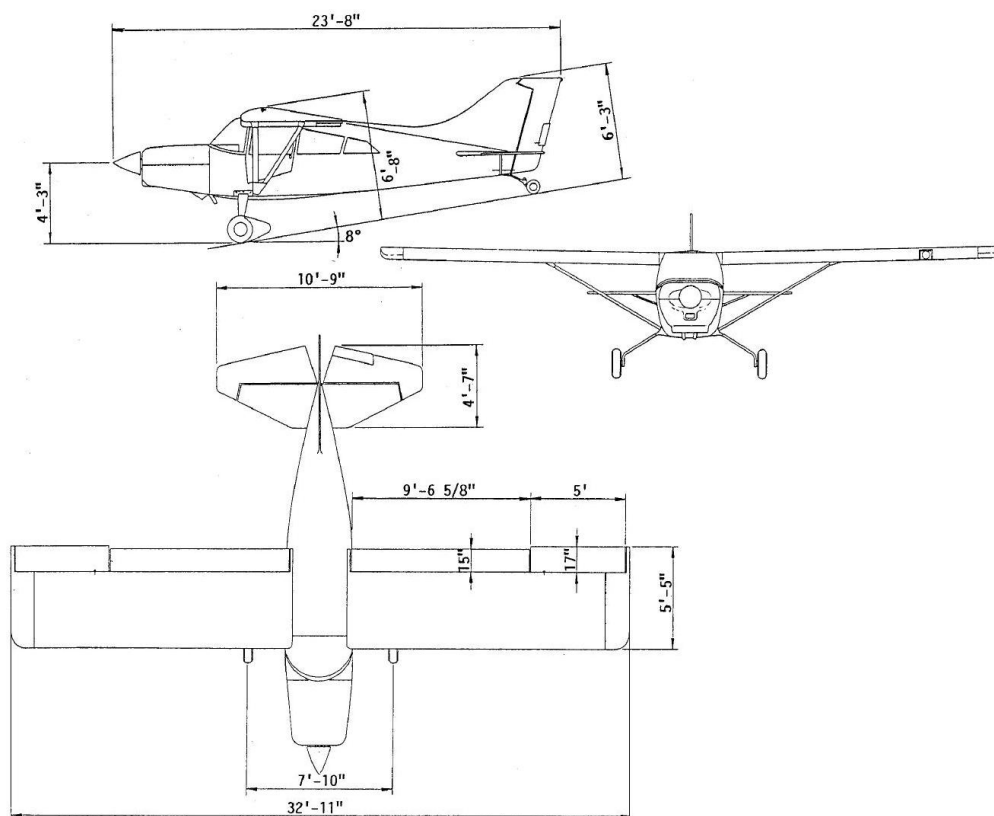
Rychlosti

Minimální rychlost vs	100 km/h
Max .nepřekročitelná rychlost vne	293 km/h

Motor

LYCOMING O – 540 – J1A5D

Výkon motoru	175 kW
--------------	--------



Obr. 3.8: Náčrtek letounu Maule M-7[34]

3.5 WT-9 Dynamic CLUB

Technický popis letounu Wt-9 Dynamic

Wt-9 Dynamic je jednomotorový, samonosný dolnoplošník celokompozitové konstrukce se sedadly umístěnými vedle sebe, vybavený padákovým záchranným systémem.

Křídlo lichoběžníkového půdorysu je zhotoveno jako celokompozitová nosníková skořepina.

Trup je zhotoven jako sendvičová kompozitová skořepina.

Ocasní plochy jsou obdobné konstrukce jako křídlo.

Jako pohonná jednotka je nejčastěji použit motor Rotax 912 ULS v kombinaci s vrtulí výrobce Woodcomp.

Přistávací zařízení je ve dvou provedeních a to s pevným nebo zatahovacím podvozkem. V obou případech se jedná o tříkolový podvozek s předovým kolem.



Obr. 3.9: Letoun Wt-9 Dynamic [26]

Technická data letounu WT-9 Dynamic CLUB [16]

Geometrie

Rozpětí	9,0m
Délka	6,4m
Výška	2,0m
Plocha křídla	10,3m ²

Hmotnosti

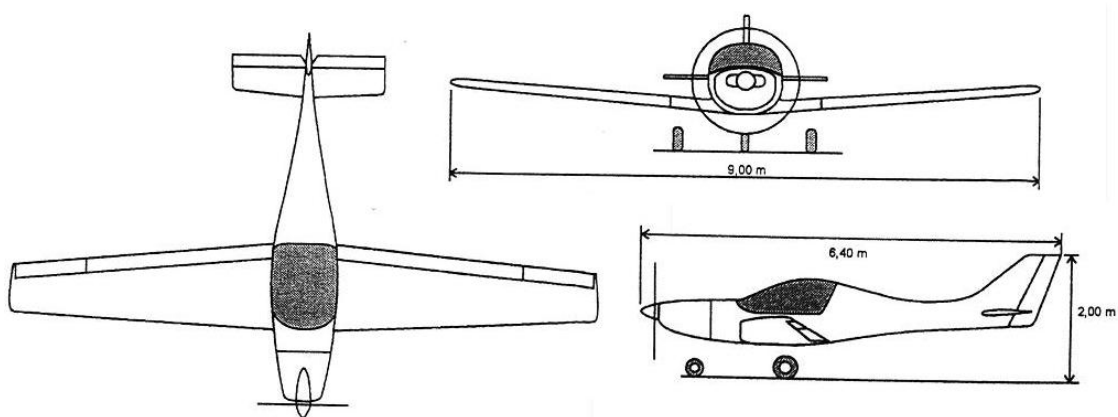
Prázdná hmotnost	277kg
Maximální vzletová hmotnost	450/472,5kg

Rychlosti

Minimální rychlost vs	60km/h
Max. nepřekročitelná rychlost vne	270km/h

Motor

Výkon motoru	ROTAX912ULS/S 73kW
--------------	-----------------------



Obr. 3.10: Náčrtek letounu Wt-9 Dynamic [16]

3.6 Samba XXL

Technický popis letounu Samba XXL

Samba XXL je jednomotorový, dvoumístný, celokompozitový letoun s uspořádáním sedadel vedle sebe.

Celokompozitové křídlo je zkonstruované jako nosníková sendvičová skořepina. Uchycení křídla k trupu je provedeno způsobem typickým pro kluzáky, tj. pomocí čepů zalaminovaných v kořenovém žebříku a vzájemného propojení nosníků obou křídel.

Trup je navržen jako laminátová skořepina s výztuhami z pásek z uhlíkové tkaniny.

Ocasní plochy jsou obdobné konstrukce jako křídlo.

Pohonná jednotka se liší dle přání zákazníka. Poměrně hojně používaný je motor Rotax 912 ULS v kombinaci s vrtulemi značky Woodcomp.

Podvozek letounu je tříkolový s příďovým kolem. Nohy hlavního podvozku jsou tvořeny laminátovou pružinou.



Obr. 3.11: Ultralehký letoun Samba XXL [26]

Technická data letounu Samba XXL [17]

Geometrie

Rozpětí	10,0 m
Délka	6,0 m
Výška	2,2 m
Plocha křídla	8,9 m ²

Hmotnosti

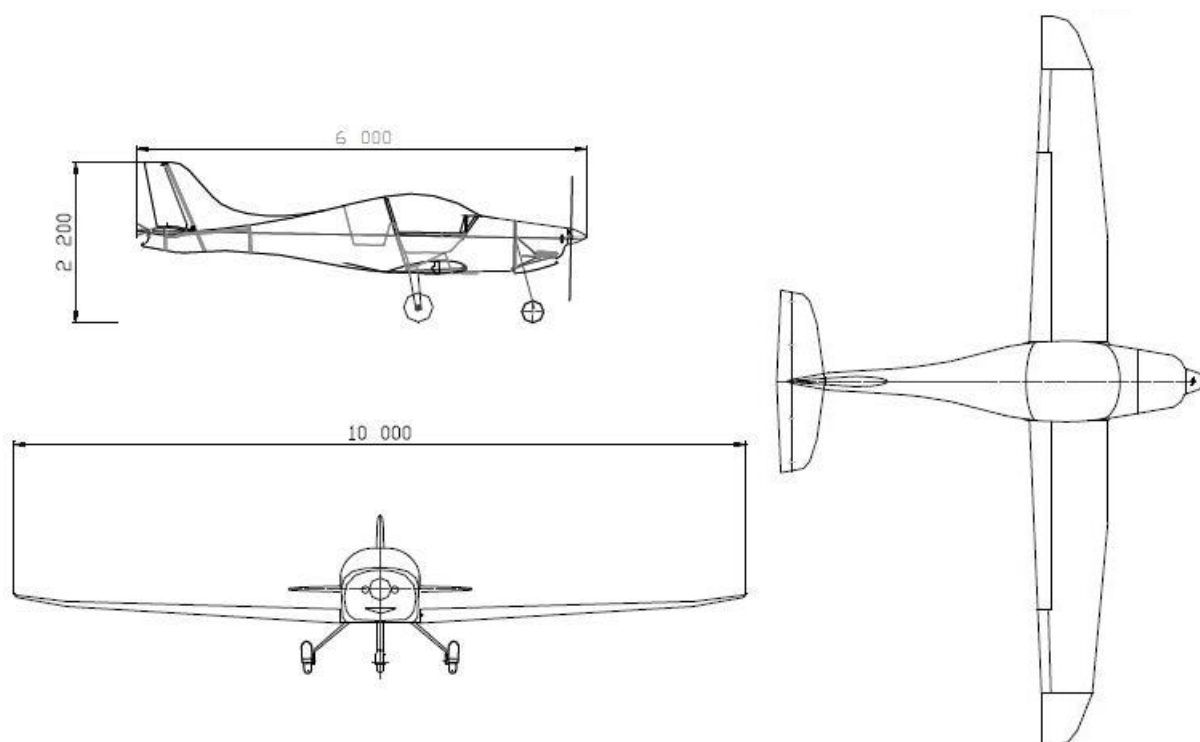
Prázdná hmotnost	295 kg
Maximální vzletová hmotnost	450/472,5 kg

Rychlosti

Minimální rychlost vs	77 km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	260 km/h

Motor

Výkon motoru	ROTAX912ULS/S 73 kW
--------------	------------------------



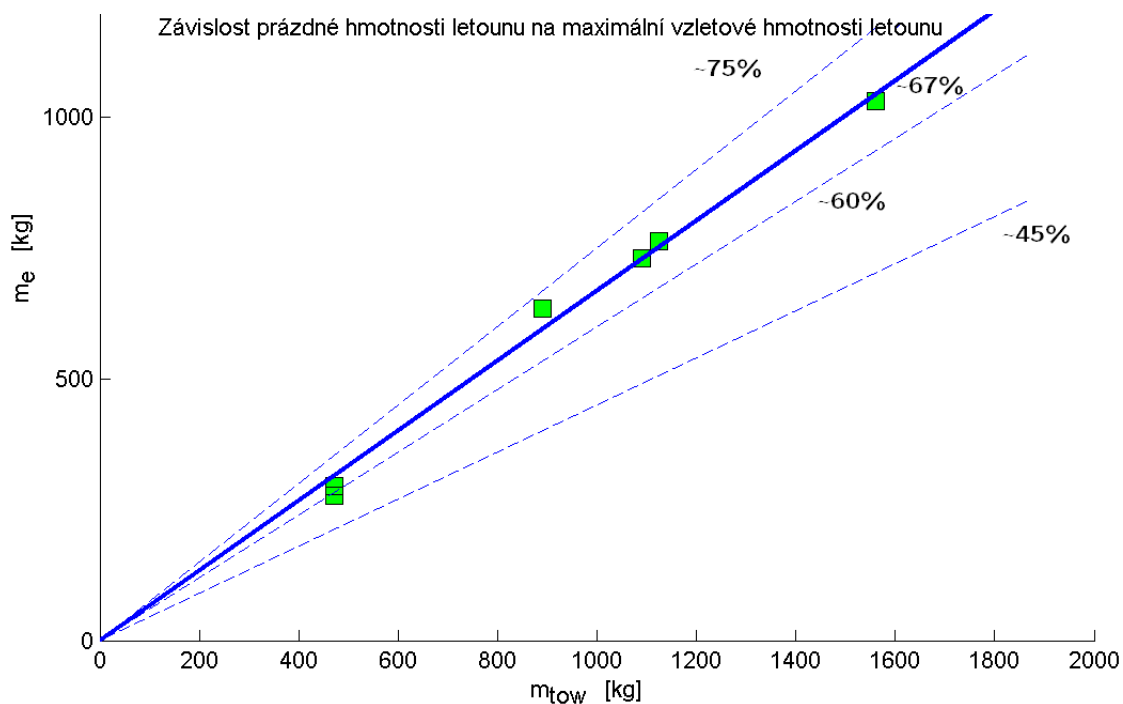
Obr. 3.12: Náčrtek letounu Samba XXL [17]

Výše uvedená technická data jednotlivých vlečných letounů byla přehledně uspořádána do tabulky a dále zpracována.

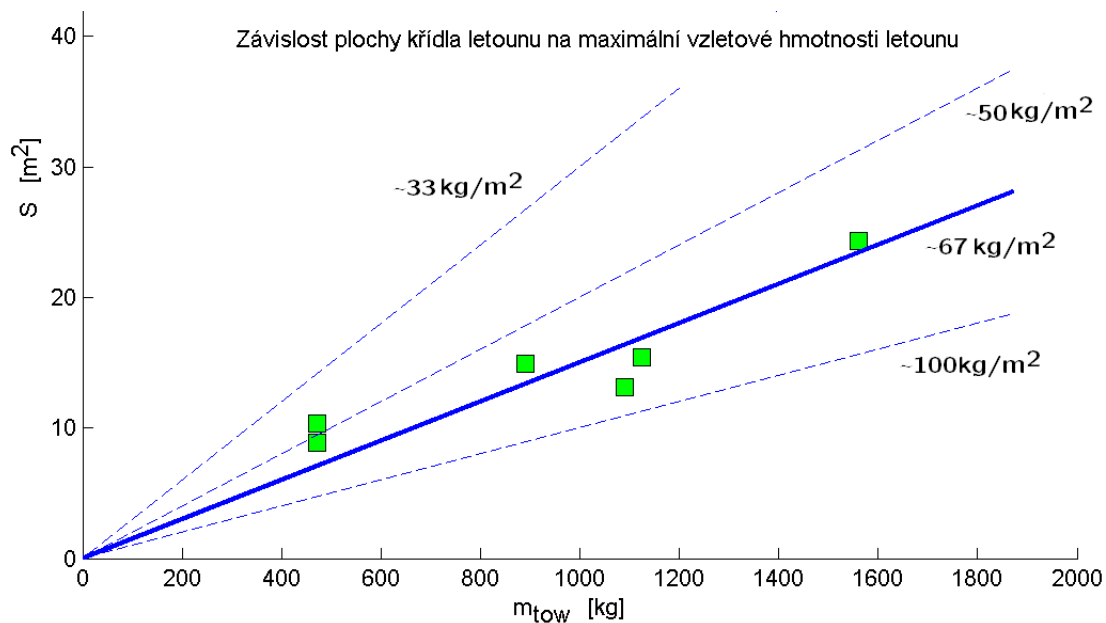
Typ	Z-226 MS	Z-142	L-60 S	Maule M-7	Wt-9	Samba XXL
Rozpětí[m]	10,28	9,16	13,96	10,30	9,00	10,00
Délka[m]	7,90	7,33	8,80	7,21	6,40	6,00
Výška[m]	2,06	2,75	2,7	1,93	2,00	2,20
Plocha[m²]	14,90	13,15	24,30	15,39	10,30	8,90
Mempty[kg]	635	730	1030	763	277	295
Mtow[kg]	890	1090	1560	1125	450	450
Vs[km/h]	80	91	najdi	100	60	77
Vne[km/h]	290	332	193	293	270	260
P[kW]	132	156	191	235	73	73

Tab. 3.1: Přehled parametrů vlečných letounů [1]

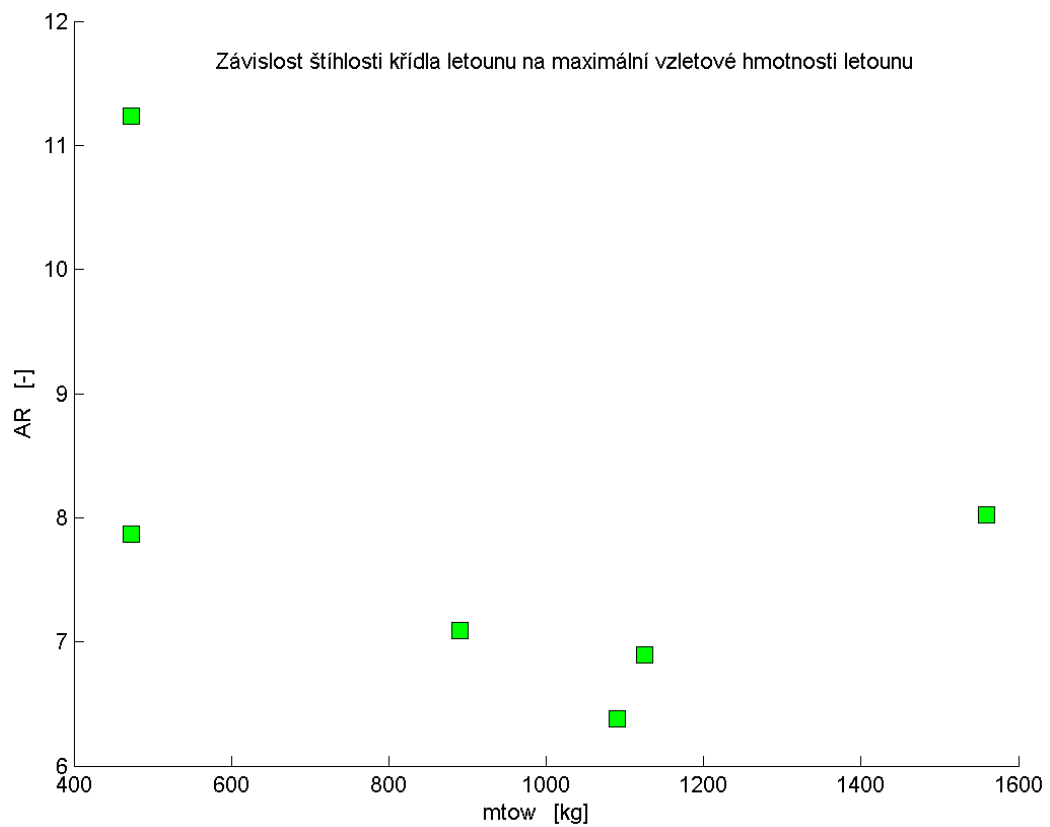
Pro snazší prvotní odhad a zhodnocení některých důležitých návrhových parametrů letounu byly sestrojeny následující závislosti.



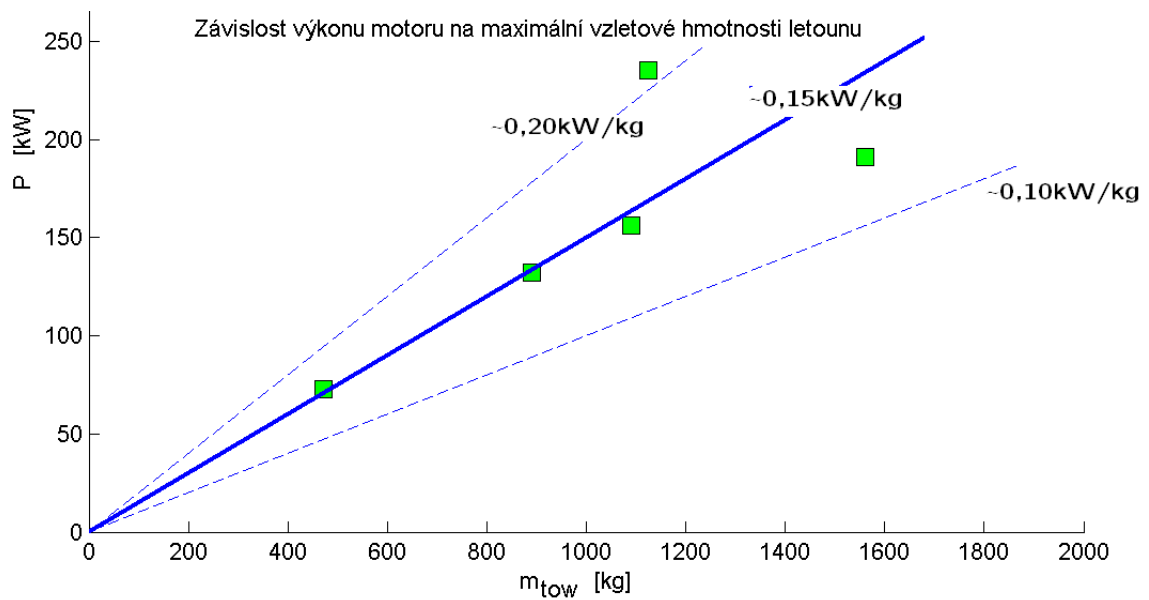
Obr. 3.13: Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti



Obr. 3.14: Závislost plochy křídla na maximální vzletové hmotnosti



Obr. 3.15: Závislost štíhlosti křídla na maximální vzletové hmotnosti



Obr. 3.16: Závislost výkonu motoru na maximální vzletové hmotnosti

4 KONCEPCE NOVÉHO LETOUNU

Koncepce nového letounu by měla v co nejvyšší míře vyhovět často protichůdným požadavkům uvedeným v předchozích kapitolách. Proto byla při koncepčním návrhu zvážena veškerá pro a proti jednotlivých řešení a na základě této uváhy byl nalezen kompromis.

4.1 Předpisová báze

Letoun bude navrhován dle předpisu **CS-VLA**.

4.2 Typická mise letounu

Profil typické mise je uvedený v příloze.

4.3 Počet a uspořádání sedadel

Jak již bylo řečeno, maximální počet sedadel je v předpise CS-VLA stanoven na dvě sedadla včetně sedadla pilotního. S přihlédnutím k výsledkům ankety bude letoun koncipován jako dvojmístný s uspořádáním letadel za sebou.

4.4 Vzájemná poloha křídla a VOP

Pro návrh nového letounu bylo zvoleno **klasické uspořádání** křídla a vodorovné ocasní plochy.

4.5 Vzájemná vertikální poloha křídla a trupu

Na výsledné letové výkony a vlastnosti má také výrazný vliv vertikální umístění křídla vůči trupu. Byly uváženy možnosti hornoplošník, středoplošník, parasol a dolnoplošník.

Jako nejvhodnější se jeví uspořádání typu **dolnoplošník**.

4.6 Vzájemná poloha ocasních ploch

Vlečný letoun bude navržen s ocasními plochami v **klasické konfiguraci s předsunutou svislou ocasní plochou vůči vodorovné ocasní ploše**. Toto

uspořádání se vyznačuje poměrně malou velikostí odstíněné plochy SOP a možností zástavby vlečného zařízení bez dalších úprav.

4.7 Přistávací zařízení

S přihlédnutím k výsledku ankety a k častému výskytu nehod vlečných letounů se zatahovacím podvozkem v uspořádání s ostruhou bude letoun navrhován s **pevným přistávacím zařízením s předovým kolem**.



Obr. 4.1: Následky nehody vlečného letounu Z-526 AFS ze dne 2.10.2006 [27]



Obr. 4.2: Následky nehody ze dne 3.8.2011[28]

4.8 Půdorysný tvar křídla

Pro návrh letounu byl zvolen **složený lichoběžníkový půdorys**.

4.9 Vztlková mechanizace křídla

Pro zkrácení délky vzletu a přistání a následných prodlev mezi aerovleky způsobených pojížděním vlečné zpět na místo startu je pro vlečný letoun vhodné použití účinné vztlkové mechanizace.

Na letounu bude použita buď **štěrbinová, nebo Fowlerova klapka**.

4.10 Pohonná jednotka

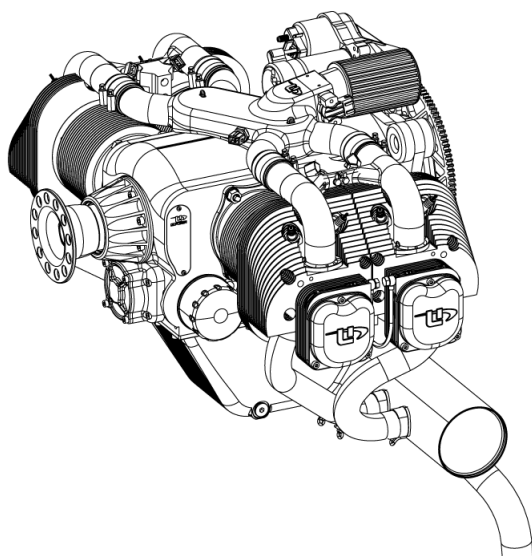
Pro vlečný letoun je důležité zvolit pohonnou jednotku s dostatečným přebytkem výkonu. Zároveň jedním z požadavků zadavatele je ekonomický provoz nového letounu.

4.10.1 Volba motoru

Pro daný účel byl zvolen motor belgického výrobce UL Power 350 iS s následujícími výrobcem deklarovanými charakteristikami.

Zdvihový objem	3503 cm^3
Vrtání	105,6 mm
Zdvih	100 mm
Kompresní poměr	8,7 : 1
Maximální kroutící moment	320 $Nm/2400\ rpm$
Maximální výkon 0m MSA	130 $hp/3300\ rpm$
Hmotnost včetně instalací	78,4 kg

Tento motor v porovnání s motorem Rotax řady 912 disponuje větším maximálním výkonem při téměř stejné hmotnosti. V porovnání s motorem M132, který disponuje výkonem 120 hp, je podstatně lehčí. Nezanedbatelným aspektem je i spotřeba paliva. Zvolený motor UL Power se oproti motoru Rotax vyznačuje poněkud vyšší absolutní spotřebou paliva. Avšak v porovnání s motorem M 132 a s motorem M 137, který je použitý na letounu Z-226, je tato spotřeba výrazně nižší.



Obr. 4.3: 3D pohled na motor UL Power 350iS[24]

4.10.2 Volba vrtule

Vrtule MTV-1 výrobce MT Prop zobrazená na obr. 10.1 doporučená distributorem motorů UL power, není pro navrhovaný letoun vhodná z důvodu omezení maximálními provozními otáčkami motoru. Motor UL Power dosahuje maximálního výkonu díky svému uspořádání při otáčkách vyšších. Pro využití výkonu zvoleného motoru v celém rozsahu rychlostí je potřeba navrhnout novou optimalizovanou vrtuli.

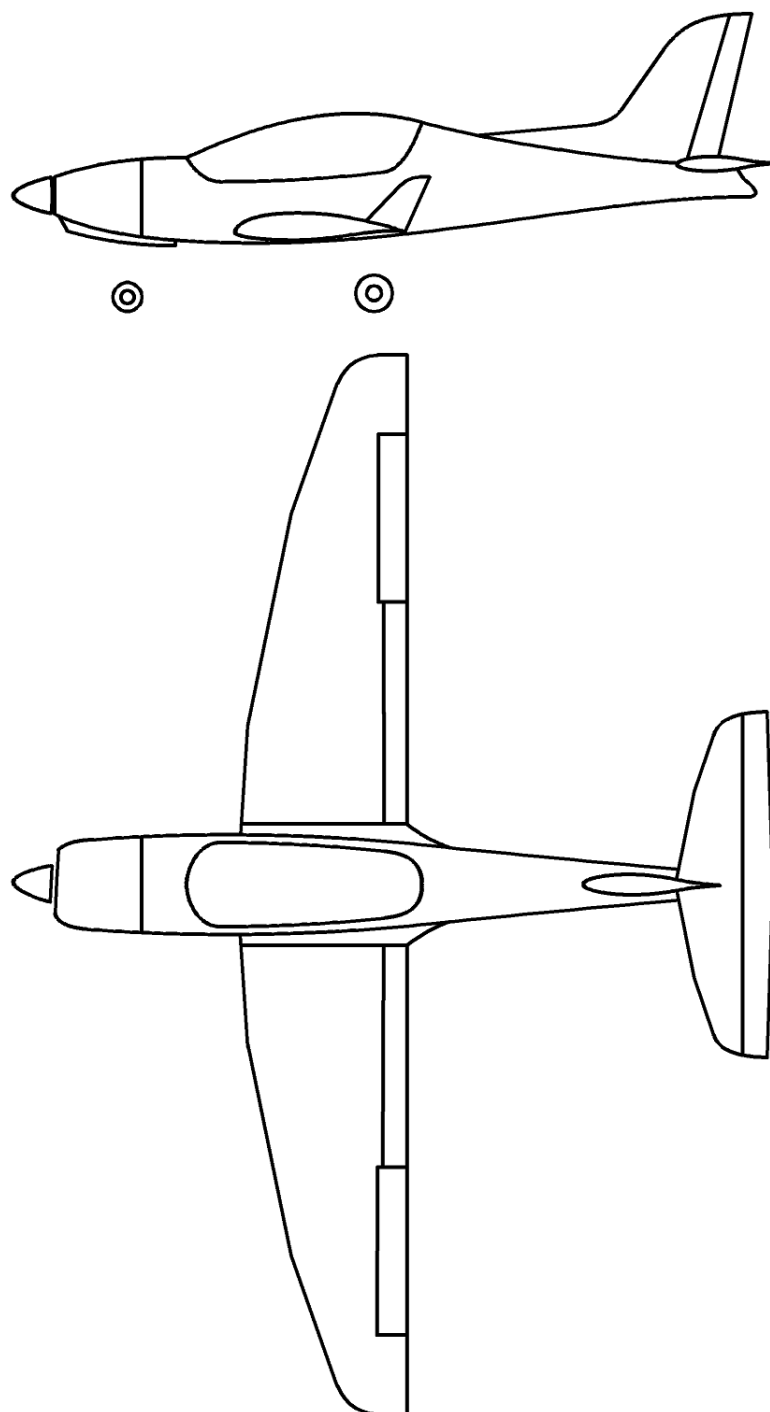
4.11 Materiál primární konstrukce

Vzhledem ke koncepci letounu a požadavku na aerodynamicky čisté a oku lahodící tvary bude konstrukce letounu využívat zejména kompozitní materiály, ze kterých je oproti kovovým materiálům snazší zhotovení ploch o dvojí křivosti.

4.12 Maximální vzletová hmotnost

Předpis CS-VLA umožňuje certifikaci letounů do maximální vzletové hmotnosti 750 kg. Pro tento vlečný letoun byla zvolena maximální vzletová hmotnost $m_{tow}=600$ kg.

Výsledná koncepce odpovídá požadavkům a uspořádání zmíněným v kapitole 2.2. Základní ideová muška návrhu je znázorněna na obr.4.4.



Obr. 4.4: Ideová muška nového vlečného letounu

5 NÁVRH LETOUNU

5.1 Návrh nosné plochy letounu

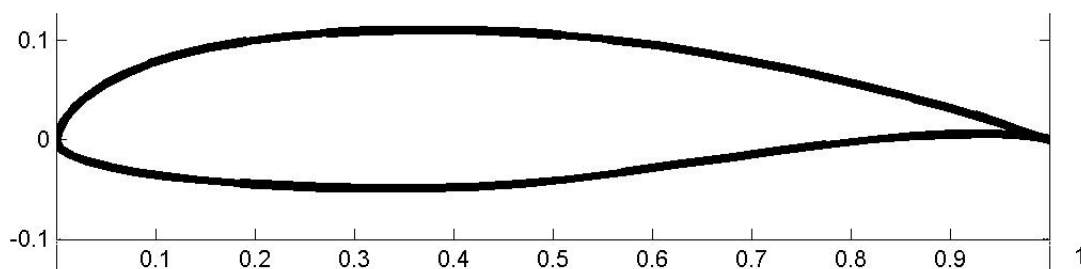
Jednou z klíčových částí letounu je právě jeho nosná plocha. Pro kvalitní výsledné letové výkony a nezáladné letové vlastnosti je při jejím návrhu nutné respektovat veškeré požadavky na ni kladené a mezi jednotlivými řešeními najít optimální kompromis.

5.1.1 Výběr profilů křídla

Nejdůležitějším požadavkem při výběru profilu křídla je maximální hodnota dosažitelného součinitele vztlaku. Ta ovlivňuje především pádovou rychlost letounu, jejíž maximální hodnota je uvedena v certifikačních specifikacích. Pro kvalitní výkony letounu a ekonomický provoz je pak důležité, aby daný profil vykazoval co nejnižší součinitel odporu v co nejširším rozsahu letových režimů.

Také je důležité, aby výsledná hmotnost konstrukce byla co nejnižší. Pro splnění tohoto požadaku je zapotřebí, aby daný profil vykazoval co nejnižší součinitel kloubového momentu a měl dostatečnou stavebnou výšku. Oba tyto faktory ovlivňují dimenze hlavních nosných prvků konstrukce a tím i výslednou hmotnost křídla.

Primární konstrukce letounu má být zhotovena především z kompozitních materiálů. Technologie výroby kompozitních součástí letadel v negativních formách umožňuje zhotovení velmi kvalitních a hladkých povrchů. Je třeba, aby na daném profilu nedocházelo k náhlému odtržení laminární mezní vrstvy.



Obr. 5.1: Profil SM 701

Po zvážení veškerých aspektů byl pro vlečný letoun vybrán poměrně moderní profil s označením SM 701. Tento profil je vyzkoušený a osvědčený na řadě letounů, např. na letounech konstruktéra P. Urbana Samba XXL, Lambáda, Phoenix. Tento profil reálně dosahuje hodnot maximálního součinitele vztlaku okolo 1,6 [8]. Jiné zdroje uvádějí maximální hodnotu součinitele vztlaku okolo 1,5. Tyto po rozhovoru

s konstruktérem P. Urbanem nebyly brány v potaz. Jeho zkušenosti a měření z letounů Samba, Lambáda a Phoenix potvrzují uváděnou hodnotu 1,6. Tento profil také vykazuje poměrně vysokou hodnotu poměru c_l/c_d v širokém rozsahu úhlů náběhu. Tyto vlastnosti jsou vhodné pro vlečný letoun. Navíc je k tomuto profilu dostatek podkladů z tunelových měření.

Charakteristiky profilu SM 701

Sklon vztlakové čáry	6.875	[1/rad]
Maximální součinitel vztlaku	1.6	[-]
Relativní tloušťka	16	%

Tab. 5.1: Charakteristiky profilu křídla[8]

5.1.2 Plocha křídla

Pro návrh plochy křídla je rozhodující splnění požadavku na pádovou rychlost. U vlečného letounu je důležité, aby měl po celou dobu aerovleku dostatečnou rezervu rychlosti a vztlaku, aby v případě nestandardní situace nedošlo k prosednutí, případně k pádu vlečného letounu. Pro stanovení velikosti plochy křídla vyjdeme z rovnice rovnováhy pro horizontální let v aerodynamické souřadnicové soustavě. Pro rovnováhu sil ve směru vztlakové osy platí

$$G = L$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S$$

Po dosazení pádové rychlosti, maximální vzletové hmotnosti a maximálního součinitele vztlaku do rovnice můžeme psát

$$m_{tow} \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_S^2 \cdot C_{Lmax} \cdot S$$

Z uvedené rovnice vyjádřením potřebného maximálního součinitele vztlaku v závislosti na plošném zatížení a pádové rychlosti dostáváme

$$C_{Lmax} = \frac{2 \cdot g}{\rho \cdot V_S^2} \cdot \frac{m_{tow}}{S}$$

Uvedenou závislost můžeme znázornit graficky, viz obr.5.2.

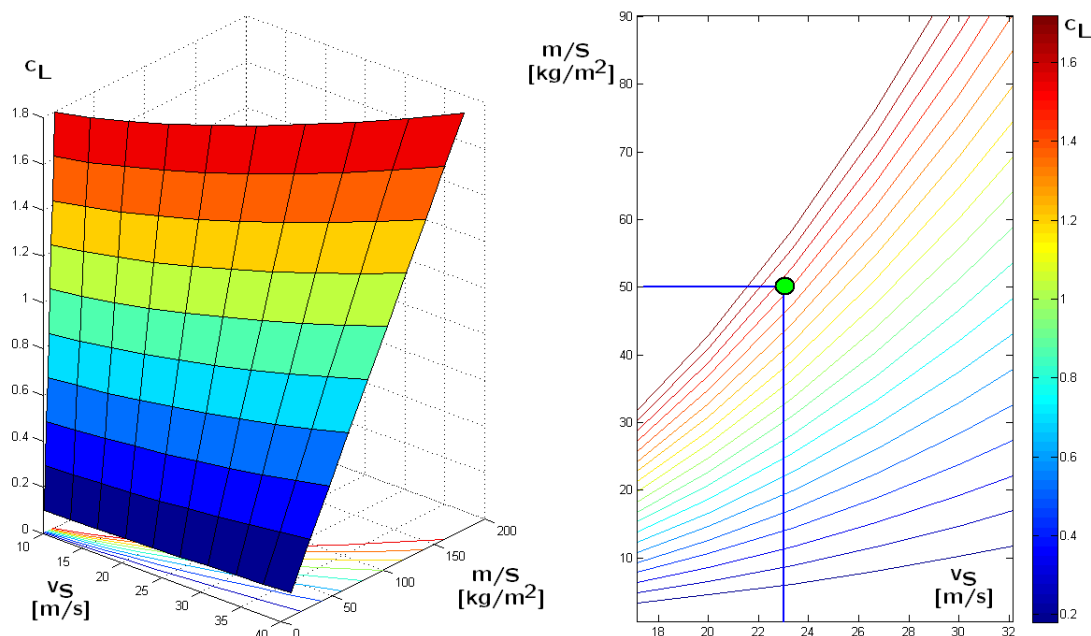
Pro výpočet potřebné plochy křídla byla zvolena návrhová hodnota pádové rychlosti $V_S = 23 \text{ m/s} = 82,8 \text{ km/h}$. Tato hodnota zaručuje dostatečnou rezervu rychlosti v průběhu aerovleku.¹

¹Průměrná rychlost letu v aerovleku se v dnešní době pohybuje v rozmezí 100-150km/h dle třídy a typu vlečeného kluzáku v závislosti na meteorologických podmínkách.

Maximální součinitel vztlaku zvoleného profilu dosahuje reálné hodnoty 1,6. Maximální hodnotu součinitele vztlaku křídla lze očekávat okolo hodnoty 1,5.

Pro uvedené hodnoty lze z grafu na obr.5.2 odečíst hodnotu plošného zatížení

$$m_{tow}/S = 50 \text{ kg/m}^2$$



Obr. 5.2: Závislost potřebného součinitele vztlaku na rychlosti a plošném zatížení

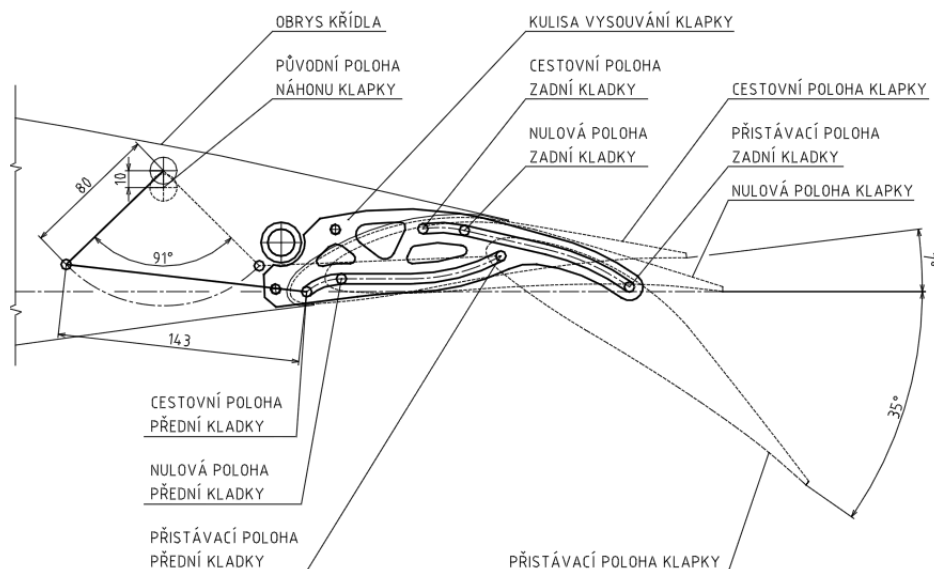
Z plošného zatížení je potom vypočtena potřebná velikost vztažné plochy křídla.

$$S = \frac{m_{tow}}{50} = \frac{600}{50} = 12$$

Velikost potřebné plochy křídla je 12 m^2 .

5.1.3 Vztlaková mechanizace

Pro profil s označením SM 701 byla navržena a následně optimalizována studentem Leteckého ústavu Ing. Petrem Dvořákem šterbinová klapka vykazující značný přírůstek součinitele vztlaku. Autor uvádí hodnotu maximálního součinitele vztlaku na profilu s jeho klapkou 3,154 při výchylce 35° . Toto řešení bude použito v návrhu vlečného letounu. Kinematika a konstrukce klapky je naznačena na obr. 5.3. Geometrické charakteristiky klapky jsou pak uvedeny v tabulce.



Obr. 5.3: Kinematika vztlakové klapky[10]

Hloubka klapky	22%
Délka klapky	1,87 m
Plocha klapky	0,587 m ²
Výchylka vzlet	13°
Výchylka přistání	35°

Tab. 5.2: Geometrické parametry vztlakové mechanizace [10]

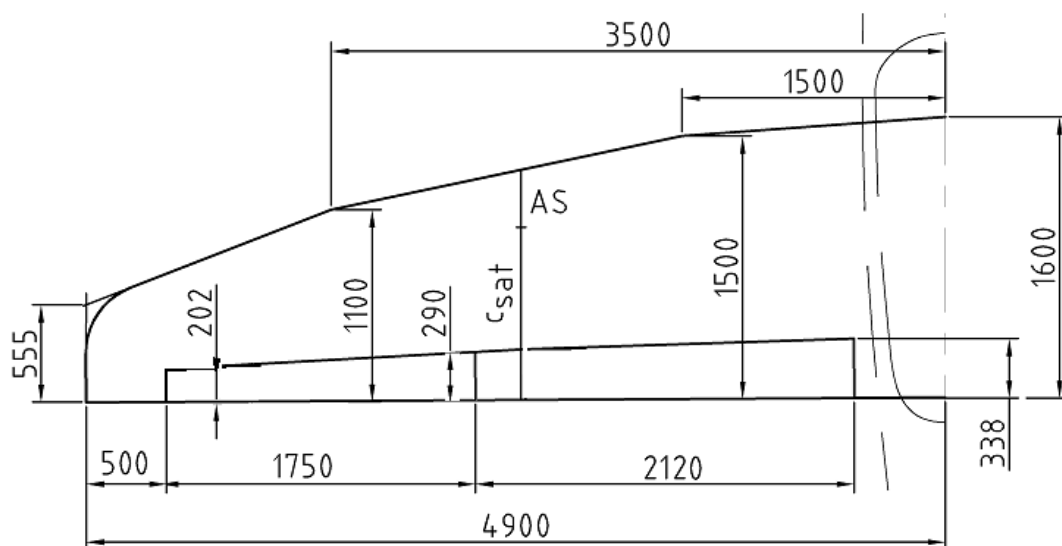
5.1.4 Křídélko

Při prvotním návrhu geometrických charakteristik křídélka bylo přihlédnuto k proporcím letounu wt-9 Dynamic, Z-226 a Ellipse Spirit. Geometrické charakteristiky křídélka jsou uvedeny v následující tabulce.

Hloubka křídélka	22%
Délka křídélka	1,75 m
Plocha křídélka	0,043 m ²
Výchylky	13°

Tab. 5.3: Geometrické parametry křídélka

5.1.5 Geometrie nosné plochy



Obr. 5.4: Geometrie nosné plochy

Rozpětí	9,8 <i>m</i>
Plocha	12,09 <i>m</i> ²
Štíhlost	7,94
Zúžení	2,88
Střední aerodynamická tětíva	1,315 <i>m</i>
Střední geometrická tětíva	1,233 <i>m</i>

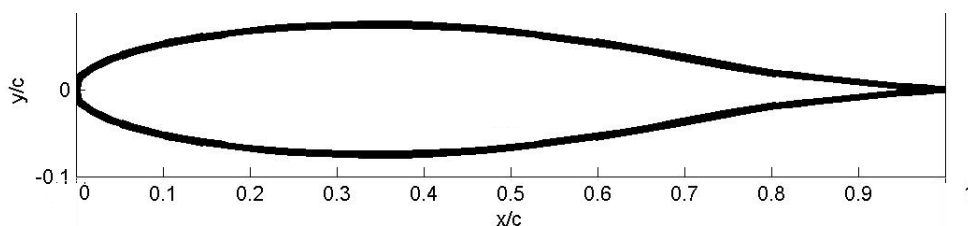
Tab. 5.4: Geometrické parametry nosné plochy

5.2 Návrh ocasních ploch letounu

Další klíčovou částí letounu jsou jeho ocasní plochy. Tyto jsou hlavními prostředky stability a říditelnosti kolem svislé a příčné osy.

5.2.1 Výběr profilů ocasních ploch

Pro ocasní plochy nového vlečného letounu byl vybrán osvědčený profil FX 71-L-150, použitý na několika letounech. Jmenovaný profil je zobrazen na obr. 5.5



Obr. 5.5: Profil FX 71-L-150 [9]

5.2.2 Vodorovná ocasní plocha

Pro kategorii HOMEBUILT a GENERAL AVIATION SINGLE ENGINE uvádí literatura doporučené hodnoty mohutnosti $V_{HT}=0,5$ a $V_{HT}=0,6$ [12]. Pro návrh plochy VOP byla zvolena hodnota $V_{HT}=0,55$. Podle proporcí osvědčeného vlečného letounu byla velikost ramene mezi aerodynamickým středem křídla a vodorovné ocasní plochy stanovena na hodnotu $l_H=3,93\text{m}$. Plochu VOP můžeme vyjádřit z rovnice

$$V_{HT} = \frac{l_H \cdot S_{vop}}{c_{sat} \cdot S} = 0,55$$
$$S_{vop} = \frac{V_{HT} \cdot c_{sat} \cdot S}{l_H} = \frac{0,55 \cdot 1,315 \cdot 12,09}{3,93} = 2,225$$
$$S_{vop} = 2,225\text{m}^2$$

Doporučená hodnota štíhlosti VOP pro danou kategorii letounů je $AR_{vop}=3,0-5,0$ [12]. Zvolená hodnota štíhlosti je 4,9. Vyšší hodnota štíhlosti VOP zvyšuje celkovou účinnost VOP. Na druhou stranu úměrně štíhlosti roste i ohybové namáhání působící na VOP. Díky zvolenému profilu s relativní tloušťkou 15% může konstrukce přenést vyšší ohybový moment bez výrazného nárustu hmotnosti. Z hodnoty AR_{vop} je možné vypočítat rozpětí VOP

$$b_{VOP} = \sqrt{AR_{vop} \cdot S_{vop}}$$

$$b_{VOP} = \sqrt{4,9 \cdot 2,225} = 3,3$$

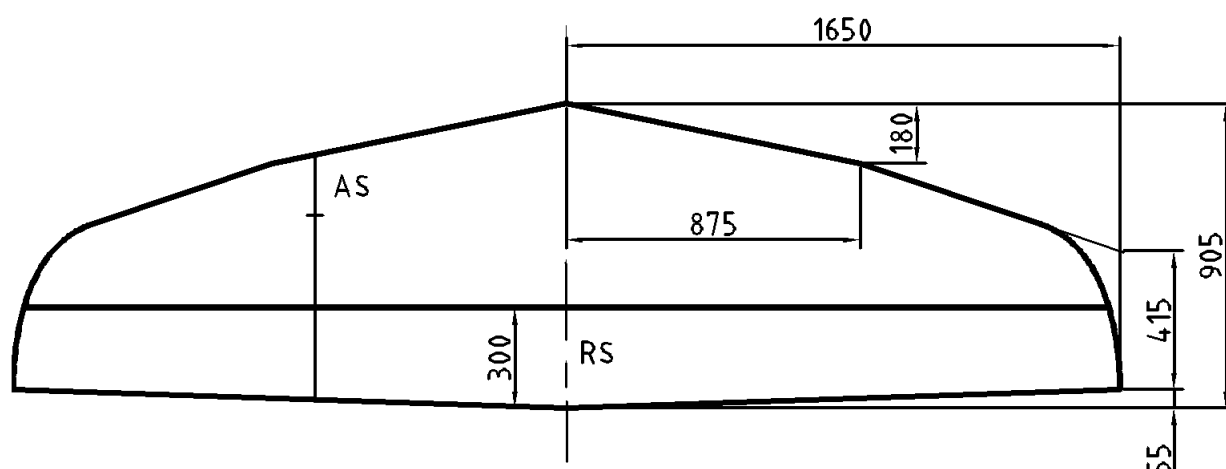
$$b_{VOP} = 3,3m$$

Pro plochu kormidla pak litaretura uvádí doporučené rozmezí[4]

$$\frac{S_{vk}}{S_{vop}} = 0,35 - 0,5$$

Pro letoun byla zvolena hodnota relativní plochy kormidla 0,4.

Tvar půdorysu byl navržen jako složený lichoběžník se zaobleným koncovým obloukem.



Obr. 5.6: Geometrie VOP

Rozpětí	3,3 m
Plocha	2,225 m ²
Štíhlost	4,9
Zúžení	2,18

Tab. 5.5: Geometrické parametry VOP

5.2.3 Svislá ocasní plocha

Běžná hodnota mohutnosti SOP pro kategorii HOMEBUILT a GENERAL AVIATION SINGLE ENGINE je $V_V=0,04$ [12]. U vlečného letounu je požadavek, aby byl dostatečně směrově stabilní a říditelný po celou dobu aerovleku. Během vleku může docházet k nežádoucímu vychylování vlečného letounu vlivem vlečeného letounu. Pro další zvýšení stability bude na SOP navazovat ještě hřbetní kýl. Rameno SOP pak bylo s uvážením zvoleného uspořádání ocasních ploch stanoveno na hodnotu $l_V=3,35\text{m}$.

$$V_V = \frac{l_V \cdot S_{sop}}{b \cdot S} = 0,04$$
$$S_{vop} = \frac{V_V \cdot b \cdot S}{l_V} = \frac{0,04 \cdot 9,8 \cdot 12,09}{3,35} = 1,41$$
$$S_{vop} = 1,41\text{m}^2$$

Doporučená hodnota štíhlosti SOP pro danou kategorii letounů je $AR_{sop}=0,6-1,6$ [12]. Zvolená hodnota štíhlosti je 1,5. Obdobně jako u VOP vyšší hodnota štíhlosti SOP zvyšuje její celkovou účinnost. Z hodnoty AR_{sop} je vypočítána velikost rozpětí SOP

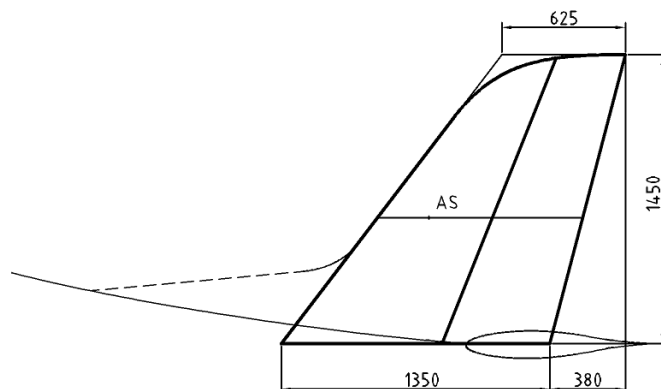
$$b_{SOP} = \sqrt{AR_{sop} \cdot S_{sop}}$$
$$b_{SOP} = \sqrt{1,5 \cdot 1,41} = 1,45$$
$$b_{SOP} = 1,45\text{m}$$

Pro plochu kormidla litaretura uvádí doporučené rozmezí[4]

$$\frac{S_{sk}}{S_{sop}} = 0,4 - 0,75$$

Pro letoun byla zvolena hodnota relativní plochy kormidla 0,45.

Tvar Svislé ocasní plochy byl navržen jako lichoběžník se zaobleným koncovým obloukem a napojeným hřbetním kylem.

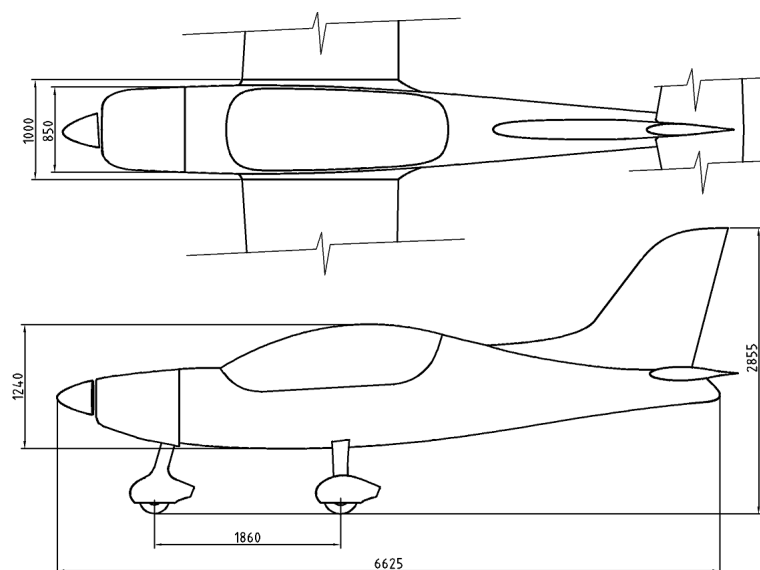


Obr. 5.7: Geometrie SOP

Rozpětí	1,45 <i>m</i>
Plocha	1,41 <i>m</i> ²
Štíhlost	1,5
Zúžení	2,16

Tab. 5.6: Geometrické parametry SOP

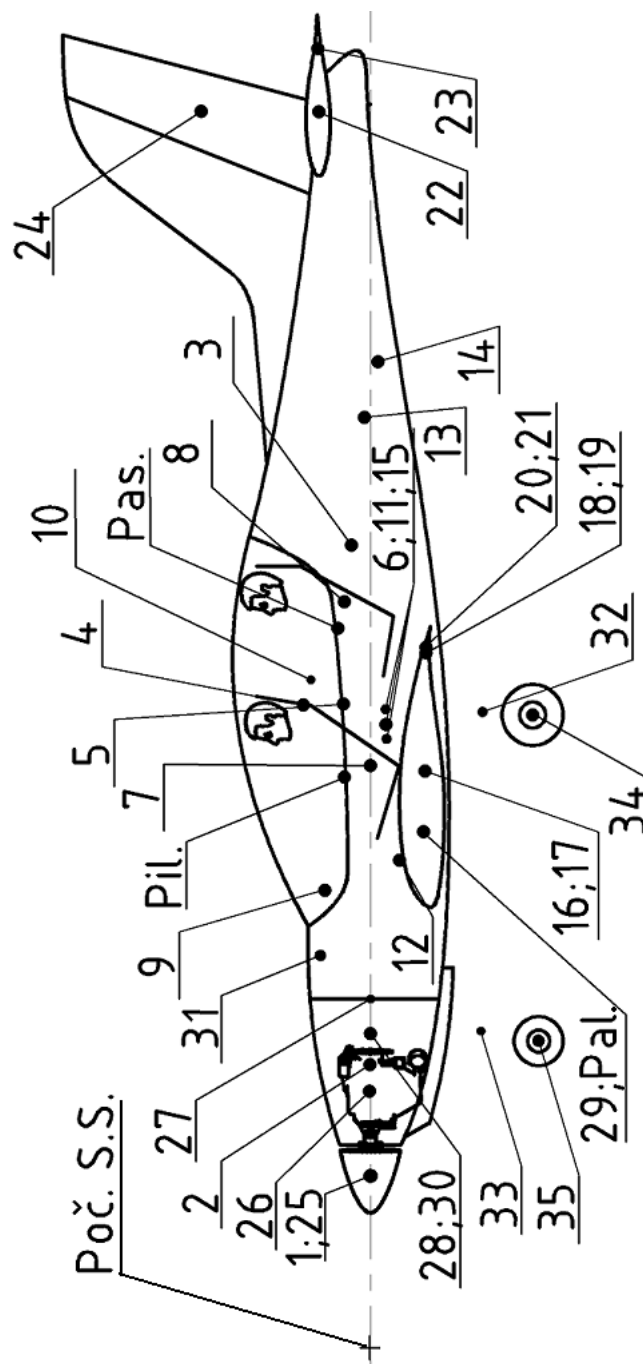
5.3 Návrh trupu letounu



Obr. 5.8: Geometrie trupu

6 HMOTNOSTNÍ ROZBOR

6.1 Hmotnostní rozbor prázdného letounu



Obr. 6.1: Rozložení hmot v letounu

TRUP

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
1	Kužel	1	980	980
2	Kapota motoru	2.5	1620	4050
3	Trup	40	4330	173200
4	Překryt kabiny	6	3580	21480
5	Rám kabiny	4	3600	14400
6	Interiér-panely	5	3555	17775
7	Sedačka přední	5.5	3170	17435
8	Sedačka zadní	5.5	4050	22275
9	Palubní deska přední	4.5	2860	12870
10	Palubní deska zadní	4.5	3920	17640
11	Ruční řízení	4	3630	14520
12	Nožní řízení	4	2930	11720
13	Táhlo výškového kormidla	3	5620	5620
14	Vlečné zařízení+lano	7	5310	37170
15	Čalounění pilotního prostoru	1	3560	3560
	Suma	97.5		374695

Tab. 6.1: Hmotnostní rozbor skupiny TRUP

NOSNÁ PLOCHA

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
16	Křídlo levé	45	3370	151650
17	Křídlo pravé	45	3370	151650
18	Klapka levá	3	3975	11925
19	Klapka pravá	3	3975	11925
20	Křidélko levé	2	4010	8020
21	Křidélko pravé	2	4010	8020
	Suma	100		343190

Tab. 6.2: Hmotnostní rozbor skupina NOSNÁ PLOCHA

OCASNÍ PLOCHY

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
22	Stabilizátor	6	7040	42240
23	Výškové kormidlo	3	7410	22230
24	Směrové kormidlo	2.5	7050	17625
	Suma	11.5		82095

Tab. 6.3: Hmotnostní rozbor skupina OCASNÍ PLOCHY

POHONNÁ JEDNOTKA

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
25	Vrtule	11	980	10780
26	Motor	67	1460	97820
27	Požární přepážka	3.5	1995	6982.5
28	Vybavení motoru	12.5	1795	22437.5
29	Nádrže	7	3295	23065 065
30	Motorové lože	2	1795	3590
31	Baterie	9	5800	34800
	Suma	112		216875

Tab. 6.4: Hmotnostní rozbor skupina POHONNÁ JEDNOTKA

PODVOZEK

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
32	Hlavní podvozková noha	6	3680	22080
33	Přední podvozková noha	3	1840	5520
34	Kola hlavního podvozku	10	3680	36800
35	Kolo předového podvozku	3	1750	5250
	Suma	22		69650

Tab. 6.5: Hmotnostní rozbor skupina PŘÍSTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

POVRCHOVÁ ÚPRAVA

číslo	položka	m/kg	Xt/mm	Xt.m/kg.mm
36	Nátěr + tmel	7		
	Suma	7		

Tab. 6.6: Hmotnost POVRCHOVÉ ÚPRAVY

Hmotnost prázdného letounu 350 kg
 Poloha těžiště prázdného letounu 2998 mm

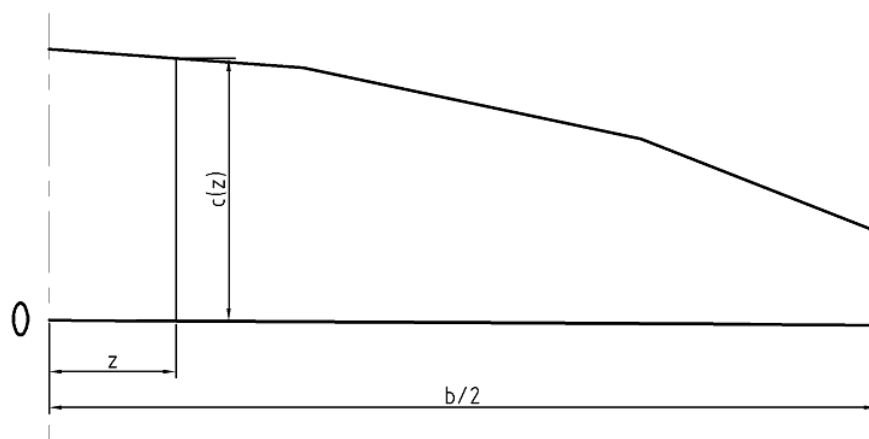
6.2 Výpočet centrází

6.2.1 Výpočet střední aerodynamické tětiny

Výpočet střední aerodynamické tětiny podle vzorce[22]

$$c_{sat} = \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(z) dz$$

byl proveden v programu MATLAB. Pro účely integrace bylo křídlo rozděleno na úseky, ve kterých byla hodnota hloubky křídla popsána lineární funkcí. Pro zjednodušení výpočtu bylo zanedbáno zaoblení koncového oblouku. M-script výpočtu je uveden v příloze.



Obr. 6.2: Schéma pro výpočet c_{sat}

Výsledky výpočtu

Hloubka c_{sat} 1,324 m
Poloha c_{sat} od roviny symetrie letounu 2,379 m

6.3 Hmotnostní konfigurace

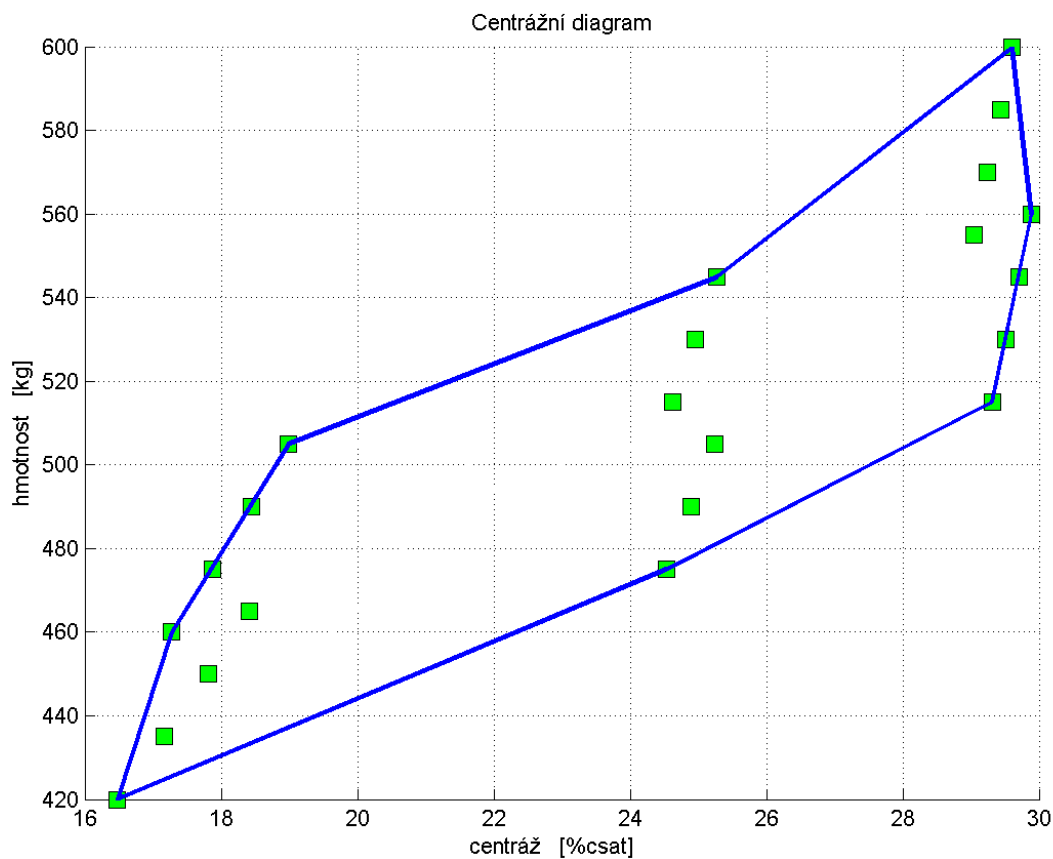
Hmotnostní konfigurace uvažované pro výpočet centráží jsou uvedené v následující tabulce.

Konf.	Obsazení	m/kg	Xt/ %csat
č.1	pilot (55kg)+ 25% palivo+ prázdný letoun	420	16.5
č.2	pilot (95kg)+ 25% palivo+ prázdný letoun	460	17.3
č.3	pilot(55kg)+pilot(55kg)+25%palivo+prázdný letoun	475	24.5
č.4	pilot(95kg)+pilot(55kg)+25%palivo+prázdný letoun	515	24.6
č.5	pilot(55kg)+pilot(95kg)+25%palivo+prázdný letoun	515	29.3
č.6	pilot(95kg)+pilot(95kg)+25%palivo+prázdný letoun	555	29.1
č.7	pilot (55kg)+ 50% palivo+ prázdný letoun	435	17.2
č.8	pilot (95kg)+ 50% palivo+ prázdný letoun	475	17.9
č.9	pilot(55kg)+pilot(55kg)+50%palivo+prázdný letoun	490	24.9
č.10	pilot(95kg)+pilot(55kg)+50%palivo+prázdný letoun	530	25.0
č.11	pilot(55kg)+pilot(95kg)+50%palivo+prázdný letoun	530	29.5
č.12	pilot(95kg)+pilot(95kg)+50%palivo+prázdný letoun	570	29.2
č.13	pilot (55kg)+ 75% palivo+ prázdný letoun	450	17.8
č.14	pilot (95kg)+ 75% palivo+ prázdný letoun	490	18.4
č.15	pilot(55kg)+pilot(55kg)+75%palivo+prázdný letoun	505	25.2
č.16	pilot(95kg)+pilot(55kg)+75%palivo+prázdný letoun	545	25.3
č.17	pilot(55kg)+pilot(95kg)+75%palivo+prázdný letoun	545	29.7
č.18	pilot(95kg)+pilot(95kg)+75%palivo+prázdný letoun	585	29.4
č.19	pilot (55kg)+ 100% palivo+ prázdný letoun	465	18.4
č.20	pilot (95kg)+ 100% palivo+ prázdný letoun	505	19.0
č.21	pilot(55kg)+pilot(55kg)+100%palivo+prázdný letoun	505	25.2
č.22	pilot(95kg)+pilot(55kg)+100%palivo+prázdný letoun	530	25.0
č.23	pilot(55kg)+pilot(95kg)+100%palivo+prázdný letoun	560	29.9
č.24	pilot(95kg)+pilot(95kg)+100%palivo+prázdný letoun	600	29.6

Tab. 6.7: Uvažované hmotnostní konfigurace

6.3.1 Centrážní diagram

Pro zmíněné hmotnostní konfigurace byl zhotoven centrážní diagram.



Obr. 6.3: Centrážní diagram

Mezní centráže letounu

Přední mezní centráž letounu	16,5 % c_{sat}
Zadní mezní centráž letounu	29,9 % c_{sat}

7 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY

7.1 Vztlková čára letounu

Pro výpočet vztlkové čáry je uvažován její lineární průběh až do kritického úhlu náběhu. Vliv trupu je zanedbán. Výpočet byl proveden v programu MATLAB.

7.1.1 Vztlková čára křídla v čisté konfiguraci

Vztlkovou čára křídla je popsána rovnicí

$$C_{LW} = C_{L\alpha W} \cdot \alpha_W + C_{L0W}$$

Hodnoty pro výpočet byly získány pomocí programu Glauert III. Pro výpočet v programu Glauert bylo zanedbáno zaoblení koncového oblouku. V půdoryse křídla se vyskytují úseky s úhlem šípu vyšším než 5°. V těchto případech Glauert III využívá zjednodušený algoritmus řešení. Po konzultaci s Ing.F. Vaňkem, Ph.D byly hodnoty použity do dalších výpočtů. Rozložení C_{LW} je uvedeno v příloze.

Výstup z programu Glauert III

Maximální součinitel vztlaku křídla	c_{LmaxW}	1.5133	[-]
Sklon vztlkové čáry křídla	$C_{L\alpha W}$	5.3339	[1/rad]
Úhel nulového vztlaku křídla	α_{0W}	-4.9024	[°]

Tab. 7.1: Hodnoty pro výpočet vztlkové čáry křídla v čisté konfiguraci

Součinitel vztlaku křídla při nulovém úhlu náběhu

$$C_{L0W} = -C_{L\alpha W} \cdot \alpha_{0W}$$

Kritický úhel náběhu křídla je určen z rovnice vztlkové čáry

$$\alpha_{kritW} = \frac{c_{LmaxW} - C_{L0W}}{C_{L\alpha W}}$$

Vypočtené hodnoty vztlkové čáry křídla v čisté konfiguraci

Součinitel vztlaku křídla při nulovém úhlu náběhu	C_{L0W}	0.4564	[-]
Kritický úhel náběhu křídla	α_{kritW}	11.35	[°]

7.1.2 Vztlková čára VOP

Nabíhající proud na VOP je ovlivněn přítomností křídla letounu. To se projevuje zmenšením úhlu náběhu VOP o tzv. srázový úhel. Velikost srázového úhlu se mění s úhlem náběhu. Ve fázi koncepčního návrhu lze pro prvotní výpočet gradientu srázového úhlu použít vztah[18]:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2 \cdot C_{L\alpha W}}{\pi \cdot AR}$$

Přítomností křídla je ovlivněna i hodnota dynamického tlaku v proudovém poli v okolí VOP. Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP[11]:

$$k_{VOP} = \frac{q_{VOP}}{q} = 1 - \frac{\Delta q}{q}$$

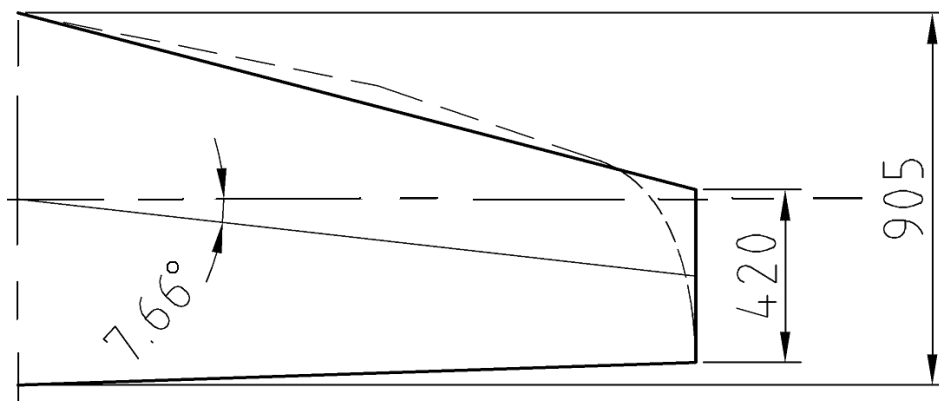
$$\frac{\Delta q}{q} = \frac{2.42 \cdot \sqrt{C_{D0w}}}{\frac{l_{vop1}}{c_{sat}} + 0.3}$$

Výpočet C_{D0w} je rozebrán dále v kap.7.2.1.

Sklon vztlkové čáry vop [11]:

$$C_{L\alpha VOP} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR_{vop}}{2 + \left[\frac{AR_{vop}^2}{\left(\frac{C_{L\alpha VOPp}}{2 \cdot \pi} \right)^2} \cdot (1 + \tan^2 \cdot \Lambda_{c/2VOP}) + 4 \right]^{1/2}}$$

Pro výpočet sklonu vztlkové čáry VOP je její skutečný půdorys nahrazen lichoběžníkem o stejné ploše a štíhlosti. Pro fázi koncepčního návrhu je toto zjednodušení dostačující.



Obr. 7.1: Náhradní půdorys pro výpočet sklonu vztlkové čáry VOP

Součinitel vztlaku VOP při nulovém úhlu náběhu letounu[11]:

$$C_{L0VOP} = C_{L\alpha VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot (\varphi_{VOP} - \epsilon_0)$$

Dle [11] lze uvažovat

$$\epsilon_0 = 0$$

Vstupy pro výpočet vztlakové čáry VOP

Štíhlost VOP	AR_{vop}	4.90	[-]
Velikost srázového úhlu při $\alpha = 0$	$d\epsilon_0/d\alpha$	0	[°]
Sklon vztlakové čáry profilu VOP	$C_{L\alpha VOPp}$	5.78	[1/rad]
Úhel šípů VOP vztažený k $c/2$	$\Lambda_{c/2VOP}$	7.66	[°]
Úhel šípů VOP vztažený k $c/2$	$\Lambda_{c/2VOP}$	0.1337	[rad]

Tab. 7.2: Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry VOP

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry VOP

Gradient srázového úhlu	$d\epsilon/d\alpha$	0.4275	[-]
Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP	k_{VOP}	0.9012	[-]
Sklon vztlakové čáry VOP	$C_{L\alpha VOP}$	3.9805	[1/rad]
Součinitel vztlaku VOP při $\alpha = 0$	C_{L0VOP}	-0.0230	[-]

Tab. 7.3: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry VOP

7.1.3 Vztlaková čára křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou

Sklon vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou konající složený pohyb [11]:

$$C_{L\alpha W\delta} = C_{L\alpha W} \cdot \left(1 + \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \cdot \frac{S_{WF}}{S} \right)$$

Přírůstek součinitele vztlaku křídla s vychýlenou klapkou při úhlu náběhu 0° [11]:

$$\Delta C_{L0W\delta} = K_b \cdot \Delta C_{Lp\delta} \cdot \frac{C_{L\alpha W}}{C_{L\alpha Wp}} \cdot \frac{(\alpha_\delta)_{CL}}{(\alpha_\delta)_{Cl}}$$

Maximální součinitele vztlaku křídla s klapkou vychýlenou pro vzlet a pro přistání společně s rozložením součinitele vztlaku po rozpětí křídla a klapky potřebným pro výpočet $\Delta C_{Lp\delta}$ byly vypočteny pomocí programu Glauert III. Součinitele K_b a $(\alpha_\delta)_{CL}/(\alpha_\delta)_{Cl}$ byly odečteny z diagramů v literatuře [11], ty jsou uvedeny v příloze. Úhly náběhu při nulovém vztlaku a kritické úhly náběhu byly určeny stejným způsobem jako v případě vztlakové čáry křídla v čisté konfiguraci.

Vstupy pro výpočet vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou

Poměr hloubek pro vzletovou konfiguraci	c'/c	1.0561	[-]
Poměr hloubek pro přistávací konfiguraci	c'/c	1.0935	[-]
Sklon vztlakové čáry profilu křídla	$C_{L\alpha Wp}$	6.875	[1/rad]
Sklon vztlakové čáry křídla v čisté konfiguraci	$C_{L\alpha W}$	5.3339	[1/rad]
ΔC_L profilu s vychýlenou klapkou vzlet	$\Delta C_{Lp\delta}$	0.35	[-]
ΔC_L profilu s vychýlenou klapkou přistání	$\Delta C_{Lp\delta}$	0.7	[-]
Max. součinitel vztlaku křídla v konfig. vzlet	$C_{LmaxW\delta}$	1.65	[-]
Max. součinitel vztlaku křídla v konfig. přistání	$C_{LmaxW\delta}$	2.00	[-]
Plocha křídla	S	12.09	[m ²]
Plocha křídla ovlivněná klapkou	S_{WF}	4.332	[m ²]
Efektivita uspořádání vztlakové mechanizace	$(\alpha_\delta)_{CL}/(\alpha_\delta)_{Cl}$	1.06	[-]

Tab. 7.4: Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla ve vzletové konfiguraci

Sklon vztlakové čáry	$C_{L\alpha W\delta}$	5.4411	[1/rad]
Přírůstek C_L při nulovém úhlu náběhu	$\Delta C_{L0W\delta}$	0.1468	[-]
C_L křídla s vychýlenou klapkou při $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0W\delta}$	0.6032	[-]
Kritický úhel náběhu křídla s vychýlenou klapkou	$\alpha_{kritW\delta}$	10.4967	[°]
Úhel náběhu při nulovém vztlaku	$\alpha_{0W\delta}$	-6.3516	[°]

Tab. 7.5: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla ve vzletové konfiguraci

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla v přistávací konfiguraci

Sklon vztlakové čáry	$C_{L\alpha W\delta}$	5.5125	[1/rad]
Přírůstek C_L při nulovém úhlu náběhu	$\Delta C_{L0W\delta}$	0.2936	[-]
C_L křídla s vychýlenou klapkou při $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0W\delta}$	0.750	[-]
Kritický úhel náběhu křídla s vychýlenou klapkou	$\alpha_{kritW\delta}$	12.9924	[°]
Úhel náběhu při nulovém vztlaku	$\alpha_{0W\delta}$	-7.7951	[°]

Tab. 7.6: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry křídla v přistávací konfiguraci

7.1.4 Gradient srázového úhlu s uvážením vlivu vysunutí vztlakové mechanizace

Gradients srázového úhlu byly vypočteny stejným způsobem jako v předchozím případě. Vstupy do výpočtu jsou až na sklon vztlakové čáry křídla shodné s hodnotami uvedenými v kap. 7.1.2.

Vstupy pro výpočet $(d\epsilon/d\alpha)_\delta$

Sklon vztlakové čáry křídla v konfiguraci vzlet	$C_{L\alpha W\delta}$	5.4411	[1/rad]
Sklon vztlakové čáry křídla v konfiguraci přistání	$C_{L\alpha W\delta}$	5.5125	[1/rad]

Tab. 7.7: Hodnoty pro výpočet gradientů srázového úhlu

Vypočtené gradienty srázového úhlu pro jednotlivé konfigurace

Gradient srázového úhlu vzlet	$(d\epsilon/d\alpha)_\delta$	0.436	[-]
Gradient srázového úhlu přistání	$(d\epsilon/d\alpha)_\delta$	0.442	[-]

Tab. 7.8: Hodnoty gradientů srázového úhlu

7.1.5 Vztlková čára letounu v čisté konfiguraci

Výpočet vztlkové čáry byl proveden dle literatury [11]. Pro výpočet je uvažován úhel nastavení křídla 0° a vliv geometrického kroucení je zanedbán. Úhel nastavení křídla 0° přibližně odpovídá úhlu nastavení c_{sat} u skutečného krouceného křídla.

Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu letounu

$$C_{L0let} = C_{L0W} + C_{L0VOP}$$

Sklon vztlkové čáry letounu

$$C_{L\alpha let} = C_{L\alpha W} + C_{L\alpha VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

Úhel náběhu letounu při nulovém součiniteli vztlaku

$$\alpha_{0let} = \frac{-C_{L0let}}{C_{L\alpha let}}$$

Maximální součinitel vztlaku letounu

$$C_{Lmaxlet} = C_{LmaxW} - C_{L\alpha VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot [\alpha_{kritW} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} - \epsilon_0\right) + \varphi_{VOP}]$$

Vstupy pro výpočet vztlkové čáry letounu v čisté konfiguraci

Součinitel vztlaku křídla při $\alpha = 0^\circ$	C_{L0W}	0.4564	[-]
Součinitel vztlaku VOP při $\alpha = 0^\circ$	C_{L0VOP}	-0.0230	[-]
Sklon vztlkové čáry VOP	$C_{L\alpha VOP}$	3.9805	[1/rad]
Sklon vztlkové čáry křídla v čisté konfiguraci	$C_{L\alpha W}$	5.3339	[1/rad]
Součinitel snížení dynamického tlaku	k_{VOP}	0.9012	[-]
Plocha výškovky	S_{vop}	2.225	[m ²]
Plocha křídla	S	12.09	[m ²]
Kritický úhel náběhu křídla	α_{kritW}	11.35	[°]
Gradient srázového úhlu	$d\epsilon/d\alpha$	0.4274	[-]
Srázový úhel při $\alpha = 0^\circ$	ϵ_0	0	[°]
Úhel nastavení VOP vůči ZRT	φ_{VOP}	-2	[°]

Tab. 7.9: Hodnoty pro výpočet vztlkové čáry letounu v čisté konfiguraci

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v čisté konfiguraci

Úhel náběhu při nulovém vztlaku	α_{0let}	-4.3468	[°]
Sklon vztlakové čáry letounu	C_{Lalet}	5.7119	[1/rad]
Maximální součinitel vztlaku letounu	$C_{Lmaxlet}$	1.4614	[-]
Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu	C_{L0let}	0.4333	[-]

Tab. 7.10: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v čisté- cestovní konfiguraci

7.1.6 Vztlaková čára letounu s vysunutou vztlakovou mechanizací

Výpočet byl opět proveden v souladu s literaturou [11]:

Přírůstek součinitele vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu

$$\Delta C_{L0let\delta} = \Delta C_{L0W\delta} + k_{kVOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot \Delta C_{LVOP} - C_{L\alpha VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot \Delta \epsilon_{kl}$$

Výpočet ΔC_{LVOP} je uvedený dále. Přírůstek srázového úhlu $\Delta \epsilon_{kl}$ byl určen pomocí diagramu uvedeného v literatuře[11].

Sklon vztlakové čáry letounu s vychýlenou vztlakovou klapkou

$$C_{Lalet\delta} = C_{L\alpha W\delta} + C_{L\alpha VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot (1 - (d\epsilon/d\alpha)_{\delta})$$

Maximální součinitel vztlaku letounu s vychýlenou vztlakovou klapkou

$$C_{Lmaxlet\delta} = C_{LmaxW\delta} - C_{L\alpha VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot [\alpha_{kritW\delta} \cdot (1 - (d\epsilon/d\alpha)_{\delta} - \epsilon_0) + \varphi_{VOP} - \Delta \epsilon_{kl}]$$

Vstupy pro výpočet vztlakové čáry letounu s vysunutou klapkou

Přírutek C_L při $\alpha = 0^\circ$ konfigurace přistání	$\Delta C_{L0W\delta}$	0.2936	[-]
Přírutek C_L při $\alpha = 0^\circ$ konfigurace vzlet	$\Delta C_{L0W\delta}$	0.1468	[-]
Rozdíl vyvažovacího vztlaku VOP při $\alpha = 0^\circ$ přistání	ΔC_{LVOP}	-0.3236	[-]
Rozdíl vyvažovacího vztlaku VOP při $\alpha = 0^\circ$ vzlet	ΔC_{LVOP}	-0.21597	[-]
Součinitel vyjadřující interferenci křídla a VOP	k_{kVOP}	1	[-]
Sklon vztlakové čáry VOP	$C_{L\alpha VOP}$	3.9805	[1/rad]
Sklon vztlakové čáry křídla v přistávací konfiguraci	$C_{L\alpha W\delta}$	5.5125	[1/rad]
Sklon vztlakové čáry křídla ve vzletové konfiguraci	$C_{L\alpha W\delta}$	5.4411	[1/rad]
Součinitel snížení dynamického tlaku	k_{VOP}	0.9012	[-]
Plocha výškovky	S_{vop}	2.225	[m ²]
Plocha křídla	S	12.09	[m ²]
Kritický úhel náběhu křídla-konfigurace přistání	$\alpha_{kritW\delta}$	12.9924	[°]
Kritický úhel náběhu křídla-konfigurace vzlet	$\alpha_{kritW\delta}$	10.4967	[°]
Gradient srázového úhlu-konfigurace přistání	$(d\epsilon/d\alpha)_\delta$	0.442	[-]
Gradient srázového úhlu-konfigurace vzlet	$(d\epsilon/d\alpha)_\delta$	0.436	[-]
Srážový úhel při $\alpha = 0^\circ$	ϵ_0	0	[°]
Přírutek srázového úhlu-konfigurace přistání	$\Delta\epsilon_{kl}$	1.2110	[°]
Přírutek srázového úhlu-konfigurace přistání	$\Delta\epsilon_{kl}$	0.6055	[°]
Úhel nastavení VOP vůči ZRT	φ_{VOP}	-2	[°]

Tab. 7.11: Hodnoty pro výpočet vztlakové čáry letounu s vychýlenou klapkou

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v přistávací konfiguraci

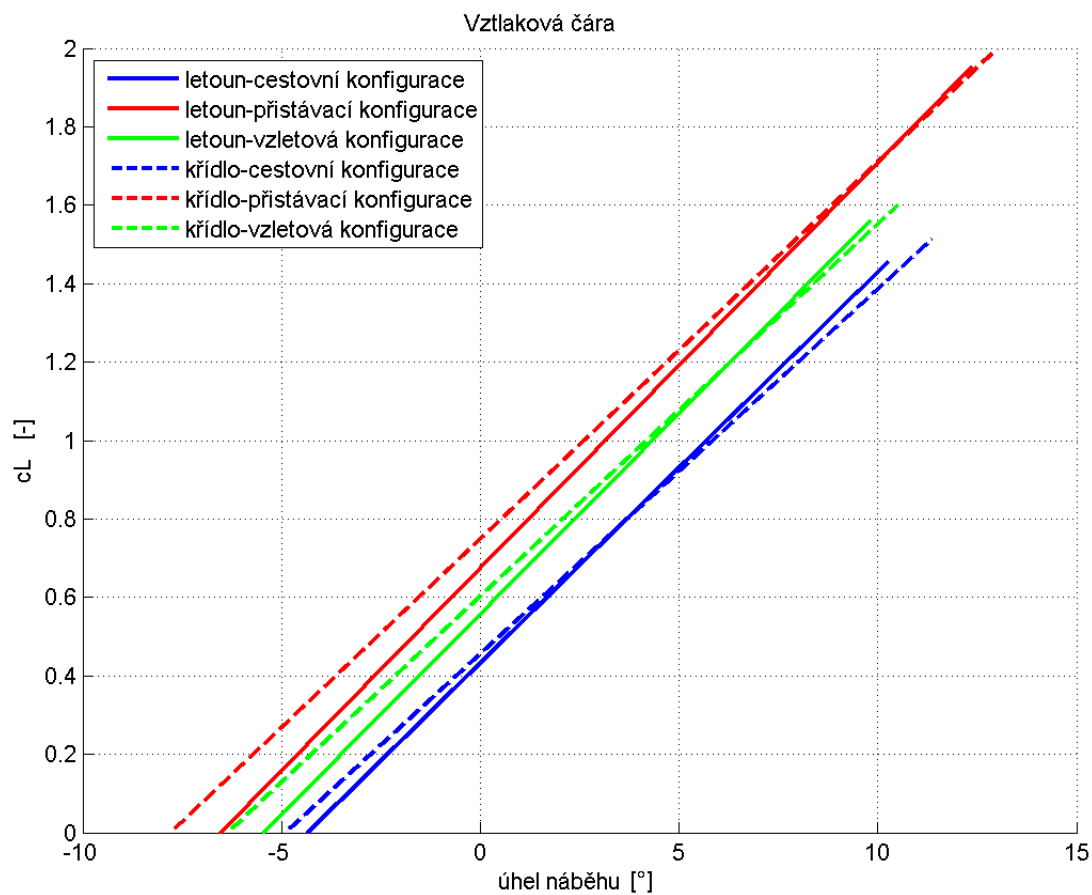
Úhel náběhu při nulovém vztlaku	$\alpha_{0let\delta}$	-6.5454	[°]
Kritický úhel náběhu letounu	$\alpha_{kritlet\delta}$	12.3559	[°]
Sklon vztlakové čáry letounu	$C_{L\alpha let\delta}$	5.9214	[1/rad]
Maximální součinitel vztlaku letounu	$C_{Lmaxlet\delta}$	1.9534	[-]
Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu	$C_{L0let\delta}$	0.6765	[-]

Tab. 7.12: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu v přistávací konfiguraci

Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu ve vzletové konfiguraci

Úhel náběhu při nulovém vztlaku	$\alpha_{0let\delta}$	-5.4638	[°]
Kritický úhel náběhu letounu	$\alpha_{kritlet\delta}$	9.8043	[°]
Sklon vztlakové čáry letounu	$C_{L\alpha let\delta}$	5.8542	[1/rad]
Maximální součinitel vztlaku letounu	$C_{Lmaxlet\delta}$	1.56	[-]
Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu	$C_{L0let\delta}$	0.5583	[-]

Tab. 7.13: Vypočtené hodnoty vztlakové čáry letounu ve vzletové konfiguraci



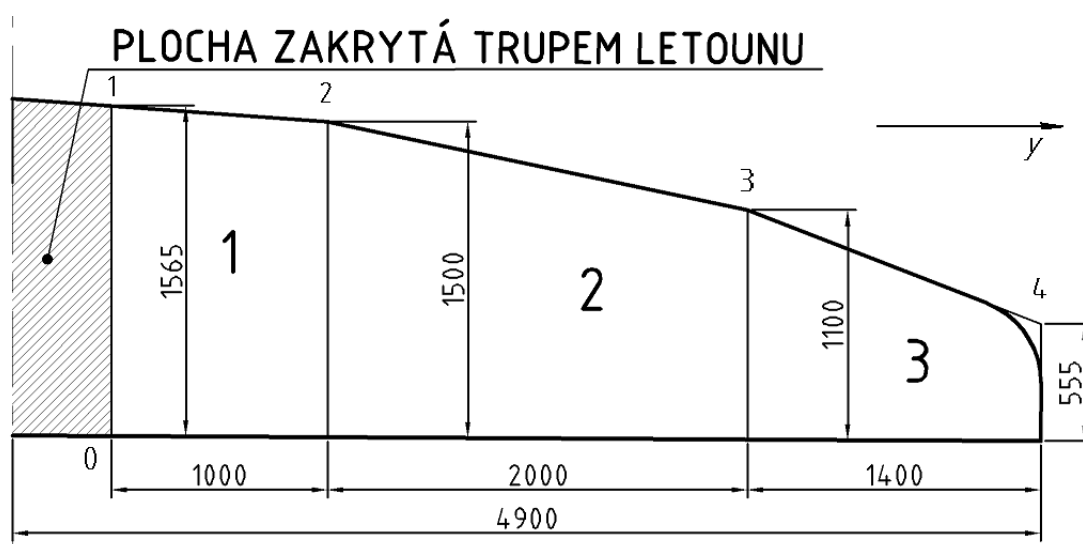
Obr. 7.2: Vztlaková čára letounu a křídla pro jednotlivé konfigurace

7.2 Polára letounu

Pro účely výpočtů základních letových výkonů letounu byla stanovena náhradní analytická polára. Výpočet součinitelů odporu při nulovém vztlaku pro jednotlivé části letounu byl proveden dle literatury[11]. Body poláry letounu byly vypočteny pro Reynoldsovo číslo odpovídající pádové a předpokládané cestovní rychlosti. Výsledná polára letounu byla získána proložení závislostí křivkou druhého stupně. Výpočet byl proveden v programu MATLAB. Ve výpočtu jsou použity hodnoty pro 0m MSA.

7.2.1 Součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku

Pro výpočet C_{D0w} bylo křídlo rozděleno na jednotlivé lichoběžníkové úseky. Pro tyto byla vypočtena střední aerodynamická tětíva a následně součinitel odporu při nulovém vztlaku vztažený na referenční plochu křídla. Výsledný součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku byl získán jako součet odporů jednotlivých částí.



Obr. 7.3: Schéma křídla pro výpočet C_{D0w}

č. řezu	c/[m]	y/[m]
1	1.565	0
2	1.5	1
3	1.1	3
4	0.555	4.4

Tab. 7.14: Geometrické charakteristiky řezů křídla

Výpočet součinitele odporu úseku křídla při nulovém vztlaku

$$C_{D0wi} = R_{KT} \cdot R_{LSwi} \cdot C_{fwi} \cdot \left[1 + L'_i \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{omwi}}{S}$$

Výpočet třecího koeficientu

$$C_{fwi} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}}$$

Výpočet Reynoldsova čísla (pro $V = 23$ m/s a $V = 62$ m/s)

$$Re = \frac{V \cdot c_{sati}}{\nu}$$

Celkový součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku

$$C_{D0w} = \sum C_{D0wi}$$

Koeficient L'_i má pro profil SM 701 hodnotu 1.2, další potřebné součinitele byly odečteny z diagramů uvedených v literatuře[11].

Výpočet C_{D0wi} jednotlivých úseků křídla

	c_{sati}	$\Lambda_{t/cmax}$	R_{KT}	R_{LSwi}	L'_i	Re	C_{fwi}	S_{omwi}	C_{D0wi}
i	[m]	[°]	[—]	[—]	[—]	[10 ⁶]	[—]	[m ²]	[—]
1	1.532	2.41	1.08	1.07	1.2	2.51	0.0037	6.14	0.0027
2	1.310	7.38	1.08	1.06	1.2	2.15	0.0038	10.72	0.0049
3	0.857	13.42	1.08	1.05	1.2	1.40	0.0041	4.78	0.0023

Tab. 7.15: Výpočet C_{D0wi} pro pádovou rychlost $V=83$ km/h

	c_{sati}	$\Lambda_{t/cmax}$	R_{KT}	R_{LSwi}	L'_i	Re	C_{fwi}	S_{omwi}	C_{D0wi}
i	[m]	[°]	[—]	[—]	[—]	[10 ⁶]	[—]	[m ²]	[—]
1	1.532	2.41	1.08	0	1.2	6.79	0.0031	6.14	0.0023
2	1.310	7.38	1.08	0	1.2	5.80	0.0032	10.72	0.0041
3	0.857	13.42	1.08	0	1.2	3.79	0.0035	4.78	0.0019

Tab. 7.16: Výpočet C_{D0wi} pro cestovní rychlost $V=223$ km/h

Součinitel C_{D0w} pro pádovou rychlost 0.01012 [—]

Součinitel C_{D0w} pro cestovní rychlost 0.00853 [—]

7.2.2 Výpočet indukovaného odporu křídla

Součinitel indukovaného odporu křídla se pro daný součinitel vztlaku vypočítá dle vztahu

$$C_{Diw} = \frac{C_{LW}^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Oswaldův koeficient byl určen pomocí výstupu programu Glauert III

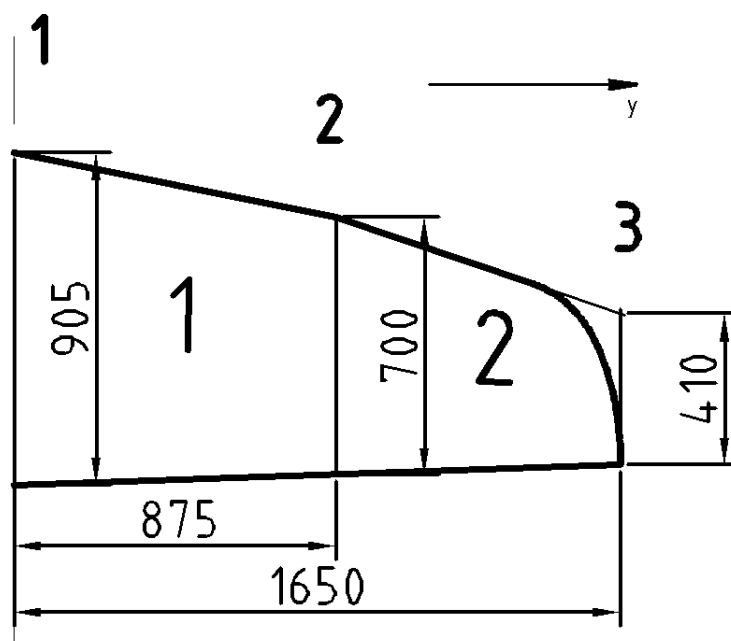
$$e = \frac{1}{1 + \delta}$$

Glauertův opravný součinitel δ 0.00290 [–]

Oswaldův koeficient e 0.99718 [–]

7.2.3 Součinitel odporu VOP při nulovém vztlaku

Výpočet součinitele odporu VOP při nulovém vztlaku je proveden obdobným způsobem jako v kap.7.2.1.



Obr. 7.4: Schéma VOP pro výpočet C_{D0VOP}

č. řezu	c/[m]	y/[m]
1	0.905	0
2	0.7	0.875
3	0.41	1.65

Tab. 7.17: Geometrické charakteristiky řezů VOP

Součinitel odporu úseku VOP při nulovém vztlaku

$$C_{D0VOPi} = R_{LSVOPi} \cdot C_{fVOPi} \cdot [1 + L'_i \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4] \cdot \frac{S_{omVOPi}}{S}$$

Celkový součinitel odporu VOP při nulovém vztlaku

$$C_{D0VOP} = \sum C_{D0VOPi}$$

Výpočet C_{D0VOPi} jednotlivých úseků VOP

	c_{sati}	R_{LSwi}	L'_i	Re	C_{fwi}	S_{omVOPi}	C_{D0VOPi}
i	[m]	[—]	[—]	[10 ⁶]	[—]	[m ²]	[—]
1	0.8	1.07	1.2	1.31	0.00425	2.6	0.00119
2	0.6	1.06	1.2	0.98	0.00448	1.6	0.00076

Tab. 7.18: Výpočet C_{D0VOPi} pro pádovou rychlost $V=83\text{km/h}$

	c_{sati}	R_{LSwi}	L'_i	Re	C_{fwi}	S_{omVOPi}	C_{D0VOPi}
i	[m]	[—]	[—]	[10 ⁶]	[—]	[m ²]	[—]
1	0.8	1.07	1.2	3.54	0.00356	2.6	0.00100
2	0.6	1.06	1.2	2.65	0.00374	1.6	0.00064

Tab. 7.19: Výpočet C_{D0VOPi} pro cestovní rychlost $V=223\text{km/h}$

Součinitel C_{D0VOP} pro pádovou rychlost 0.001959 [—]

Součinitel C_{D0VOP} pro cestovní rychlost 0.001641 [—]

7.2.4 Indukovaný odpor VOP

Indukovaný odpor VOP se určí ze vztahu

$$C_{DiVOP} = \frac{C_{LVOP}^2}{\pi \cdot AR_{vop} \cdot e_{VOP}} \cdot \frac{S_{vop}}{S}$$

Hodnota součinitele e_{VOP} pro ocasní plochy v klasickém uspořádání je

$$e_{VOP} = 0.5$$

7.2.5 Odpor VOP od vyvažovacího zatížení

Přírůstek indukovaného odporu se vypočítá dle [11]

$$\Delta C_{Ditrim} = \frac{\Delta C_{LVOP}^2}{\pi \cdot AR_{vop} \cdot e_{VOP}} \cdot \frac{S_{vop}}{S}$$

kde ΔC_{LVOP} se určí ze vztahu [11] v tabulce níže je pro větší přehlednost uvedena pouze část vypočtených hodnot. Výpočet pro vzletovou a přistávací konfiguraci je uveden v příloze.

$$\Delta C_{LVOP} = C_{LVOPtrim} - C_{LVOP}$$

Výpočet $C_{LVOPtrim}$ je rozebrán dále.

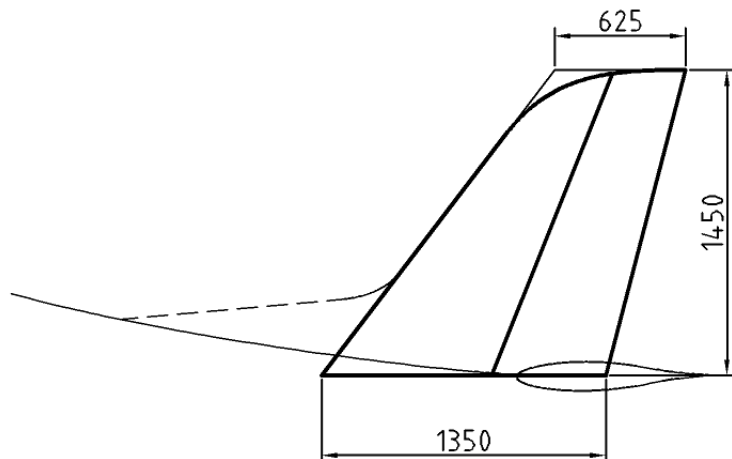
Výpočet ΔC_{LVOP} pro cestovní konfiguraci

α	α_W	α_{VOP}	C_{LVOP}	$C_{LVOPtrim}$	ΔC_{LVOP}
[°]	[°]	[°]	[-]	[-]	[-]
-5	-5	-4.862682	-0.36087	-0.20317	-0.28132
-3	-3	-3.7176092	-0.28132	-0.27154	0.009775
0	0	-2	-0.16199	-0.37409	-0.2121
2	2	-0.8549272	-0.08244	-0.44246	-0.36002
4	4	0.29014559	-0.00289	-0.51083	-0.50794
6	6	1.43521838	0.076665	-0.57919	-0.65586
8	8	2.58029118	0.156216	-0.64756	-0.80378
10	10	3.72536397	0.235768	-0.71593	-0.95169

Tab. 7.20: Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro cestovní konfiguraci

7.2.6 Součinitel odporu SOP

Výpočet součinitele odporu SOP byl proveden dle [11] obdobným způsobem jako v případě křídla a VOP.



Obr. 7.5: Schéma SOP pro výpočet C_{D0SOP}

Součinitel odporu SOP

$$C_{D0SOP} = R_{LSSOP} \cdot C_{fSOP} \cdot \left[1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{omSOP}}{S}$$

Výpočet C_{D0SOP}

	c_{sat}	R_{LSSOP}	L'	Re	C_{fSOP}	S_{omSOP}	C_{D0SOP}
—	[m]	[—]	[—]	[10^6]	[—]	[m^2]	[—]
$V = 83 km/h$	1.03	1.05	1.2	1.31	0.0042	2.82	0.0013
$V = 223 km/h$	1.03	1.05	1.2	3.5	0.0036	2.82	0.0011

Tab. 7.21: Výpočet C_{D0SOP}

7.2.7 Součinitel odporu trupu

Je určen dle vztahu [11]:

$$C_{D0tr} = R_{KT} \cdot C_{fSOP} \cdot \left[1 + \frac{60}{(l_{tr}/d_{tr})^3} + 0.0025 \cdot \frac{l_{tr}}{d_{tr}} \right] \cdot \frac{S_{omtr}}{S} + \Delta C_{Dkab} \cdot \frac{S_{tr}}{S}$$

Ekvivalentní průměr trupu se spočte dle

$$d_{tr} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{tr}}{\pi}}$$

Výpočet C_{D0tr}

	R_{KT}	l_{tr}	d_{tr}	Re	C_{fSOP}	S_{omtr}	S_{tr}	ΔC_{Dkab}	C_{D0tr}
—	[—]	[m]	[m]	[10 ⁶]	[—]	[m ²]	[m ²]	[—]	[—]
$V = 83 km/h$	1.08	6.615	1.05	10.87	0.0030	15.05	0.866	0.002	0.00515
$V = 223 km/h$	1.08	6.615	1.05	29.31	0.0025	15.05	0.866	0.002	0.00439

Tab. 7.22: Výpočet C_{D0tr}

7.2.8 Součinitel odporu podvozku letounu

Pro uspořádání hlavního podvozku a přední podvozkové nohy byly z lit.[11] odečteny hodnoty součinitelů odporu vztažené na čelní plochu pneumatiky. Ty byly následně přepočteny ke vztažné ploše křídla. Výsledný součinitel odporu přistávacího zařízení je dán jejich součtem. Odpor přední podvozkové nohy byl zanedbán.

$$C_{Dg} = \sum C_{D0gi} \cdot \frac{S_{gi}}{S}$$

Výpočet C_{Dg}

	C_{D0gi}	b_P	d_P	S_{gi}	C_{Dgi}
—	[—]	[m]	[m]	[m ²]	[—]
Hlavní podvozek	0.46	0.1	0.36	0.036	0.001145
Příd'ové kolo	0.18	0.1	0.312	0.0312	0.000388

Tab. 7.23: Výpočet C_{D0tr}

$$C_{Dg} = \sum C_{Dgi} = 1.533 \cdot 10^{-3}$$

7.2.9 Vliv vysunutí klapky na odpor křídla

Přírutek profilového odporu

$$\Delta C_{D_{pkl}} = \Delta C_{D_{klp}} \cdot \cos \Lambda_{c/4} \cdot \frac{S_{WF}}{S}$$

Úhel šípu $\Lambda_{c/4}$ byl určen pro náhradní referenční křídlo. Geometrické charakteristiky náhradního křídla jsou uvedeny v kap. věnované výpočtu momentové čáry

Hodnoty $\Delta C_{D_{klp}}$ byly převzaty z [10]

Výpočet $\Delta C_{D_{pkl}}$

	$\Delta C_{D_{klp}}$	$\Lambda_{c/4}$	S_{WF}	S	$\Delta C_{D_{pkl}}$
—	[—]	[°]	[m ²]	[m ²]	[—]
Vzlet	0.015	6.442	4.332	12.09	0.0089
Přistání	0.025	6.442	4.332	12.09	0.0053

Tab. 7.24: Výpočet $\Delta C_{D_{pkl}}$

Přírutek indukovaného odporu křídla se vypočítá dle

$$\Delta C_{D_{ikl}} = K^2 \cdot \Delta C_{L_{kl}}^2 \cdot \cos \Lambda_{c/4}$$

kde K je empirická konstanta. Dle [11] je pro danou klapku K=0.25

Výpočet $\Delta C_{D_{ikl}}$

	K	$\Lambda_{c/4}$	$\Delta C_{L_{kl}}$	$\Delta C_{D_{ikl}}$
—	[—]	[°]	[m ²]	[—]
Vzlet	0.25	6.442	0.497	0.0007
Přistání	0.25	6.442	0.104	0.0154

Tab. 7.25: Výpočet $\Delta C_{D_{ikl}}$

Přírutek interferenčního odporu

$$\Delta C_{D_{intkl}} = K \cdot \Delta C_{D_{pkl}}$$

Výpočet ΔC_{Dintkl}

	K	ΔC_{Dpkl}	ΔC_{Dintkl}
—	$[-]$	$[m^2]$	$[-]$
Vzlet	0.25	0.497	0.0013
Přistání	0.25	0.104	0.0022

Tab. 7.26: Výpočet ΔC_{Dintkl}

Celkový přírůstek součinitele odporu vlivem vysunutí klapky

$$\Delta C_{Dkl} = \Delta C_{Dpkl} + \Delta C_{Dikl} + \Delta C_{Dintkl}$$

7.2.10 Příspěvek odporu od vlečeného kluzáku

Pro výpočet základních letových výkonů v aerovleku je nutné stanovit příspěvek odporu od vlečeného kluzáku. Pro výpočet byl uvažován rozšířený kluzák klubové třídy Standard Cirrus.



Obr. 7.6: Kluzák klubové třídy Standard Cirrus

Při letu v aerovleku musí vlečný letoun kromě svého odporu překonávat i odpor vlečeného kluzáku. Ten byl stanoven následujícím způsobem. Pro daný součinitel vztlačení vlečného letounu byla vypočtena rychlost letu soupravy dle

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_L \cdot S}}$$

Pro danou rychlost letu soupravy byl pak vypočten součinitel vztlaku kluzáku.

$$C_{LK} = \frac{2 \cdot m_K \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S_K}$$

Ten byl pak dosazen do analytické poláry kluzáku Cirrus ve tvaru[3]

$$C_{DK} = -0.0131 \cdot C_{LK}^5 + 0.0622 \cdot C_{LK}^4 - 0.0914 \cdot C_{LK}^3 + 0.0683 \cdot C_{LK}^2 - 0.0089 \cdot C_{LK} + 0.0112$$

7.2.11 Polára letounu v čisté konfiguraci

Je vyjádřena ve tvaru

$$C_D = C_{D0w} + C_{D0tr} + C_{D0VOP} + C_{D0SOP} + C_{Dg} + C_{Diw} + C_{DiVOP} + \Delta C_{Ditrim}$$

Náhradní polynom pro výpočet letových výkonů

$$C_D = 0.06858 \cdot C_L^2 - 0.00936 \cdot C_L + 0.02412$$

7.2.12 Polára letounu v konfiguraci s vychýlenou klapkou

Je vyjádřena ve tvaru

$$C_D = C_{D0w} + C_{D0tr} + C_{D0VOP} + C_{D0SOP} + C_{Dg} + C_{Diw} + C_{DiVOP} + \Delta C_{Ditrim} + \Delta C_{Dkl}$$

Náhradní polynom pro výpočet letových výkonů ve vzletové konfiguraci

$$C_D = 0.06788 \cdot C_L^2 - 0.00474 \cdot C_L + 0.03319$$

Náhradní polynom pro výpočet letových výkonů v přistávací konfiguraci

$$C_D = 0.06762 \cdot C_L^2 - 0.00463 \cdot C_L + 0.05690$$

7.2.13 Polára soupravy vlečný letoun-kluzák

Je vyjádřena ve tvaru

$$C_{Dvlek} = C_D + 1.5 \cdot C_{DK}$$

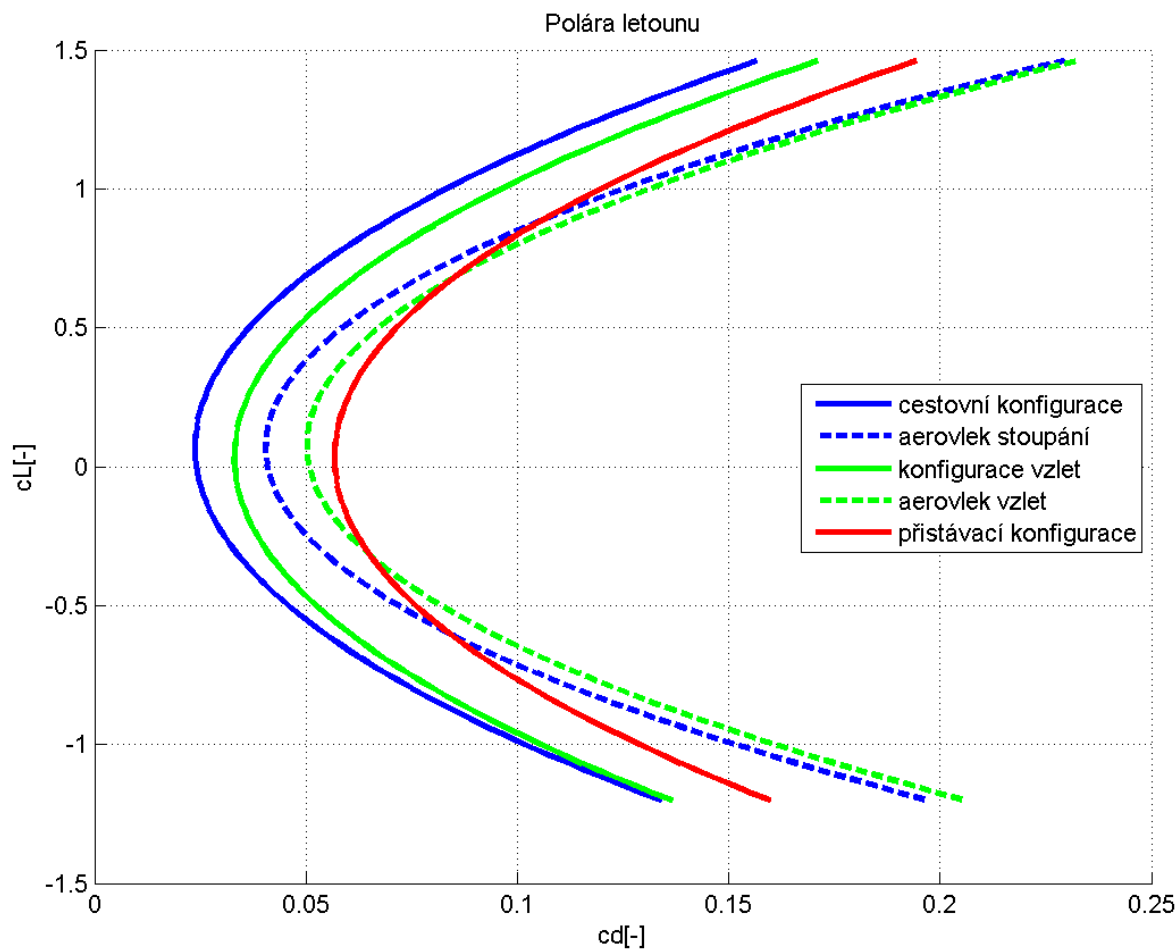
Součinitel odporu vlečeného kluzáku byl vynásoben koeficientem 1.5 z důvodu zahrnutí vlivu rozvířeného proudu vzduchu za vlečným letounem.

Náhradní polynom pro výpočet letových výkonů soupravy v aerovleku

$$C_D = 0.09751 \cdot C_L^2 - 0.01330 \cdot C_L + 0.04097$$

Náhradní polynom pro výpočet letových výkonů soupravy při vzletu

$$C_D = 0.09542 \cdot C_L^2 - 0.01487 \cdot C_L + 0.05084$$



Obr. 7.7: Polára letounu

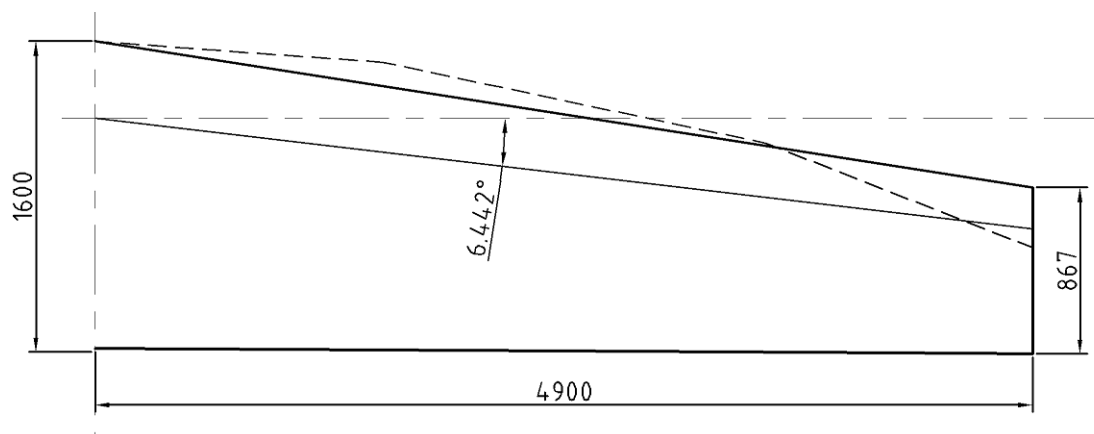
7.3 Momentová čára letounu

Výpočet momentové čáry byl proveden dle literatury [11]. Za účelem zjednodušení výpočtu bylo vytvořeno jednoduché náhradní lichoběžníkové křídlo se stejným rozpětím, plochou, štíhlostí a přibližně stejnou polohou a velikostí c_{sat} (rozdíl je menší než 5%). V kořeni a na konci křídla je stejný profil jako u skutečného křídla.

Geometrické charakteristiky náhradního křídla

$AR/[-]$	$S/[m^2]$	$c_{sat}/[m]$	$\Lambda_{c/4}/[^\circ]$
7.94	12.09	1.28	6.442

Tab. 7.27: Geometrické charakteristiky náhradního křídla



Obr. 7.8: Schéma náhradního křídla pro výpočet momentové čáry

7.3.1 Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku

Výpočet byl proveden dle vzorce [11]

$$C_{M0W} = \frac{AR \cdot \cos^2 \Lambda_{c/4}}{AR + 2 \cdot \cos \Lambda_{c/4}} \cdot \frac{C_{M0Wr} + C_{M0Wt}}{2}$$

Výpočet C_{M0W}

$AR/[-]$	$C_{M0Wr}/[-]$	$C_{M0Wt}/[-]$	$\Lambda_{c/4}/[^\circ]$	$C_{M0W}/[-]$
7.94	-0.118	-0.118	6.442	-0.0932

Tab. 7.28: Výpočet C_{M0W}

7.3.2 Sklon momentové čáry křídla

Výpočet byl proveden v souladu s literaturou [11]:

$$\left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_w = \frac{x_{ref} - x_{ac}}{c_{sat}} = \overline{x_{ref}} - \overline{x_{ac}}$$

Referenční bod byl pro veškeré výpočty zvolen v těžišti letounu pro střední centráž
 $\overline{x_{ref}} = 23.18\% c_{sat}$

$$\left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_w = 0.2318 - 0.25 = -0.0182$$

Rovnice momentové čáry křídla

$$C_{MW} = C_{M0W} + (\overline{x_{ref}} - \overline{x_{ac}}) \cdot C_L$$

7.3.3 Momentová čára křídla s vychýlenou klapkou

Přírutek klopivého momentu vlivem vychýlené klapky

$$\Delta C_{Mw\delta} = (\overline{x_{ref}} - 0.25) \cdot C_{LmaxW\delta} + K_\Lambda \cdot \frac{AR}{1.5} \cdot \Delta C_{LWref} \cdot \tan \Lambda_{c/4} + K_P \cdot \frac{\Delta C_{M'}}{\Delta C_{LWref}} \cdot \left(\frac{c'}{c}\right)^2 - K_P \cdot \left\{ 0.25 \cdot \left[\left(\frac{c'}{c}\right)^2 - \left(\frac{c'}{c}\right)\right] \right\} + K_P \cdot C_{M0W} \cdot \left[\left(\frac{c'}{c}\right)^2 - 1\right]$$

Přírutek součinitele vztlaku vlivem vychýlené klapky pro referenční křídlo

$$\Delta C_{LWref} = K_b \cdot \Delta C_{Lp\delta} \cdot \frac{C_{L\alpha Wref}}{C_{L\alpha Wp}} \cdot ((\alpha_\delta)_{CL} / (\alpha_\delta)_{Cl})$$

Sklon vztlakové čáry referenčního křídla.

$$C_{L\alpha Wref} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2}{\frac{C_{L\alpha Wp}^2}{2\pi^2}} \cdot (1 + \tan^2 \Lambda_{c/2})} + 4}$$

Parametry referenčního křídla[11]

Klapka po celém rozpětí křídla

Štíhlost referenčního křídla AR 6 $[-]$

Úhel šípu $\Lambda_{c/2}$ 0 $[\circ]$

Výpočet $\Delta C_{Mw\delta}$

	$\overline{x_{ref}}/[-]$	$C_{LmaxW\delta}/[-]$	$C_{LmaxW}/[-]$	$\Delta C_{LWref}/[-]$	$K_P/[-]$
vzlet	0.2318	1.65	1.5133	0.2207	0.55
přistání	0.2318	2.00	1.5133	0.2817	0.55

Tab. 7.29: Hodnoty pro výpočet $\Delta C_{Mw\delta}$

	$(c'/c)/[-]$	$(\Delta C_{M'}/\Delta C_{LWref})/[-]$	$K_\Lambda/[-]$	$AR/[-]$	$\Lambda_{c/4}/[^\circ]$
vzlet	1.056	-0.28	0.033	7.94	6.442
přistání	1.093	-0.28	0.033	7.94	6.442

Tab. 7.30: Hodnoty pro výpočet $\Delta C_{Mw\delta}$

Vzletová konfigurace	$\Delta C_{Mw\delta}$	-0.0786	$[-]$
Přistávací konfigurace	$\Delta C_{Mw\delta}$	-0.1047	$[-]$

7.3.4 Sklon momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou

Dle [11] se předpokládá, že sklon momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou je shodný se sklonem momentové čáry křídla v čisté konfiguraci.

$$\left(\frac{dC_M}{dC_L}\right)_w = \left(\frac{dC_M}{dC_L}\right)_{w\delta}$$

7.3.5 Příspěvek VOP ke klopivému momentu

Příspěvek VOP ke klopivému momentu závisí na její mohutnosti. Ta se vypočítá dle vztahu[18]:

$$\tilde{V}_{vop} = \frac{S_{vop} \cdot \tilde{L}_{vop}}{S \cdot c_{sat}}$$

Výpočet $\tilde{V}_{vop}$

$c_{sat}/[m]$	$S_{vop}/[m^2]$	$S/[m^2]$	$\tilde{L}_{vop}/[m]$	$\tilde{V}_{vop}/[-]$
1.28	2.225	12.09	3.874	0.5384

Tab. 7.31: Výpočet $\tilde{V}_{vop}$

Přírůstek klopivého momentu od VOP při nulovém součiniteli vztlaku

$$C_{M0VOP} = -C_{L\alpha VOP} \cdot \tilde{V}_{vop} \cdot k_{VOP} \cdot (\alpha_{0W} - \varphi_w + \varphi_{VOP})$$

Výpočet C_{M0VOP}

$C_{L\alpha W}/[1/rad]$	$k_{VOP}/[-]$	$\alpha_{0W}/[^\circ]$	$\varphi_w/[^\circ]$	$\varphi_{VOP}/[^\circ]$	$\tilde{V}_{vop}/[-]$	$C_{M0VOP}/[-]$
3.98	0.9012	-4.9	0	-2	0.5384	0.2327

Tab. 7.32: Výpočet C_{M0VOP}

7.3.6 Součinitel klopivého momentu letounu při nulovém součiniteli vztlaku

Výsledná hodnota součinitele klopivého momentu letounu při nulovém součiniteli vztlaku je dána součtem

$$C_{M0} = C_{M0W} + C_{M0VOP} + C_{M0tr}$$

Přírůstek součinitele klopivého momentu byl určen dle [18] $C_{M0tr} = -0.007$.

7.3.7 Aerodynamický střed letounu s pevným řízením

Poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením je dána rovnicí

$$\overline{x_{ac}} = \overline{x_{acw}} + \Delta \overline{x_{actr}} + \frac{C_{L\alpha VOP}}{C_{L\alpha W}} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{vop} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

Posunutí aerodynamického středu vlivem trupu

$$\Delta \overline{x_{actr}} = -K_A + \frac{b_{tr} \cdot c_0^2}{S \cdot c_{sat}} \cdot 1.05$$

Faktor vlivu trupu na aerodynamický střed letounu K_A byl odečten z diagramu[20] uvedeného v příloze.

Výpočet $\Delta \overline{x_{actr}}$

$c_{sat}/[m]$	$b_{tr}/[m]$	$S/[m^2]$	$l_{tr}/[m]$	$la_{tr}/[m]$	$K_A/[m]$	$c_0/[m]$	$\Delta \overline{x_{actr}}/[-]$
1.28	0.94	12.09	6.615	2.16	0.3	1.6	-0.04735

Tab. 7.33: Výpočet $\Delta \overline{x_{actr}}$

Výpočet $\overline{x_{ac}}$

$\overline{x_{acw}}$	$\Delta \overline{x_{actr}}$	$C_{L\alpha VOP}$	$C_{L\alpha W}$	k_{VOP}	$\tilde{V}_{vop}$	$d\epsilon/d\alpha$
0.25	-0.04735	3.9805	5.3339	0.9012	0.5384	0.4275

Tab. 7.34: Hodnoty pro výpočet $\overline{x_{ac}}$

$$\overline{x_{ac}} = 0.41$$

7.3.8 Momentová čára letounu v čisté konfiguraci

Je popsána rovnicí

$$C_M = C_{M0} + C_L (\overline{x_{ref}} - \overline{x_{ac}})$$

$$C_M = 0.1325 - 0.1782 \cdot C_L$$

7.3.9 Momentová čára letounu v konfiguraci s vychýlenou klapkou

Sklon momentové čáry letounu ($\overline{x_{ref}} - \overline{x_{ac}}$) je stejný jako v předchozím případě. Výchylka klapky se projeví posunem momentové čáry ve svislém směru.

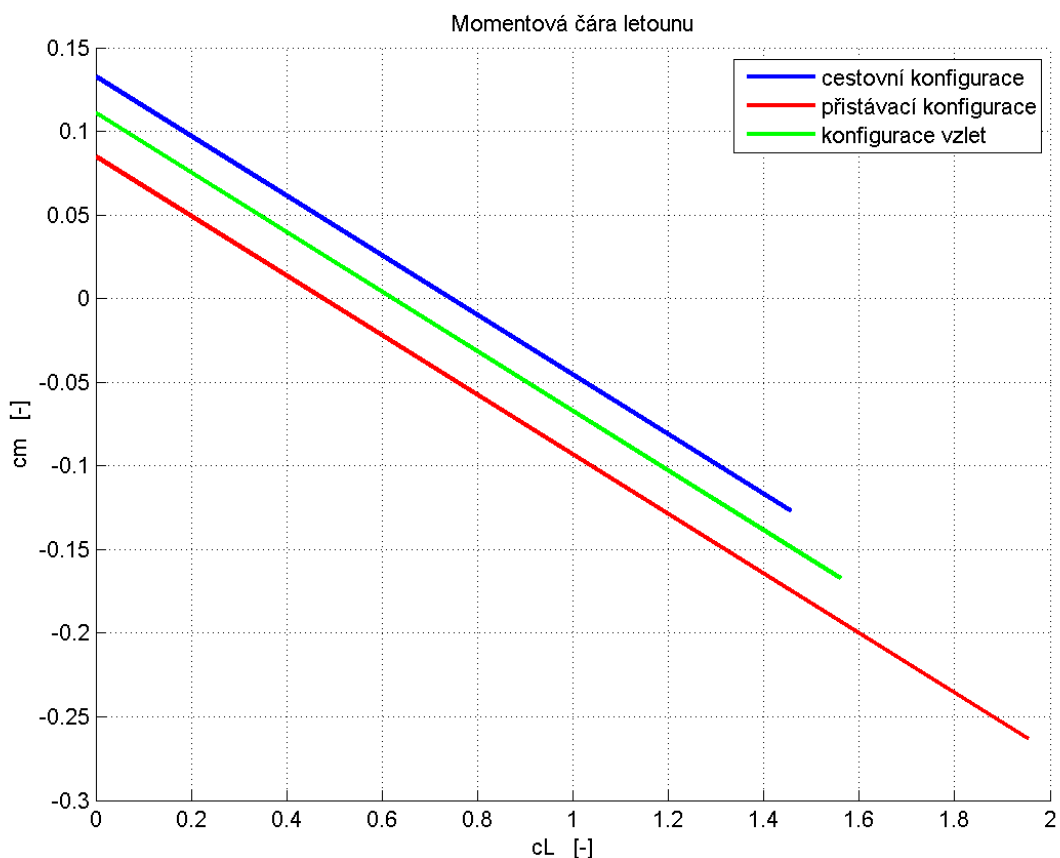
Přírůstek součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku vlivem klapky se vypočítá dle vzorce[11]:

$$\Delta C_{M0\delta} = \Delta C_{Mw\delta} + C_{LaVOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{vop}}{S} \cdot \left(\frac{\tilde{L}_{vop}}{c_{sat}} - \overline{x_{ref}} \right) \cdot \Delta \epsilon_{kl}$$

Výpočet $\Delta C_{M0\delta}$

	$\Delta C_{Mw\delta}$	$\tilde{L}_{vop}$	$\overline{x_{ref}}$	$\Delta C_{M0\delta}$
	$[-]$	$[m]$	$[-]$	$[-]$
vzlet	-0.0786	3.874	0.2318	-0.0215
přistání	-0.1047	3.874	0.2318	-0.0476

Tab. 7.35: Výpočet $\Delta C_{M0\delta}$



Obr. 7.9: Momentová čára letounu

7.4 Statická zásoba stability letounu s pevným řízením

Pro výpočet statické stability letounu s pevným řízením je použita poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením odpovídající střední centrāži

$$\overline{x_{ac}} = 41\%$$

Výpočet statické zásoby stability je proveden pro polohy těžiště letounu odpovídající mezním centrāžím letounu.

$$\text{Přední mezní centrāž} \quad \overline{x_T} = 16.5\%$$

$$\text{Zadní mezní centrāž} \quad \overline{x_T} = 29.9\%$$

Statická zásoba stability

$$\sigma_a = \overline{x_{ac}} - \overline{x_T}$$

$$\text{Statická zásoba stability pro přední mezní centrāž} \quad \sigma_a = 24.5\%$$

$$\text{Statická zásoba stability pro zadní mezní centrāž} \quad \sigma_a = 11.1\%$$

7.5 Vztlak VOP potřebný k vyvážení klopivého momentu letounu

Při rovnovážném letu platí rovnice:

$$C_M = C_{LW} \cdot (\overline{x_T} - \overline{x_{ac}}) + C_{M0W} + C_{M0tr} - C_{LVOPtrim} \cdot \tilde{V}_{vop} \cdot kvop = 0$$

Vztlak na VOP potřebný k zajištění momentové rovnováhy letounu

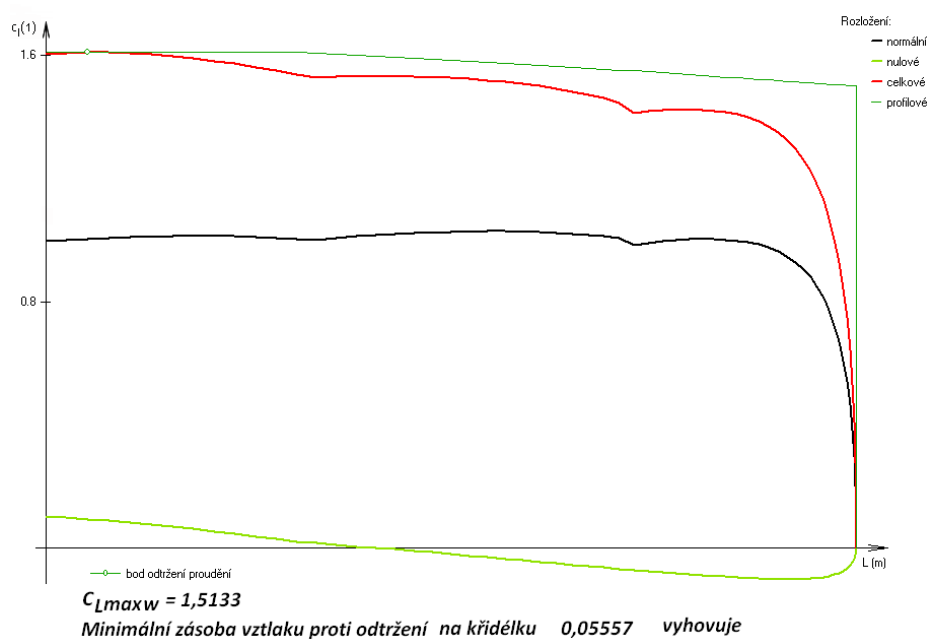
$$C_{LVOPtrim} = \frac{C_{LW} \cdot (\overline{x_T} - \overline{x_{ac}}) + C_{M0W} + C_{M0tr}}{\tilde{V}_{vop} \cdot kvop}$$

Pro letoun s vysunutou vztlakovou klapkou platí

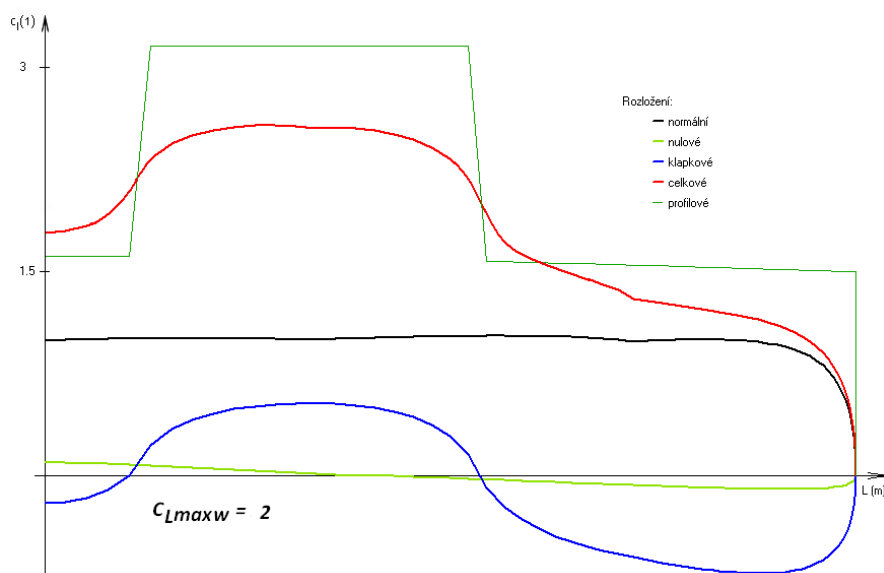
$$C_{LVOPtrim} = \frac{C_{LW} \cdot (\overline{x_T} - \overline{x_{ac}}) + C_{M0w\delta} + C_{M0tr}}{\tilde{V}_{vop} \cdot kvop}$$

7.6 Rozložení součinitele vztlaku po křídle

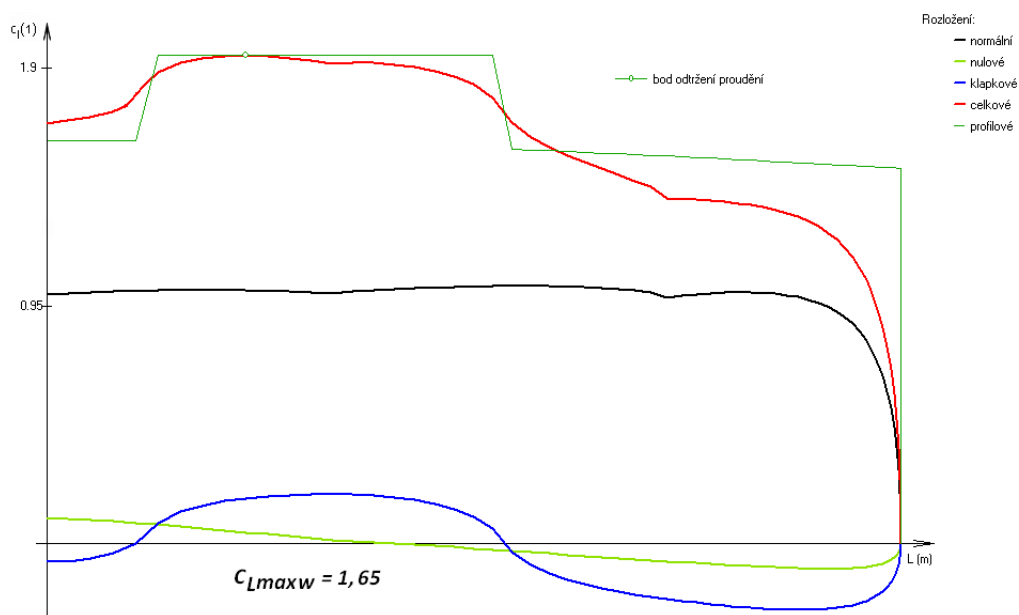
Výpočet byl proveden v programu Glauert III. Vstupy pro výpočet byly převzaty z[8] [10]. Výsledky byly použity pro další výpočty.



Obr. 7.10: Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo v čisté konfiguraci



Obr. 7.11: Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo v přistávací konfiguraci

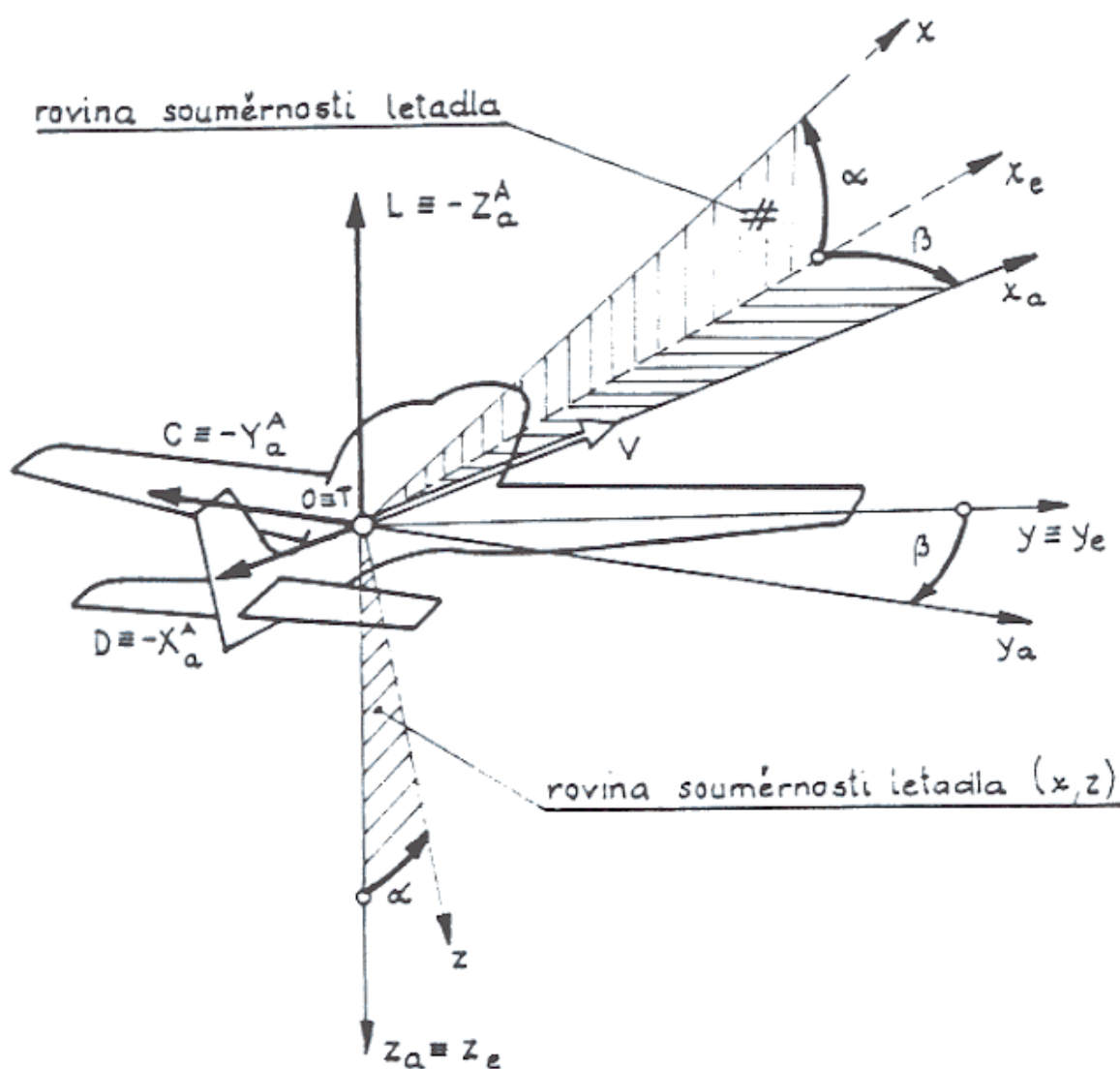


Obr. 7.12: Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo ve vzletové konfiguraci

Mírné překročení profilových součinitelů v oblasti přechodu klapka křídélko ve výpočtu křídla v přistávací a vzletové konfiguraci není problematické. Dle manuálu pro software Glauert se jedná o místní odtržení. Navíc v oblasti kořene a konce klapky vznikají víry, se kterými program Glauert III nepočítá.

8 LETOVÉ VÝKONY

U vlečného letounu není vzhledem k typické misi předpoklad, že by se pohyboval ve větších výškách, proto jsou pro prvotní přiblížení letových výkonů uvažovány pouze podmínky odpovídající výšce 0m MSA. Letové výkony byly počítány pro maximální trvalý výkon motoru $P_{trv}=91$ kW [24]. Rovnice vyjadřující silovou rovnováhu za letu jsou vyjádřeny v aerodynamické souřadnicové soustavě. Výpočet letových výkonů byl proveden v programu MATLAB s využitím vypočtených aerodynamických charakteristik. Pro přehlednost je v tabulkách uváděna pouze část vypočtených hodnot.

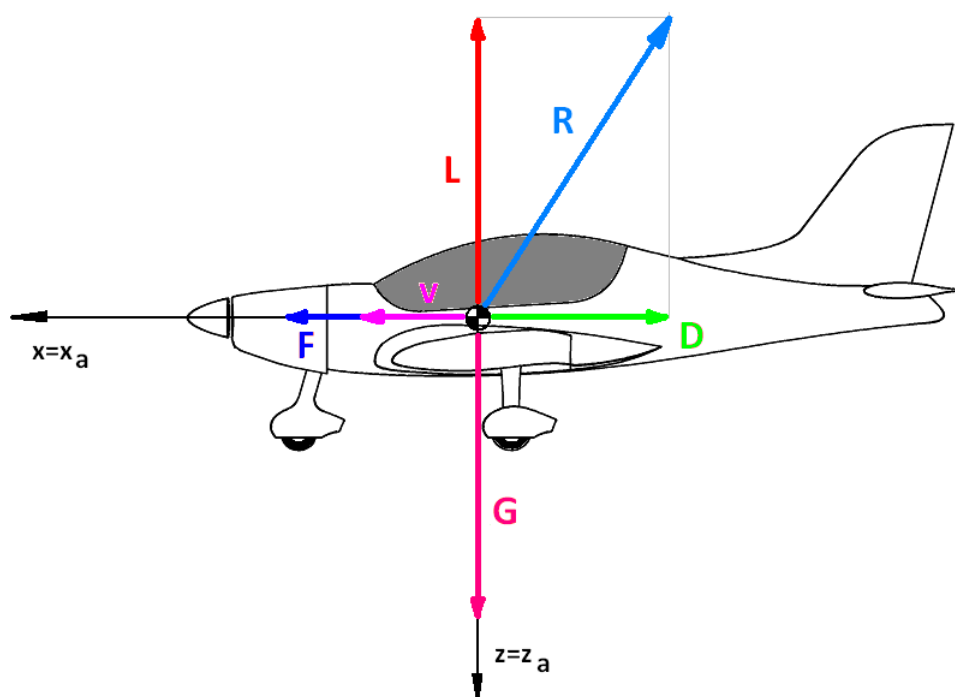


Obr. 8.1: Aerodynamická souřadnicová soustava[19]

8.1 Horizontální let

8.1.1 Síly působící na letoun v horizontálním letu

Síly působící na letoun v přímočarém horizontálním letu jsou patrné z následujícího obrázku. Úhel náběhu a úhel nastavení vektoru tahu jsou v tomto režimu letu malé a pro větší názornost v obrázku nebyly uvažovány.



Obr. 8.2: Síly působící na letoun v horizontálním letu

Rovnice rovnováhy sil působících na letoun mají tvar

$$F = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S$$

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

8.1.2 Výpočet pádové rychlosti letounu

Z rovnic rovnováhy vyplývá

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

Výpočet pádové rychlosti byl proveden pro cestovní, vzletovou a přistávací konfiguraci. Pro výpočet byla uvažována maximální vzletová hmotnost $m_{tow}=600$ kg.

Pádové rychlosti V_S

konfigurace	$C_{L_{maxlet}}/[-]$	$V_S/[km/h]$
cestovní	1.4558	85
vzlet	1.5600	80
přistání	1.9534	72

Tab. 8.1: Pádové rychlosti pro jednotlivé konfigurace

8.1.3 Využitelný výkon a tah pohonné jednotky

Využitelný výkon pohonné jednotky

$$P_v = P_{trv} \cdot \eta_{vrt}$$

Účinnost vrtule η_{vrt} závisí na rychlosti letu. Pro výpočet byla využita závislost [13]. Pro zvolenou vrtuli lze předpokládat obdobný průběh účinnosti.

Účinnost vrtule η_{vrt}

$V/[km/h]$	74	77	79	82	86	90	94	99
$\eta_{vrt}/[-]$	0.75	0.75	0.76	0.76	0.77	0.78	0.79	0.8
$V/[km/h]$	106	113	122	134	151	175	216	288
$\eta_{vrt}/[-]$	0.82	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.86	0.87

Tab. 8.2: Závislost účinnosti vrtule na rychlosti letu [13]

Za účelem výpočtu závislosti využitelného výkonu pohonné jednotky byly tyto hodnoty proloženy polynomem druhého stupně. Rychlost byla dosazována v [km/h].

$$\eta_{vrt} = -7.876 \cdot 10^{-6} \cdot V^2 + 0.003847 \cdot V + 0.3822$$

Uvedený polynom poměrně dobře interpoluje závislost účinnosti v uvedeném rozmezí rychlostí. Ve fázi koncepčního návrhu je toto zjednodušení dostačující. Pro přesnější výpočet by bylo nutné znát charakteristiky zvolené vrtule (součinitel tahu

a výkonnosti) v závislosti na rychlostním poměru. Ty nebyly v době výpočtu k dispozici.

Využitelný tah pohonné jednotky

$$F_v = \frac{P_v}{V}$$

Využitelný tah a výkon pohonné jednotky pro $P_{trv}=91$ kW

$V/[km/h]$	80	90	100	110	120	130	140	150
$P_v/[kW]$	57.79	59.96	62.01	64.29	66.05	67.68	69.17	70.54
$F_v/[N]$	2600	2398	2232	2104	1981	1874	1778	1692.89
$V/[km/h]$	160	170	180	190	200	210	220	230
$P_v/[kW]$	72.00	73.08	74.02	74.84	75.64	76.17	76.56	76.82
$F_v/[N]$	1620	1547	1480	1417	1361	1305	1252	1202

Tab. 8.3: Využitelný výkon a tah pohonné jednotky

Hodnoty využitelného výkonu byly proloženy polynomem 3. stupně. Rychlost byla dosazována v [km/h]. Výsledná hodnota využitelného výkonu je v [kW].

$$P_v = -1.6545 \cdot 10^{-20} \cdot V^3 - 0.0077 \cdot V^2 + 0.375139 \cdot V + 37.27$$

8.1.4 Potřebný výkon a tah pohonné jednotky

Potřebný tah

$$F_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S$$

$$F_p = m \cdot g \cdot \frac{C_D}{C_L}$$

Potřebný výkon

$$P_p = F_p \cdot V$$

$$P_p = V \cdot m \cdot g \cdot \frac{C_D}{C_L}$$

Součinitel vztlaku pro danou rychlost

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

Výpočet potřebného tahu a výkonu byl proveden pro $m=505\text{kg}$ a pro $m_{tow}=600\text{kg}$

Potřebný tah a výkon pro $m=505\text{kg}$ a $m_{tow}=600\text{kg}$

$V/[km/h]$	90	100	110	120	130	140	150
$F_{pmin505}/[N]$	467	413	376	359	358	367	386
$P_{p505}/[W]$	10918	10681	10824	11402	12399	13813	15651
$F_{pmin600}/[N]$	562	502	457	433	424	427	440
$P_{p600}/[W]$	14193	13861	13903	14388	15299	16629	18379
$V/[km/h]$	170	180	190	200	210	220	230
$F_{pmin505}/[N]$	445	483	526	566	617	673	733
$P_{p505}/[W]$	20651	23847	27536	31000	35648	40852	46638
$F_{pmin600}/[N]$	489	523	562	598	645	697	753
$P_{p600}/[W]$	23176	26248	29791	33116	37569	42548	48071

Tab. 8.4: Potřebný tah a výkon

8.1.5 Maximální rychlost letounu v horizontálním letu

Maximální rychlost v horizontálním letu byla získána jako řešení rovnice

$$P_v(V_{max}) - P_p(V_{max}) = 0$$

Maximální rychlosti v horizontálním letu

$m/[kg]$	$V/[km/h]$
505	250
600	245

Tab. 8.5: Maximální rychlosti v horizontálním letu

8.1.6 Režim minimálního potřebného tahu a výkonu

Rychlosti pro dané režimy byly získány jako minima funkcí potřebného tahu a výkonu.

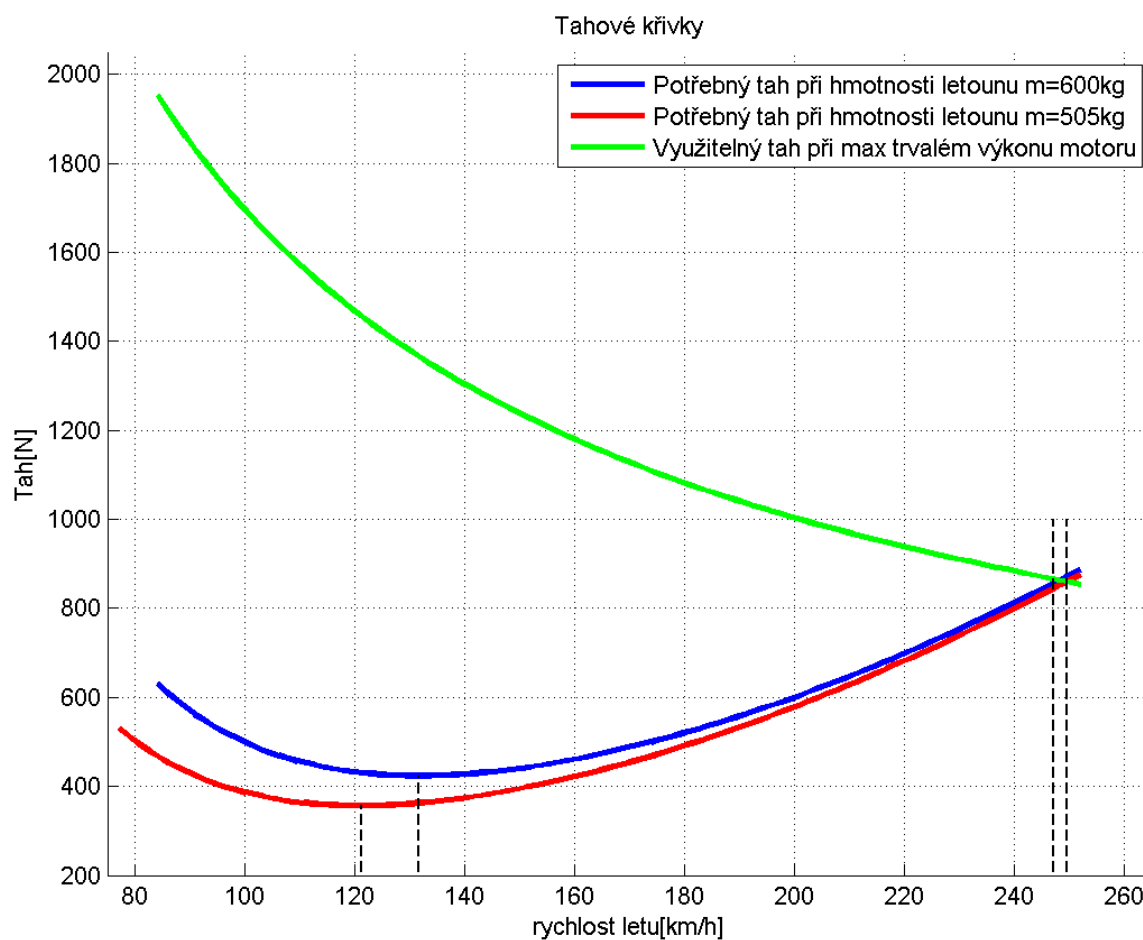
$$\min(F_p(V)) = V_{mF}$$

$$\min(P_p(V)) = V_{mP}$$

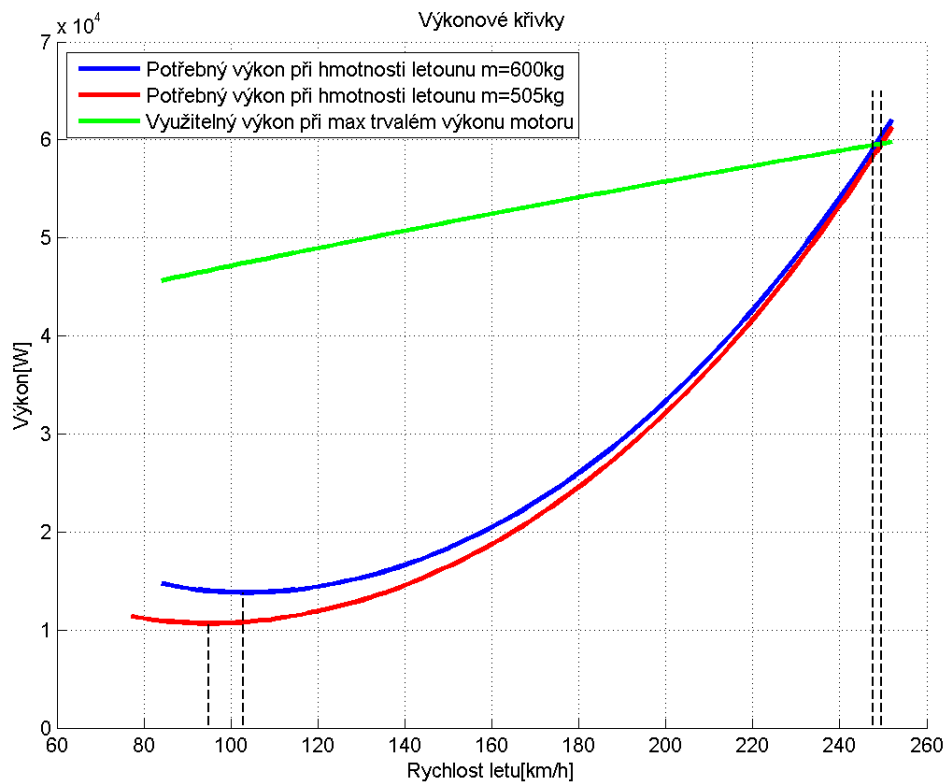
Režimy minimálního potřebného tahu a výkonu

$m/[\text{kg}]$	$V_{mF}/[\text{km/h}]$	$F_p/[\text{N}]$	$V_{mP}/[\text{km/h}]$	$P_{pmin}/[\text{kW}]$
505	121	356	95	10.67
600	131	423	102	13.82

Tab. 8.6: Režimy minimálního potřebného tahu a výkonu

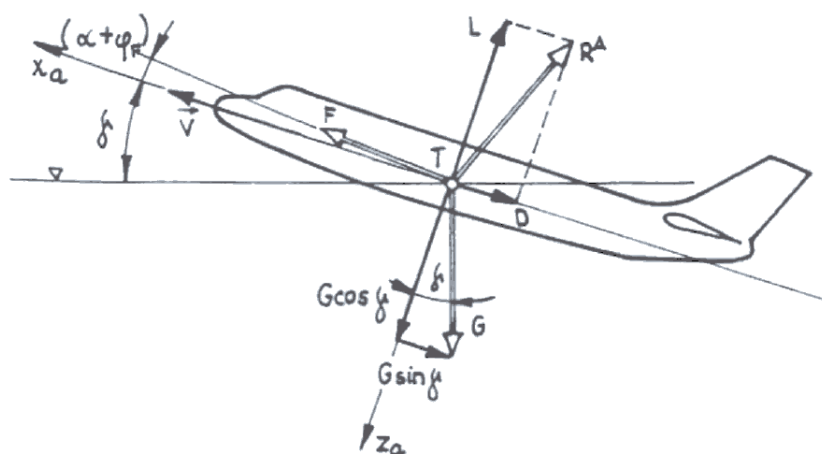


Obr. 8.3: Tahové křivky



Obr. 8.4: Výkonové křivky

8.2 Stoupavý let



Obr. 8.5: Síly působící na letoun ve stoupavém letu[19]

Rovnice rovnováhy sil působících na letoun mají tvar

$$F - D - m \cdot g \cdot \sin \gamma = 0$$

$$L - m \cdot g \cdot \cos \gamma = 0$$

Úpravou dostaneme vztah pro stoupací rychlost

$$w = \frac{(F - D) \cdot V}{G} = \frac{\Delta P}{G}$$

Výpočet stoupacích rychlostí byl proveden s využitím závislostí potřebného a využitelného výkonu z předchozí kapitoly.

Stoupací rychlosti pro $m=505\text{kg}$ $m_{tow}=600\text{kg}$ a aerovlek

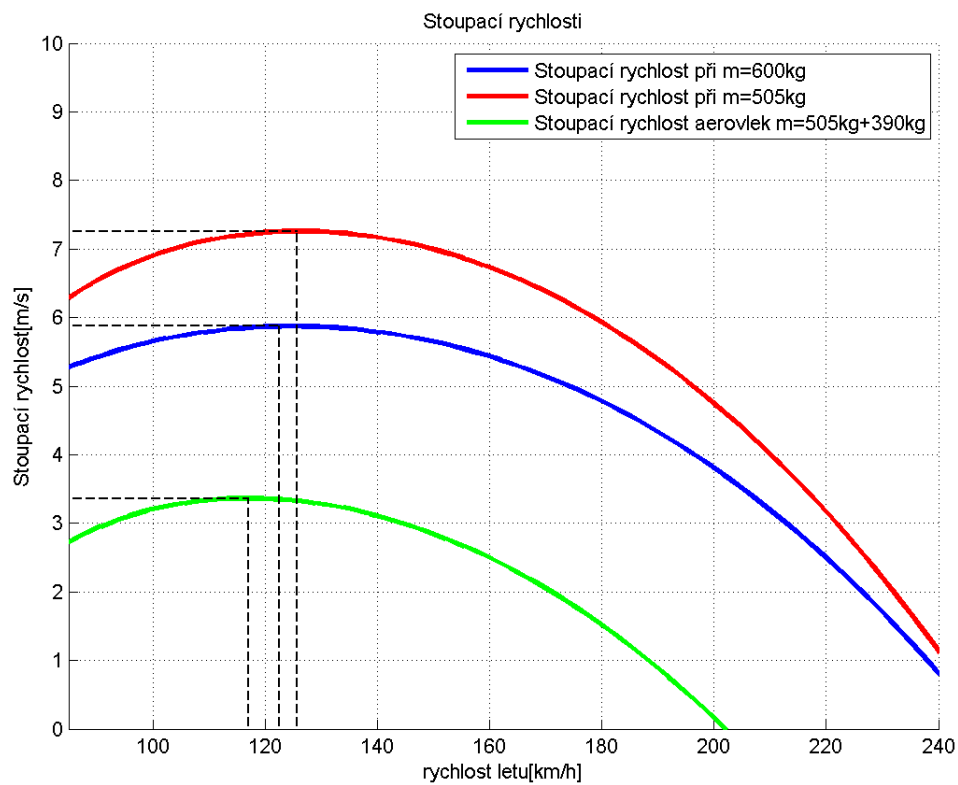
$V/[km/h]$	77	89	100	112	123	135	146	158
$w_{505}/[m/s]$	6.24	6.74	7.05	7.22	7.26	7.18	7.00	6.71
$w_{600}/[m/s]$	5.25	5.55	5.75	5.85	5.87	5.80	5.65	5.41
$w_{vlek}/[m/s]$	2.68	3.09	3.30	3.36	3.30	3.13	2.85	2.46
$V/[km/h]$	169	181	192	204	215	227	238	250
$w_{505}/[m/s]$	6.31	5.80	5.17	4.43	3.56	2.56	1.43	0.16
$w_{600}/[m/s]$	5.09	4.67	4.15	3.54	2.82	1.99	1.06	-
$w_{vlek}/[m/s]$	1.97	1.36	0.64	-	-	-	-	-

Tab. 8.7: Stoupací rychlosti

Maximální stoupací rychlosti pro $m=505\text{kg}$ $m_{tow}=600\text{kg}$ a aerovlek

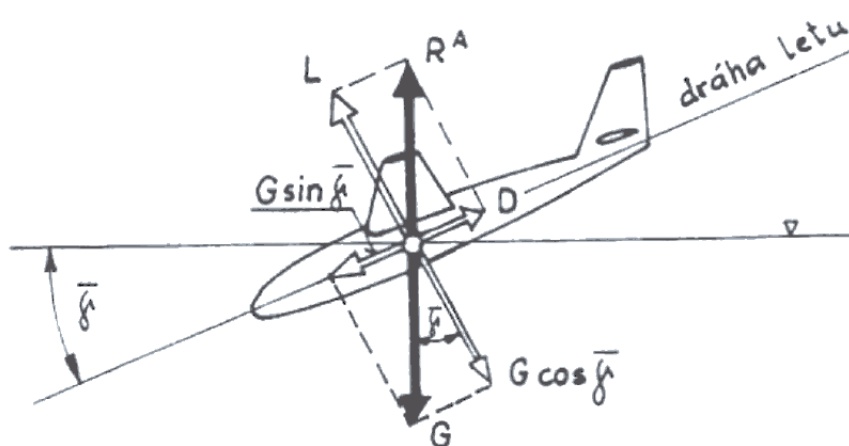
konfigurace	$w/[m/s]$	$V/[km/h]$
505 kg	7.26	128
600 kg	5.87	125
aerovlek	3.37	116

Tab. 8.8: Maximální hodnoty stoupacích rychlostí



Obr. 8.6: Stoupací rychlosti pro jednotlivé konfigurace

8.3 Klesavý let



Obr. 8.7: Síly působící na letoun v klesavém letu[19]

Rovnice sil rovnováhy působících na letoun mají následující tvar:

$$-D + m \cdot g \cdot \sin \bar{\gamma} = 0$$

$$-L + m \cdot g \cdot \cos \bar{\gamma} = 0$$

Klouzavost

$$K = \frac{C_L}{C_D}$$

Úhel klouzání

$$\bar{\gamma} = \arctg \frac{1}{K}$$

Rychlost letu

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \bar{\gamma}}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

Klesací rychlost

$$\bar{w} = -V \cdot \sin \bar{\gamma}$$

Dopředná rychlost

$$u = V \cdot \cos \bar{\gamma}$$

Klesací rychlosti pro $m=505\text{kg}$, $m_{tow}=600\text{kg}$

$K/[-]$	5.4	12.6	13.8	12.6	10.9	9.5	8.3	7.3
$u_{505}/[km/h]$	252	148	115	97	85	77	71	66
$\bar{w}_{505}/[m/s]$	-13.0	-3.3	-2.3	-2.1	-2.2	-2.3	-2.4	-2.5

Tab. 8.9: Klesací rychlosti pro $m=505\text{kg}$

$K/[-]$	5.4	12.6	13.8	12.6	10.9	9.5	8.3	7.3
$u_{600}/[km/h]$	274	162	125	106	93	84	77	72
$\bar{w}_{600}/[m/s]$	-14.1	-3.6	-2.5	-2.3	-2.4	-2.5	-2.6	-2.7

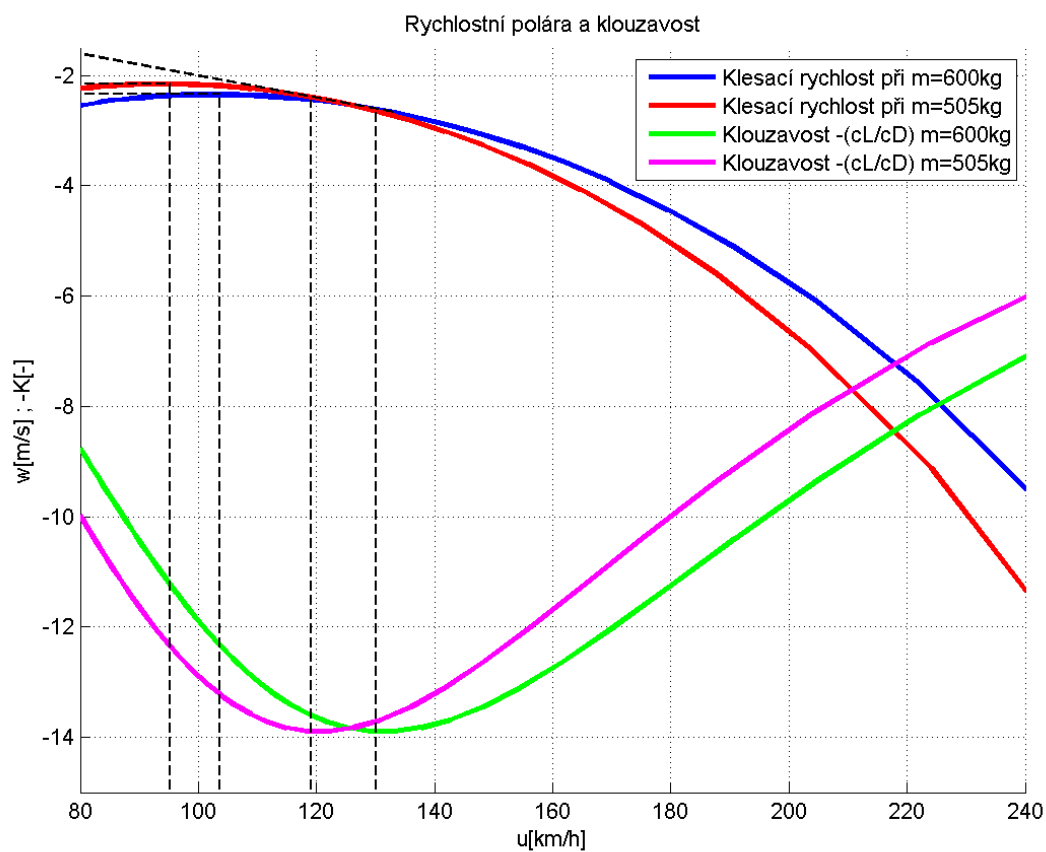
Tab. 8.10: Klesací rychlosti pro $m=600\text{kg}$

Minimální klesací rychlosti a rychlosti optimální klouzavosti

$m/[kg]$	$\bar{w}_{min}/[m/s]$	$u_{wmin}/[km/h]$	$\bar{w}_{optK}/[m/s]$	$u_{optK}/[km/h]$
505	-2.1	97	-2.3	115
600	2.3	106	2.5	125

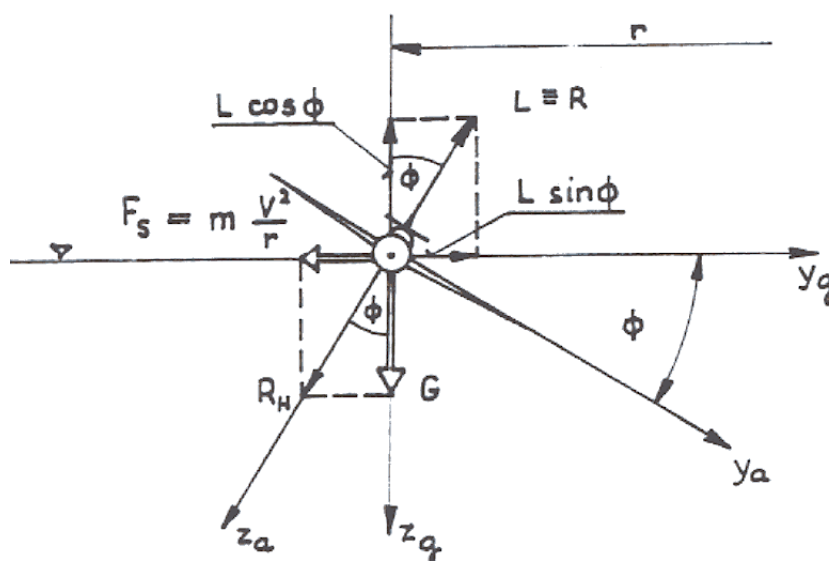
Tab. 8.11: Minimální klesací rychlosti

Hodnota maximální klouzavosti $K=13.8$



Obr. 8.8: Rychlostní polára letounu

8.4 Letové výkony v zatáčkách



Obr. 8.9: Síly působící na letoun ve správně provedené zatáčce [19]

Rovnice rovnováhy sil působících na letoun

$$-D + F = 0$$

$$-L \cdot \sin \Phi + m \cdot \frac{V^2}{r(V)} = 0$$

$$-L \cdot \cos \Phi + m \cdot g = 0$$

8.4.1 Maximální příčný sklon v zatáčce

Omezení maximálním násobkem zatížení $n_{max}=3.8$

$$\Phi_{maxn} = \arccos \left(\frac{1}{n_{max}} \right)$$

Omezení součinitelem vztlaku C_L

$$\Phi_{maxCL} = \arccos \left(\frac{V_S^2}{V^2} \right)$$

Omezení tahem pohonné jednotky

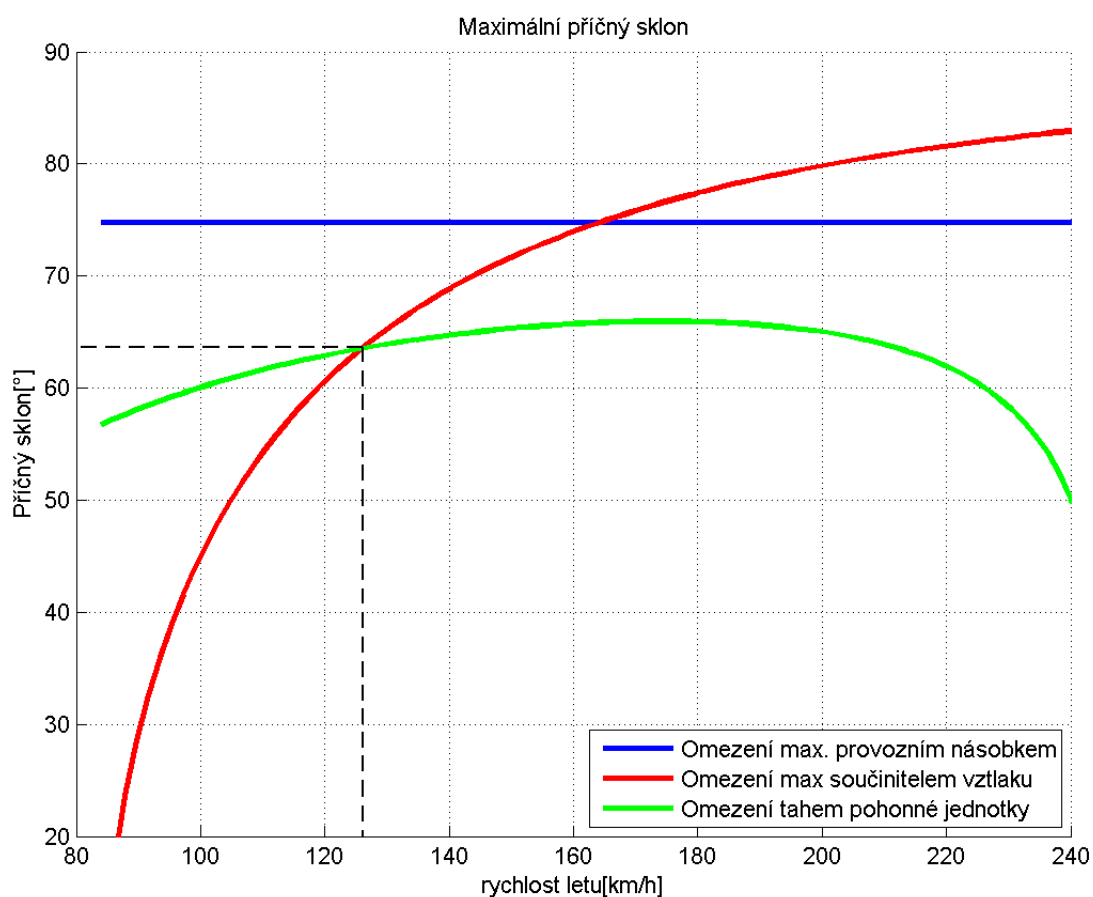
$$\Phi_{maxF} = \arccos \left(\frac{1}{n_{Fmax}^2} \right)$$

$$n_{Fmax}(V) = \frac{C_L F \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{G}$$

Maximální příčný sklon letounu v zatáčce pro m=600kg

$V/[km/h]$	111	137	164	190	217	243
$\Phi_{maxn}/[^\circ]$	75	75	75	75	75	75
$\Phi_{maxCL}/[^\circ]$	55	68	75	79	81	83
$\Phi_{maxF}/[^\circ]$	62	65	66	66	63	43

Tab. 8.12: Maximální příčný sklon letounu v zatáčce $m=600kg$



Obr. 8.10: Maximální příčný sklon letounu v zatáčce

8.4.2 Minimální poloměr zatáčky

Omezení maximálním násobkem zatížení $n_{max}=3.8$

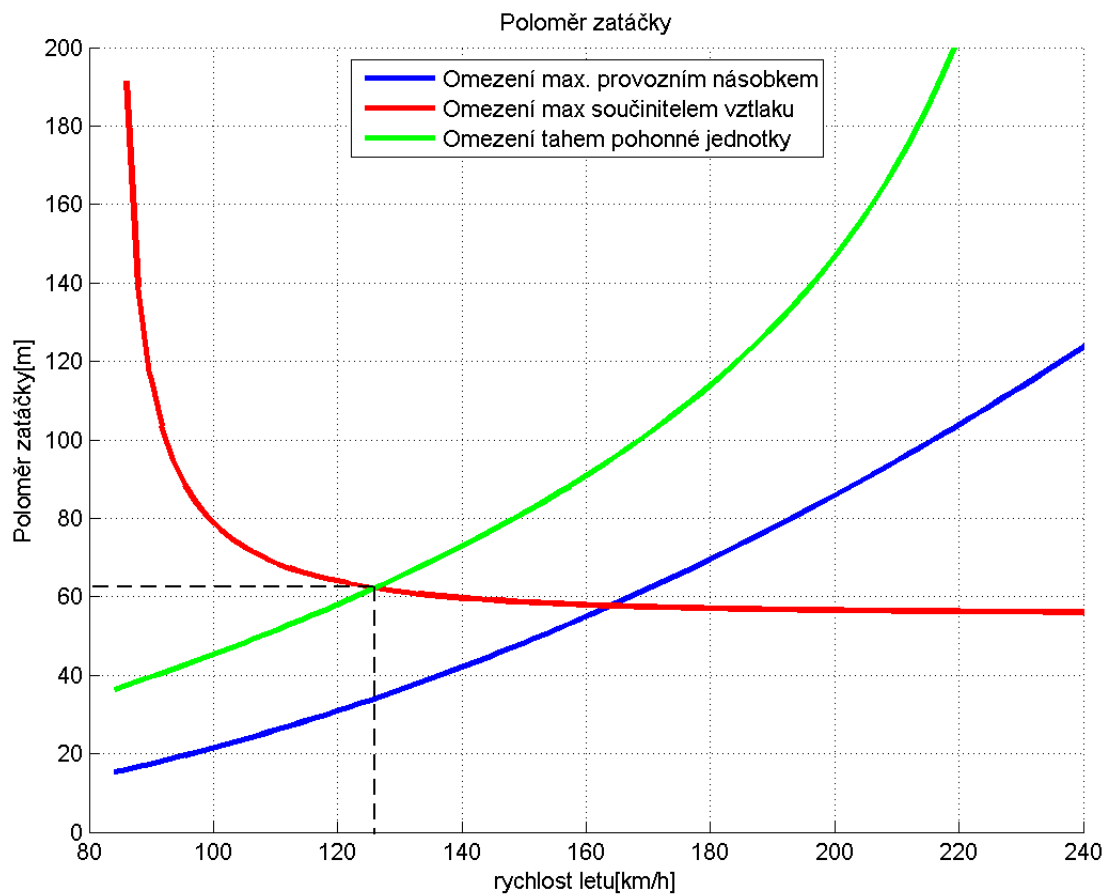
$$r_{minn} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{(n_{max})^2 - 1}}$$

Omezení součinitelem vztlaku C_L

$$r_{minCL} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{\left(\frac{V_S}{V}\right)^4 - 1}}$$

Omezení tahem pohonné jednotky

$$r_{minF} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{(n_{Fmax})^2 - 1}}$$



Obr. 8.11: Minimální poloměr zatáčky letounu

Minimální poloměr zatáčky letounu pro m=600kg

$V/[km/h]$	111	137	164	190	217	243
$r_{minn}/[km/h]$	26	40	58	78	101	127
r_{minCL}	68	60	58	57	56	56
r_{minF}	52	71	95	129	191	491

Tab. 8.13: Minimální poloměr zatáčky letounu $m=600kg$

8.4.3 Minimální doba provedení zatáčky o 360°

Omezení maximálním násobkem zatížení $n_{max}=3.8$

$$t_{minn} = \frac{2\pi V}{g \cdot \sqrt{(n_{max})^2 - 1}}$$

Omezení součinitelem vztlaku C_L

$$t_{minCL} = \frac{2\pi V}{g \cdot \sqrt{\left(\frac{V_S}{V}\right)^4 - 1}}$$

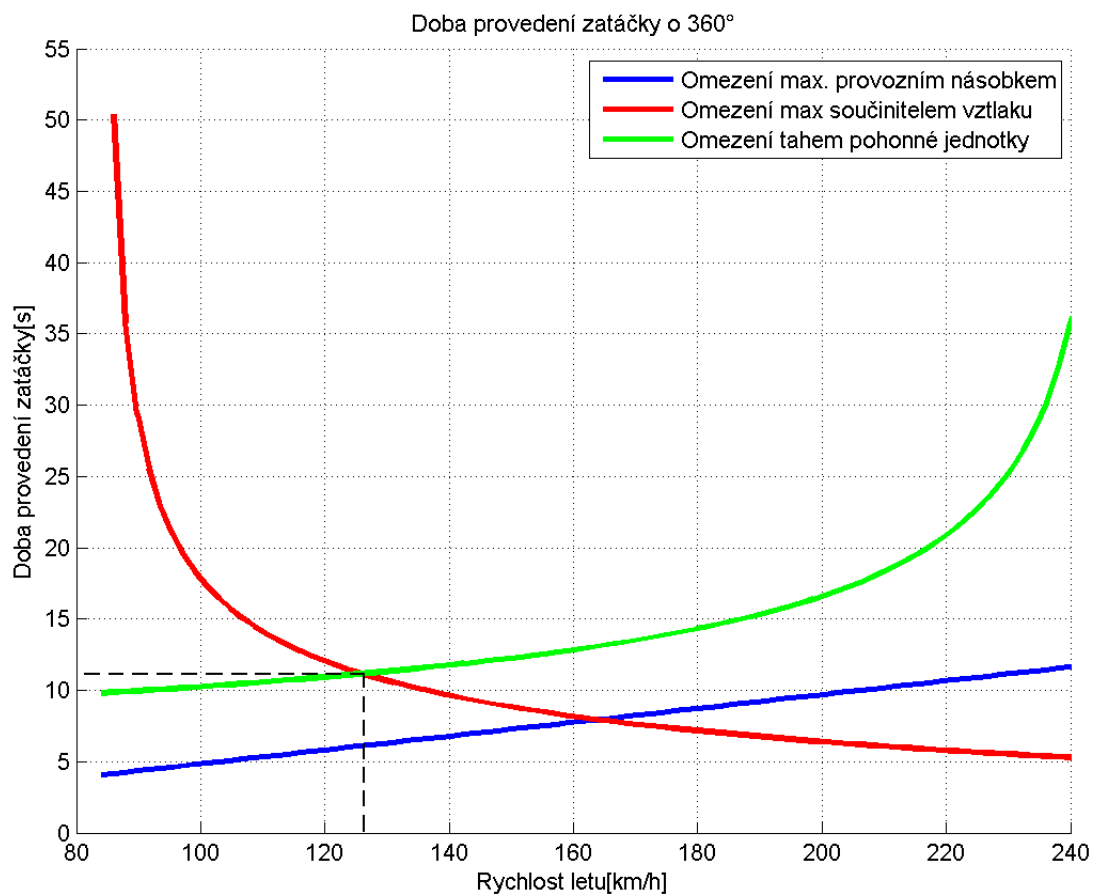
Omezení tahem pohonné jednotky

$$t_{minF} = \frac{2\pi V}{g \cdot \sqrt{(n_{Fmax})^2 - 1}}$$

Minimální doba provedení zatáčky o 360° pro m=600kg

$V/[km/h]$	111	137	164	190	217	243
$t_{minn}/[km/h]$	5	7	8	9	11	12
$t_{minCL}/[km/h]$	14	10	8	7	6	5
$t_{minF}/[km/h]$	11	12	13	15	20	46

Tab. 8.14: Minimální doba provedení zatáčky o 360° $m=600kg$



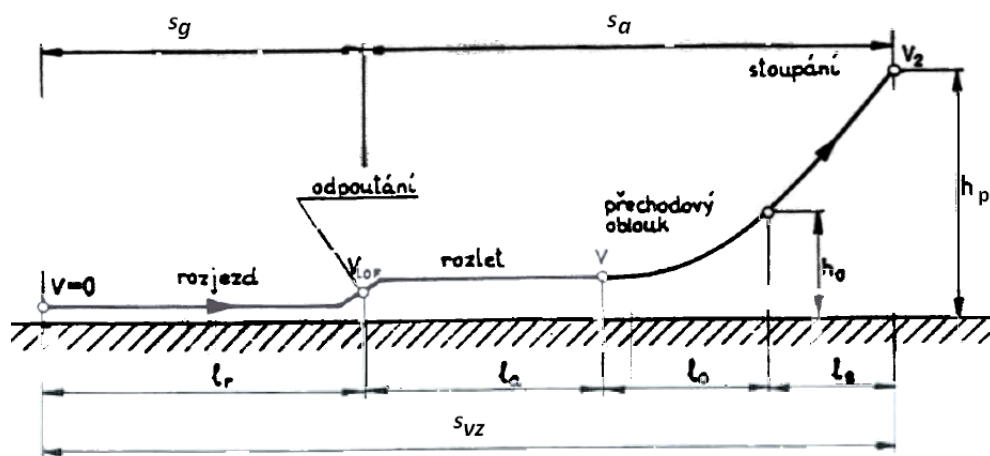
Obr. 8.12: Minimální doba provedení zatáčky o 360°

Letové výkony v zatáčkách

Φ_{max}	63°	127 km/h
r_{min}	62 m	123 km/h
t_{min}	12 s	125 km/h

Tab. 8.15: Shrnutí letových výkonů v zatáčkách

8.5 Délka vzletu



Obr. 8.13: Fáze vzletu[19]

Délka vzletu přes překážku (výška překážky $h_p = 15m$)

$$s_v = s_g + s_a$$

8.5.1 Délka pozemní části vzletu

Délka pozemní části vzletu

$$s_g = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V \cdot m dV}{F(V) - f \cdot m \cdot g + (f \cdot C_L - C_D) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

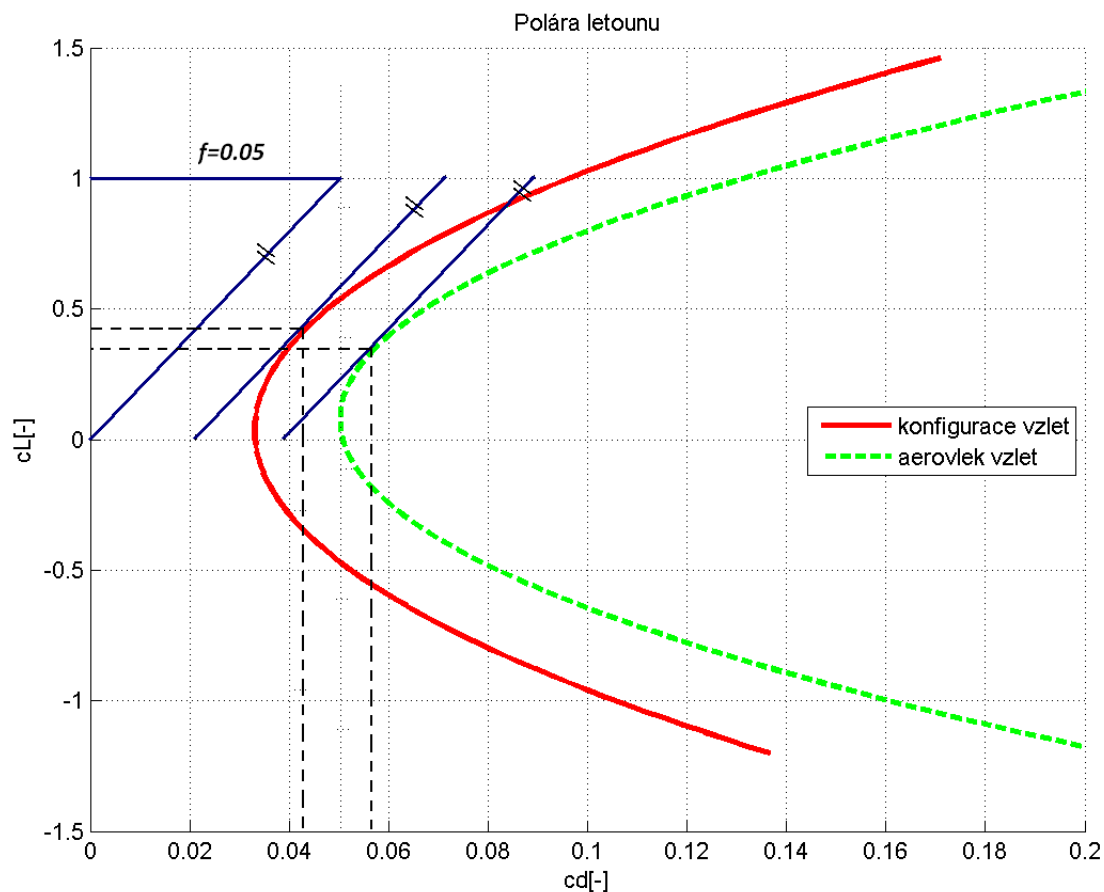
Skutečná bezpečná rychlost odpoutání

$$V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{S0}$$

$$V_{LOF} = 1.1 \cdot 80$$

$$V_{LOF} = 88 km/h$$

Rozjezd letounu probíhá při optimálním součiniteli vztlaku, který byl zjištěn z poláry pro vzletovou konfiguraci. Součinitel tření pro suchou krátkou travu je $f=0.05$.



Obr. 8.14: Optimální součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd

Optimální součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd letounu

	$C_{Lopt}/[-]$	$C_{Dopt}/[-]$
m=600kg	0.43	0.043
aerovlek	0.35	0.056

Tab. 8.16: Optimální součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd

Výpočet délky pozemní části vzletu byl proveden v programu MATLAB pomocí funkce `int` (výpočet určitého integrálu dané funkce) s využitím náhradních polynomů poláry a využitelného tahu.

Délka pozemní části vzletu m=600kg $s_g = 147m$

Délka pozemní části vzletu v aerovleku $s_g = 278m$

8.5.2 Délka vzdušné části vzletu

Délka vzdušné části vzletu

$$s_a = \frac{m \cdot g}{(F - D)_{str}} \cdot \left(\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + h_p \right)$$

Bezpečná rychlost vzletu dle CS-VLA [1]

$$V_2 = 1.3 \cdot V_{S0}$$

$$V_2 = 1.3 \cdot 80$$

$$V_2 = 104 km/h$$

Střední hodnota přebytku tahu

$$(F - D)_{str} = \frac{(F(V_2) - D_v) + (F(V_{LOF}) - D_{vLOF})}{2}$$

$$(F - D)_{str600} = 1178 N$$

$$(F - D)_{strvlek} = 963 N$$

Délka vzdušné části vzletu m=600kg $s_a = 175m$

Délka vzdušné části vzletu v aerovleku $s_a = 306m$

Délka vzletu m=600kg $s_v = 322m$

Délka vzletu v aerovleku $s_v = 584m$

9 ZATÍŽENÍ MOTOROVÉHO LOŽE

9.1 Obálka zatížení letounu

Pro výpočet zatížení motorového lože je nutné nejdříve stanovit obálku zatížení letounu. Obálka zatížení byla stanovena v souladu s předpisem CS-VLA. Výpočet obálky byl proveden v programu MATLAB pro hmotnostní konfigurace uvedené v kap. 6.3. Pro přehlednost jsou uvedeny hodnoty a obálky zatížení pro minimální a maximální vzletovou hmotnost (konfigurace č.1 a č.24).

9.1.1 Návrhové rychlosti

Návrhová cestovní rychlost V_C

Návrhová cestovní rychlost V_C nesmí být nižší než

$$V_{C1} = 2.4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}}$$

nemusí být vyšší než

$$V_{C2} = 0.9 \cdot V_H$$

Návrhová rychlost strmého sestupu V_D

Návrhová rychlost strmého sestupu V_D nesmí být nižší než

$$V_{D1} = 1.25 \cdot V_C$$

nesmí být nižší než

$$V_{D2} = 1.4 \cdot V_{Cmin}$$

Pádová rychlost se zataženými vztlakovými klapkami V_S

Pádová rychlost se zataženými vztlakovými klapkami

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

Návrhová obratová rychlost V_A

Návrhová obratová rychlost letounu V_A nesmí být nižší než

$$V_A = V_S \cdot \sqrt{n_{max}}$$

Pádová rychlost při letu na zádech V_{SG}

Pádová rychlost při letu na zádech

$$V_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmin}}}$$

Návrhová obratová rychlost V_G

Návrhová obratová rychlost letounu V_G nesmí být nižší než

$$V_G = V_S \cdot \sqrt{n_{min}}$$

9.1.2 Maximální provozní násobky

Kladný maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než

$$n_{max} = 3,8$$

Záporný maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než

$$n_{min} = -1.5$$

9.1.3 Násobky zatížení při poryvech

Pro výpočet násobků zatížení od poryvu je dle paragrafu CS-VLA 341 použitý sklon křivky vztlaku křídla.

Násobky zatížení při poryvu

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_C \cdot C_{L\alpha W} \cdot K_g \cdot U_{de}}{\frac{m \cdot g}{S}}$$

Hmotnostní poměr letounu

$$\mu_g = \frac{\frac{2 \cdot m}{S}}{\rho \cdot c_{sgt} \cdot C_{L\alpha}}$$

Zmírňující součinitel poryvu

$$K_g = \frac{0.88 \cdot \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

9.1.4 Klapková obálka

Pádová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax\delta}}}$$

Návrhová rychlost V_F

není nižší než $1.8V_{SF}$

není nižší než $1.4V_S$

Poryv při V_F

Násobek zatížení při poryvu

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_F \cdot C_{L\alpha W\delta} \cdot K_g \cdot U_{de}}{\frac{m \cdot g}{S}}$$

Hmotnostní poměr letounu

$$\mu_g = \frac{\frac{2 \cdot m}{S}}{\rho \cdot c_{sgt} \cdot C_{L\alpha\delta}}$$

Zmírňující součinitel poryvu

$$K_g = \frac{0.88 \cdot \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

Vstupy pro výpočet obálky zatížení

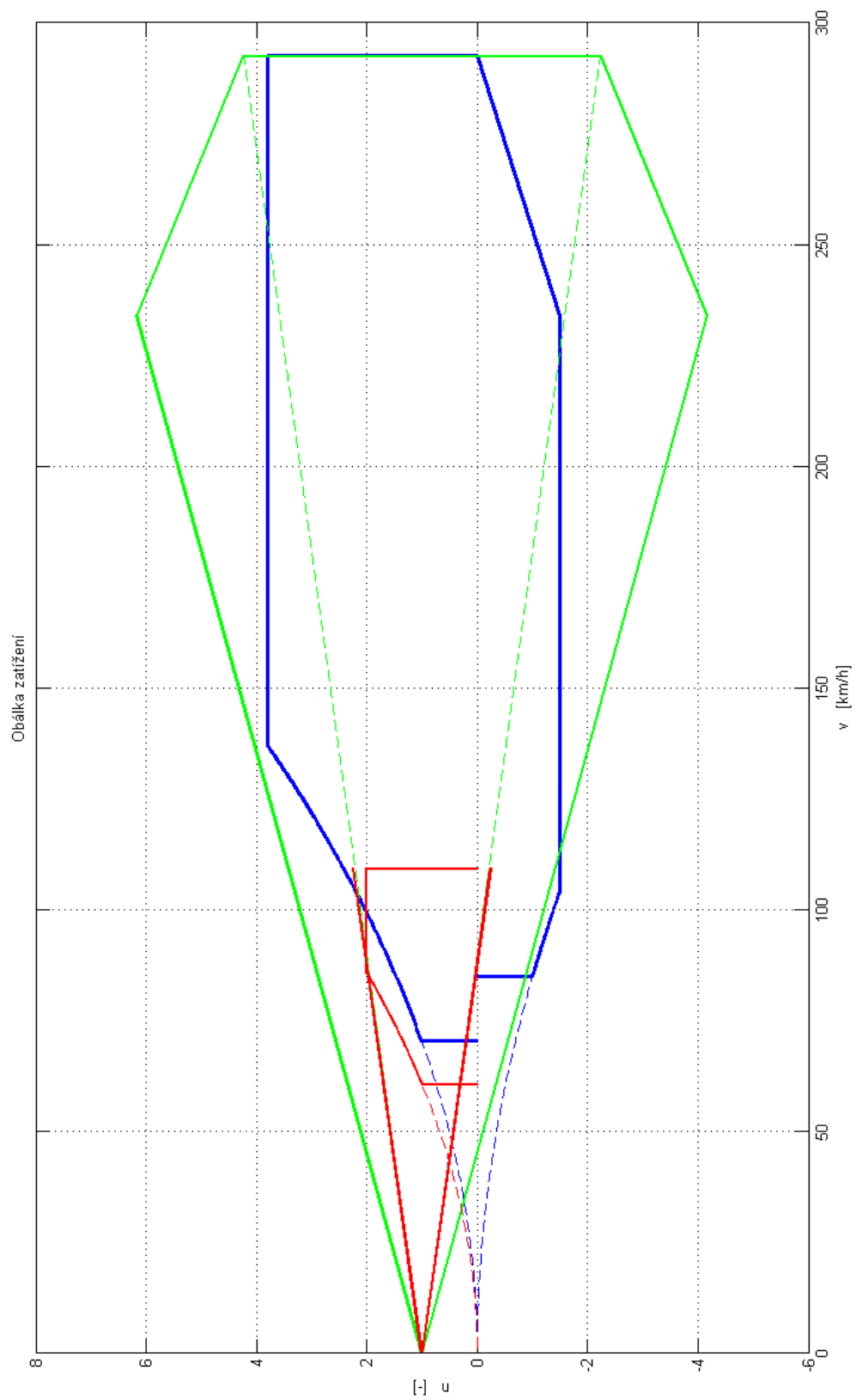
$m_{tow}/[kg]$	600
$m_{min}/[kg]$	420
$S/[m^2]$	12.09
$c_{sgt}/[m]$	1.23
$C_{Lmax}/[-]$	1.46
$C_{Lmax\delta}/[-]$	1.95
$C_{Lmin}/[-]$	-1.00
$C_{L\alpha W}/[1/rad]$	5.33
$V_H/[km/h]$	260
$n_{max}/[-]$	3.8
$n_{min}/[-]$	-1.5
$C_{L\alpha W\delta}/[1/rad]$	5.51

Tab. 9.1: Vstupy pro výpočet obálky zatížení letounu

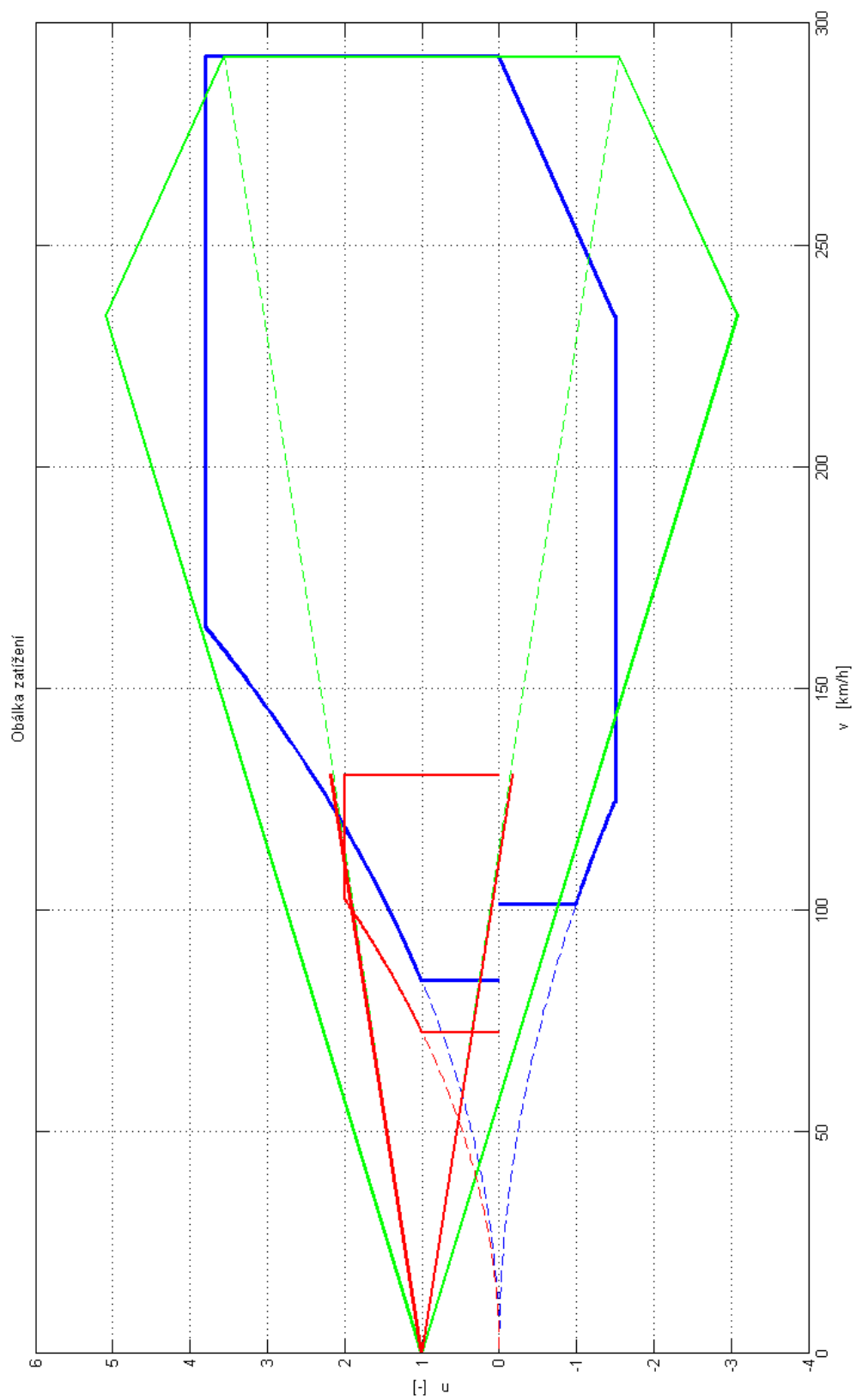
Vypočtené hodnoty obálky zatížení

	m=420kg	m=600kg	jednotka
V_S	70	84	[km/h]
V_C	243	243	[km/h]
V_A	137	163	[km/h]
V_D	303	303	[km/h]
V_{NE}	273	273	[km/h]
V_{SG}	84	101	[km/h]
V_G	104	124	[km/h]
V_{SF}	60	72	[km/h]
V_F	109	130	[km/h]
μ_g	8.67	12.39	[-]
K_g	0.54	0.61	[-]
n_{VC+}	6.35	5.22	[-]
n_{VC-}	-4.35	-3.22	[-]
n_{VD+}	4.34	3.64	[-]
n_{VD-}	-2.34	-1.64	[-]
n_{VF+}	2.24	2.18	[-]
n_{VF-}	-0.24	-0.18	[-]

Tab. 9.2: Vypočtené hodnoty obálky zatížení pro $m_{tow}=600\text{kg}$ a pro $m=420\text{kg}$



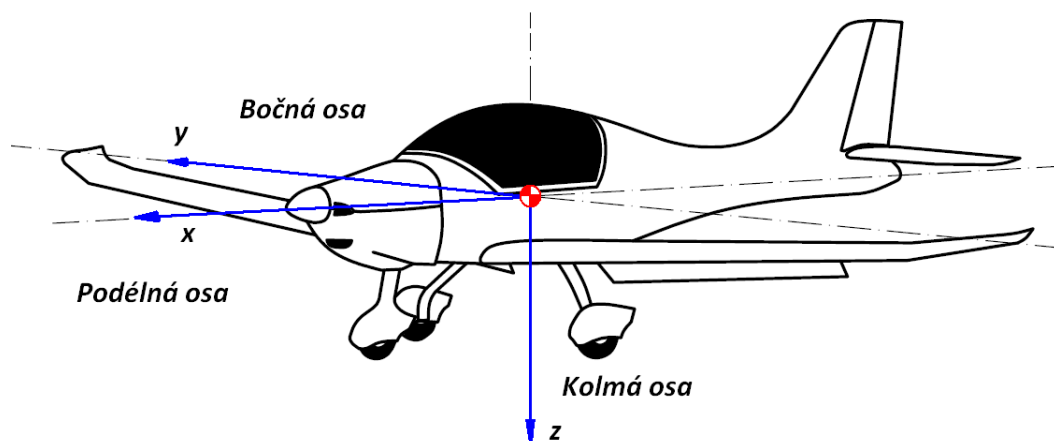
Obr. 9.1: Obálka zatížení pro $m=420\text{kg}$



Obr. 9.2: Obálka zatížení pro $m=600\text{kg}$

9.2 Případy zatížení lože

Zatížení motorového lože bylo stanoveno v souladu s předpisem CS-VLA. Výpočet zatížení byl proveden v letadlové souřadnicové soustavě.



Obr. 9.3: Letadlová souřadnicová soustava

Zatížení setrvačnými silami

$$F_S = m_{mot} \cdot g \cdot n$$

Zatížení od pohonné jednotky

$$M_K = K \cdot \frac{P_{mot}}{2 \cdot \pi \cdot n_{mot}}$$

kde K je koeficient zohledňující typ pohonné jednotky, pro čtyřdobé čtyřválcové motory je jeho hodnota $K=2[1]$.

Výpočet jednotlivých případů zatížení motorového lože byl proveden dle následujících paragrafů předpisu:

- CS-VLA 305- Pevnost a deformace
- CS-VLA 361- Kroutící moment od motoru
- CS-VLA 363- Boční zatížení motorového lože
- CS-VLA 561- Podmínky nouzového přistání

Vstupy pro výpočet a jednotlivé vypočtené případy zatížení jsou shrnuty v následujících tabulkách. Tah motoru při maximálním vzletovém a trvalém výkonu byl zjištěn pomocí závislostí využitelných tahů pohonné jednotky pro $V = 0 km/h$.

Vstupy pro výpočet případů zatížení

P_{max}	96941	[W]
P_{trv}	90975	[W]
Tah při P_{max}	3215	[N]
Tah při P_{trv}	2979	[N]
M_K při P_{max}	561	[Nm]
M_K při P_{trv}	621	[Nm]
n_{max} provozní	3.8	[-]
n_{min} provozní	-1.5	[-]
n_{max} poryv	6.4	[-]
n_{min} poryv	-4.4	[-]
n_{bocni}	1.33	[-]
n_{hav} dopředu	9	[-]
n_{hav} nahoru	3	[-]
n_{hav} do boku	1.5	[-]

Tab. 9.3: Vstupní hodnoty pro výpočet případů zatížení

Případy zatížení-hodnoty provozního zatížení

č.	F_{tah} [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_k [Nm]	případ zatížení	předpis
1	3215	0	2586	-561	$P_{max} + 0,75(n_{A+})$	CS-VLA 361
2	2979	0	3448	-621	$P_{trv} + (n_{A+})$	CS-VLA 361
3	3215	0	-1021	-561	$P_{max} + 0,75(n_{A-})$	CS-VLA 361
4	2979	0	-1361	-621	$P_{trv} + (n_{A-})$	CS-VLA 361
5	0	1207	0	0	boční zatížení	CS-VLA 363
6	0	-1207	0	0	boční zatížení	CS-VLA 363
7	2979	0	5808	-621	$P_{trv} + (n_{maxporyv})$	CS-VLA 305
8	2979	0	-3993	-621	$P_{trv} + (n_{minporyv})$	CS-VLA 305

Tab. 9.4: Případy zatížení motorového lože-provozní hodnoty

Hodnoty provozního zatížení byly přenásobeny součinitelem bezpečnosti $f=1.5$. Hodnoty havarijního zatížení jsou již početní, a proto jsou uvedeny až v následující tabulce. Tah motoru byl ve výpočtu kvůli vyosení motoru rozložen do složek ve směru osy x a y.

Případy zatížení-hodnoty početního zatížení

č.	F_{tah} [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_k [Nm]	případ zatížení	předpis
1	4823	0	3879	-842	$P_{max} + 0,75(n_{A+})$	CS-VLA 361
2	4469	0	5172	-931	$P_{trv} + (n_{A+})$	CS-VLA 361
3	4823	0	-1531	-842	$P_{max} + 0,75(n_{A-})$	CS-VLA 361
4	4469	0	-2042	-931	$P_{trv} + (n_{A-})$	CS-VLA 361
5	0	1810	0	0	boční zatížení	CS-VLA 363
6	0	-1810	0	0	boční zatížení	CS-VLA 363
7	4469	0	8711	-931	$P_{trv} + (n_{maxporyv})$	CS-VLA 305
8	4469	0	-5989	-931	$P_{trv} + (n_{minporyv})$	CS-VLA 305
9	8167	0	0	0	nouzové přistání	CS-VLA 561
10	0	1361	0	0	nouzové přistání	CS-VLA 561
11	0	0	2722	0	nouzové přistání	CS-VLA 561

Tab. 9.5: Případy zatížení motorového lože-početní hodnoty

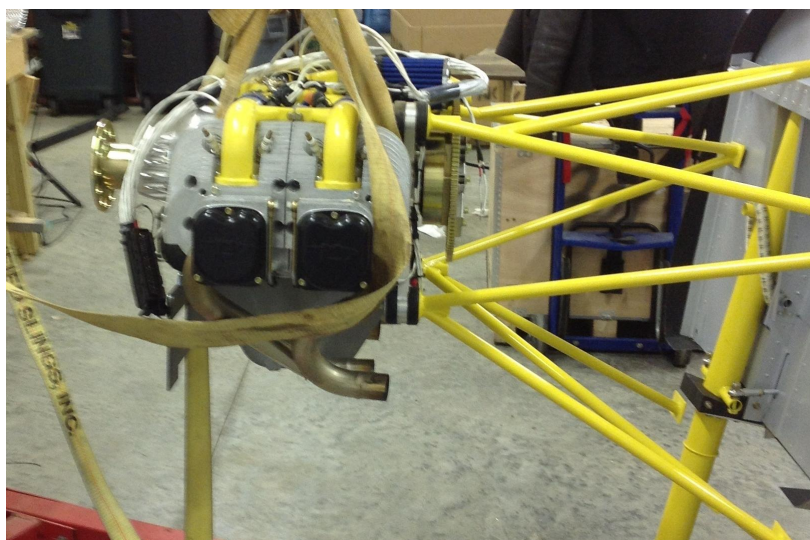
10 KONSTRUKCE MOTOROVÉHO LOŽE

10.1 Návrh motorového lože

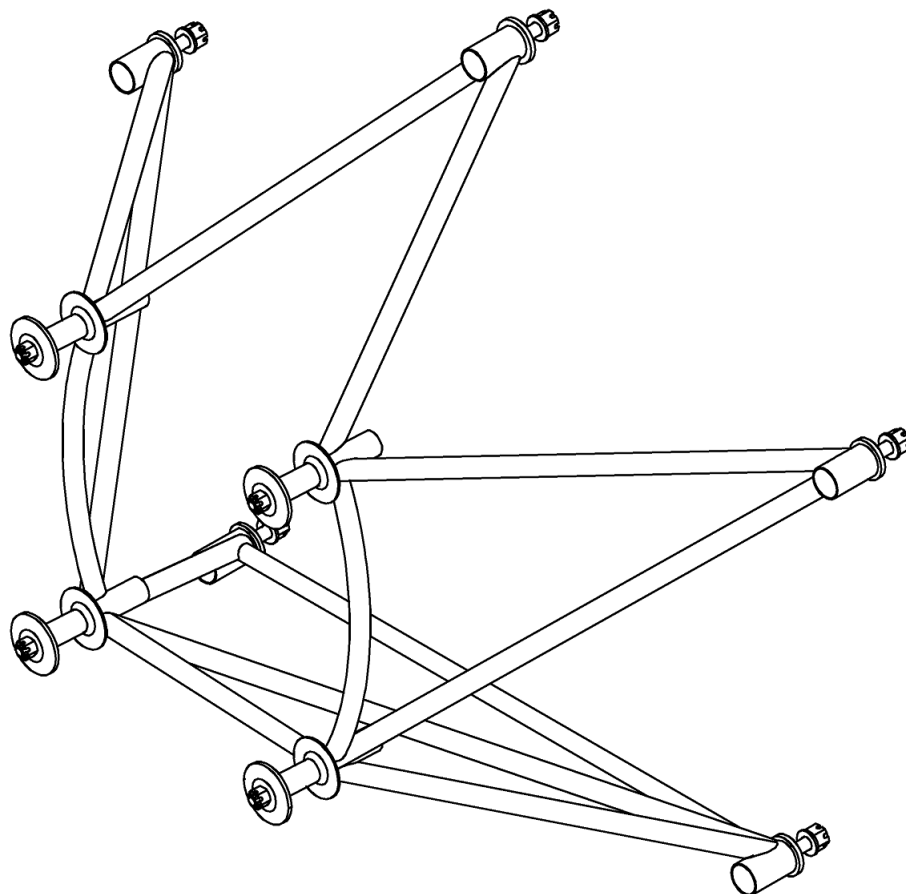
Při návrhu motorového lože bylo přihlédnuto k již existující zástavbě motoru UL Power 350iSa (akrobatická verze motoru 350iS) na letounu výrobce Czech Sport Aircraft a.s. Sportcruiser a na letounu Zenith 750. Lože je navrženo jako svařená příhradová konstrukce.



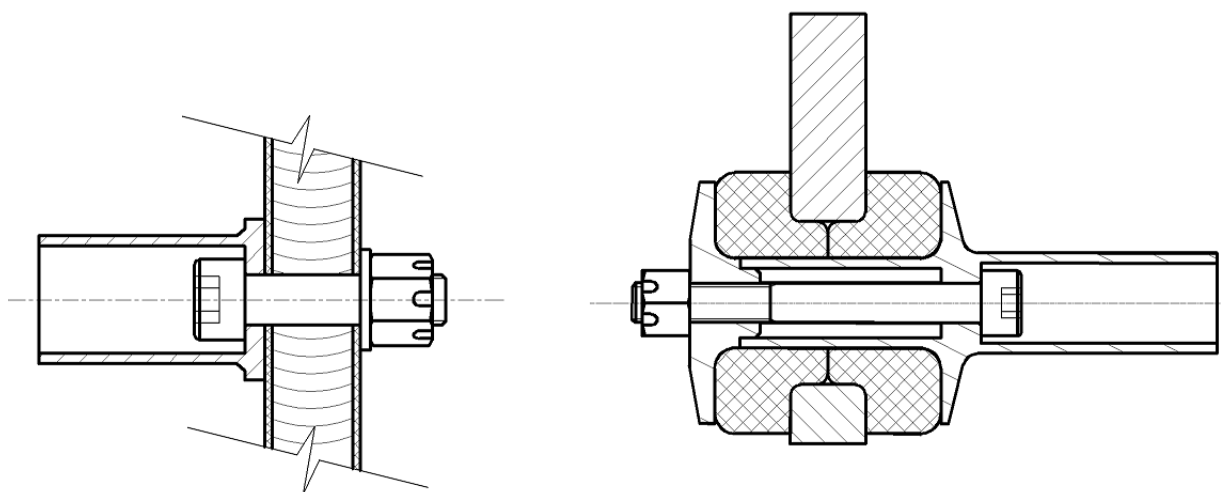
Obr. 10.1: Motor UL 350iSA s vrtulí MT Prop na letounu Sportcruiser



Obr. 10.2: UL 350iS při montáži na letoun Zenith 750

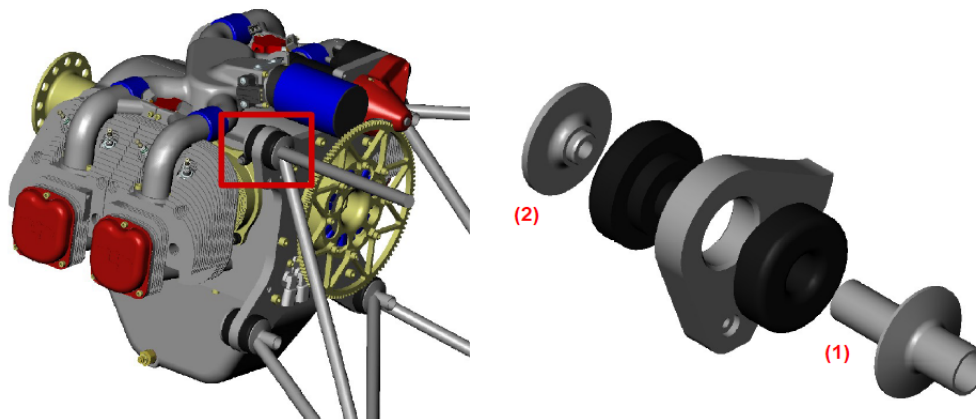


Obr. 10.3: Návrh motorového lože



Obr. 10.4: Uložení motoru pomocí silentbloků a uložení lože na přepážku

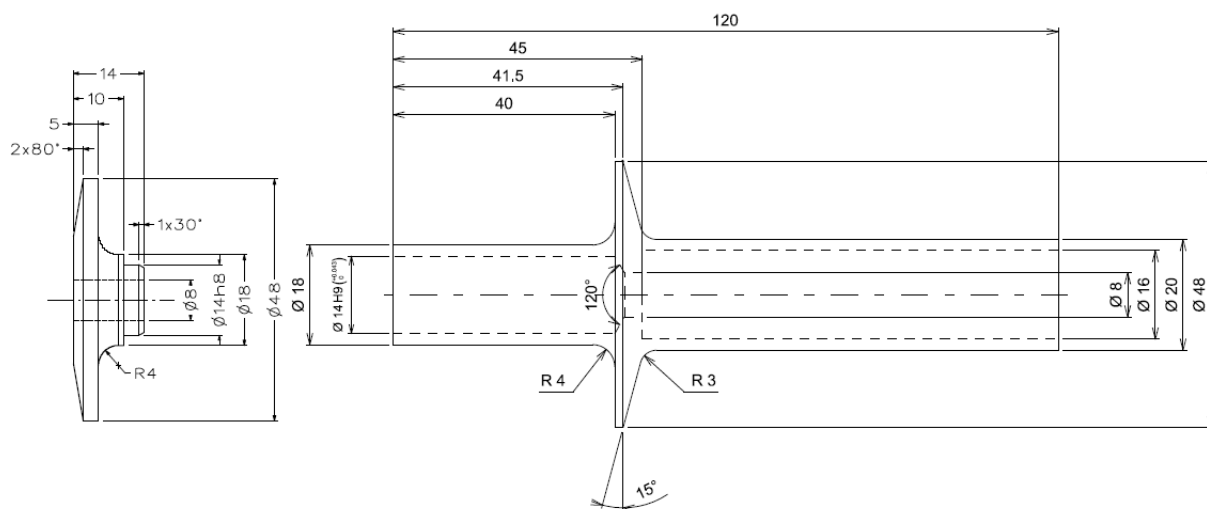
Uložení motoru na lože je provedeno pomocí pryžových silentbloků. Ty jsou přes speciální podložku staženy pomocí pevnostního šroubu $\varnothing 8\text{mm}$ k svorníku.



Obr. 10.5: Detail uložení motoru na lože [24]

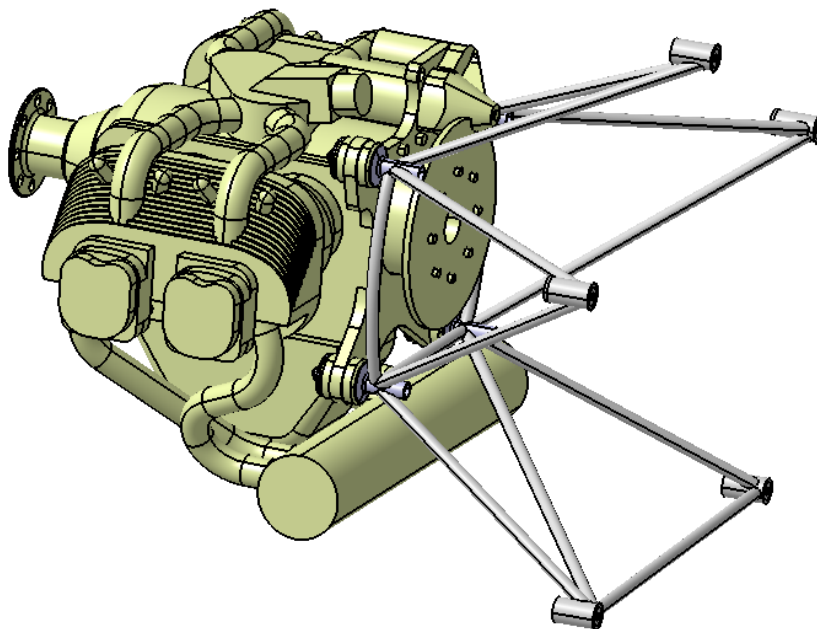
Svorníky a podložky jsou vyzkoušeny a dodávány výrobcem motoru, nebudou proto stejně jako šrouby procházející svorníky předmětem pozdější pevnostní kontroly konstrukce motorového lože.

Podrobnější výkres konstrukce motorového lože je uveden v příloze.

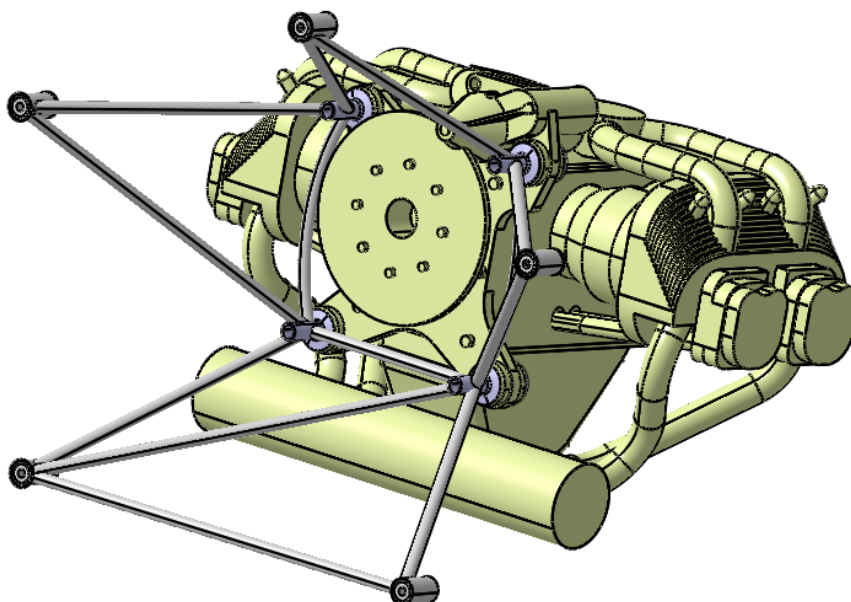


Obr. 10.6: Detail svorníku a podložky [24]

Za účelem vytvoření 3D modelu lože v softwaru CATIA V5 byl upraven plošný model motoru UL 260i získaný ze stránek výrobce motorů UL Power. Celkový pohled na lože s motorem je na následujících obrázcích.



Obr. 10.7: Celkový pohled na lože s motorem



Obr. 10.8: Celkový pohled na lože s motorem

11 PEVNOSTNÍ KONTROLA MOTOROVÉHO LOŽE

11.1 Volba materiálu

Požadavky na volbu materiálu motorového lože jsou následující:

- vysoká specifická pevnost materiálu,
- vysoký modul pružnosti materiálu,
- dobrá svařitelnost materiálu,
- korozivzdornost,
- dostupnost materiálu na trhu.

Tyto požadavky splňuje v letectví často používaná chrommolybdenová ocel **LCM-3.6**. Polotovary z tohoto materiálu nabízí např. firma Evektor.

Charakteristiky materiálu použité pro další výpočet jsou uvedeny v následující tabulce.

R_m	R_{p02}	μ	E	ρ
640	440	0.32	210	7800
[Mpa]	[Mpa]	[—]	[Gpa]	[kg/m^3]

Tab. 11.1: Materiálové charakteristiky oceli LCM-3 [23]

11.2 Pevnostní kontrola motorového lože pomocí MKP

Postup pevnostní kontroly byl následující:

1. Vytvoření jednoduchého prutového modelu s pomocí prvků typu ROD-prut a s částečným využitím prvků typu BEAM-nosník.
 - (a) Pevnostní kontrola prutů zatížených osovými tahovými silami.
 - (b) Kontrola prutů zatížených osovými tlakovými silami na ztrátu stability v elastické oblasti pomocí Eulerova řešení.
 - (c) Kontrola prutů zatížených osovými tlakovými silami na ztrátu stability v plastické oblasti pomocí pevnostních podkladů.

2. Vytvoření jednoduchého nosníkového modelu pomocí prvků BEAM.
 - (a) Pevnostní kontrola pomocí výpočtu redukovaného napětí.
 - (b) Kontrola dosažení kritické síly prutů namáhaných tlakem pomocí SECANT metody pro zahrnutí vlivu přídavného ohybu.
3. Vytvoření konečněprvkového modelu pomocí 2D prvků pro zahrnutí vlivu koncentrace napětí.

Výpočty byly provedeny jako lineární s využitím modelu lineárního materiálu.

Pevnostní kontrola byla provedena pomocí následujícího software:

Pre a post processing- MSC PATRAN 2010

Vlastní výpočet- MSC NASTRAN

„Ruční“ výpočet s využitím výsledků MKP analýzy- MS EXCEL

11.2.1 Pevnostní kontrola s využitím prutového modelu

Informace o modelu

Informace o modelu byly převzaty ze souboru s příponou .f06.

M O D E L S U M M A R Y

NUMBER OF GRID POINTS = 34

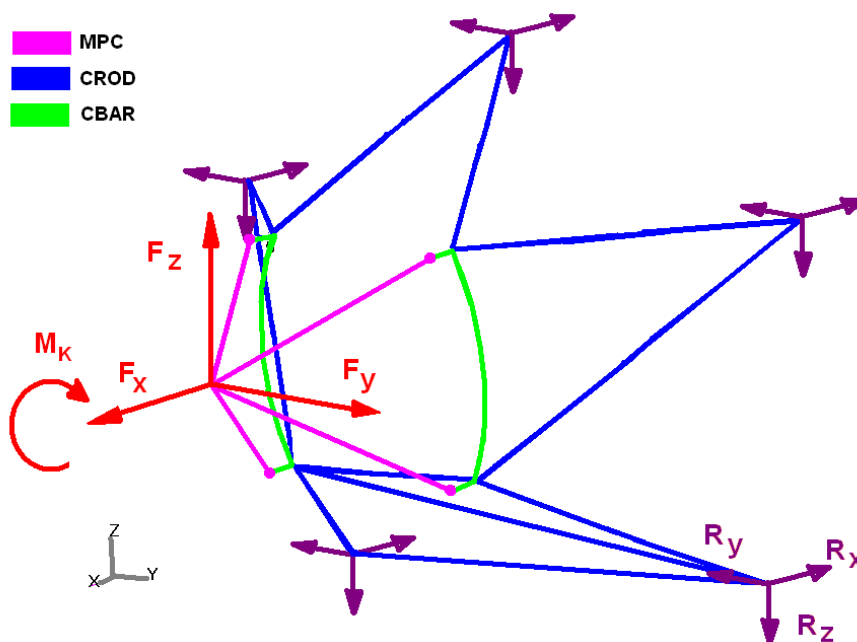
NUMBER OF CBAR ELEMENTS = 26

NUMBER OF CROD ELEMENTS = 11

NUMBER OF RBE2 ELEMENTS = 1

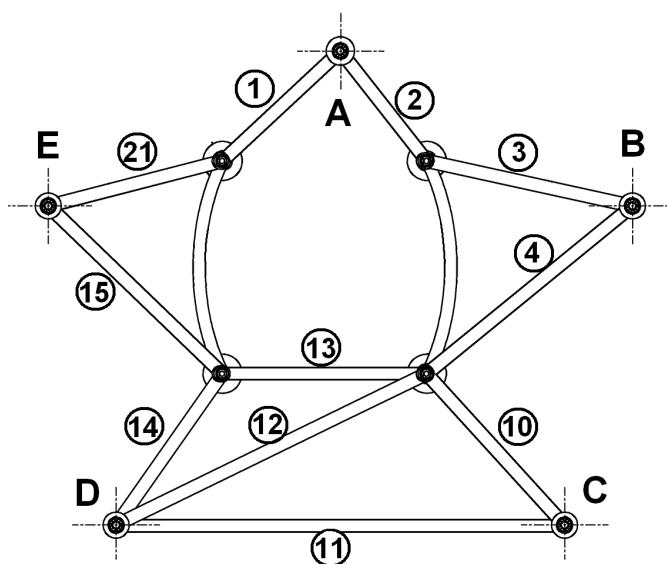
Prvky typu CROD přenáší pouze osově zatížení. Nejsou schopné přenést ohybový moment. Odpovídají modelu prutu používanému při výpočtu příhradových konstrukcí v pevnosti a pružnosti. V oblasti zaoblených výztuh a náhrad svorníků bylo nutné použít prvků typu CBAR(BEAM). Zatížení z kap. 9.2 bylo do konstrukce zavedeno pomocí MPC prvku typu RBE2. Soubory MKP analýzy jsou na přiloženém CD.

Schéma zavedení sil a okrajových podmínek pro výpočet



Obr. 11.1: Schéma zavedení sil a okrajových podmínek-prutový model

Číslování prvků typu CROD



Obr. 11.2: Číslování prvků typu CROD, pohled zezadu

Geometrické charakteristiky prutů pro výpočet

Jsou uvedeny v následující tabulce

číslo prutu	L/[mm]	D/[mm]	t/[mm]	d/[mm]
1	395	16	1	14
2	370	16	1	14
3	415	16	1	14
4	470	16	1	14
10	410	16	1	14
11	550	16	1	14
12	530	16	1	14
13	250	16	1	14
14	405	16	1	14
15	460	16	1	14
21	400	16	1	14

Tab. 11.2: Geometrické charakteristiky prutů

Na základě již existujících konstrukcí byla pro prvotní návrh lože zvolena trubka tr 16x1. Z technologických a ekonomických důvodů byl pro všechny pruty zvolen stejný průřez. Nejnižší výsledná hmotnost by byla dosažena při volbě průřezu pro každý prut zvlášť dle působícího zatížení.

Pro každý prut byly vypočteny následující charakteristiky:

Plocha průřezu

$$S = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2)$$

Kvadratický moment průřezu

$$J = \frac{\pi}{64} \cdot (D^4 - d^4)$$

Poloměr kvadratického momentu průřezu

$$i = \sqrt{\frac{J}{S}}$$

Štíhlost prutu

$$\lambda = \frac{L}{i}$$

Poměr

$$D/t$$

Vypočtené geometrické charakteristiky prutů

	$S/[mm^2]$	$J/[mm^4]$	$D/t[-]$	$i/[mm]$	$\lambda[-]$
1	47.12	1331.25	16	5.32	74.32
2	47.12	1331.25	16	5.32	69.61
3	47.12	1331.25	16	5.32	78.08
4	47.12	1331.25	16	5.32	88.43
10	47.12	1331.25	16	5.32	77.14
11	47.12	1331.25	16	5.32	103.48
12	47.12	1331.25	16	5.32	99.72
13	47.12	1331.25	16	5.32	47.04
14	47.12	1331.25	16	5.32	76.20
15	47.12	1331.25	16	5.32	86.55
21	47.12	1331.25	16	5.32	75.26

Tab. 11.3: Vypočtené geometrické charakteristiky průřezu prutů

Pevnostní kontrola prutů

Napětí v prutu od axiální síly

$$\sigma_{ax} = \frac{F_{ax}}{S}$$

Axiální síly v prutech byly zjištěny ze souboru f06.

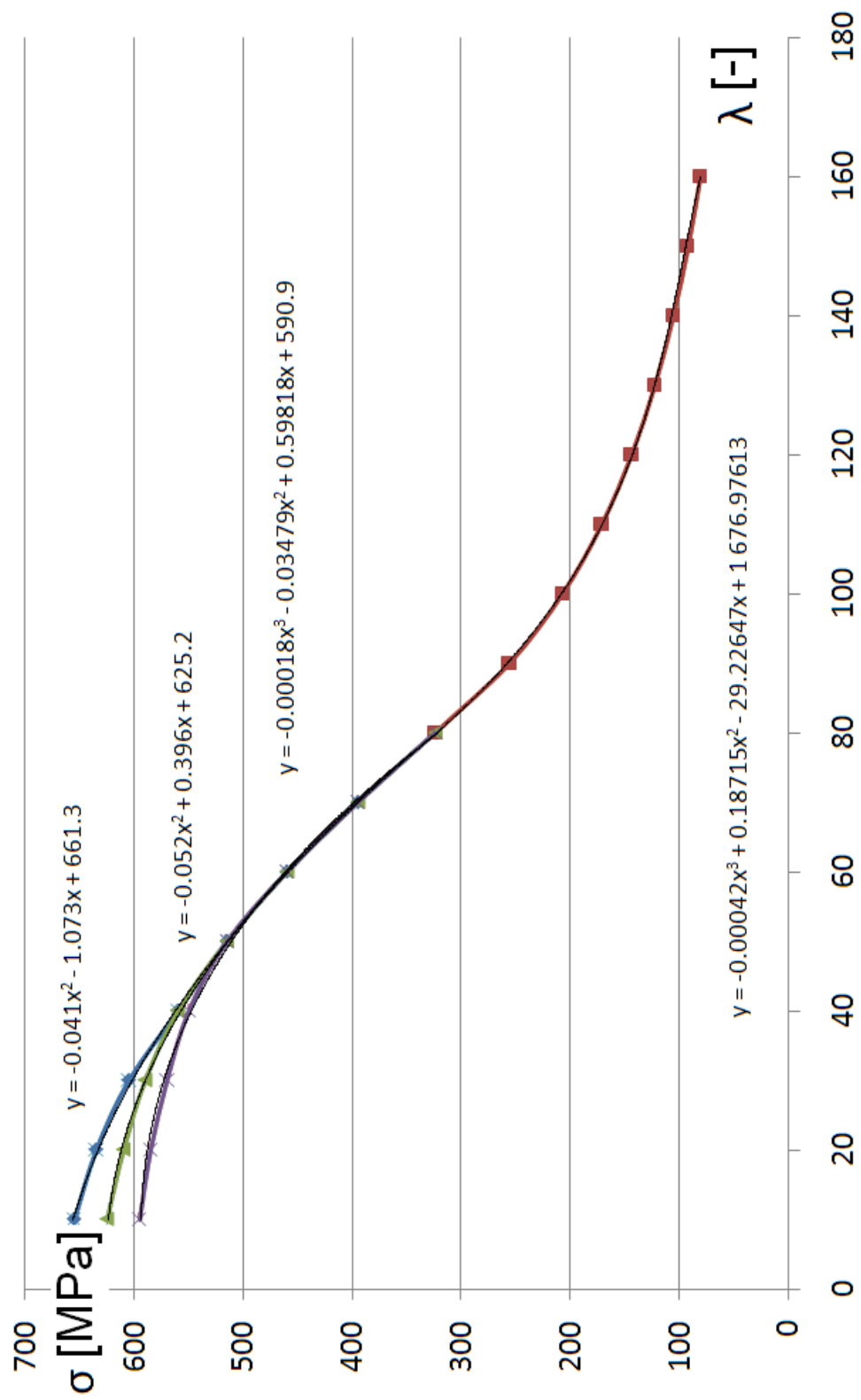
Kritické vzpěrné napětí

Pro pruty s $\lambda > \lambda_{mez}$ byla kritická vzpěrná síla určena pomocí Eulerova vztahu

$$\sigma_{kv} = c \cdot \frac{\pi^2 \cdot E}{\lambda^2}$$

c=1 pro kloubové uložení na obou stranách

Pro pruty s $\lambda < \lambda_{mez}$ je kritické napětí stanoveno s využitím souboru podkladů pro pevnostní výpočty. Pro zjednodušení výpočtu kritického napětí byly závislosti z podkladů proloženy polynomy. Ty pak byly následně využity k interpolaci závislosti pro daný poměr D/t.



Obr. 11.3: Závislosti pro určení kritického napětí[2]

Přehled součinitelů rezervy

Výpočet součinitele rezervy

$$\eta = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma}$$

Pro stanovení součinitelů rezervy byla stanovena tři kritéria.

η_{Rm} - Součinitel rezervy vůči mezi pevnosti materiálu

η_{vzper} - Součinitel rezervy vůči kritickému vzpěrnému napětí

$\eta_{Rm/2}$ - Součinitel rezervy vůči kritickému vzpěrnému napětí

Poslední kritérium bylo stanoveno v souladu s paragrafem předpisu CS-VLA 572 a doporučením AMC VLA 572(b) a vyjadřuje odolnost vůči únavovému poškození.

Minimální součinitele rezervy prutů pro daná kritéria

číslo prutu	$\eta_{Rm}[-]$	případ	$\eta_{Rm/2}[-]$	případ	$\eta_{vzper}[-]$	případ
1	5.7	7	2.9	7	41.0	8
2	6.0	7	3.0	7	5.4	4
3	10.0	7	5.0	7	16.4	6
4	47.5	9	23.8	9	7.3	7
10	7.4	8	3.7	8	3.6	7
11	-	-	-	-	-	-
12	10.4	8	5.2	8	35.0	6
13	70.2	8	35.1	8	14.5	7
14	8.5	8	4.3	8	2.7	7
15	13.6	7	6.8	7	25.4	9
21	19.1	9	9.6	9	13.8	8

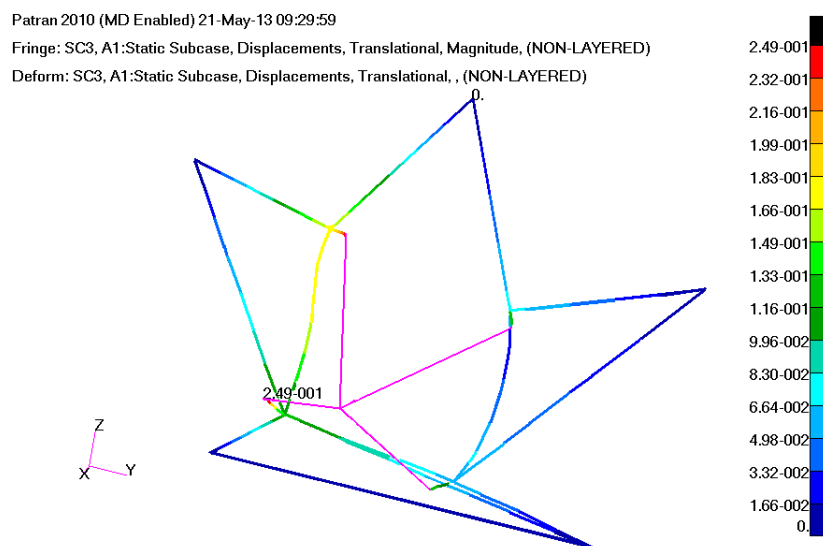
Tab. 11.4: Minimální součinitele rezervy prutů pro daná kritéria

Minimální součinitele rezervy prutů

číslo prutu	$\eta[-]$	případ č.	kritérium
1	2.9	7	R _m /2
2	3.0	7	R _m /2
3	5.0	7	R _m /2
4	7.3	7	vzpěr
10	3.6	7	vzpěr
11	-	-	-
12	5.2	8	R _m /2
13	14.5	7	vzpěr
14	2.7	7	vzpěr
15	6.8	7	R _m /2
21	9.6	9	R _m /2

Tab. 11.5: Minimální součinitele rezervy prutů

Znaménko - u prutu č.11 znamená že tento prut v MKP modelu není zatížen axiální silou. Prut č.11 je v modelu napojen přímo na styčníky, které zároveň slouží k zavedení okrajových podmínek. Na reálné konstrukci tento prut zatížený je.



Obr. 11.4: Deformovaný tvar lože, případ č.3

Reakce v závěsech

Vypočtené reakce v závěsech byly převzaty ze souboru f06. Pro přehlednost jsou zde uvedeny jen hodnoty ze zatěžovacího případu č.7. Reakce v ostatních případech a výpočet součinitelů rezerv jsou uvedeny v souboru na přiloženém CD.

závěs	číslo nodu	FRx [N]	Fry [N]	FRz [N]
A	1	-8819	-517	4031
B	5	-1237	-1008	-1022
C	16	3473	1851	2025
D	18	4847	-1898	2714
E	26	-2725	1806	963
	Zatížení	4462	-234	-8711
	$\Sigma =$	0	0	0

Tab. 11.6: Reakce v závěsech zatěžovací případ č.7

11.2.2 Pevnostní kontrola s využitím nosníkového modelu

Informace o modelu

Informace o modelu byly převzaty ze souboru s příponou .f06.

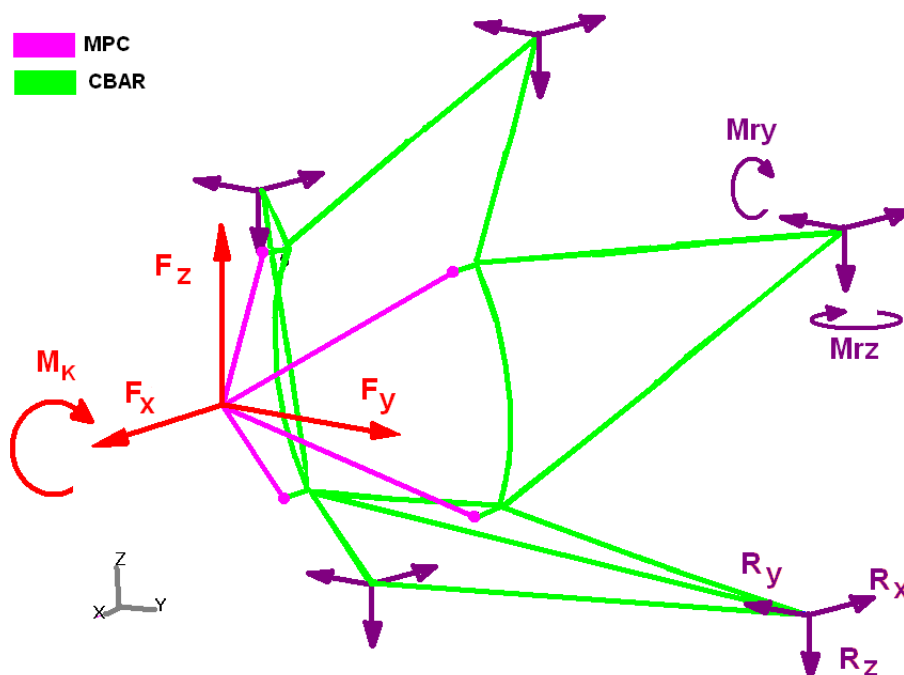
M O D E L S U M M A R Y

NUMBER OF GRID POINTS = 128

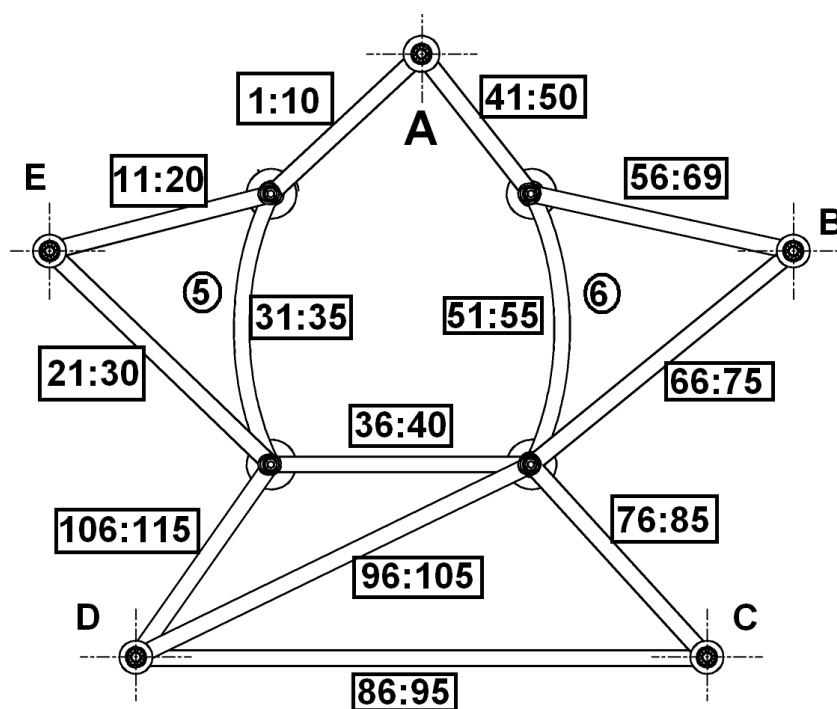
NUMBER OF CBAR ELEMENTS = 131

NUMBER OF RBE2 ELEMENTS = 1

Zavedení zatěžujících sil, momentů a okrajových podmínek je obdobné jako v předchozím případě. Oproti předešlému výpočtu jsou ještě v každém závěsu odebrány stupně volnosti vyjadřující rotaci kolem os y a z. Rotace kolem těchto os je ve skutečnosti zamezena hlavou šroubu. Označení trubek lože je shodné jako v případě prutového modelu. Na obr. 11.6 je zobrazeno číslování jednotlivých prvků modelu.



Obr. 11.5: Schéma zavedení sil a okrajových podmínek-nosníkový model



Obr. 11.6: Číslování prvků u nosníkového modelu-pohled zezadu

Geometrické charakteristiky prutů pro výpočet

Geometrické charakteristiky byly převzaty z předchozího případu, pro další výpočet byly určeny.

Modul průřezu v ohybu

$$W_O = \frac{J}{D/2}$$

Polární moment průřezu

$$J_K = \frac{\pi}{32} (D^4 - d^4)$$

Modul průřezu v krutu

$$W_K = \frac{J_K}{D/2}$$

Vypočtené geometrické charakteristiky nosníků

	$W_O/[mm^3]$	$J_K/[mm^4]$	$W_K/[mm^3]$
1	166.41	2662.50	332.81
2	166.41	2662.50	332.81
3	166.41	2662.50	332.81
4	166.41	2662.50	332.81
5	166.41	2662.50	332.81
6	166.41	2662.50	332.81
10	166.41	2662.50	332.81
11	166.41	2662.50	332.81
12	166.41	2662.50	332.81
13	166.41	2662.50	332.81
14	166.41	2662.50	332.81
15	166.41	2662.50	332.81
21	166.41	2662.50	332.81

Tab. 11.7: Vypočtené geometrické charakteristiky průřezu nosníků

Pevnostní kontrola nosníků

Kromě normálového napětí v nosnících od tahu/tlaku byly vypočteny:

Napětí v krajním vlákně nosníku na koncích jednotlivých prvků od ohybu

$$\sigma_{OA,Bmax,min} = \pm \frac{\sqrt{M_{O1A,B}^2 + M_{O2A,B}^2}}{W_O}$$

Celkové normálové napětí v krajním vlákně na koncích nosníku¹

$$\sigma_{A,Bmax,min} = \sigma_{ax} + \sigma_{OA,Bmax,min}$$

Smykové napětí od posouvající síly

$$\tau_{smyk} = \frac{\sqrt{T_1^2 + T_2^2}}{S}$$

Smykové napětí od krutu

$$\tau_{krut} = \frac{M_K}{W_K}$$

Celkové smykové napětí v krajním vlákně průřezu

$$\tau_{max,min} = \tau_{smyk} \pm \tau_{krut}$$

Redukované napětí dle podmínky HMM pro prutovou napjatost

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma^2 + 3 \cdot \tau^2}$$

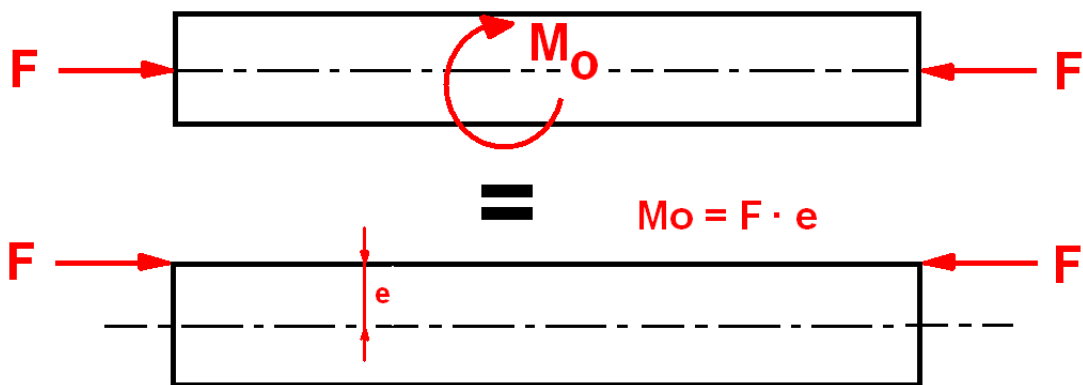
Vstupní hodnoty VVÚ byly převzaty ze souboru f06 pro nosníkový model. Indexy 1,2 značí hodnotu vnitřního účinku zatížení v souřadnicové soustavě daného prvku.

Nosníky namáhané kombinovaným zatížením tlak+ohyb byly kontrolovány pomocí SECANT vzorce pro výpočet napětí v krajním vlákně[25].

$$\sigma = \frac{F}{S} \cdot \left[1 + \left(e \cdot \frac{D/2}{i^2} \right) \cdot \sec \left(\frac{L}{2 \cdot i} \cdot \sqrt{\frac{F}{E \cdot S}} \right) \right]$$

Dosažením R_{p02} za σ a následným řešením nelineární rovnice pomocí programu MATLAB byla pro každý nosník získána hodnota kritické síly. Hodnota excentricity e byla získána dle následujícího schématu ekvivalentních silových soustav.

¹součet napětí od tahu/tlaku a napětí od ohybu byl proveden s ohledem na znaménko



Obr. 11.7: Výpočet excentricity e

Přehled součinitelů rezerv

Minimální součinitele rezervy nosníků pro daná kritéria

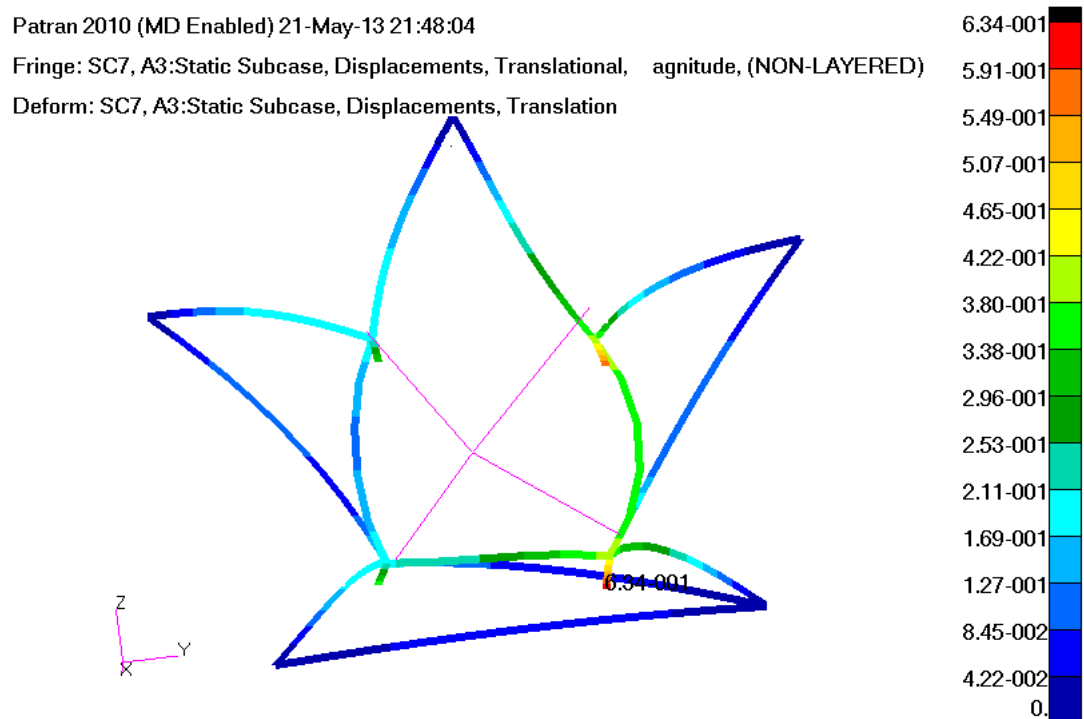
číslo prutu	$\eta_{Rm}[-]$	případ	$\eta_{Rm/2}[-]$	případ	$\eta_{secant}[-]$	případ
1	3.8	7	1.9	7	14.9	8
2	4.4	7	2.2	7	2.7	8
3	6.3	7	3.1	7	-	-
4	25.2	7	12.6	7	3.4	7
5	5.1	8	2.6	8	-	-
6	4.9	7	2.5	7	-	-
10	5.3	8	2.6	8	2.1	7
11	158.9	8	79.4	8	-	-
12	6.5	8	3.2	8	-	-
13	14.1	8	7.0	8	2.1	7
14	5.7	7	2.8	7	1.6	7
15	9.5	7	4.7	7	-	-
21	12.3	7	6.1	7	7.8	8

Tab. 11.8: Minimální součinitele rezervy nosníků pro daná kritéria

Minimální součinitele rezervy nosníků

číslo prutu	$\eta[-]$	případ č.	kritérium
1	1.9	7	R _m /2
2	2.2	7	R _m /2
3	3.1	7	R _m /2
4	3.4	7	secant
5	2.6	8	secant
6	2.5	7	-
10	2.1	7	secant
11	79.4	8	R _m /2
12	3.2	7	R _m /2
13	2.1	7	secant
14	1.6	7	secant
15	4.7	7	R _m /2
21	6.1	7	R _m /2

Tab. 11.9: Minimální součinitele rezervy nosníků



Obr. 11.8: Deformovaný tvar lože- nosníkový model případ č.7

Reakce v závěsech

Vypočtené reakce v závěsech byly převzaty ze souboru f06 pro nosníkový model. Pro přehlednost jsou zde uvedeny jen hodnoty ze zatěžovacího případu č.7.

závěs	číslo nodu	FRx [N]	Fry [N]	FRz [N]
A	1	-8824	-508	3978
B	22	-2670	1781	1026
C	63	-1304	-1039	-974
D	95	3544	1872	2037
E	106	4792	-1872	2644

závěs	číslo nodu	MRx [Nmm]	Mry [Nmm]	MRz [Nmm]
A	1	0	4237	1949
B	22	0	-629	989
C	63	0	-874	3407
D	95	0	2688	-1676
E	106	0	2259	5157

Tab. 11.10: Reakce v závěsech zatěžovací případ č.7

Kontrola šroubů závěsů lože

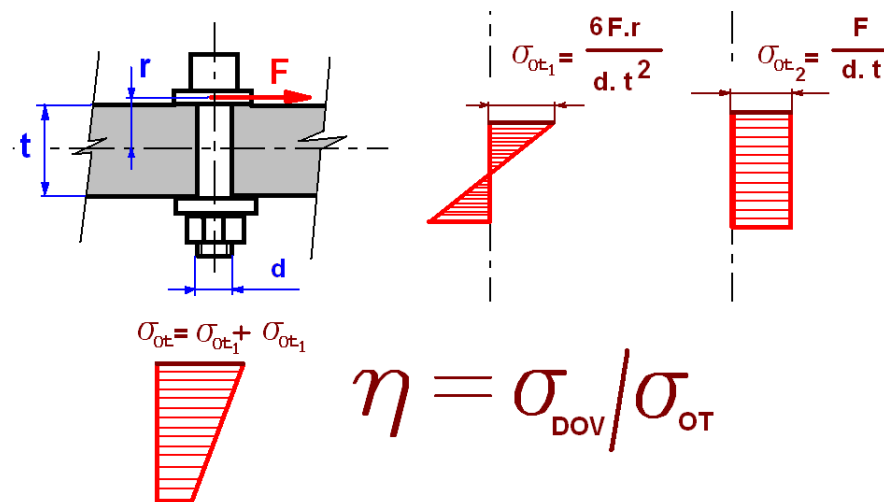
S využitím hodnot z předchozí kapitoly byla provedena jednoduchá kontrola šroubů pomocí výpočtu redukovaného napětí ve šroubu. Reakční momenty nebyly do výpočtu zahrnuty, jejich vliv na výsledné napětí ve šroubu je zanedbatelný. V návrhu je uvažován šroub ISO s válcovou hlavou a vnitřním šestihranem s hladkým dříkem. Průměr šroubu je 8mm.

závěs	tah[N]	smyk[N]	σ [MPa]	τ [MPa]	σ_{red} [MPa]	η [—]
A	8824	4011	175.6	79.8	223.4	1.21
B	2670	2055	53.1	40.9	88.5	3.05
C	1563	1424	31.1	28.3	58.1	4.65
D	3544	2767	70.5	55.0	118.6	2.28
E	4792	4134	95.3	82.2	171.4	1.58

Tab. 11.11: Součinitele rezervy šroubů závěsů motorového lože

Hodnota dovoleného napětí ve šroubu $\sigma_{dov} = 0.25 \cdot R_{p02}[21]$

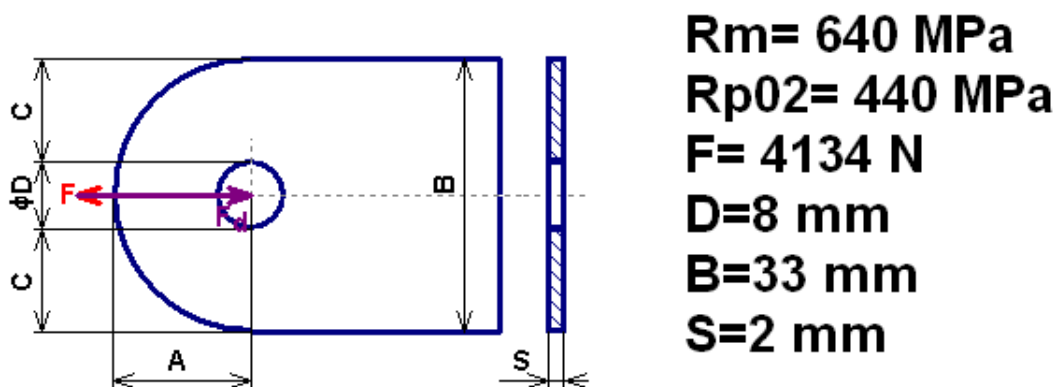
Kontrola šroubů na otláčení nebyla provedena z důvodů neznámých parametrů vstupujících do výpočtu, jako jsou např. tloušťka a materiál požární přepážky. Postup kontroly na otláčení je zřejmý z obrázku 11.9.



Obr. 11.9: Postup kontroly na otláčení

Kontrola závěsů lože

Pro zjednodušení byl závěs lože kontrolován jako oko. Kontrola byla provedena v programu Ministatik.



Obr. 11.10: Kontrola závěsu lože-vstupy do výpočtu

Kontrola s ohledem na	Pevnost	Deformaci
$\eta_{utrzeni}$	6.45	4.08
$\eta_{roztrzeni}$	4.6	2.11
$\eta_{otlacení}$	6.24	2.21

Tab. 11.12: Součinitele rezervy oka závěsu motoru

Kontrola svarů

Navrhovaná velikost svarů je $a=2\text{mm}$. Únosnost navrhovaných svarů bude ověřena statickou pevnostní zkouškou motorového lože.

Hmotnost lože

trubky	16x1
celková délka[m]	4.655
$\rho[kg/m^3]$	7800
$S[mm^2]$	47.12
$m[kg]$	1.968
trubky	30x1
celková délka[m]	0.275
$\rho[kg/m^3]$	7800
$S[mm^2]$	91.10
$m[kg]$	0.195
svorníky	
$m[kg]$	0.294
$1.1 \cdot \sum m_i =$	2.7 kg

Tab. 11.13: Odhad hmotnosti lože

Součet dílčích hmotností byl vynásoben koeficientem 1.1 pro zahrnutí vlivu spojovacích a dalších částí, které nebyly v rozboru uvažovány. Vypočtená hmotnost je přibližně o 0.7 kg vyšší než odhadnutá hmotnost lože z hmotnostního rozboru použitá pro výpočet zatížení lože. Tento přírůstek hmotnosti je v porovnání se součtem hmotností motor+vrtule zanedbatelný.

11.2.3 Pevnostní kontrola lože pomocí 2D elementů

Informace o modelu

Informace o modelu byly převzaty ze souboru s příponou .f06.

M O D E L S U M M A R Y

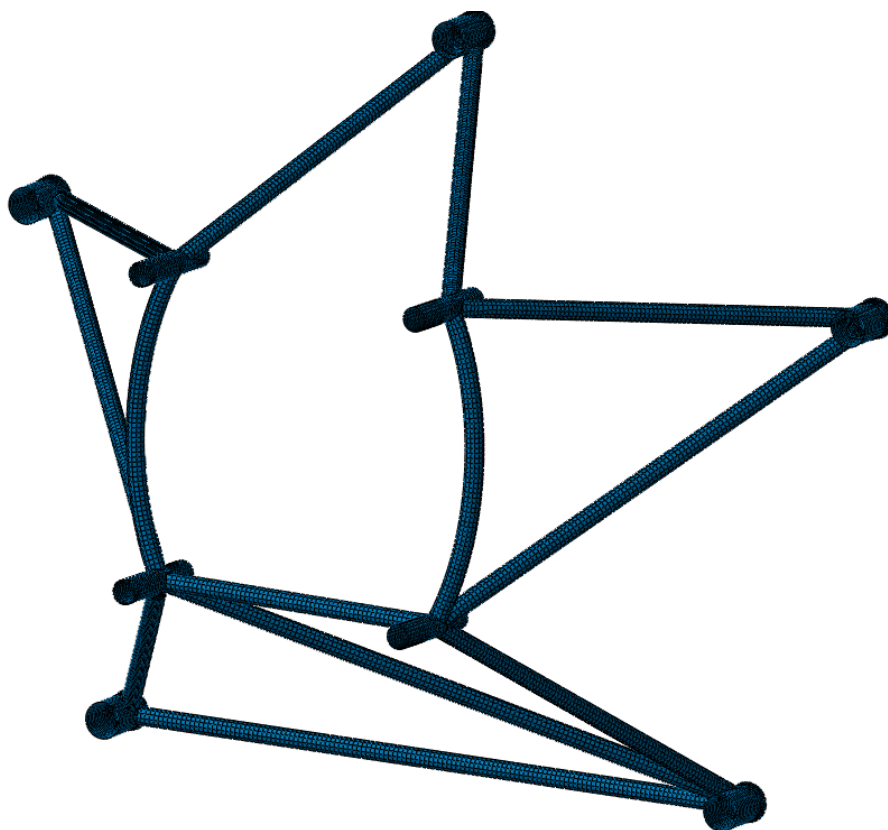
NUMBER OF GRID POINTS = 21202

NUMBER OF CQUAD4 ELEMENTS = 20884

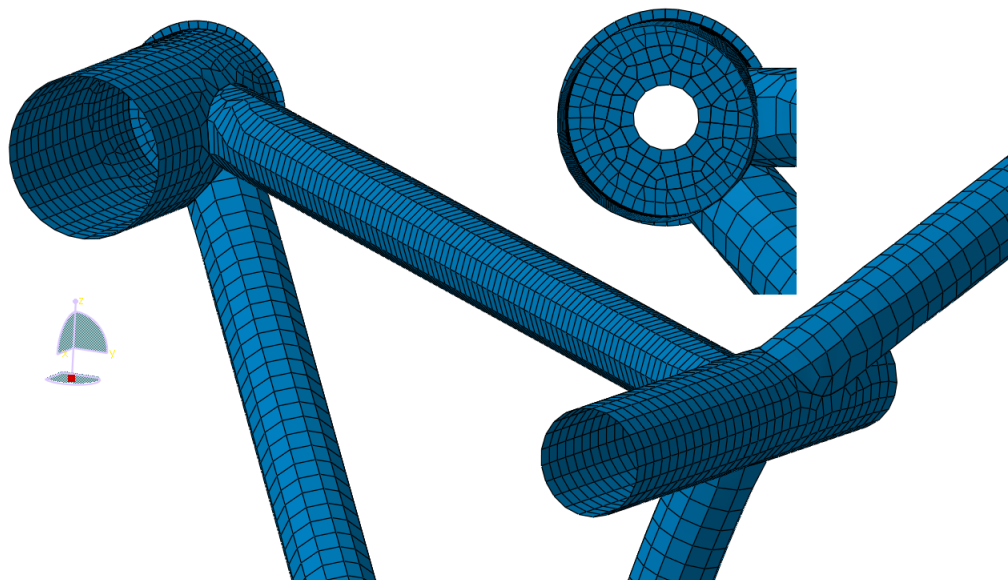
NUMBER OF CTRIA3 ELEMENTS = 560

NUMBER OF RBE2 ELEMENTS = 6

Ve výpočetní síti byly v oblasti trubek použity elementy o velikosti 4mm. V místě uchycení lože byla síť zjemněna použitím elementů o velikosti 2mm. Výpočetní síť byla vytvořena pomocí modulu ADVANCED MESHING TOOLS integrovaném v CAD systému CATIA V5. Pro zjednodušení byly v modelu svorníky nahrazeny jednoduchou trubkou.



Obr. 11.11: Výpočetní síť vytvořená v programu CATIA V5



Obr. 11.12: Detail výpočetní sítě místě uchycení k přepážce a napojení trubek

Zavedení sil a okrajových podmínek

Zavedení sil a okrajových podmínek je shodné jako v případě nosníkového modelu. Pouze okrajové podmínky v místě závěsů byly zavedeny pomocí MPC prvků typu RBE2.

Výsledky MKP analýzy

Rozhodujícím případem zatížení je případ č.7.- kladný poryv

$$F_{tah} = 4469N; F_y = 0N; F_z = 8711N; M_K = -931N.$$

Maximální posunutí 0.44 mm

Maximální napětí dle podmínky HMH 221 MPa

Součinitel rezervy pro kritérium $R_m/2$

$$\eta_{Rm/2} = 1.45$$

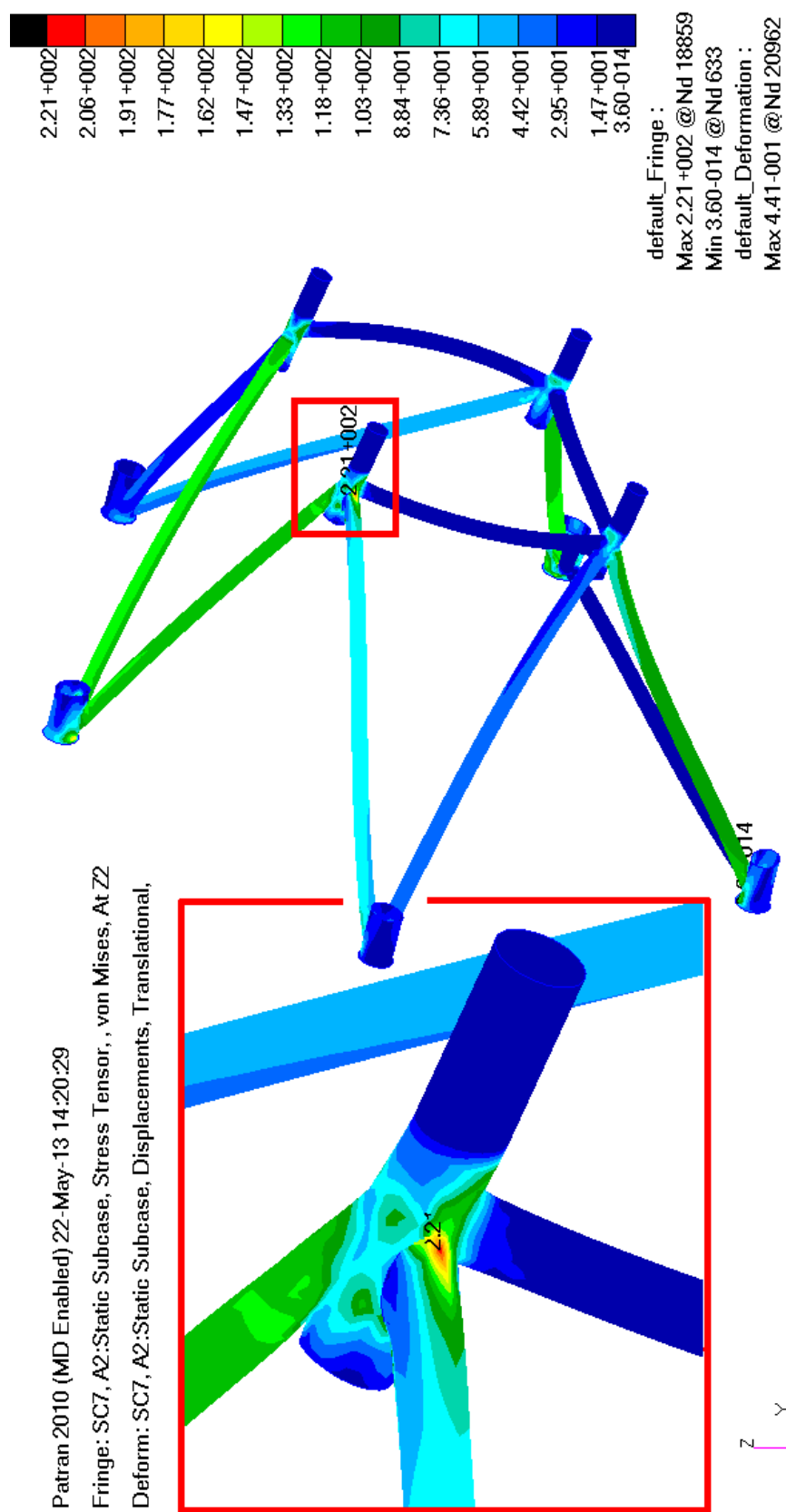
11.2.4 Zhodnocení návrhu

Navrhnuté lože s použitými trubkami průřezu 16x1 z materiálu LCM-3 se díky relativně vysokému součiniteli rezervy $\eta_{Rm/2} = 1.45$ jeví jako předimenzované.

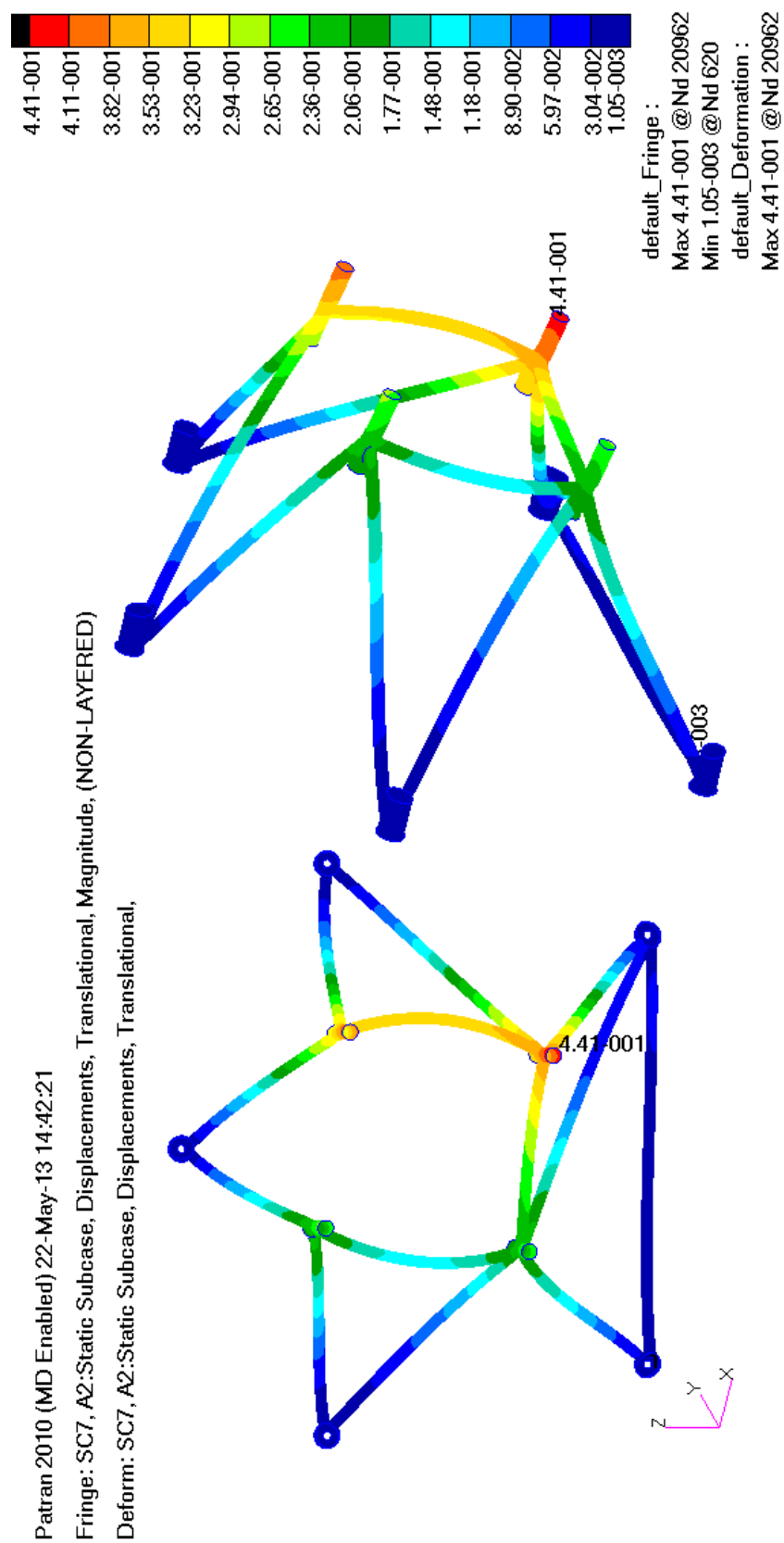
Je třeba vzít v úvahu, že pevnostní kontrola lože byla prováděna s ohledem na jeho statickou pevnost. Motorové lože je ve skutečnosti dynamicky namáhaná součást. Jeho porušení za letu by mohlo mít katastrofální následky. Pro přesnější zhodnocení konstrukce by byl nutný výpočet lože s ohledem na únavu materiálu s využitím daných spekter zatížení (poryvové, manévrové, cyklus ZVZ...) a stanovení bezpečné životnosti. Předpisem doporučená hodnota $Rm/2$ je pouze orientační.

Dále je třeba vzít v úvahu, že vlivem technologie výroby svařováním vznikají ve svarech zbytková napětí, která nebyla ve výpočtu uvažována. Kromě toho za letu na lože působí přídatné gyroskopické momenty zvyšující hodnotu napětí v konstrukci. Předpis CS-VLA nevyžaduje zahrnutí tohoto přídatného zatížení do výpočtu a nebylo tedy uvažováno.

Pro prokázání únosnosti konstrukce, zjištění skutečných součinitelů rezerv a možností odlehčení je nutné provedení statické pevnostní zkoušky.



Obr. 11.13: Výstup z MKP analýzy hodnoty napětí



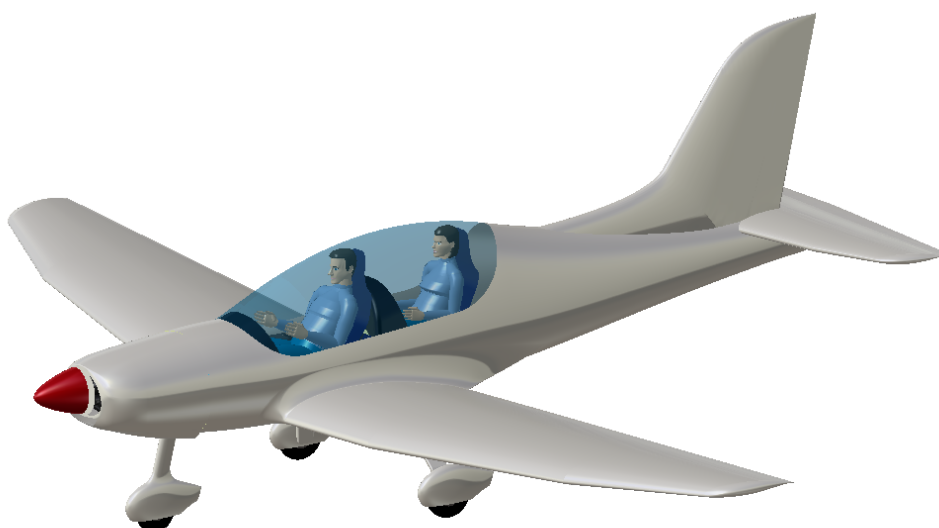
Obr. 11.14: Výstup z MKP analýzy hodnoty posunutí

12 3D MODEL LETOUNU

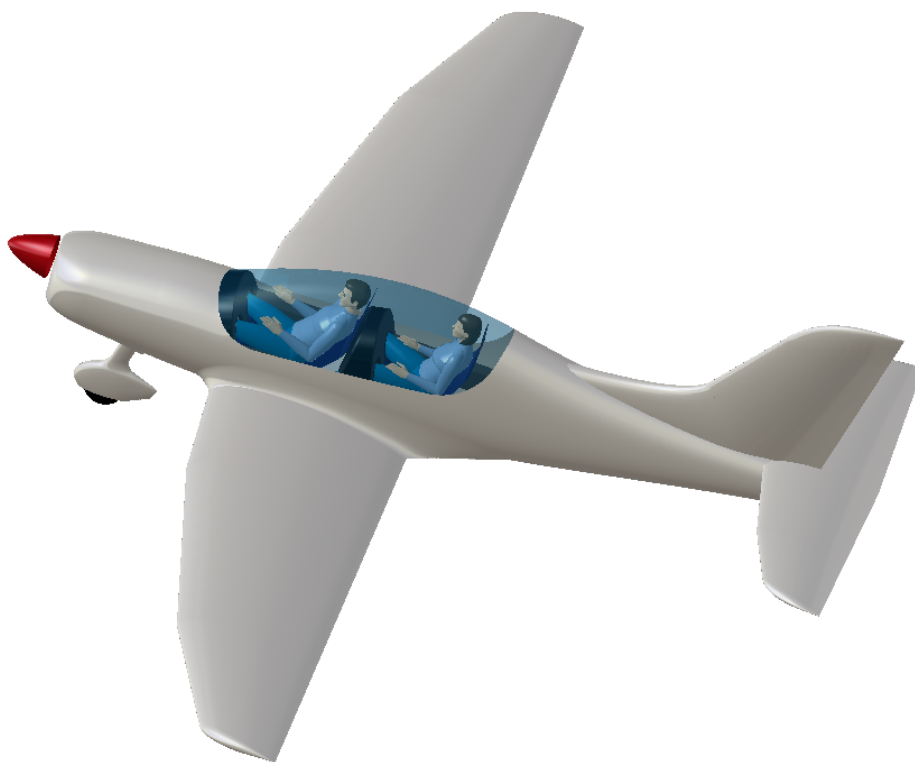
3D model letounu byl vytvořen pomocí CAD systému CATIA, z tohoto modelu byly zjištěny některé potřebné charakteristiky použité v předchozích výpočtech.



Obr. 12.1: Náhled 3D modelu



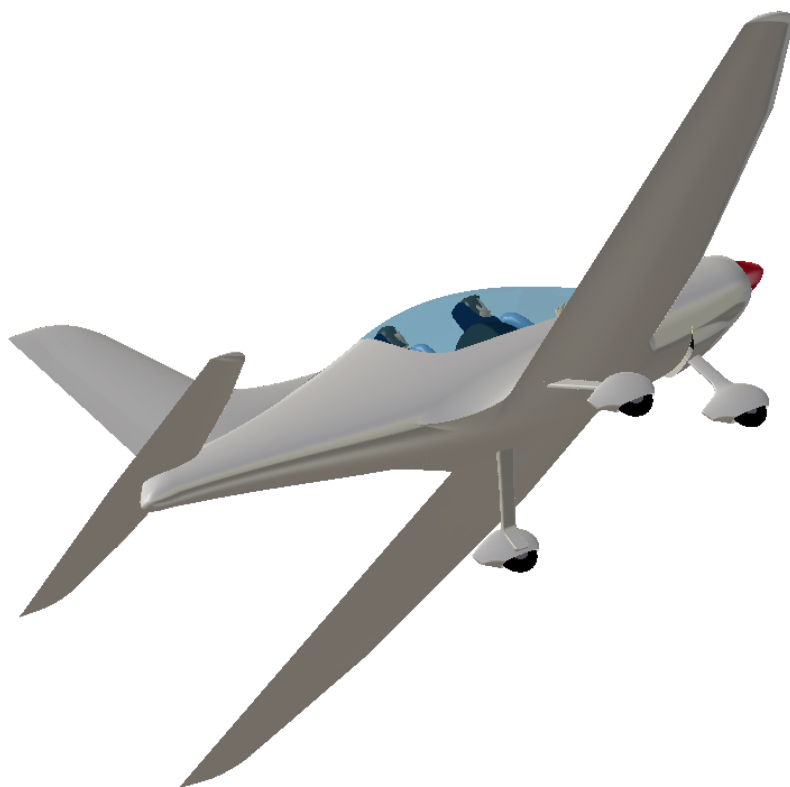
Obr. 12.2: Náhled 3D modelu



Obr. 12.3: Náhled 3D modelu



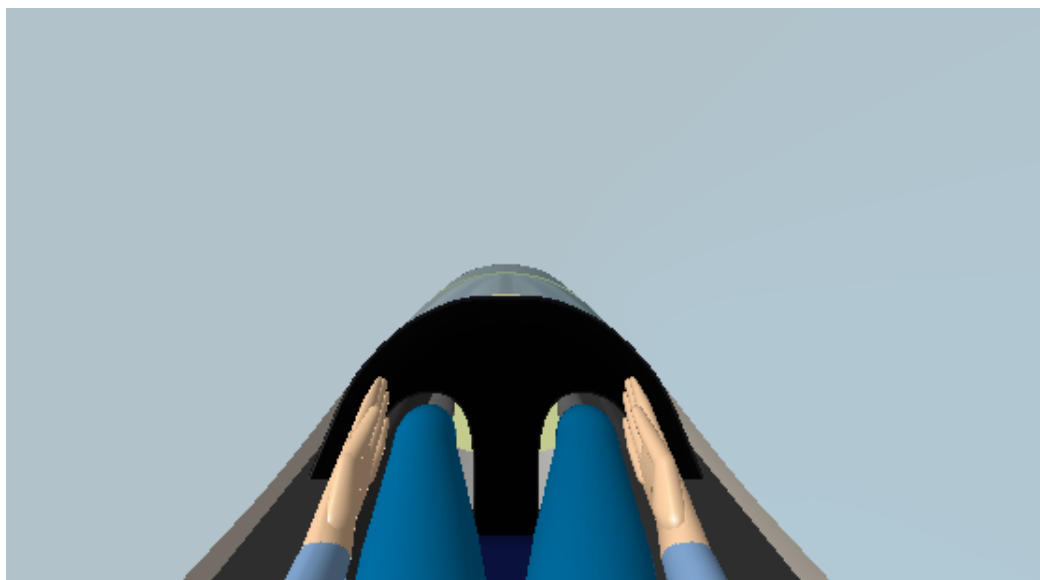
Obr. 12.4: Náhled 3D modelu



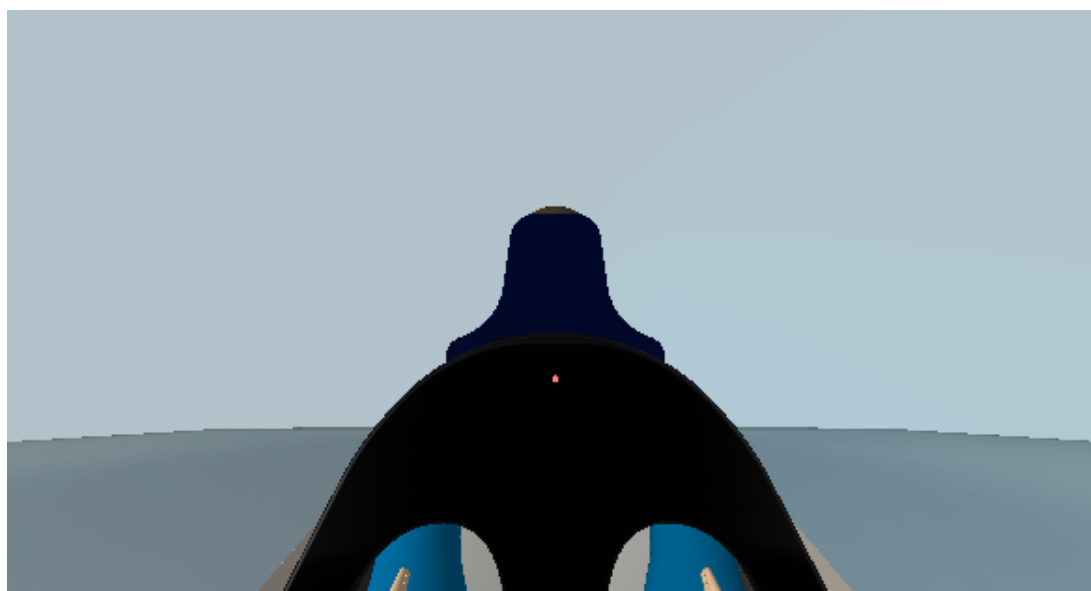
Obr. 12.5: Náhled 3D modelu



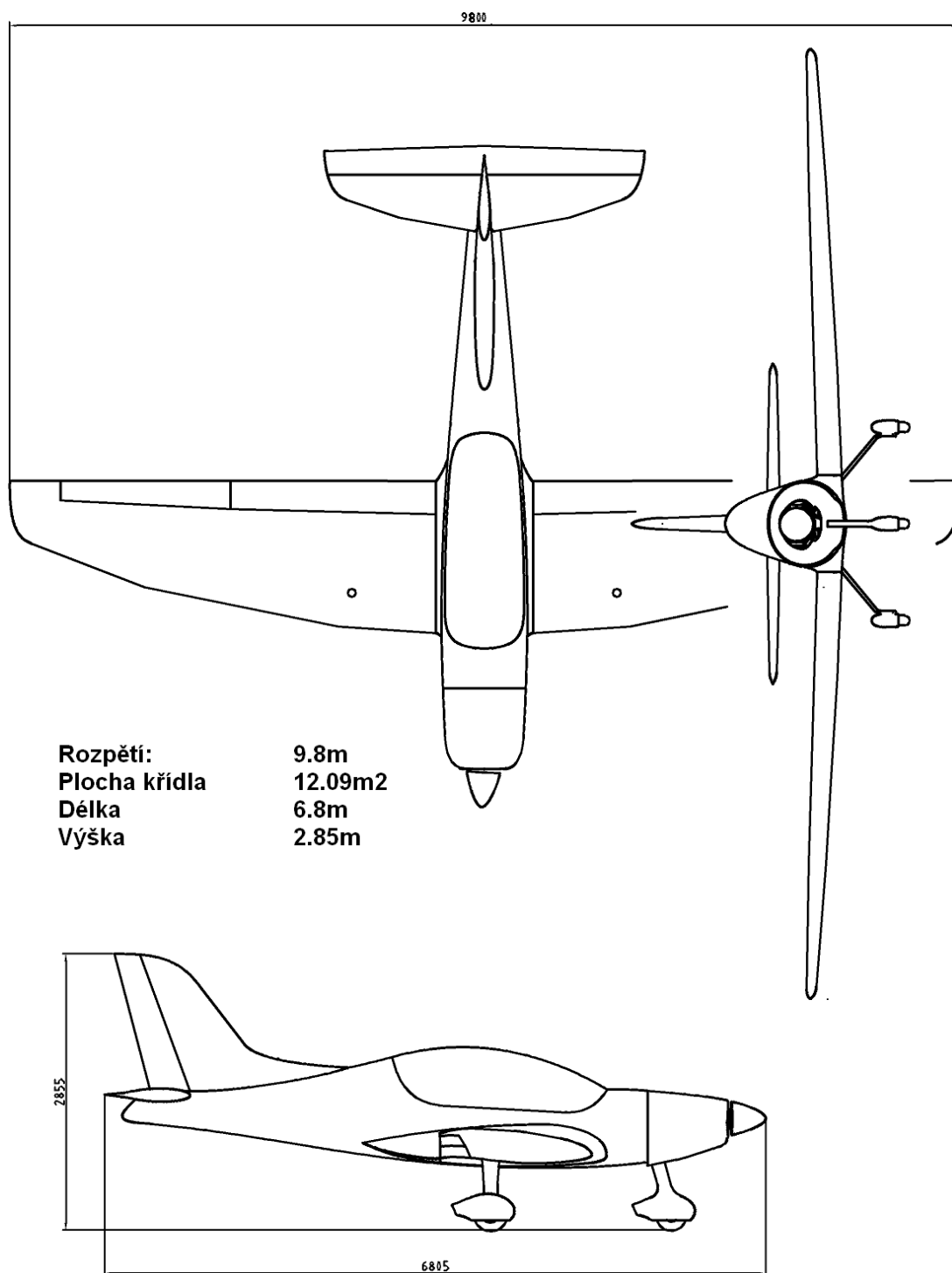
Obr. 12.6: Náhled 3D modelu



Obr. 12.7: Výhled pilota z pilotního prostoru



Obr. 12.8: Výhled pasažéra- instruktora z pilotního prostoru



Obr. 12.9: Celková dispozice letounu-muška

13 ZÁVĚR

V rámci této diplomové práce byl proveden základní koncepční návrh nového letounu určeného k vlečení kluzáků.

V první fázi byla zvolena celková koncepce letounu. Letoun byl koncipován jako samonosný dolnoplošník s klasickým uspořádáním ocasních ploch s pohonnou jednotkou v tažném uspořádání. Hlavním materiálem primární konstrukce byly zvoleny kompozity. Dále byly navrženy jednotlivé základní geometrické charakteristiky letounu. Rozpětí křídla 9 m, délka 6.8 m, plocha křídla 12.09 m^2 , výška 2.85 m.

Za účelem stanovení základních letových výkonů byl proveden výpočet náhradní poláry letounu dle uvedené metodiky. Pádová rychlost letounu v přistávací konfiguraci ve dvojím obsazení je 72 km/h. Maximální stoupací rychlost ve dvojím obsazení je 5.87 m/s, v aerovleku potom 3.37 m/s. Délka vzletu přes 15-ti metrovou překážku je 322 m pro maximální vzletovou hmotnost a 584 m pro vzlet v aerovleku. Maximální stoupací rychlost v aerovleku je v porovnání s UL vlečnými letouny vyšší. Pro další zvýšení stoupací rychlosti by bylo možné navrhnout a následně optimalizovat prostředek pro snížení indukovaného odporu křídla, např. winglet.

Poslední část diplomové práce se zabývala návrhem a pevnostní kontrolou lože pro motor belgického výrobce UL Power. Navrhnuté lože vyhovělo pevnostní kontrole. Kontrola byla provedena s využitím software Patran/ Nastran a MS Excel.

Předloženou prací byl položen základ pro podrobný návrh nového vlečného letounu.

Navržený letoun by v případě jeho výroby mohl částečně nahradit dosluhující flotilu letounů řady Zlín Z-26 pro vlečení kluzáků klubové a kombinované třídy, kdy oproti těmto letounům nabízí díky zvolené pohonné jednotce s příznivým poměrem výkon/ spotřeba a díky menším nákladům na pravidelnou údržbu(u letounu řady Zlín je např. nutná výměna pláten apod.) levnější provoz.

LITERATURA

- [1] EASA. *CS-VLA –Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*. 2003. 140 s.
- [2] ČTVERÁK J., MERTL V., PÍŠTĚK A. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí* FSI VUT, Brno, 1997
- [3] LOUTOCKÝ, Jiří. *Návrh letounu pro vlečení a základní akrobacii*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 94s. Vedoucí diplomové práce Ing. Michal Mališ
- [4] OLŠANSKÝ, Oldřich - MATĚJČEK, Jiří. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů. Příručka pro amatérské stavitele*. 1. vydání. Praha: Knihovna Letecké amatérské asociace, 1999. 115 s.
- [5] ŠULŽENKO, M., N. *Konstrukce letadel*. 2. opravené vydání. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954. 420 s. DT 629.13
- [6] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. První vydání. Brno: PC-DIR Real, s.r.o., 2000. 135 s. ISBN 80-214-1789-7
- [7] PÁVEK, Josef. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Ediční středisko ČVUT, 1984. 195 s.
- [8] ALTHAUS, D., WURZ, W. *Wind tunnel tests of the SM701 Airfoil and the UAG 88-143/20 Airfoil* Technical Soaring. 1993, vol 17. no 1.
- [9] WORTMANN, F. X., ALTHAUS, D. *Stuttgarter Profilkatalog I*. Stuttgart, 1979
- [10] Dvořák, Petr. *Optimalizace šterbinové vztlakové klapky letounu* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. 89s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, Ph.D.
- [11] ROSKAM, J. *Airplane design PART VI*. Ottawa, Kansas, 1990
- [12] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1982, 598 s.
- [13] CEJPEK, J. *Návrh řízení ultralehkého motorového kluzáku SONG* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 90s. Vedoucí diplomové práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.
- [14] AEROTECHNIK. *Letová příručka letounu Z-226 MS OK-MGD*. 1986.

- [15] MORAVAN OTROKOVICE. *Letová příručka letounu Z-142 OK-ONP*. 1982.
- [16] AEROSPOOL. *Letová příručka na ultralehký letoun DYNAMIC WT9 OK-JUU 49*. 2004.
- [17] URBAN AIR. *Letová příručka pro ultralehký letoun SAMBA-XXL OK-MUA 82*. 2007.
- [18] DANĚK, M. *Letové vlastnosti*. Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 221 s.
- [19] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009, 293 s.
- [20] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 334 s.
- [21] LEINVEBER, Jan a Pavel VÁVRA. *Strojnické tabulky: pomocná učebnice pro školy technického zaměření*. 4., dopl. vyd. Úvaly: Albra, 2008. xiv, 914 s.
- [22] <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/construction.php> [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/construction.php>>.
- [23] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://shop.evektor.cz/Fotografie/Zbozi/Original>>.
- [24] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.ulpower.com/engines/manuals/350/>>.
- [25] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.mitcalc.com>>.
- [26] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://airliners.net/>>.
- [27] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.uzpln.cz/pdf/2YjX6iu5.pdf>>.
- [28] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.aecr.cz/nehody/145-2006/>>.
- [29] [online]. [cit. 20.4.2013]. <<http://www.aeroklub-sumperk.cz/content/view/51/73/>>.
- [30] [online]. [cit. 20. 4.2013]. <<http://www.aeroweb.cz/katalog/letadlo>>.
- [31] [online]. [cit. 20.4.2013]. <<http://www.flugzeugtechnik-gera.com/assets/images/z226b-pl.jpg>>.
- [32] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.azmodel.cz/images/AZCZ37-1.jpg>>.
- [33] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.doc8643.com/img/planes/3D/Z42.jpg>>.
- [34] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.mauleairinc.com/pdf/flightmanuals/>>.
- [35] [online]. [cit. 20. 4. 2013]. <<http://www.ipmsnymburk.com/forum/>>.

SEZNAM OBRÁZKŮ

2.1	Letoun Maule M-7[26]	18
2.2	Maketa letounu L-19 Kantor[35]	19
3.1	Vlečný letoun Z-226[26]	20
3.2	Náčrtek letounu Z-226 [31]	21
3.3	Víceúčelový letoun L-60S[26]	22
3.4	Náčrtek letounu L-60S [32]	23
3.5	Cvičný letoun Z-142[26]	24
3.6	Třípohledový náčrtek letounu Z-142 [33]	25
3.7	Víceúčelový letoun Maule M-7 [26]	26
3.8	Náčrtek letounu Maule M-7[34]	27
3.9	Letoun Wt-9 Dynamic [26]	28
3.10	Náčrtek letounu Wt-9 Dynamic [16]	29
3.11	Ultralehký letoun Samba XXL [26]	30
3.12	Náčrtek letounu Samba XXL [17]	31
3.13	Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti	33
3.14	Závislost plochy křídla na maximální vzletové hmotnosti	33
3.15	Závislost štíhlosti křídla na maximální vzletové hmotnosti	34
3.16	Závislost výkonu motoru na maximální vzletové hmotnosti	34
4.1	Následky nehody vlečného letounu Z-526 AFS ze dne 2.10.2006 [27]	36
4.2	Následky nehody ze dne 3.8.2011[28]	36
4.3	3D pohled na motor UL Power 350iS[24]	38
4.4	Ideová muška nového vlečného letounu	39
5.1	Profil SM 701	40
5.2	Závislost potřebného součinitele vztlaku na rychlosti a plošném zatížení	42
5.3	Kinematika vztlakové klapky[10]	43
5.4	Geometrie nosné plochy	44
5.5	Profil FX 71-L-150 [9]	45
5.6	Geometrie VOP	46
5.7	Geometrie SOP	48
5.8	Geometrie trupu	48
6.1	Rozložení hmot v letounu	49
6.2	Schéma pro výpočet c_{sat}	52
6.3	Centrážní diagram	54
7.1	Náhradní půdorys pro výpočet sklonu vztlakové čáry VOP	56
7.2	Vztlaková čára letounu a křídla pro jednotlivé konfigurace	63
7.3	Schéma křídla pro výpočet C_{D0w}	64
7.4	Schéma VOP pro výpočet C_{D0VOP}	66

7.5	Schéma SOP pro výpočet C_{D0SOP}	69
7.6	Kluzák klubové třídy Standard Cirrus	72
7.7	Polára letounu	74
7.8	Schéma náhradního křídla pro výpočet momentové čáry	75
7.9	Momentová čára letounu	80
7.10	Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo v čisté konfiguraci	82
7.11	Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo v přistávací konfiguraci	82
7.12	Rozložení součinitele vztlaku pro křídlo ve vzletové konfiguraci	83
8.1	Aerodynamická souřadnicová soustava[19]	84
8.2	Síly působící na letoun v horizontálním letu	85
8.3	Tahové křivky	89
8.4	Výkonové křivky	90
8.5	Síly působící na letoun ve stoupavém letu[19]	90
8.6	Stoupací rychlosti pro jednotlivé konfigurace	92
8.7	Síly působící na letoun v klesavém letu[19]	92
8.8	Rychlostní polára letounu	94
8.9	Síly působící na letoun ve správně provedené zatáčce [19]	95
8.10	Maximální příčný sklon letounu v zatáčce	96
8.11	Minimální poloměr zatáčky letounu	97
8.12	Minimální doba provedení zatáčky o 360°	99
8.13	Fáze vzletu[19]	100
8.14	Optimální součinitele vztlaku a odporu pro rozjezd	101
9.1	Obálka zatížení pro $m=420\text{kg}$	107
9.2	Obálka zatížení pro $m=600\text{kg}$	108
9.3	Letadlová souřadnicová soustava	109
10.1	Motor UL 350iSA s vrtulí MT Prop na letounu Sportcruiser	112
10.2	UL 350iS při montáži na letoun Zenith 750	112
10.3	Návrh motorového lože	113
10.4	Uložení motoru pomocí silentbloků a uložení lože na přepážku	113
10.5	Detail uložení motoru na lože [24]	114
10.6	Detail svorníku a podložky [24]	114
10.7	Celkový pohled na lože s motorem	115
10.8	Celkový pohled na lože s motorem	115
11.1	Schéma zavedení sil a okrajových podmínek-prutový model	118
11.2	Číslování prvků typu CROD, pohled zezadu	118
11.3	Závislosti pro určení kritického napětí[2]	121
11.4	Deformovaný tvar lože, případ č.3	123
11.5	Schéma zavedení sil a okrajových podmínek-nosníkový model	125
11.6	Číslování prvků u nosníkového modelu-pohled zezadu	125

11.7 Výpočet excentricity e	128
11.8 Deformovaný tvar lože- nosníkový model případ č.7	129
11.9 Postup kontroly na otláčení	131
11.10Kontrola závěsu lože-vstupy do výpočtu	131
11.11Výpočetní síť vytvořená v programu CATIA V5	133
11.12Detail výpočetní sítě místě uchycení k přepážce a napojení trubek . .	134
11.13Výstup z MKP analýzy hodnoty napětí	136
11.14Výstup z MKP analýzy hodnoty posunutí	137
12.1 Náhled 3D modelu	138
12.2 Náhled 3D modelu	138
12.3 Náhled 3D modelu	139
12.4 Náhled 3D modelu	139
12.5 Náhled 3D modelu	140
12.6 Náhled 3D modelu	140
12.7 Výhled pilota z pilotního prostoru	141
12.8 Výhled pasažéra- instruktora z pilotního prostoru	141
12.9 Celková dispozice letounu-muška	142
A.1 Profil typické mise letounu	169
A.2 Nehody vlečných letadel se zatahovacím podvozkem[27]	170
A.3 Následky po překlopení letounu "na čumák"[27]	170
A.4 Nehoda letounu Z-226 způsobená špatným výhledem[28]	171
A.5 Nehoda letounu An-2 na letišti Jaroměř[27]	171
A.6 Diagramy použité pro výpočet vztlakové čáry[11]	173
A.7 Diagramy použité pro výpočet poláry[11]	174
A.8 Diagramy pro výpočet momentové čáry[11][18]	177

SEZNAM SYMBOLŮ, VELIČIN A ZKRATEK

AR	$[-]$	Štíhlost křídla
AR_{sop}	$[-]$	Štíhlost SOP
AR_{vop}	$[-]$	Štíhlost VOP
b	$[m]$	Rozpětí křídla
b_P	$[m]$	Šířka pneumatiky
b_{SOP}	$[m]$	Rozpětí SOP
b_{tr}	$[m]$	Šířka trupu
b_{VOP}	$[m-]$	Rozpětí VOP
c	$[m-]$	Hloubka křídla
c'	$[m]$	Hloubka křídla s vysunutou vztlakovou mechanizací
c_0	$[m]$	Hloubka kořenového profilu křídla v rovině symetrie letounu
C_D	$[-]$	Součinitel odporu
C_{DK}	$[-]$	Součinitel odporu vlečeného kluzáku
C_{Dvlek}	$[-]$	Součinitel odporu soupravy vlečný letoun-kluzák
C_{D0gi}	$[-]$	Součinitel odporu podvozku vztažený k čelní ploše pneumatiky
C_{Dg}	$[-]$	Součinitel odporu podvozku
C_{D0SOP}	$[-]$	Součinitel odporu SOP
C_{D0tr}	$[-]$	Součinitel odporu trupu
C_{D0VOP}	$[-]$	Součinitel odporu VOP při nulovém vztlaku
C_{D0VOPi}	$[-]$	Součinitel odporu úseku VOP při nulovém vztlaku
C_{D0w}	$[-]$	Součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku
C_{D0wi}	$[-]$	Součinitel odporu úseku křídla při nulovém vztlaku
C_{DiVOP}	$[-]$	Součinitel indukovaného odporu VOP
C_{Diw}	$[-]$	Součinitel indukovaného odporu VOP

C_{Diw} [–]	Součinitel indukovaného odporu křídla
ΔC_{Dikl} [–]	Přírůstek součinitele indukovaného odporu křídla vlivem klapky
ΔC_{Dintkl} [–]	Přírůstek součinitele indukovaného odporu křídla vlivem klapky
ΔC_{Ditrim} [–]	Přírůstek indukovaného odporu VOP vlivem vyvažovacího zatížení
ΔC_{Dkab} [–]	Přírůstek součinitele odporu vlivem přechodu překryt kabiny-trupu
ΔC_{Dpkl} [–]	Přírůstek profilového odporu vlivem vysunutí klapky
ΔC_{Dkl} [–]	Přírůstek součinitele odporu vlivem vysunutí klapky
ΔC_{Dklp} [–]	Přírůstek součinitele odporu profilu vlivem vysunutí klapky
C_{fSOP} [–]	Třecí koeficient SOP při turbulentním proudění
C_{fSOP} [–]	Třecí koeficient trupu při turbulentním proudění
C_{fwi} [–]	Třecí koeficient úseku křídla při turbulentním proudění
C_{fVOPi} [–]	Třecí koeficient úseku VOP při turbulentním proudění
C_L [–]	Součinitel vztlaku
C_{LK} [–]	Součinitel vztlaku vlečeného kluzáku
C_{Lmax} [–]	Maximální součinitel vztlaku
$C_{Lmaxlet}$ [–]	Maximální součinitel vztlaku
C_{LVOP} [–]	Součinitel vztlaku VOP
$C_{LVOPtrim}$ [–]	Součinitel vztlaku VOP potřebný k zajištění momentové rovnováhy
C_{LW} [–]	Součinitel vztlaku křídla
C_{LmaxW} [–]	Maximální součinitel vztlaku křídla
$C_{Lmaxlet\delta}$ [–]	Maximální součinitel vztlaku letounu s vychýlenou klapkou
$C_{LmaxW\delta}$ [–]	Maximální součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou
C_{L0let} [–]	Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu
$C_{L0let\delta}$ [–]	Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu s vysunutou klapkou

C_{L0VOP} [–]	Součinitel vztlaku VOP při nulovém úhlu náběhu letounu
C_{L0W} [–]	Součinitel vztlaku křídla při nulovém úhlu náběhu
$C_{L0W\delta}$ [–]	Součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou při nulovém úhlu náběhu
ΔC_{Lkl} [–]	Přírutek součinitele vztlaku vlivem vysunuté klapky
$\Delta C_{Lp\delta}$ [–]	Přírutek součinitele vztlaku profilu s vychýlenou klapkou oproti profilu bez klapky
$\Delta C_{L0let\delta}$ [–]	Přírutek součinitele vztlaku letounu s vychýlenou klapkou při nulovém úhlu náběhu
ΔC_{LVOP} [–]	Rozdíl vyvažovacího vztlaku VOP s vysunutou vztlakovou mechanizací oproti čisté konfiguraci při nulovém úhlu náběhu
$\Delta C_{L0W\delta}$ [–]	Přírutek součinitele vztlaku křídla s klapkou při nulovém úhlu náběhu
ΔC_{LWref} [–]	Přírutek součinitele vztlaku referenčního křídla
$C_{L\alpha}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry
$C_{L\alpha let}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry letounu
$C_{L\alpha let\delta}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry letounu s vysunutou vztlakovou klapkou
$C_{L\alpha VOP}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry VOP
$C_{L\alpha VOPp}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry profilu VOP
$C_{L\alpha W}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry křídla
$C_{L\alpha Wref}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry referenčního křídla
$C_{L\alpha Wp}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry profilu křídla
$C_{L\alpha W\delta}$ [1/rad]	Sklon vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou
C_M [–]	Součinitel klopivého momentu
C_{MW} [–]	Součinitel klopivého momentu křídla
C_{M0} [–]	Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku
C_{M0Wr} [–]	Souč. klopivého momentu profilu v kořeni křídla při nul. vztlaku

C_{M0Wt} [–]	Souč. klopivého momentu profilu na konci křídla při nul. vztlaku
C_{M0tr} [–]	Přírůstek klopivého momentu vlivem trupu při nulovém vztlaku
C_{M0VOP} [–]	Přírůstek klopivého momentu od VOP při nulovém vztlaku
C_{M0W} [–]	Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku
$(dC_M/dC_L)_w$ [–]	Sklon momentové čáry křídla
$\Delta C_{M0\delta}$ [–]	Přírůstek klopivého momentu křídla s vychýlenou klapkou
$\Delta C_{Mw\delta}$ [–]	Přírůstek klopivého momentu křídla s vychýlenou klapkou
ΔC_{M^*} [–]	Přírůstek klopivého momentu referenčního křídla
c_{sat} [m]	Střední aerodynamická tětíva
c_{sati} [m]	Střední aerodynamická tětíva úseku
c_{sgt} [m]	Střední geometrická tětíva úseku
D [N]	Odpor letounu
d_P [m]	Průměr pneumatiky
d_{tr} [m]	ekvivalentní průměr trupu
e [–]	Oswaldův koeficient
e_{VOP} [–]	Součinitel vyjadřující efektivitu VOP
f [–]	Součinitel tření
F [N]	Tah pohonné jednotky
F_p [N]	Minimální potřebný tah pohonné jednotky
F_{pmin} [N]	Potřebný tah pohonné jednotky
F_v [N]	Využitelný tah pohonné jednotky
g [m/s ²]	Gravitační zrychlení
G [N]	Tíha letounu
i [mm]	Poloměr kvadratického momentu průřezu
J [mm ⁴]	Kvadratický moment průřezu

k_{VOP}	$[-]$	Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP
k_{kVOP}	$[-]$	Součinitel vyjadřující vliv interference mezi křídlem a VOP
K	$[-]$	Klouzavost letounu
K_A	$[-]$	Faktor vlivu trupu na aerodynamický střed letounu
K_b	$[-]$	Součinitel zohledňující rozpětí a polohu vztlakové klapky
K_g	$[-]$	Zmírňující součinitel poryvu
K_P	$[-]$	Součinitel zohledňující rozpětí vztlakové klapky skutečného křídla
K_Λ	$[-]$	Součinitel zahrnující vliv šípovitosti křídla
l_V	$[m]$	Vzdálenost AS křídla a AS VOP
l_{sop}	$[m]$	Vzdálenost AS kombinace křídlo trup a AS VOP
l_{tr}	$[m]$	Délka trupu
l_H	$[m]$	Vzdálenost AS křídla a AS VOP
l_{vop}	$[m]$	Vzdálenost AS kombinace křídlo trup a AS VOP
l_{vop1}	$[m]$	Vzdálenost mezi odtokovou hranou kořene a aerodyn. středem VOP
$\tilde{L}_{vop}$	$[m]$	Vzdálenost mezi těžištěm letounu a aerodynamickým středem VOP
L	$[N]$	Vztlak letounu
L'_i	$[-]$	Součinitel zohledňující polohu maximální tloušťky profilu po hloubce
m	$[kg]$	Hmotnost letounu
m_K	$[kg]$	Hmotnost kluzáku
m_{mot}	$[kg]$	Hmotnost motorové zástavby
m_{tow}	$[kg]$	Maximální vzletová hmotnost
M_K	$[Nm]$	Zatížení ve smyslu kroutícího momentu
MKP		Metoda konečných prvků
M_O	$[Nm]$	Ohybový moment
n	$[-]$	Násobek zatížení

n_{hav}	$[-]$	Havarijní násobek zatížení
n_{max}	$[-]$	Maximální násobek zatížení
n_{min}	$[-]$	Maximální záporný násobek zatížení
n_{mot}	$[min^{-1}]$	Otáčky motoru
P_{max}	$[W]$	Maximální vzletový výkon motoru
P_{mot}	$[W]$	Výkon motoru
P_{trv}	$[W]$	Maximální trvalý výkon motoru
P_p	$[W]$	Potřebný výkon motoru
P_{pmin}	$[W]$	Minimální potřebný výkon motoru
P_v	$[W]$	Využitelný výkon motoru
ΔP	$[W]$	Přebytek výkonu
q	$[Pa]$	Dynamický tlak
R	$[N]$	Výsledná aerodynamická síla
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo
R_{KT}	$[-]$	Součinitel vyjadřující vliv interference křídlo-trup
R_{LSSOP}	$[-]$	Souč. vyjadřující vliv šípu spojnice max. tloušťek profilů SOP
R_{LSwi}	$[-]$	Souč. vyjadřující vliv šípu spojnice max. tloušťek profilů úseků křídla
R_{LSVOPi}	$[-]$	Souč. vyjadřující vliv šípu spojnice max. tloušťek prof. úseků VOP
R_m	$[MPa]$	Mez pevnosti materiálu
$R_{p0.2}$	$[MPa]$	Smluvní mez kluzu materiálu
r_{min}	$[m]$	Minimální poloměr zatáčky
s_a	$[m]$	Délka vzdušné části vzletu
s_g	$[m]$	Délka pozemní části vzletu
s_v	$[m]$	Délka vzletu
S	$[m^2]$	Vztažná plocha křídla

S_K	$[m^2]$	Vztažná plocha křídla vlečeného kluzáku
S_{gi}	$[m^2]$	Čelní plocha pneumatiky
S_{omSOP}	$[m^2]$	Omočená plocha SOP
S_{omtr}	$[m^2]$	Omočená plocha trupu
S_{omVOPi}	$[m^2]$	Omočená plocha úseku VOP
S_{omwi}	$[m^2]$	Omočená plocha úseku křídla
S_{sop}	$[m^2]$	Vztažná plocha SOP
S_{sk}	$[m^2]$	Vztažná plocha směrového kormidla
S_{tr}	$[m^2]$	Plocha čelního průřezu trupu
S_{vop}	$[m^2]$	Vztažná plocha VOP
S_{vk}	$[m^2]$	Vztažná plocha výškového kormidla
S_{WF}	$[m^2]$	Plocha křídla ovlivněná vztakovou mechanizací
SOP		Svislá ocasní plocha
t/c	$[-]$	Relativní tloušťka profilu
t_{min}	$[s]$	Minimální doba provedení zatáčky o 360°
T	$[N]$	Posouvající síla
u	$[m/s]$	Dopředná rychlost letu
U_{de}	$[m/s]$	Odvozená intenzita poryvů
ULL		Ultralehký letoun
$ULLa$		Ultralehký letoun řízený aerodynamicky
V	$[m/s]$	Rychlost letounu
V_A	$[m/s]$	Návrhová obratová rychlost
V_C	$[m/s]$	Návrhová cestovní rychlost
V_D	$[m/s]$	Návrhová rychlost strmého sestupu
V_F	$[m/s]$	Návrhová maximální rychlost s vysunutými vztakovými klapkami

V_G	[m/s]	Návrhová obratová rychlost při letu na zádech
V_H	[m/s]	Maximální rychlost letounu v horizontálním směru
V_2	[m/s]	Bezpečná rychlost vzletu
V_{LOF}	[m/s]	Skutečná bezpečná rychlost odpoutání
V_{max}	[m/s]	Maximální rychlost letounu v horizontálním letu
V_{mF}	[m/s]	Rychlost letu v režimu minimálního potřebného tahu
V_{mP}	[m/s]	Rychlost letu v režimu minimálního potřebného výkonu
V_{NE}	[m/s]	Návrhová nepřekročitelná rychlost
V_S	[m/s]	Pádová rychlost letounu v normální konfiguraci
V_{S0}	[m/s]	Pádová rychlost letounu ve vzletové konfiguraci
V_{SF}	[m/s]	Pádová rychlost s vysunutými vztlačovými klapkami
V_{SG}	[m/s]	Pádová rychlost při letu na zádech
V_V	[—]	Mohutnost VOP-rameno vztaženo k AS křídla
V_{sop}	[—]	Mohutnost VOP-rameno vztaženo k AS kombinace křídlo-trup
V_{HT}	[—]	Mohutnost VOP-rameno vztaženo k AS křídla
V_{vop}	[—]	Mohutnost VOP-rameno vztaženo k AS kombinace křídlo-trup
$\tilde{V}_{vop}$	[—]	Mohutnost VOP-rameno vztaženo k těžišti letounu
VOP		Vodorovná ocasní plocha
w	[m/s]	Stoupací rychlost
$\bar{w}$	[m/s]	Klesací rychlost
x_a		Odporová osa letounu
x_{ac}	[m]	Poloha aerodynamického středu letounu
x_{acw}	[m]	Poloha aerodynamického středu křídla
x_{ref}	[m]	Poloha referenčního bodu
$\overline{x_{ac}}$	[—]	Poloha aerodynamického středu letounu v $\%c_{sat}$

$\overline{x_{acw}}$	[–]	Poloha aerodynamického středu křídla v $\%c_{sat}$
$\Delta\overline{x_{actr}}$	[–]	Posunutí aerodynamického středu letounu vlivem trupu v $\%c_{sat}$
$\overline{x_{ref}}$	[–]	Poloha referenčního bodu v $\%c_{sat}$
$\overline{x_T}$	[–]	Centráž letounu
ZRT		Základní rovina trupu
α	[°]	Úhel náběhu
α_{VOP}	[°]	Úhel náběhu VOP
α_W	[°]	Úhel náběhu křídla
α_{0let}	[°]	Úhel náběhu letounu při nulovém vztlaku
$\alpha_{0let\delta}$	[°]	Úhel náběhu letounu s vychýlenou klapkou při nulovém vztlaku
α_{0W}	[°]	Úhel náběhu křídla při nulovém vztlaku
$\alpha_{0W\delta}$	[°]	Úhel náběhu křídla s vychýlenou klapkou při nulovém vztlaku
$\alpha_{kritlet\delta}$	[°]	Kritický úhel náběhu letounu s vysunutou klapkou
α_{kritW}	[°]	Kritický úhel náběhu křídla
$\alpha_{kritW\delta}$	[°]	Kritický úhel náběhu křídla s vysunutou vztlakovou klapkou
$(\alpha_\delta)_{CL}/(\alpha_\delta)_{Cl}$	[–]	Poměr vyjadřující efektivitu vztlakové mechanizace
γ	[°]	Úhel stoupání
$\overline{\gamma}$	[°]	Úhel klouzání
δ	[–]	Glauertův opravný součinitel
δ_{kl}	[°]	Výchylka vztlakové klapky
ϵ	[°]	Srázový úhel
ϵ_0	[°]	Srázový úhel při nulovém úhlu náběhu letounu
$\Delta\epsilon_{kl}$	[°]	Přírůstek srázového úhlu vlivem vysunutí vztlakové klapky
$d\epsilon/d\alpha$	[–]	Gradient srázového úhlu
$(d\epsilon/d\alpha)_\delta$	[–]	Gradient srázového úhlu letounu s vychýlenou vztlakovou klapkou1

Φ	$[\circ]$	Příčný sklon letounu
φ_{VOP}	$[\circ]$	Úhel nastavení VOP vůči základní rovině trupu
φ_w	$[\circ]$	Úhel nastavení křídla vůči základní rovině trupu
ρ	$[kg/m^3]$	Hustota vzduchu
ν	$[m^2/s]$	Kinematická viskozita vzduchu
μ	$[Ns/m^2]$	Dynamická viskozita vzduchu, Poissonovo číslo
μ_g	$[-]$	Hmotnostní poměr letounu
λ	$[-]$	Štíhlost prutu
λ_{mez}	$[-]$	Štíhlost prutu
$\Lambda_{c/2}$	$[\circ]$	Úhel šípů vztažený k $c/2$
$\Lambda_{c/4}$	$[\circ]$	Úhel šípů vztažený k $c/4$
$\Lambda_{c/2VOP}$	$[\circ]$	Úhel šípů VOP vztažený k $c/2$
$\Lambda_{t/cmax}$	$[\circ]$	Úhel šípů úseku vztažený ke spojnici maximálních tloušťek profilů
η	$[-]$	Součinitel rezervy
η_{vrt}	$[-]$	Účinnost vrtule
σ_a	$[-]$	Statická zásoba stability letounu s pevným řízením
σ_{ax}	$[MPa]$	Napětí v průřezu od axiální síly
σ_O	$[MPa]$	Napětí v průřezu od ohybu
σ_{dov}	$[MPa]$	Dovolené napětí
σ_{kv}	$[MPa]$	Kritické vzpěrné napětí
τ	$[MPa]$	Smykové napětí

SEZNAM PŘÍLOH

A Přílohy	160
A.1 Anketa	160
A.2 Typická mise	169
A.3 Časté nehody spojené s přistávacím zařízením	170
A.4 Výpočet c_{sat}	172
A.5 Diagramy použité při výpočtu vztahové čáry	173
A.6 Diagramy použité při výpočtu poláry letounu	174
A.7 Výpočet ΔC_{LVO}	175
A.8 Vypočtené hodnoty poláry letounu	176
A.9 Diagramy použité při výpočtu momentové čáry letounu	177
A.10 Výkres sestavy motorového lože	178
A.11 CD	179

A PŘÍLOHY

A.1 Anketa

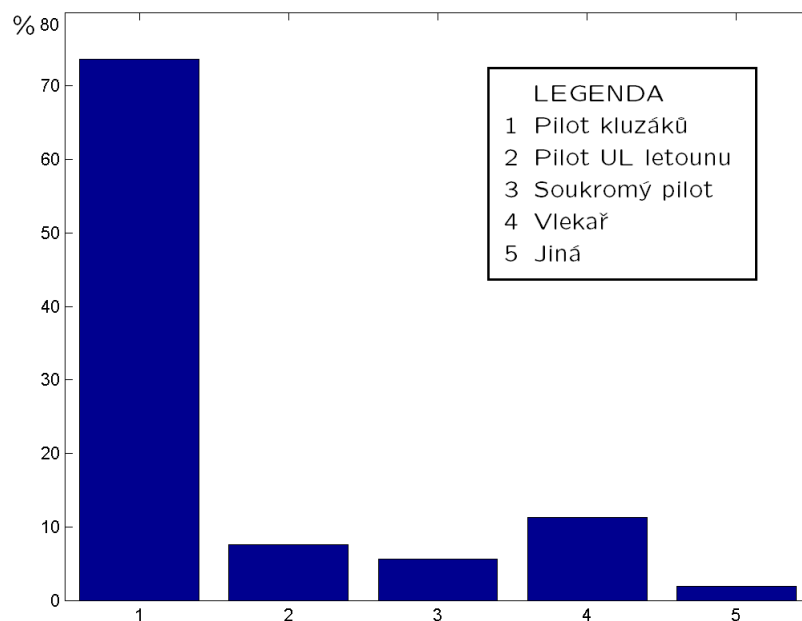
Návrh vlečného letounu

Vaše kvalifikace je?

1. Pilot kluzáku
2. Pilot UL letounů
3. Soukromý pilot
4. Vlekař
5. Jiná

Odpovědi

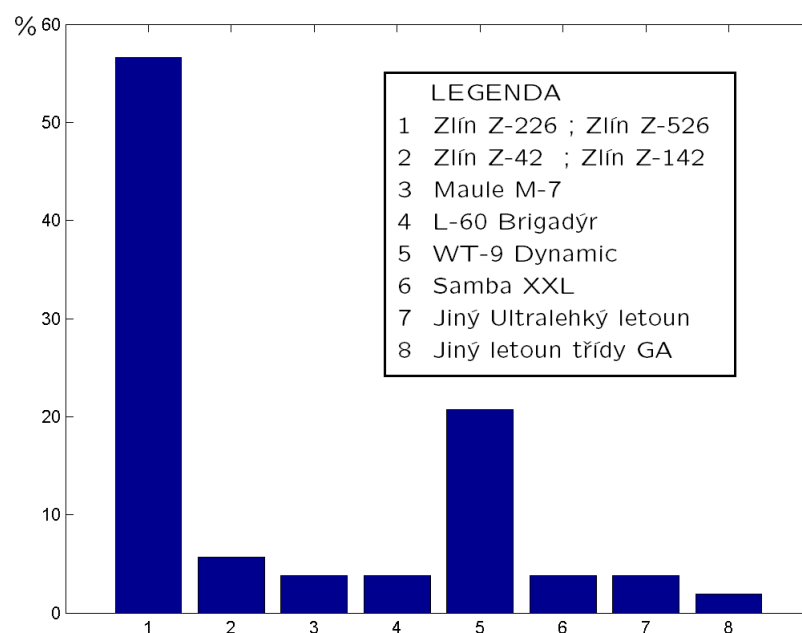
Pilot Kluzáku.....73,6%
 Pilot UL letounu...7,5%
 Soukromý pilot.....5,7%
 Vlekař.....11,3%
 Jiná.....1,9%



Jaký typ letounu používáte ve vašem aeroklubu k vlečení?

Odpovědi

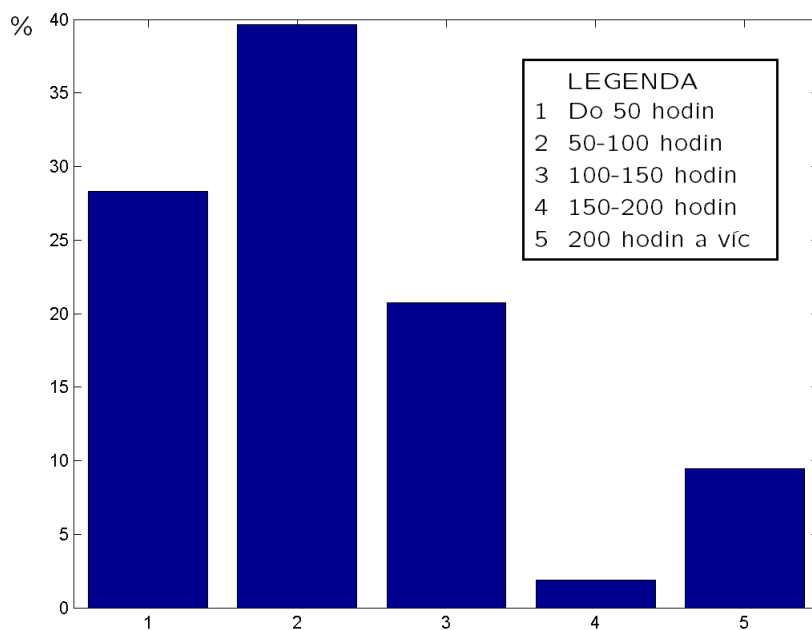
Z-226; Z-526.....56,6%
 Z-42 ; Z-142.....5,7%
 Maule M-7.....3,8%
 L-60 S.....3,8%
 WT-9 Dynamic.....20,8%
 Samba XXL.....3,8%
 Jiný Ull.....3,8%
 Jiný letoun GA.....1,9%



Jaký je průměrný roční nálet vlečného letounu ve vašem aeroklubu?

Odpovědi

do 50 hod.....	28,3%
50-100 hod.....	39,6%
100-150 hod.....	20,8%
150-200 hod.....	1,9%
200 hod a víc.....	9,4%

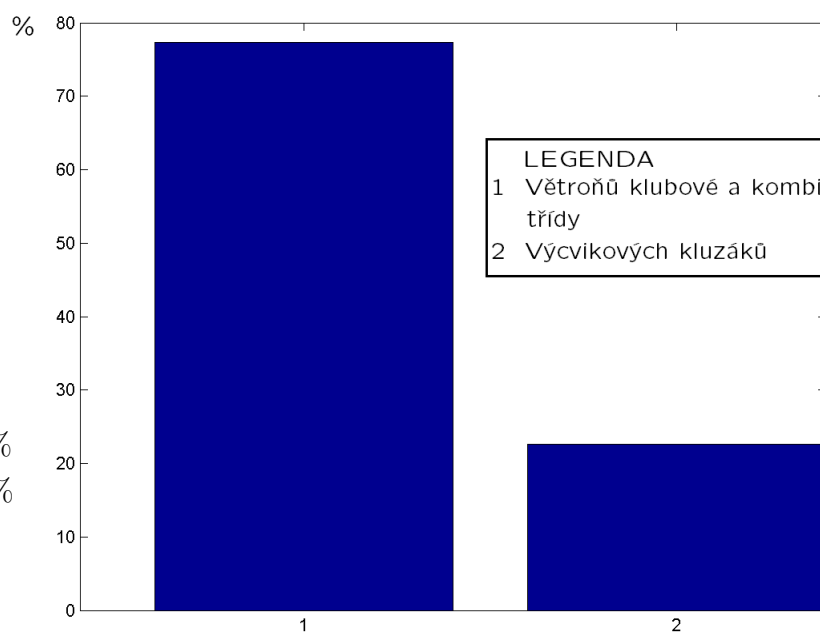


Vlečný letoun používáte převážně k vlekání?

1. Větroňů klubové a kombi třídy
2. Výcvikových kluzáků

Odpovědi

Větroňů klubové a kombi třídy.....	77,4%
Výcvikových kluzáků...	22,6%



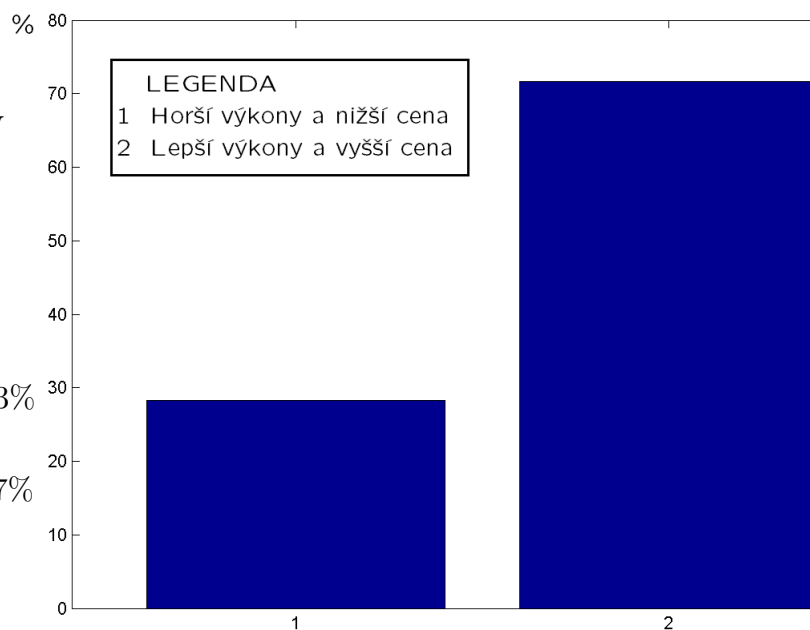
Měli byste zájem spíše o letoun který má

1. Horší výkony
a nižší pořizovací náklady
2. Lepší výkony
a vyšší pořizovací cenu

Odpovědi

Horší výkony
a nižší pořizovací cena.....28,3%

Lepší výkony
a vyšší pořizovací cena...71,7%



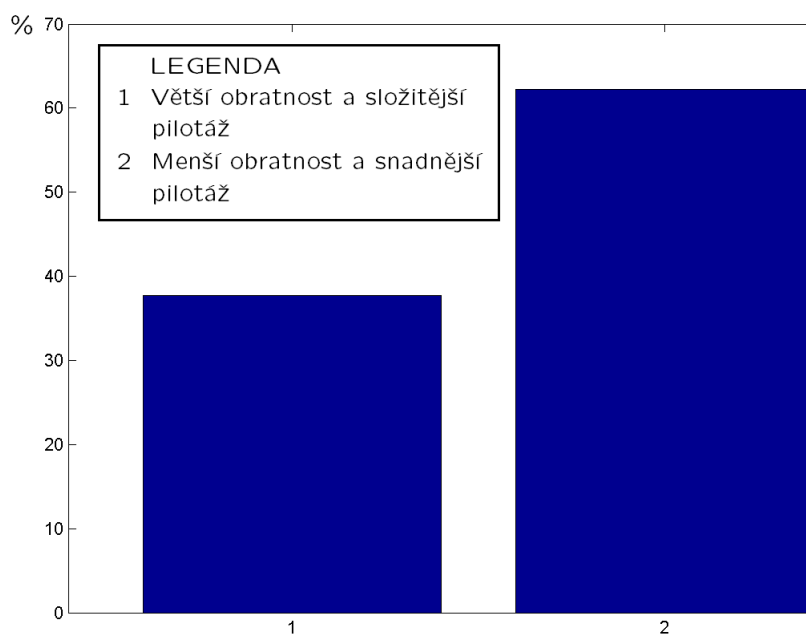
Měli byste zájem spíše o letoun který má

1. Větší obratnost
a složitější pilotáž
2. Menší obratnost
a snadnější pilotáž

Odpovědi

Větší obratnost
a složitější pilotáž.....37,7%

Menší obratnost
a snadnější pilotáž.....62,3%

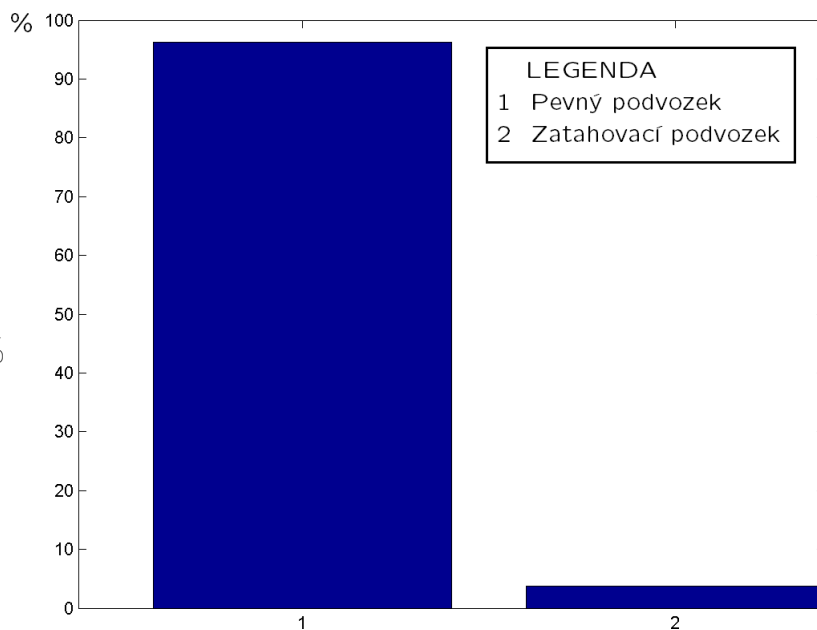


Měli byste zájem spíše o letoun který má

1. Pevný podvozek
2. Zatahovací podvozek

Odpovědi

Pevný podvozek.....96,2%
Zatahovací podvozek...3,8%

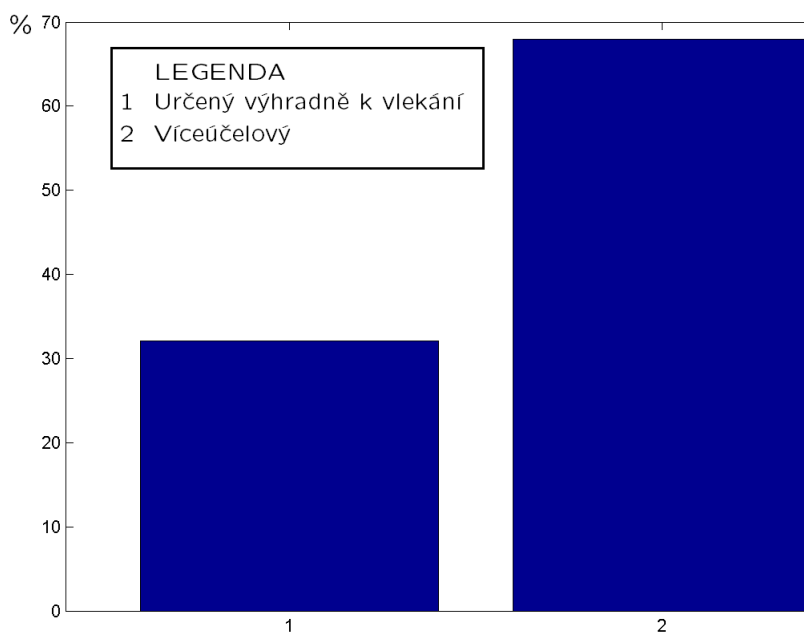


Preferujete letoun

1. Určený výhradně k vlekání
2. Víceúčelový

Odpovědi

Určený výhradně k vlekání.....77,4%
Víceúčelový.....22,6%

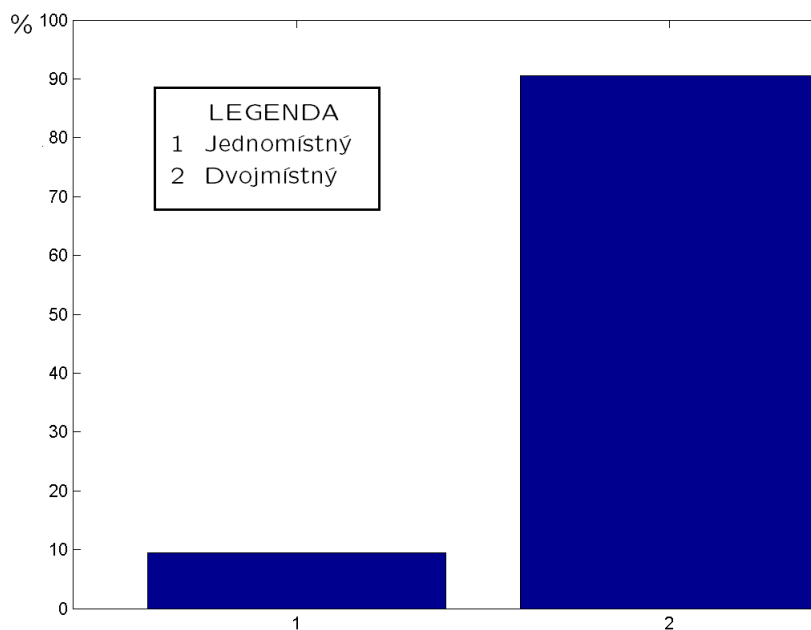


Preferujete letoun

1. Jednomístný
2. Dvojmístný

Odpovědi

Jednomístný.....9,4%
Dvojmístný.....90,6%

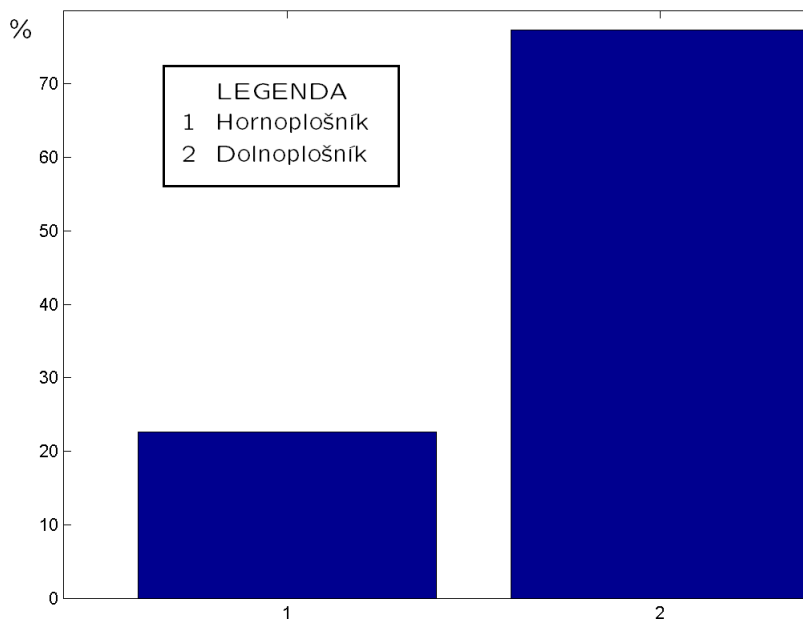


Za výhodnější vzájemné uspořádání křídla a trupu považujete

1. Hornoplošník
2. Dolnoplošník

Odpovědi

Hornoplošník.....22,6%
Dolnoplošník.....77,4%

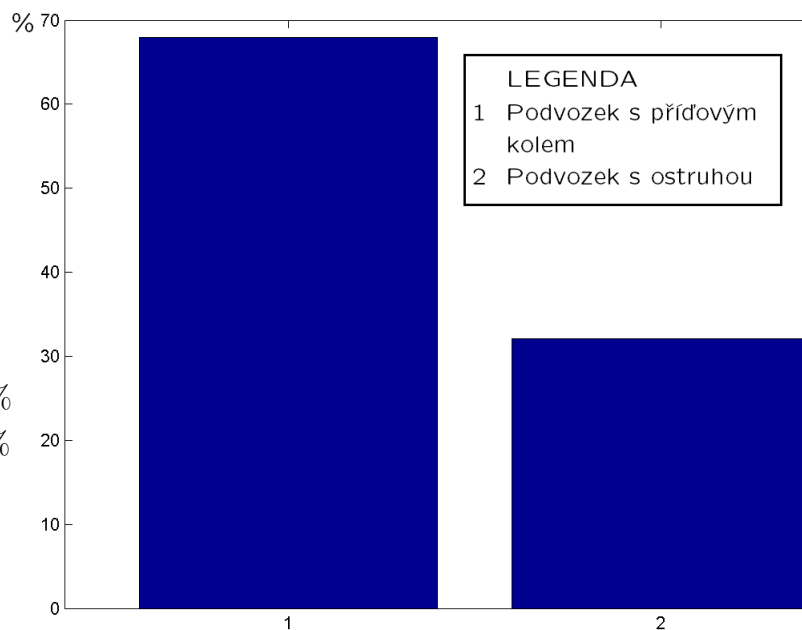


Za výhodnější považujete uspořádání podvozku

1. S předovým kolem
2. S ostruhou

Odpovědi

S předovým kolem.....67,9%
S ostruhou.....32,1%

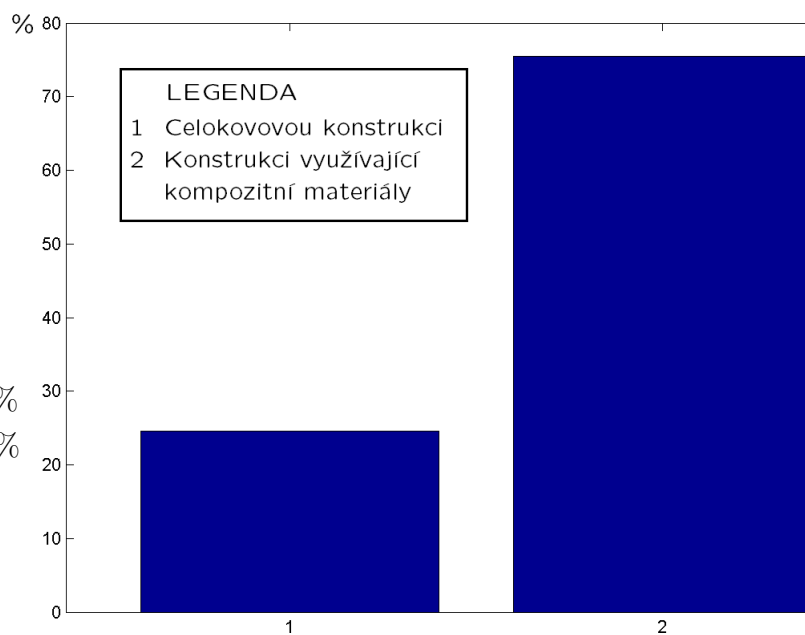


Za výhodnější považujete konstrukci draku letounu

1. Celokovovou
2. Využívající kompozity

Odpovědi

Celokovovou.....24,5%
Využívající kompozity..75,5%

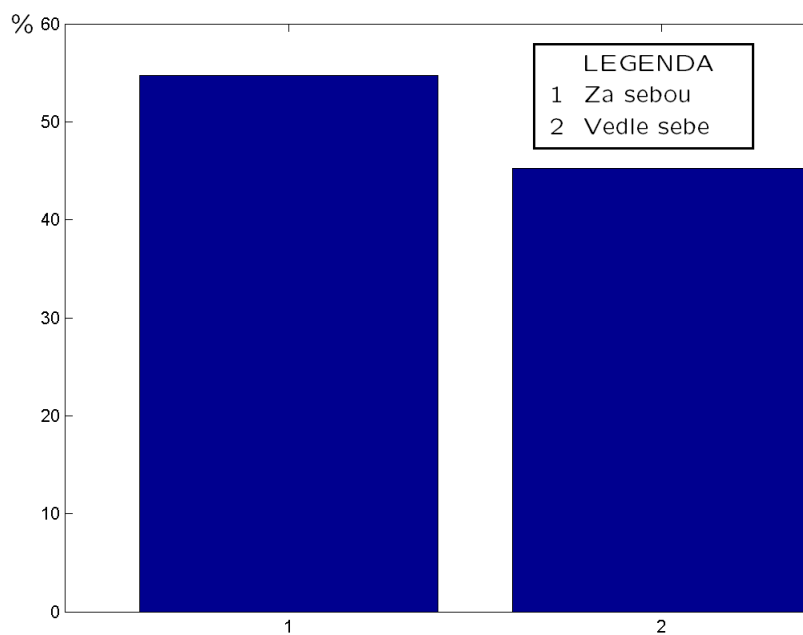


Pro dvojmístný letoun dáváte přednost uspořádání sedadel

1. Za sebou
2. Vedle sebe

Odpovědi

Za sebou.....54,7%
Vedle sebe.....45,3%

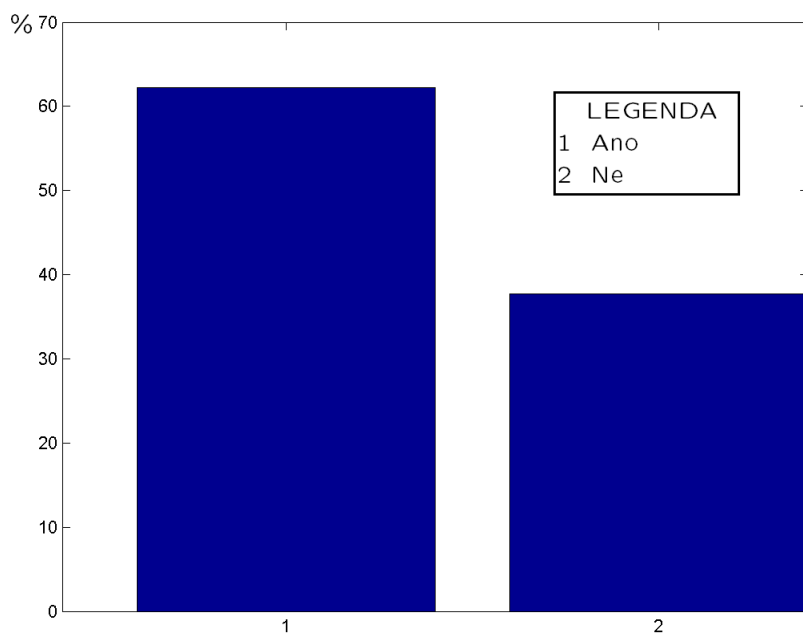


Uvítali byste možnost provádění základních akrobatických prvků?

1. Ano
2. Ne

Odpovědi

Ano.....62,3%
Ne.....37,7%

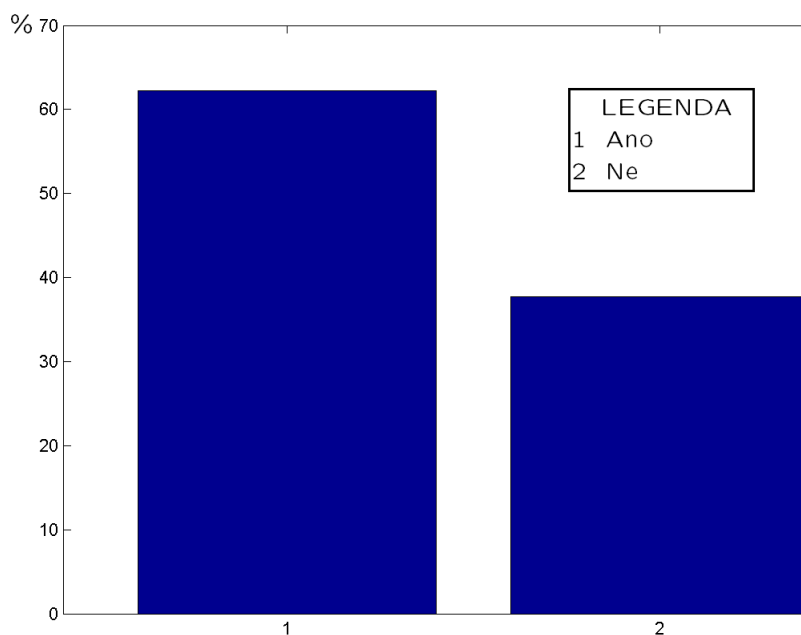


Je pro vás důležitý také vzhled letounu?

- 1. Ano
- 2. Ne

Odpovědi

Ano.....62,3%
Ne.....37,7%

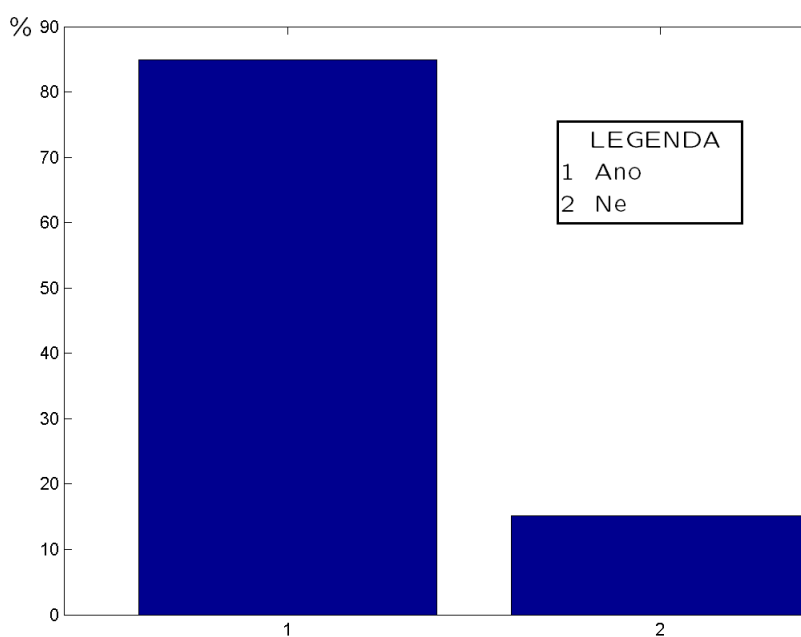


Je pro vás důležitý také rozměrný pilotní prostor poskytující pohodlí a komfort i pilotům většího vzrůstu?

- 1. Ano
- 2. Ne

Odpovědi

Ano.....84,9%
Ne.....15,1%



Jaké jsou vaše další požadavky?

Odpovědi

- Nízká pořizovací cena
- Jednoduchá obsluha a údržba letounu
- Dosažením maximální stoupací rychlosti při rychlosti letu v rozmezí 100-150km/h IAS
- Nízké provozní náklady
- "Blbuvzdornost"
- Dostatečně dimenzovaný podvozek pro převleky z polí
- Počet sedadel pro cestující 3 a z toho vyplývající možnost využití letounu pro turistické a vyhlídkové lety
- Necitlivost na boční vítr při startu a přistání
- Certifikace letounu dle předpisu UL-2 či LSA
- Jednoduché přístrojové vybavení
- Motor Rotax
- Stavitelná vrtule
- Ne kategorie ULL
- Dvojí řízení pro výcvik

Adresa ankety:.....<http://novavlecna.formees.cz/f/anketa/>

Datum vytvoření ankety:.....7.11.2012

Výsledky k datu:.....13.2.2013

A.2 Typická mise

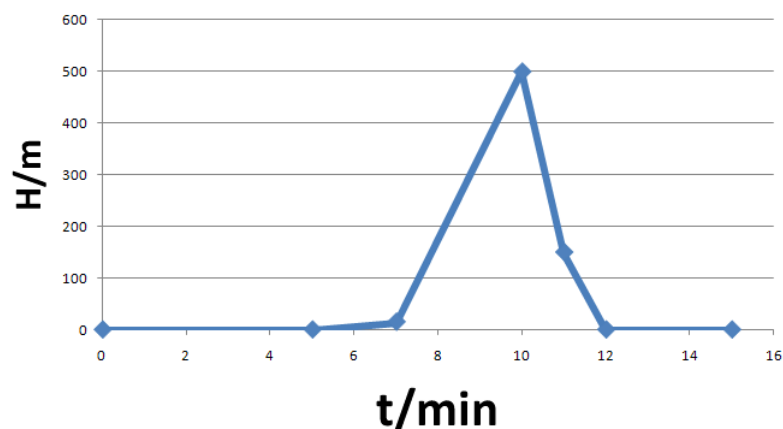
Po vytažení letounu z hangáru jeho prohlídce a motorové zkoušce následuje:

- "Nahození", provedení Důležitých úkonů, pojíždění na místo startu, příprava a připojení kluzáku k vlečnému lanu; Čas 0-5 min.
- Provedení DÚ před vzletem, vzlet; Čas 5-7 min.
- Stoupání soupravy do 400-500m QFE ¹; Čas 7-10 min.
- Vypnutí kluzáku, sklesání na výšku okruhu; Čas 10-11 min.
- Zařazení a let po okruhu, přistání; Čas 11-12 min.
- Pojíždění na místo startu; Čas 12-15min

Celkový čas mise 15 minut

t/[min]	0	5	7	10	11	12	15
H/[m]	0	0	15	500	150	0	0

Tab. A.1: Typická mise



Obr. A.1: Profil typické mise letounu

¹Stoupání do 400-500m je běžné pro vlečení kluzáků klubové třídy před odchodem na trať. V případě výcvikových kluzáků se výška vypnutí pohybuje obvykle v rozmezí 700-1000m QFE. Vleky výcvikových kluzáků tvoří v dnešní době malé procento z celkového náletu, proto nebyly uvažovány.

A.3 Časté nehody spojené s přistávacím zařízením



Obr. A.2: Nehody vlečných letadel se zatahovacím podvozkem[27]



Obr. A.3: Následky po překlopení letounu "na čumák" [27]



Obr. A.4: Nehoda letounu Z-226 způsobená špatným výhledem[28]



Obr. A.5: Nehoda letounu An-2 na letišti Jaroměř[27]

A.4 Výpočet c_{sat}

```
function [ sredniaerodynamickatetiva ]= sredniaerodynamickatetiva
(soubor_xls)
    pocetrezu=
xlsread('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx','geometriekridlo','B3')
%nacteni dat

hloubkyrezu=xlsread('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx','geometriek
ridlo','B5:K5')

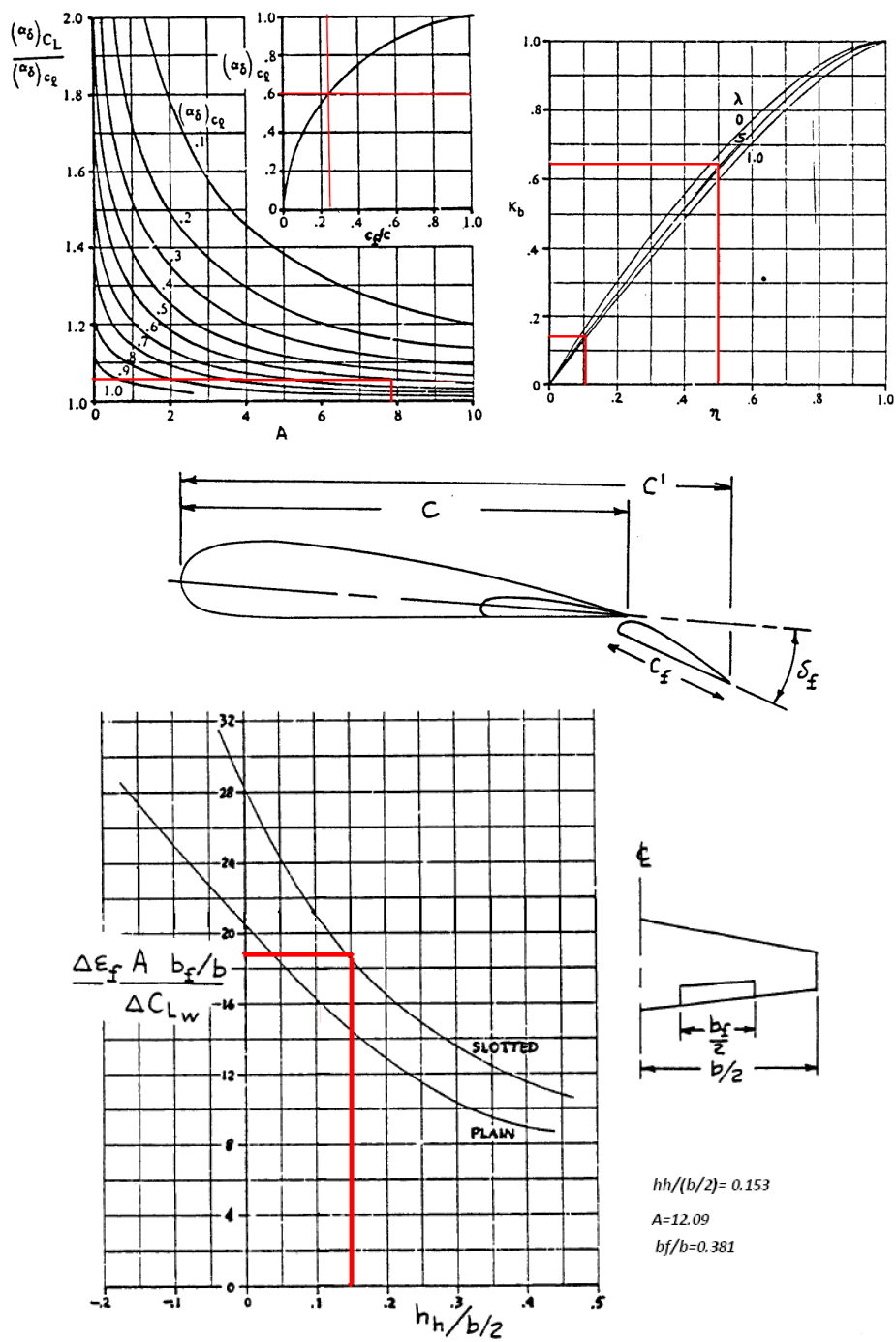
polohyrezu=xlsread('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx','geometriekr
idlo','B6:K6')
    syms x %definice symbolicke promenne
    pocetuseku=pocetrezu-1

plochakridlo=xlsread('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx','technodat
a','B6')%nacteni dat

rozpetikridlo=xlsread('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx','technoda
ta','B4')
    for i=1:pocetuseku
        plochauseku(i)=(hloubkyrezu(i)+hloubkyrezu(i+1))/2*(polohyrezu(i+1)-
polohyrezu(i))
        smernice(i)=(hloubkyrezu(i)-hloubkyrezu(i+1))/(polohyrezu(i)-
polohyrezu(i+1))
        absolutniclen(i)=hloubkyrezu(i)-(smernice(i)*polohyrezu(i))

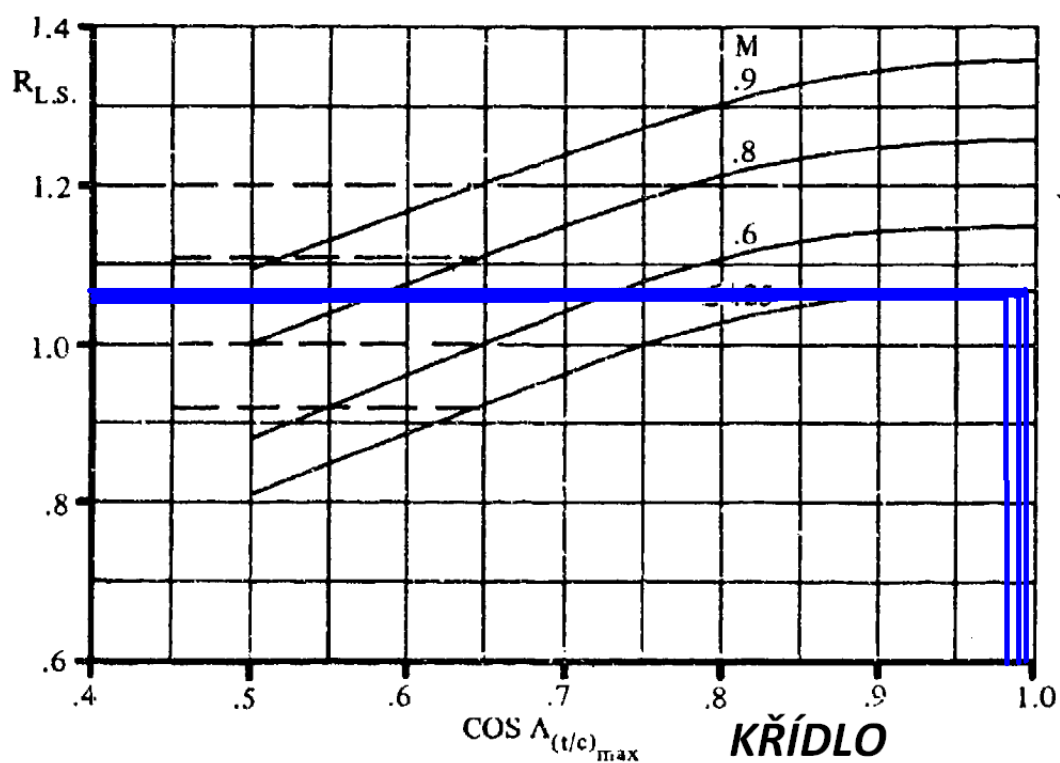
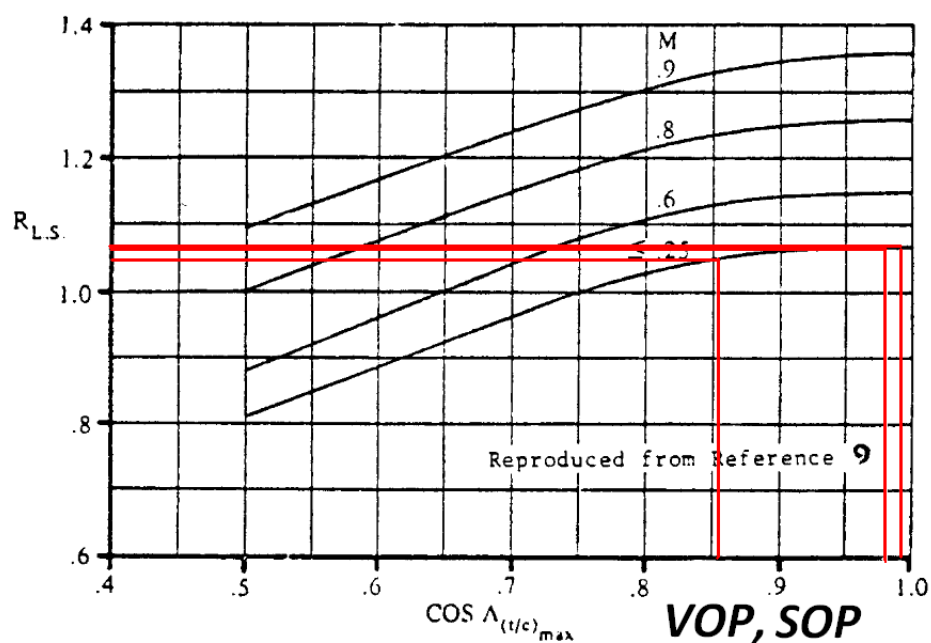
dilciintegral(i)=int(((smernice(i)*x)+absolutniclen(i))^2,polohyrezu(i),polohy
rezu(i+1))
        srednihodnota(i)=(hloubkyrezu(i)+hloubkyrezu(i+1))/2
        csatuseku(i)=double((dilciintegral(i))*(1/plochauseku(i)))
    end
    csat=double(sum(dilciintegral)*(2/plochakridlo))
    csgt=plochakridlo/rozpetikridlo
    for i=1:pocetuseku
        rozdil(i)=abs(csat-srednihodnota(i))
    end
    plochakridlcelkova=2*sum(plochauseku)
    minimum=min(rozdil)
    k=find(rozdil==minimum)
    polohacsat=(csat-absolutniclen(k))/smernice(k)
    xlswrite('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx', csat,
'geometriekridlo', 'B9')
    xlswrite('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx', csgt,
'geometriekridlo', 'B11')
    xlswrite('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx', plochauseku,
'geometriekridlo', 'B12')
    xlswrite('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx', csatuseku,
'geometriekridlo', 'B13')
    xlswrite('.../excely/funtomexcelzdrojpromatlaba.xlsx',
plochakridlcelkova, 'geometriekridlo', 'B14')
end
```

A.5 Diagramy použité při výpočtu vztlakové čáry



Obr. A.6: Diagramy použité pro výpočet vztlakové čáry[11]

A.6 Diagramy použité při výpočtu poláry letounu



Obr. A.7: Diagramy použité pro výpočet poláry[11]

A.7 Výpočet ΔC_{LVOP}

Výpočet ΔC_{LVOP} pro vzletovou konfiguraci

α	α_W	α_{VOP}	C_{LVOP}	$C_{LVOPtrim}$	ΔC_{LVOP}
[°]	[°]	[°]	[-]	[-]	[-]
-5	-5	-4.819738355	-0.35789	-0.41571	-0.00289
-2	-2	-3.127895342	-0.24035	-0.52032	-0.27997
0	0	-2	-0.16199	-0.59006	-0.42807
1	1	-1.436052329	-0.12281	-0.62493	-0.50212
2	2	-0.872104658	-0.08363	-0.6598	-0.57617
3	3	-0.308156987	-0.04445	-0.69467	-0.65022
4	4	0.255790684	-0.00527	-0.72954	-0.72427
5	5	0.819738355	0.033906	-0.76441	-0.79832
6	6	1.383686026	0.073085	-0.79928	-0.87237
7	7	1.947633697	0.112264	-0.83415	-0.94642
10	10	3.63947671	0.229801	-0.93876	-1.16856

Tab. A.2: Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro vzletovou konfiguraci

Výpočet ΔC_{LVOP} pro přistávací konfiguraci

α	α_W	α_{VOP}	C_{LVOP}	$C_{LVOPtrim}$	ΔC_{LVOP}
[°]	[°]	[°]	[-]	[-]	[-]
-5	-5	-4.79111	-0.3559	-0.52109	0.819738
-2	-2	-3.11644	-0.23955	-0.62707	-0.38752
0	0	-2	-0.16199	-0.69773	-0.53574
1	1	-1.44178	-0.12321	-0.73306	-0.60985
2	2	-0.88356	-0.08443	-0.76839	-0.68396
3	3	-0.32533	-0.04565	-0.80371	-0.75807
4	4	0.232887	-0.00686	-0.83904	-0.83218
5	5	0.791109	0.031917	-0.87437	-0.90629
6	6	1.349331	0.070698	-0.9097	-0.9804
7	7	1.907553	0.109479	-0.94503	-1.05451
10	10	3.582219	0.225823	-1.05101	-1.27683

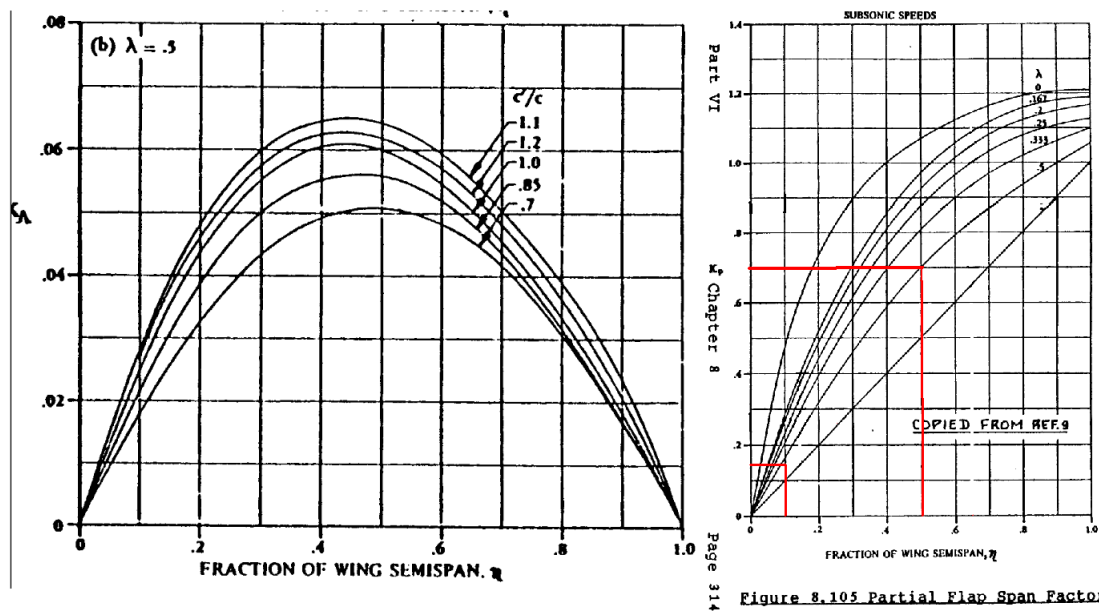
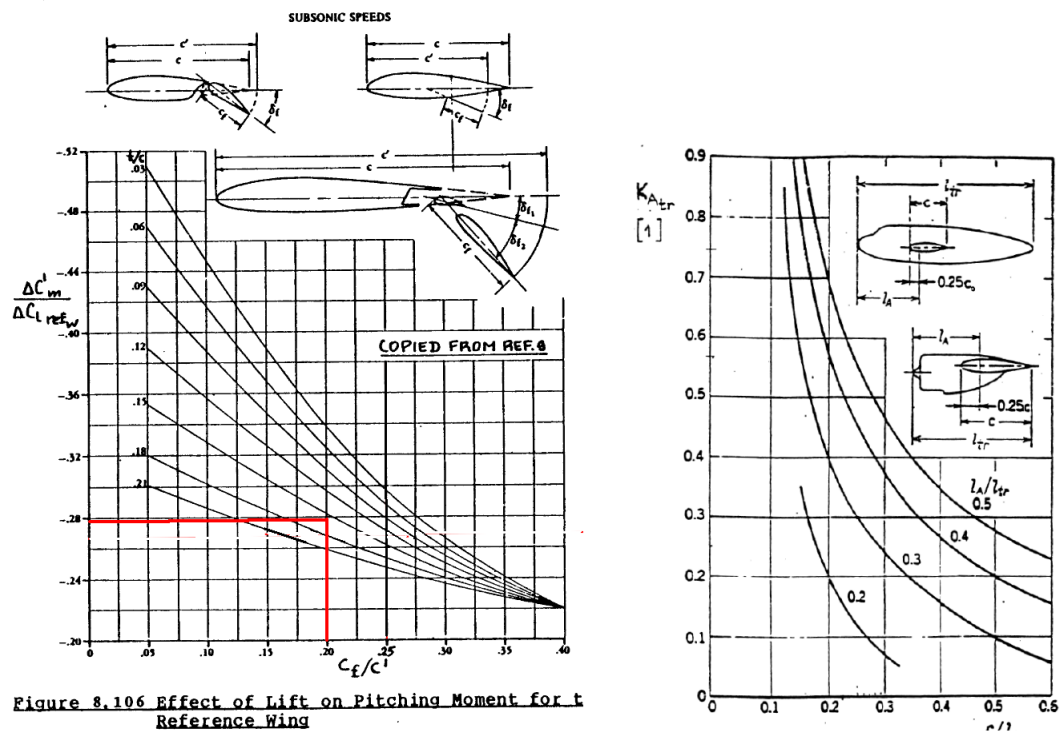
Tab. A.3: Část vypočtených hodnot ΔC_{LVOP} pro přistávací konfiguraci

A.8 Vypočtené hodnoty poláry letounu

konfigurace	cestovní	vzlet	přistání	vlek	vlek vzlet
C_L	C_D	C_D	C_D	C_D	C_D
[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
-0.5	0.0460	0.0525	0.0761	0.0720	0.0821
-0.4	0.0388	0.0460	0.0696	0.0619	0.0721
-0.3	0.0331	0.0407	0.0644	0.0537	0.0639
-0.2	0.0287	0.0369	0.0605	0.0475	0.0576
-0.1	0.0258	0.0344	0.0580	0.0433	0.0533
0	0.0241	0.0332	0.0569	0.0410	0.0508
0.1	0.0239	0.0334	0.0571	0.0406	0.0503
0.2	0.0250	0.0350	0.0587	0.0422	0.0517
0.3	0.0275	0.0379	0.0616	0.0458	0.0550
0.4	0.0314	0.0422	0.0659	0.0513	0.0602
0.5	0.0366	0.0478	0.0715	0.0587	0.0673
0.6	0.0432	0.0548	0.0785	0.0681	0.0763
0.7	0.0512	0.0631	0.0868	0.0794	0.0872
0.8	0.0605	0.0729	0.0965	0.0927	0.1000
0.9	0.0713	0.0839	0.1075	0.1080	0.1148
1	0.0834	0.0963	0.1199	0.1252	0.1314
1.1	0.0968	0.1101	0.1336	0.1443	0.1500
1.2	0.1117	0.1253	0.1487	0.1654	0.1704
1.3	0.1279	0.1418	0.1652	0.1885	0.1928
1.4	0.1454	0.1596	0.1830	0.2135	0.2171
1.5	0.1644	0.1788	0.2021	0.2404	0.2433
1.6	0.1847	0.1994	0.2226	0.2693	0.2714

Tab. A.4: Vypočtené hodnoty poláry letounu

A.9 Diagramy použité při výpočtu momentové čáry letounu



Obr. A.8: Diagramy pro výpočet momentové čáry[11][18]

A.10 Výkres sestavy motorového lože

A.11 CD