

TECHNICKÁ UNIVERZITA V LIBERCI

Fakulta strojní



STUDIE ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU MALÉHO
LETOUNU

Bakalářská práce

Studijní program: B 2301 – Strojní inženýrství

Studijní obor: 2301R000

Autor práce: Tomáš Chmelař

Vedoucí práce: Doc. Ing. Miroslav Malý, CSc.

Zadání

Prohlášení

Byl jsem seznámen s tím, že na mou bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č.121/2000 Sb., o právu autorském, zejména § 60 - školní dílo.

Beru na vědomí, že Technická univerzita v Liberci (TUL) nezasahuje do mých autorských práv užitím mé bakalářské práce pro vnitřní potřebu TUL.

Užiju-li bakalářskou práci nebo poskytnu-li licenci k jejímu využití, jsem si vědom povinnosti informovat o této skutečnosti TUL; v tomto případě má TUL právo ode mne požadovat úhradu nákladů, které vynaložila na vytvoření díla, až do jejich skutečné výše.

Bakalářskou práci jsem vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a na základě konzultací s vedoucím mé bakalářské práce a konzultantem.

Současně prohlašuji, že tištěná práce se shoduje s elektronickou verzí, vloženou do IS STAG.

Datum:

Podpis:.....

Poděkování

Rád bych tímto poděkoval svému vedoucímu bakalářské práce panu Doc. Ing. Miroslavu Malému za jeho cenné rady a trpělivost při plnění tohoto úkolu. Poděkování taktéž patří mému konzultantovi panu Ing. Radku Sejbalovi za odborné rady a předané zkušenosti. Dále chci poděkovat rodině, zejména otci a matce, panu Lubomírovi Chmelařovi a paní Miroslavě Chmelařové, bez kterých bych neměl možnost studovat a sourozencům Lubošovi a Miroslavě a přítelkyni Veronice, kteří mě podporovali jak v časech dobrých, tak i v nejtěžších.

Abstrakt

Tématem bakalářské práce je studie záchranného systému pro malý sportovní letoun. V první části toho dokumentu je ukázka záchranných systémů u letadel kategorie všeobecného letectví. Dále je vypracována statistika nehod těchto letadel a ukazuje tak nutnost a význam záchranného systému v letectví. Další část publikace je věnována popisu funkce záchranného padákového systému. Praktická část se zabývá studií instalace záchranného padákového systému s ohledem na zkoušený letoun. Početní část se věnuje silám, které vznikly při aktivaci záchranného padákového systému a dále postup výpočtu kotvícího uzlu na draku letounu. Poslední část se zaměřuje rozbořem hmot na letadle po instalaci záchranného padákového systému. Výstupem a výsledkem této práce je návrh zástavby záchranného systému na letoun z kategorie všeobecného letectví.

Klíčová slova:

Záchranný systém, padákový systém, všeobecné letectví, hmotnost, síla, těžiště

Abstract

The topic of this bachelor thesis is Studies of Parachute recovery systém for a small airplane. In the first part of this document is an illustration of emergency systems for aircraft of genetal aviation category. It is also prepared an accidents statistic of these and shows the need and importance of Parachute recovery systém in aviation. Another part of the book is devoted to describing the function of the Parachute recovery system. The practical part deals with the study of the rescue parachute installation system with regard to the test aircraft The numerical part is devoted to the forces incurred during activation of the parachute recovery system and method of calculation of anchor node on the airframe. The last part deals with the analysis of materials on the plane after the installation of the parachute recovery system. Output and outcome of this publication is design proposal of recovery system on the aircraft of general aviation.

Keywords:

The Parachure recovery system, parachute systém, general aviation, mass, force, gravity

Obsah

1	ÚVOD	13 -
1.1	LETOUN VUT100 COBRA	14 -
1.2	NÁKRES TESTOVANÉHO LETOUNU VUT100-131L.....	15 -
2	ZABEZPEČOVACÍ A ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY V LETECTVÍ	16 -
2.1	ZABEZPEČOVACÍ SYSTÉMY	16 -
2.1.1	ELEKTRONICKÉ SYSTÉMY	16 -
2.1.2	TKS – ICE PROTECTION SYSTÉM.....	17 -
2.2	ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY	18 -
2.2.1	AIRBAGY A SIDESTICK	18 -
2.2.2	PADÁKOVÉ SYSTÉMY	19 -
2.3	OSTATNÍ BEZPEČNOSTNÍ VÝBAVA LETADEL.....	21 -
3	VÝZNAM A FUNKCE PADÁKOVÉHO ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU -	22 -
3.1	VÝZNAM ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	22 -
3.1.1	STATISTIKA NEHOD S OHLEDEM NA POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	22 -
3.1.2	VSTUPNÍ ÚDAJE PŘI SETAVENÍ STATISTIKY NEHOD	23 -
3.1.3	NÁZORNÝ VÝBĚR ZE STATISTIKY NEHODOVOSTI - ROK 2012	24 -
3.2	VÝSLEDKY STATISTIKY NEHODOVOSTI LETOUNŮ CIRRUS	25 -
3.2.1	SOUHRN NEHOD A JEJICH PŘÍČINY.....	25 -
3.2.2	SOUHRN POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU.....	26 -
3.2.3	ÚSPĚŠNOST ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	27 -
3.3	FUNKCE PADÁKOVÉHO ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU	29 -
3.3.1	AKTIVACE SYSTÉMU.....	29 -
3.3.2	PŘENOS AKTIVAČNÍCH SIL	29 -
3.3.3	ODPÁLENÍ RAKETY	30 -
3.3.4	NASAZENÍ ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU	30 -
3.3.5	BEZPEČNÝ SESTUP LETOUNU NA ZEM	31 -
4	NÁVRH A ZPRACOVÁNÍ KONSTRUKČNÍHO PŘEVODNÍHO ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU	33 -
4.1	MOŽNOSTI ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU.....	34 -
4.1.1	ODHAD PARAMETRŮ.....	34 -
4.1.2	MOŽNOSTI UMÍSTĚNÍ ZÁSTAVBY	35 -
4.2	MOŽNOSTI ZÁSTAVBY V ZADNÍ ČÁSTI TRUPU.....	38 -
4.2.1	VARIANTA A- UMÍSTĚNÍ NA PODLAZE ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU	38 -
4.2.2	VARIANTA B- UMÍSTĚNÍ NA STROPNÍ PANEL ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU	39 -
4.2.3	VARIANTA C- UMÍSTĚNÍ ZA SEDADLA DO ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU	40 -
4.2.4	VÝBĚR FINÁLNÍ VARIANTY	41 -
4.3	KOTVENÍ NOSNÝCH LAN	42 -
4.3.1	MOŽNOSTI KOTVENÍ NOSNÝCH LAN	42 -
4.3.2	VIZUALIZACE VYBRANÉHO KOTVÍČÍHO UZLU NA POŽÁRNÍ PŘEPÁŽCE	43 -
4.4	VEDENÍ NOSNÝCH LAN	44 -
4.4.1	MOŽNOSTI VEDENÍ NOSNÝCH LAN	44 -
4.5	UMÍSTĚNÍ AKTIVAČNÍ PÁKY	46 -
4.5.1	MOŽNOSTI UMÍSTĚNÍ AKTIVAČNÍ PÁKY	46 -

4.5.2	VIZUALIZACE VYBRANÉHO UCHYCENÍ AKTIVAČNÍ PÁKY	- 47 -
4.6	3D VIZUALIZACE ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU VE VYBRANÉ ZÁSTAVBĚ	- 48 -
4.6.1	DEFINICE SOUŘADNÉHO SYSTÉMU	- 48 -
4.6.2	3D VIZUALIZACE UMÍSTĚNÍ SYSTÉMU V TRUPU	- 49 -
4.6.3	3D VIZUALIZACE ROZMÍSTNĚNÍ KOMPONENT V BOXU	- 50 -
4.7	ZÁVĚR KAPITOLY	- 51 -
5	VÝPOČET PARAMETRŮ PADÁKOVÉHO SYSTÉMU A DIMENZOVÁNÍ KONSTRUKČNÍHO UZLU	- 52 -
5.1	OBECNÝ VÝPOČET PARAMETRŮ A GEOMETRIE PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 52 -
5.1.1	OBECNÁ GEOMETRIE KRUHOVÉHO PADÁKU A JEHO CHARAKTERISTICKÉ PRVKY	- 52 -
5.1.2	SILOVÁ ROVNOVÁHA V USTÁLENÉM REŽIMU KLESÁNÍ	- 54 -
5.2	VÝPOČET RÁZOVÉ SÍLY PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 56 -
5.3	ROZKLAD SIL DO NOSNÝCH LAN	- 60 -
5.3.1	ROZKLAD SIL DO PŘEDNÍCH NOSNÝCH LAN V MOMENTĚ AKTIVACE ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 60 -
5.3.2	ROZKLAD SIL V USTÁLENÉM REŽIMU KLESÁNÍ	- 62 -
5.4	DIMENZOVÁNÍ KOTVÍČÍHO UZLU	- 64 -
5.4.1	STANOVENÍ VELIKOSTI ZÁVITU ŠROUBU	- 64 -
5.4.2	KONTROLA ŠROUBOVÉHO SPOJE PŘI USTÁLENÉM KLESÁNÍ	- 66 -
5.5	ZÁVĚR KAPITOLY	- 69 -
6	HMOTOVÝ ROZBOR A STANOVENÍ POLOHY TĚŽIŠTĚ ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 70 -
6.1	HMOTOVÝ ROZBOR BEZ POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 71 -
6.1.1	HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK VYSUNUTÝ	- 71 -
6.1.2	HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK ZASUNUTÝ	- 72 -
6.2	TĚŽIŠTĚ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 72 -
6.3	HMOTOVÝ ROZBOR VČETNĚ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU	- 73 -
6.3.1	CELKOVÝ HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK VYSUNUTÝ	- 73 -
6.3.2	CELKOVÝ ROZBOR – PODVOZEK ZASUNUTÝ	- 73 -
6.4	PODMÍNKY PRO PŘÍPADNÉ VYUŽITÍ	- 74 -
7	ZÁVĚR	- 76 -
8	POUŽITÁ LITERATURA	- 77 -
9	SEZNAM PŘÍLOH	- 79 -

Seznam obrázků

Obr. 1 – Letoun VUT100 (zdroj [7]).....	14
Obr. 2 – Třípohledový náčrt letounu VUT100-131i (zdroj [2])	15
Obr. 3 – Navigace GARMIN na letounu Cirrus (zdroj [8])	17
Obr. 4 – TKS-Ice Protection system na letounu Cirrus (zdroj [9])	17
Obr. 5 – Airbagy a sidestickové ovládání řízení na letounu Cirrus (zdroj [10])...	18
Obr. 6 – Airbagy a sidestickové ovládání řízení na letounu Cirrus (zdroj [10])...	18
Obr. 7 – Polosf.padáček se sliderem (zdroj [11])	18
Obr. 8 – Padáček typu křídlo (zdroj [12]).....	18
Obr. 9 – Rotující padáčky (zdroj [13]).....	19
Obr. 10 – Speciální padáčky (zdroj [14]).....	19
Obr. 11 – Polosférický padáček s hustou sítí lanek (zdroj [22]).....	20
Obr. 12 – Polosférický padáček se stabilizujícím padáčkem (zdroj [23]).....	20
Obr. 13 – Současná bezpečnostní výbava letounu VUT100. (zdroj [2])	21
Obr. 14 – Cirrus SR22 (zdroj [15])	23
Obr. 15 – UT100 Cobra (zdroj [22])	23
Obr. 16 – Uložení aktivační rukojeti na letounu CIRRUS (zdroj [18])	29
Obr. 17 – Raketa na tuhé palivo a bowdenové vedení (zdroj[19]).....	30
Obr. 18 – Ilustrace simulace výstřelu systému na testovacím letounu.....	31
Obr. 19 – Sled událostí po výstřelu CAPS systému na letounu CIRRUS.....	32
Obr. 20 – Prezentační obrázek s řezem konstrukcí letounu VUT100 Cobra	33
Obr. 21 – Trup letounu VUT100 Cobra s uvažováním zástavby zách. padáčkového systému	35
Obr. 22 – Trup letounu VUT100 Cobra- možnost zástavby vpředu	36
Obr. 23 – Trup letounu VUT100 Cobra- možnost zástavby vzadu	37
Obr. 24 – Zástavba vzadu – varianta A	38
Obr. 25 – Zástavba vzadu – varianta B	39
Obr. 26 – Zástavba vzadu – varianta C	40
Obr. 27 – Zástavba vzadu – výběr vítězné varianty	41
Obr. 28 – Možnosti kotvení na letounu VUT100 Cobra.....	42
Obr. 29 – Možnosti kotvení na letounu VUT100 Cobra – pohled shora	43
Obr. 30 – Vizualizace uvažovaného kotvícího uzlu.....	42
Obr. 31 – Možnosti vedení lan podél dveří draku letounu VUT100 Cobra.....	44
Obr. 32 – Možnosti vedení lan středem kokpitu letounu VUT100 Cobra	45
Obr. 33 – Možnost umístění instalace aktivační páky mezi hlavami pilotů	46
Obr. 34 – Možnost umístění instalace aktivační páky – mezi sedadly pilotů	46
Obr. 35 – Umístění instalace aktivační páky – mezi sedadly pilotů (zdroj [22])..	47
Obr. 36 – Definice souřadného systému	48
Obr. 37 – 3D umístění systému v trupu.....	49

Obr. 38 – 3D rozmístění komponent v boxu	50
Obr. 39 – Polosférický kruhový padák-popis částí (zdroj [21])	53
Obr. 40 – Ilustrace rozkladu sil na polosférickém kruhovém padáku	54
Obr. 41 – Schéma rozložení rázové otevírací síly v ose X-Z	60
Obr. 42 – Schéma rozložení sil při ustáleném klesání v ose X-Y	62
Obr. 43 – Šroubové spojení úchytky na požární přepážce	64
Obr. 44 – Šroubové spojení úchytky na požární přepážce -zatížení v ose	66
Obr. A. 1 – Obrázek zástavby záchranného systému	A
Obr. B. 1 – Obrázek zástavby záchranného systému včetně obálky letounu	B

Seznam použitých tabulek

Tab. 1 – Prezentační výběr ze statistiky nehodovosti pro rok 2012	24
Tab. 2 - Tabulka výsledných vypočtených hodnot	50
Tab. 3 - Tabulka výsledků vypočtených sil	63
Tab. 4 - Tabulka výsledků vypočtených sil	63
Tab. 5 - Tabulka vstupních parametrů pro výpočet smykové zatížení	65
Tab. 6 - Vstupní parametry pro výpočet tahového zatížení	67
Tab. 7 - Vstupní parametry pro výpočet tlaku v závitech	67
Tab. 8 – Tabulka výsledků vypočtených veličin z kapitoly 5	69
Tab. 9 - Tabulka hmotové rozboru-podvozek vysunutý (zdroj[4]	71
Tab. 10 – Tabulka hmotové rozboru-podvozek zasunutý (zdroj[4])	72
Tab. 11 – Tabulka těžiště	72
Tab. 12 – Tabulka celkového hmotového rozboru-podvozek vysunutý	73
Tab. 13 – Tabulka celkového hmotového rozboru-podvozek zasunutý	73
Tab. C. 1 – Tabulka hmotnostních konfigurací letounu VUT100 (zdroj[4])	C
Tab. D. 1– Slotové padáky (zdroj[4])	D
Tab. D. 2 – Slotové padáky (zdroj[4])	D

Seznam použitých grafů

Graf 1 – Souhrn nehod letounů CIRRUS	25
Graf 2 - Příčiny nehod letounů CIRRUS.....	26
Graf 3 - Souhrn použití CAPS systému	26
Graf 4 - Četnost použití CAPS systému v čase	27
Graf 5 - Úspěšnost použití CAPS systému	28
Graf 6 - Úspěšnosti při nepoužití CAPS systému	28
Graf D.1 - Průběh odporového koeficientu s rychlostí ustáleného klesání	D
Graf D. 2 - Zmírňující koeficient X1. (zdroj[4])	D

Seznam použitých symbolů

V_{GRS}	- objem balení padáku	[l]
V_{CESSNA}	- objem balení padáku	[l]
V_{S07}	- objem balení padáku	[l]
V_{teor}	- objem balení padáku teoretický	[l]
V	- objem balení padáku skutečný	[l]
k_{bezp}	- opravný koeficient objemu padáku	[l]
S_O	- nominální plocha vrchlíku	[m ²]
D_O	- nominální průměr vrchlíku	[m]
D_C	- konstrukční průměr vrchlíku	[m]
S_P	- projekční plocha	[m ²]
D_p	- průměr projekční plochy	[m]
S_C	- konstrukční plocha	[m ²]
α	- úhel náběhu	[°]
T	- tangenciální složka síly absolutní soustavy	[N]
N	- normálová složka síly absolutní soustavy	[N]
L	- složka vztlaku aerodynamické soustavy	[N]
D	- složka odporu aerodynamické soustavy	[N]
C_T	- koeficient tangenciální složky	[-]
C_N	- koeficient normálové složky	[-]
C_L	- koeficient vztlakové složky	[-]
C_D	- koeficient odporové složky	[-]
S	- obecná plocha padáku	[m ²]
q	- dynamický tlak	[kg · m ⁻¹ · s ⁻¹]
v_o	- rychlost ustáleného letu	[m · s ⁻¹]
v_T	- rychlost ustáleného sestupu	[m · s ⁻¹]
α	- úhel nabíhajícího proudu vzduchu	[°]
G	- celková tíhová síla	[N]
m_c	- celková hmotnost zátěže	[kg]
g	- tíhové zrychlení	[m · s ⁻²]
ρ	- hustota suchého vzduchu	[kg · m ⁻³]
$C_{Dcelk.}$	- koeficient odporu celkový	[-]
C_{Di}	- koeficient odporu letounu	[-]
C_{Dp}	- koeficient odporu padáku	[-]
F_{RO}	- rázová otevírací síla	[N]
C_X	- konstanta otevírací síly	[-]

X_1	- koeficient otevírací rázové síly	$[-]$
R_O	- procento otevření vrchlíku	$[-]$
F_{RO}	- rázová otevírací síla	$[N]$
R_{X1}	- síla do pravého předního závěsu v ose X	$[N]$
R_{X2}	- síla do levého předního závěsu v ose X	$[N]$
F_{NL1}	- síla do pravého předního nosného lana	$[N]$
F_{NL2}	- síla do levého předního nosného lana	$[N]$
R_Y	- síla do pravého předního závěsu v ose X	$[N]$
R_{Y2}	- reakční odporová síla	$[N]$
R_e	- mez elacity v tahu materiálu	$[N \cdot mm^{-2}]$
R_m	- mez pevnosti v tahu materiálu	$[N \cdot mm^{-2}]$
p_D	- dovolený tlak v závitech	$[N \cdot mm^{-2}]$
σ_{Dt}	- dovolené tahové napětí	$[N \cdot mm^{-2}]$
τ_{SD}	- dovolené smykové napětí	$[N \cdot mm^{-2}]$
l_{min}	- nejmenší styčná délka dřívku	$[mm]$
τ	- smykové napětí	$[N \cdot mm^{-2}]$
d_2	- střední průměr šroubu	$[mm]$
p_S	- tlak v nejmenší styčné ploše	$[N \cdot mm^{-2}]$
m_1	- výška matice	$[mm]$
h	- velikost zašroubování	$[mm]$
S	- plocha	$[mm^2]$
σ_t	- tahové napětí	$[N \cdot mm^{-2}]$
p	- tlak v závitech	$[N \cdot mm^{-2}]$
i	- počet závitů	$[-]$
P_z	- rozteč závitů	$[mm]$
d	- vnější průměr závitu šroubu	$[mm]$
D_1	- vnitřní průměr závitu matice	$[mm]$
m	- hmotnost padáku	$[kg]$

1 ÚVOD

Tato práce se zabývá návrhem záchranného padákového systému pro letouny malé a střední velikosti, spadající do skupiny všeobecného letectví (v anglickém jazyce „general aviation“), tj. letouny se standardně maximální vzletovou hmotností do 5 760kg. Návrh záchranného padákového systému je rozdělen do jednotlivých kapitol.

Kapitola první se zabývá seznámením s prací a okrajově seznámením s letounem, který nám při projektu posloužil jako pracovní prvek pro úvahu aplikace záchranného padákového systému a tedy prvek, pro který je tento projekt sestaven. V kapitole druhé se zabýváme typy zabezpečovacích a záchranných systémů, které se ve všeobecném letectví běžně používají s ohledem na hmotnostní kategorii uvažovaného letounu. V třetí kapitole je podrobnější analýza významu (statistika nehod) a funkce padákového systému. Součástí třetí kapitoly je taktéž studie možností zástavby záchranného padákového systému na zkoušený letoun a nastínění možností a nejlepší možné cesty při návrhu zástavby včetně požadavků na záchranný padákový systém. V kapitole čtvrté řešíme návrh a zpracování konstrukčního provedení zástavby. Pátá kapitola se týká silových poměrů na padáku a na letounu, dále je řešena pevnostní kontrola konstrukčního uzlu. V šesté kapitole se zabýváme hmotovým rozbořem a polohou těžiště záchranného padákového systému a to v poloze jak zasunutého podvozku, tak i vysunutého.

Celý návrh je pro malý sportovní letoun VUT100 Cobra, který byl schválen Úřadem pro civilní letectví České republiky podle předpisu FAR/CS-23. Letoun VUT100 Cobra je již navržen a proto je koncept omezen jak prostorově, tak hmotnostně.

Cíle práce jsou:

- vytvoření přehledu zabezpečovacích a záchranných systémů u letadel
- rozbor významu a přínosu záchranného padákového systému při záchraně životů
- soupis požadavků na záchranný padákový systém a popis funkce systému
- hrubý návrh zástavby na zkoušeném modelu
- zhodnocení návrhu z hlediska vlivu na konstrukci (hmotový rozbor)

1.1 LETOUN VUT100 COBRA

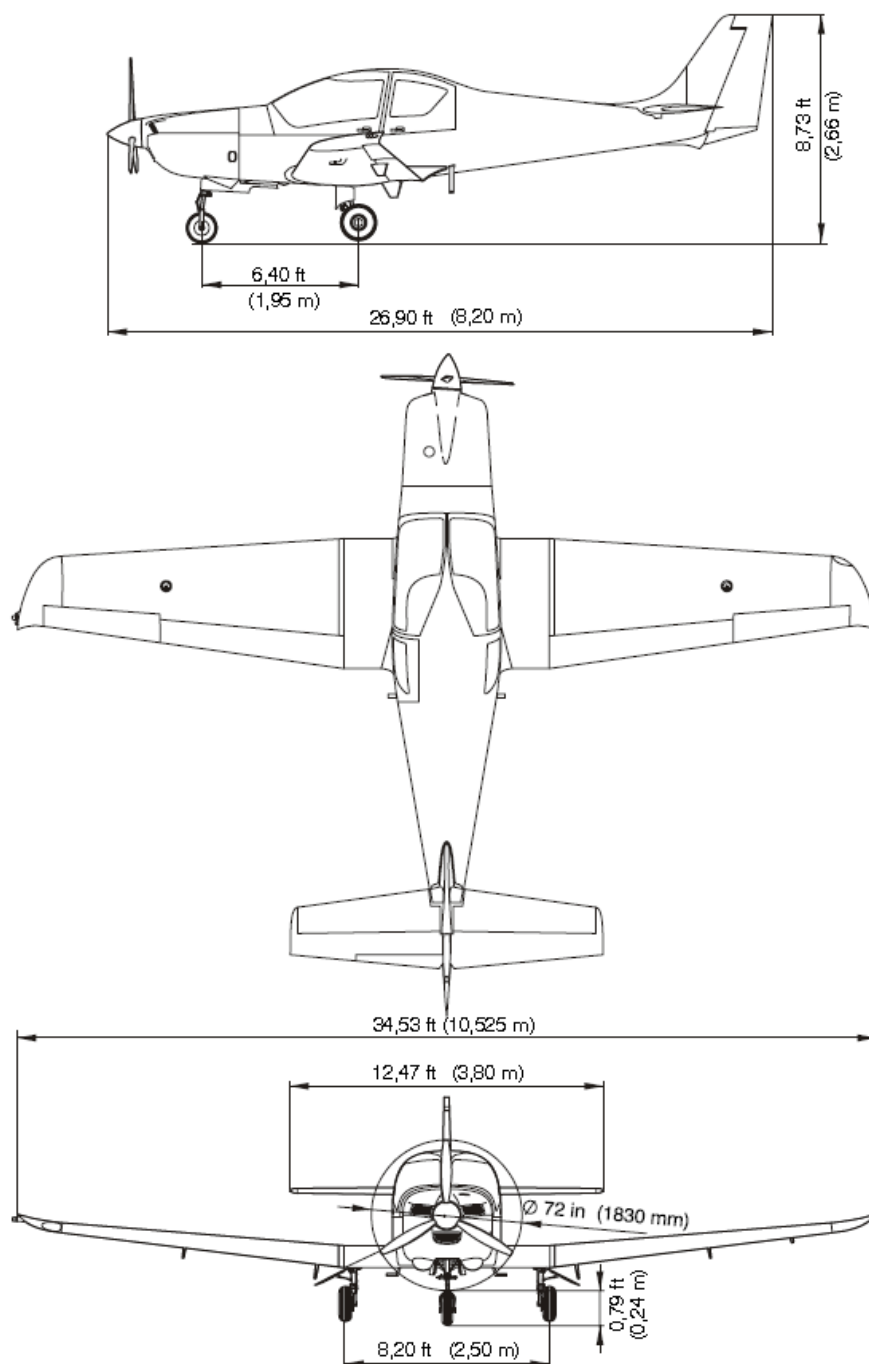
VUT100 Cobra je malý sportovní letoun. Je koncipován, jako jednomotorový čtyřmístný, dolnoplošník, celokovové moderní konstrukce. Letoun má klasické uspořádání ocasních ploch a je vybaven tříkolovým zatahovacím podvozkem příďového typu. Je poháněn pístovým, plochým, vzduchem chlazeným šestiválcovým motorem **IO-540-B1A** (výrobce Textron Lycoming). Motor nemá reduktor a je vybaven vstříkovacím zařízením. Maximální vzletový výkon motoru je 315 HP (235 kW). Vrtule **MTV-9-B/198-52** (výrobce MT – Propeller) je třílistá, stavitelná s konstantními otáčkami.

Letoun byl navržen ve dvou motorových verzích. Model VUT100-120i Cobra je poháněn motorem Lycoming o výkonu 200 HP, zatímco model VUT100-131i SuperCobra motorem Lycoming o výkonu 315 HP. Letoun je určen pro výcvik, cestování a všeobecné komerční využití.[3]



Obr. 1 – letoun VUT100 (zdroj [7])

1.2 NÁKRES TESTOVANÉHO LETOUNU VUT100-131I



Obr. 2 – Třípohledový nákres letounu VUT100-131i (zdroj [2])

2 ZABEZPEČOVACÍ A ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY V LETECTVÍ

V této kapitole se budeme zabírat zabezpečovacími a záchrannými systémy, které se používají u malých letadel „UL a LA“ (ultralehká a lehká) a taktéž u letadel z kategorie „všeobecného letectví“ a uvedeme si přehled těchto systémů. Kapitola je zpracována s ohledem na letouny v provozu.

Přes všechny níže uvedené zabezpečovací a záchranné systémy je třeba mít na paměti, že nejdůležitějším faktorem, který mezi systémy nebude uveden a má největší vliv na záchranu letadla a zejména na záchranu lidského života je pilot a jeho zkušenosti.

2.1 ZABEZPEČOVACÍ SYSTÉMY

Tato podkapitola se zabývá zabezpečovacími systémy na letounu v provozu a tedy systémy pro usnadnění letu a řízení letounu.

2.1.1 ELEKTRONICKÉ SYSTÉMY

Mezi elektronické systémy zajišťující bezpečnost při letu patří prvotně navigace (u větších letadel i autopilot), dále pak systémy, které jsou schopny udávat informace nejen o aktuální meteorologické situaci, ale taktéž včas varovat například před hrozcí srážkou s jiným letadlem nebo terénem. Mezi největšího dodavatele elektronických systémů do letadel patří jednoznačně společnost GARMIN.

Elektronických systémů (avioniky) existuje nesčetná škála a podrobnější analýza by mohla být tématem zvlášť pro další publikaci.



Obr. 3 – Navigace GARMIN na letounu Cirrus (zdroj [8])

2.1.2 TKS – ICE PROTECTION SYSTÉM

Dalším z prvků směřujícím ke zvýšení bezpečnosti letadla, je instalace ochranného systému proti námraze a to na náběžnou hranu křídla, kde pracuje na principu distribuce glykolové kapaliny na kritická místa. Náběžná hrana je v případě použití odmrazovacího systému vyrobena z tenkého titanového plechu, jehož povrch má velké množství laserem vyrobených mikropórů, do kterých je v případě potřeby čerpadlem vtlačena kapalina na bázi glykolu, tvořící po hloubce profilu mikroskopický ochranný film proti námraze.



Obr. 4 – TKS-Ice Protection system na letounu Cirrus (zdroj [9])

2.2 ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY

Tato podkapitola se zabývá záchrannými systémy na letounu v provozu a tedy systémy pro zvýšení šance na přežití posádky. Podkapitola je věnována jak nejběžnějším systémům (airbagy a sidestick), tak i právě padákovým systémům, které již tak běžné nejsou.

2.2.1 AIRBAGY A SIDESTICK

V letectví je to asi zcela jedinečné, kdy se airbagy umisťují u středních a malých letadel do popruhů předních sedadel. Ty, podobně jako v automobilu, tlumí následky v případě čelního nárazu. Ke zmírnění možnosti poraněním při nárazu přispívá i ovládání letadla vyřešené tzv. „sidestickovým“ umístěním (podobně jako u dopravních letadel Airbus 320) a tedy po stranách pilotního prostoru.



Obr. 5 a Obr. 6 – Airbagy a sidestickové ovládání řízení na letounu Cirrus (zdroj 10j)

2.2.2 PADÁKOVÉ SYSTÉMY

V této kapitole je uveden přehled nejpoužívanějších typů a geometrií padáků s velkou produkcí odporu současné doby:

- a) *Padák polosférický se stabilizujícím padákem* – typické pro nesymetrická tělesa
- b) *Padák polosférický s hustou sítí závěsných lanek bez stabilizujícího padáku* – typické pro symetrická tělesa
- c) *Padák typu křídlo* – použití např.: u parašutistů
- d) *Polosférický typ padáku se sliderem (látkovým prstencem)* – použití u záchranných systémů u letadel všeobecného letectví
- e) *Cluster - seskupení polosférických padáků* – použití pro těžší břemena,
- f) *Rotující padáky* – použití pro snížení (utlumení) klesací rychlosti
- g) *Speciální padáky* – nafukující se vaky plynem (obdoba airbagu u automobilu)



Obr. 7 – Polosf.padák se sliderem (zdroj [11]) Obr. 8 – Padák typu křídlo (zdroj [12])



Obr. 9 – Rotující padáky (zdroj [13])



Obr. 10 – Speciální padáky (zdroj [14])



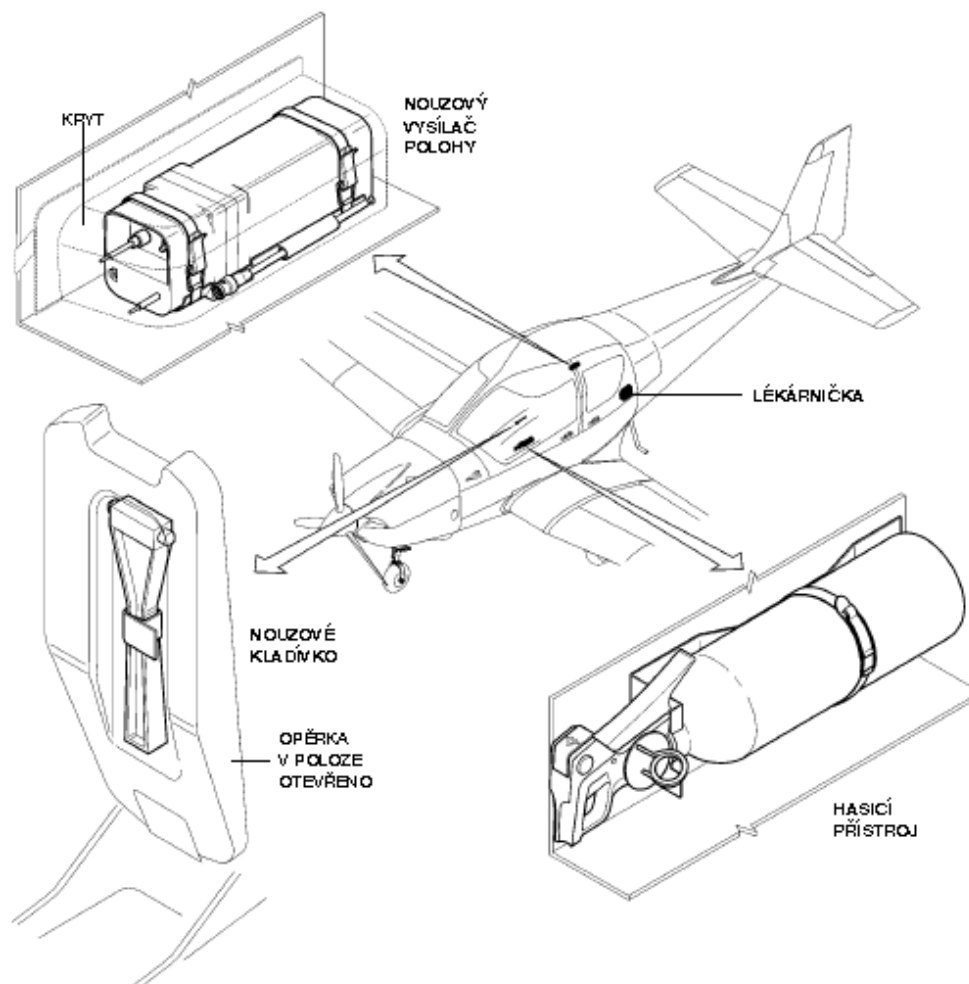
Obr. 11 – Polosférický padák s hustou sítí lanek (zdroj [22]) a Obr. 12 – Polosférický padák se stabilizujícím padákem (zdroj [23])

Padákový systém, s nímž budeme v této publikaci pracovat je „polosférický padák se sliderem“ (obr. 7). Podrobnější informace týkající se funkce padáku si probereme v kapitole 3, která se zabývá významem a právě funkcí záchranných padákových systémů.

2.3 OSTATNÍ BEZPĚČNOSTNÍ VÝBAVA LETADEL

Přes výše uvedené zabezpečovací systémy a záchranné systémy, které nám zajišťují a zvyšují celkovou bezpečnost letadla, nesmíme zapomenout taktéž na tyto základní komponenty, bez kterých se taktéž v případě nouze či ohrožení neobejdeme.

Těmito komponenty a zároveň základními bezpečnostními prvky jsou **hasicí přístroj, lékárnička (+kyslíková maska a to u větších letadel), záchranné vesty a ELT systém lokalizace letadla v případě nouze** (obdobu černé skříňky u velkých dopravních letadel).



Obr. 13 – Současná bezpečnostní výbava letounu VUT100. (zdroj [2])

3 VÝZNAM A FUNKCE PADÁKOVÉHO ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

První zmínky o padácích, tedy jejich předchůdcích se datují do staré Číny (cca před 2000 lety). Větší rozmach padákové systémy zažili někdy v 18. století a nejvíce populární se staly s příchodem světových válek.

Tato kapitola se zabývá významem padákového záchranného systému z hlediska statistiky nehodovosti u letadel kategorie „general aviation“. Dále bude uvedena funkce padákového záchranného systému a v závěru této kapitoly si ukážeme ilustrovaný průběh nasazení záchranného padákového systému.

3.1 VÝZNAM ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Význam a své pevné místo si padákový záchranný systém vybudoval již u ultralehkých a velmi lehkých letadel (kategorie do 450 kg, resp. do 750kg) a v dnešní době je tak součástí standardní výbavy většiny letounů těchto kategorií. Dnes však vývoj padáků obecně nabízí možnosti aplikace tohoto systému i pro těžší letouny a tedy letouny s vyšší maximální vzletovou hmotností. Tento „nový“ trend je v současné době rozšířen jen na Americkém kontinentu a tedy jeho rozvoj v Evropě, popřípadě na východě se dá očekávat v následujících letech.

3.1.1 STATISTIKA NEHOD S OHLEDEM NA POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Hlavní důvod, proč třeba se zabývat možností aplikace záchranného padákového systému do letadel s vyšší maximální vzletovou hmotností jsou výsledky následující statistiky nehod, kterou jsem provedl pro největšího výrobce letadel kategorie „general aviation“ **CIRRUS AIRCRAFT** a to za období posledních 15 let (1999 - leden 2014).

Podrobené modely v této analýze jsou **letouny SR20 a SR22**. Oba tyto letouny byly vybrány záměrně s ohledem na zkoušený **letoun VUT100 Cobra**, neboť všechny tři typy letounů spadají jako jednomotorové do stejné kategorie (general aviation) a spojuje je taktéž jejich téměř shodná maximální vzletová hmotnost, přičemž maximální vzletová hmotnost letounu **CIRRUS SR20** je **1386 kg**, **CIRRUS SR22** je **1542kg** a letoun **VUT100 Cobra** má maximální vzletovou hmotnost **1450 kg**.



Obr. 14– Cirrus SR22 (zdroj [15])



Obr. 15 – VUT100 Cobra (zdroj [22])

3.1.2 VSTUPNÍ ÚDAJE PŘI SETAVENÍ STATISTIKY NEHOD

Při sestavení statistiky nehod za období 1999 - leden 2014 pro letouny **CIRRUS** jsem vycházel z databází leteckých nehod „NTSB“ (National transportation safety board) a „ASN“ (Aviation safety network). [16][17]

Při analyzování jsem zaznamenával typ letounu, **příčinu nehody**, počet účastníků nehody a jejich zdravotní stav po nehodě, využití záchranného padákového systému a **úspěšnost záchranného padákového systému**.

3.1.3 NÁZORNÝ VÝBĚR ZE STATISTIKY NEHODOVOSTI - ROK 2012

ROK	POSÁDKA	NEZRANĚNÍ	ZRANĚNÍ	NEPŘEŽILO	TYP NEHODY	POUŽITÍ PADÁKU
2012	2	2	0	0	TEZ	ANO
2012	3	0	0	3	PIL	ANO
2012	1	0	0	1	JIN	-
2012	1	0	0	1	PIL	ANO
2012	2	0	0	2	PIL	NE
2012	4	4	0	0	TEZ	ANO
2012	2	0	0	2	JIN	-
2012	3	0	2	1	PIL	NE
2012	5	0	0	5	PIL	NE
2012	2	0	0	2	PIL	NE
2012	2	0	2	0	NAV	ANO
2012	1	0	1	0	TEZ	ANO

Tab.1 – Prezentační výběr ze statistiky nehodovosti pro rok 2012

LEGENDA A VYSVĚTLIVKY:

- *ROK* – rok nehody
- *POSÁDKA* – obsazenost letounu včetně pilota
- *NEZRANĚNÍ* – počet nezraněných či lehce zraněných
- *ZRANĚNÍ* – počet středně a těžce zraněných
- *NEPŘEŽILO* – počet nepřeživších
- *TYP NEHODY* – co nehodu způsobilo (např.: TEZ= technická závada na letounu, PIL= chyba pilota, NAV= navigace, JIN= jiné)
- *POUŽITÍ PAD. SYSTÉMU* – padákový systém byl či nebyl aktivován, nebo taktéž blíže neurčeno (-)
- *ÚSPĚŠNOST SYSTÉMU* – procentuální vyjádření úspěšnosti s ohledem na přeživší posádku

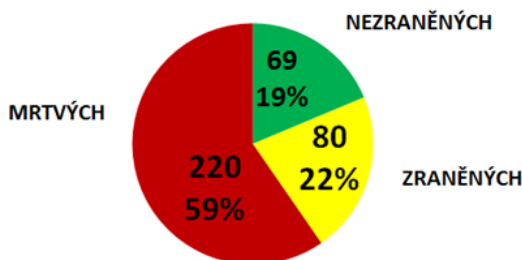
3.2 VÝSLEDKY STATISTIKY NEHODOVOSTI LETOUNŮ CIRRUS

3.2.1 SOUHRN NEHOD A JEJICH PŘÍČINY

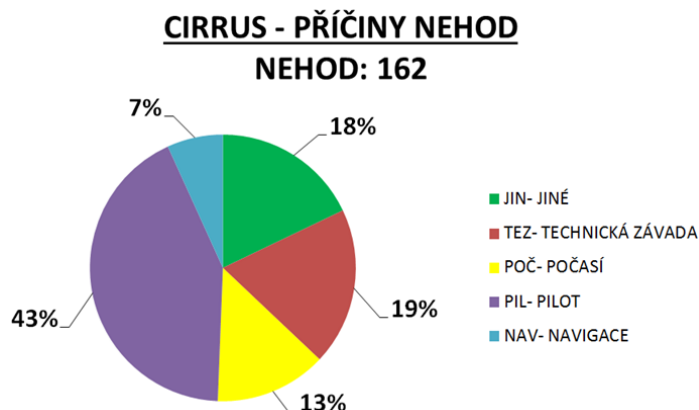
Ve statistice nehodovosti letounů *CIRRUS* se vyskytovalo celkem 162 nehod při obsazení 369 účastníků (jako účastníka bereme v úvahu pilota, člena letecké posádky či pasažéra). Z tohoto součtu při nehodách celkem zahynulo 220 účastníků, zraněno bylo 80 účastníků a nezraněno „pouhých“ 69 účastníků.

Jako nejčastější příčinou nehody bylo selhání pilota (43%; z čehož ve více než 50% případů šlo o nezvládnutí přistání), kde velkou roli hrály jeho zkušenosti a schopnosti v řízení letounu. Druhou největší příčinou nehody byla technická závada letounu (19%). Dále pak 18% tvořili jiné blíže nespecifikované okolnosti, které se nedaly úřadem NTSB dostatečně a objektivně analyzovat a dále pak zařadit (například pád letadla do moře za nejasných okolností). Čtvrtou nejčastější příčinou bylo počasí a jako poslední (pátá) definovaná příčina bylo selhání navigace (7%).

CIRRUS - SOUHRN NEHOD NEHOD: 162 / ÚČASTNÍKŮ: 369



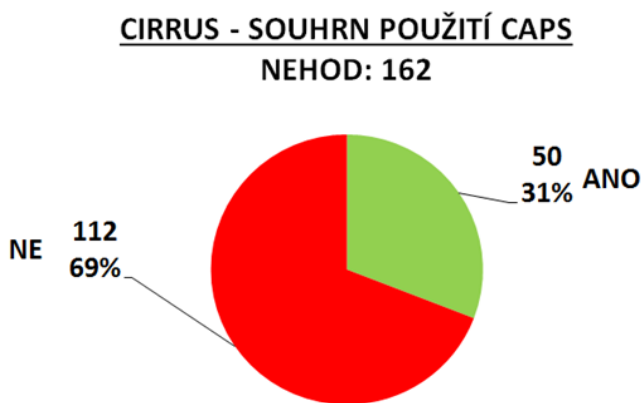
Graf 1 – Souhrn nehod letounů CIRRUS



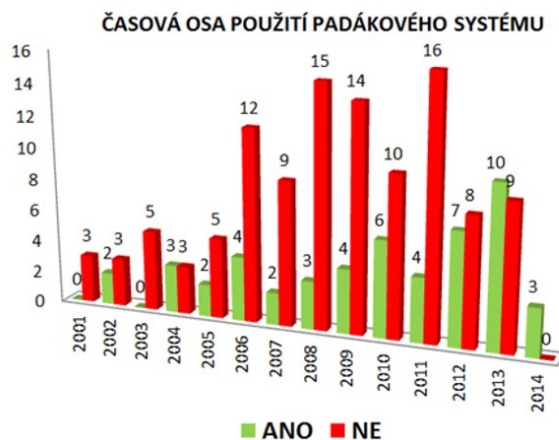
Graf 2 – Příčiny nehod letounů CIRRUS

3.2.2 SOUHRN POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Následující grafické závislosti vyjadřují souhrn použití záchranného padákového systému, v případě letounů CIRRUS se jedná o tzv. CAPS= Cirrus Airframe Parachute System. Další závislost ukazuje četnost použití padákového systému v závislosti na čase a tedy využití záchranného padákového systému piloty v posledních 15 letech.



Graf 3 – Souhrn použití CAPS systému



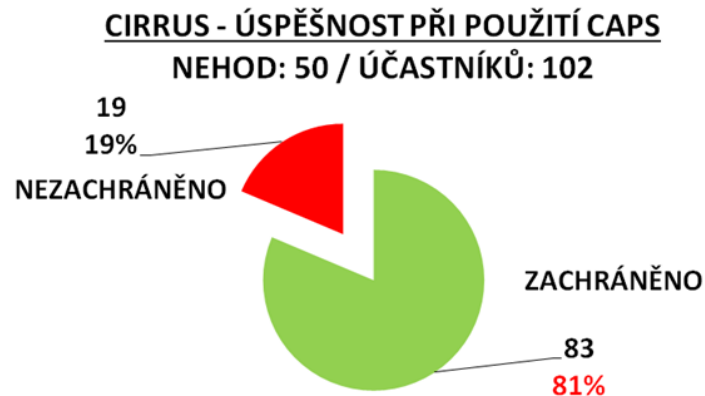
Graf 4 – Četnost použití CAPS systému v čase

Výše uvedené grafické závislosti, zejména týkající se souhrnu použití CAPS systému nám říká, že **piloti záchranný padákový systém aktivovali pouze v 31% a tedy v 50 případech**. Tento fakt je třeba však porovnat s časovou osou použití CAPS systému, která nám říká, že **počet využití a tedy aktivací záchranného padákového systému v posledních letech významně vzrostl**. Drtivá většina případů (69% z celkového souhrnu), kdy **nedošlo k aktivaci systému, bylo při přistání nebo vzletu** a tedy v podmínkách, kdy **není použití záchranného padákového systému objektivní z hlediska jeho 100% účinnosti (příliš malá výška)**. V těchto případech záleželo zejména na zkušenostech a schopnostech pilota řídit letoun.

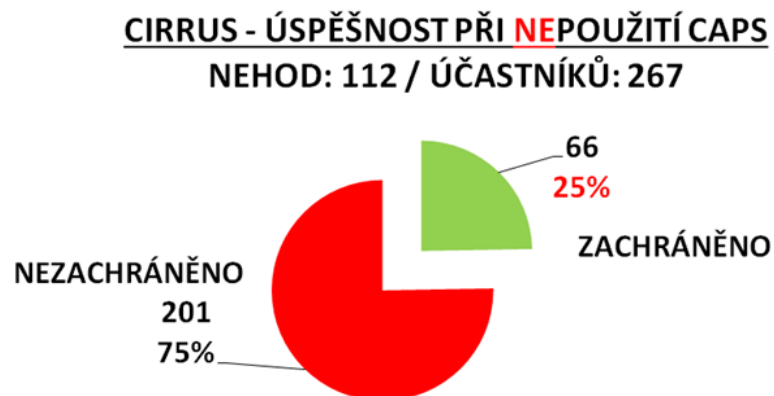
3.2.3 ÚSPĚŠNOST ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Na závěr kapitoly týkající se nehodovosti letounů *CIRRUS* jsem vyhodnotil úspěšnost při aktivaci CAPS systému v závislosti na účastnících letu, tedy dopady na přežití posádky letadla.

Pro zachování objektivního hodnocení jsem uvedl i výsledek analýzy pro dopady na přežití v případě, kdy záchranný padákový systém nebyl použit.



Graf 5 – Úspěšnost použití CAPS systému



Graf 6 – Úspěšnosti při nepoužití CAPS systému

Z výsledků obou provedených analýz je patrné, že v situaci, **kdy jsme nuceni aktivovat záchranný padákový systém a aktivujeme jej**, máme **81% šanci na to, že vyvážneme s minimální újmou na zdraví**, kdežto v **případech** kdy záchranný padákový systém **neaktivujeme**, máme **šanci na přežití pouze 25%**. Tyto čísla můžeme považovat jako stěžejní informace při úvaze aplikace záchranného systému do letadel.

3.3 FUNKCE PADÁKOVÉHO ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

Kapitola se zabývá funkcí záchranného systému, neboli situací, kdy je člen posádky (nejčastěji však pilot) nucen aktivovat záchranný padákový systém.

Nyní si v několika podkapitolách (krocích) popíšeme postup aktivace záchranného padákového systému až po jeho plné nasazení při úvaze nepříznivé situace, např.: došlo k selhání motoru.

3.3.1 AKTIVACE SYSTÉMU

Odjištěním pojistky a či ochranného pouzdra (umístění nejlépe do stropního panelu mezi piloty) a následným zatažením za aktivační rukojeť dochází k aktivaci systému.



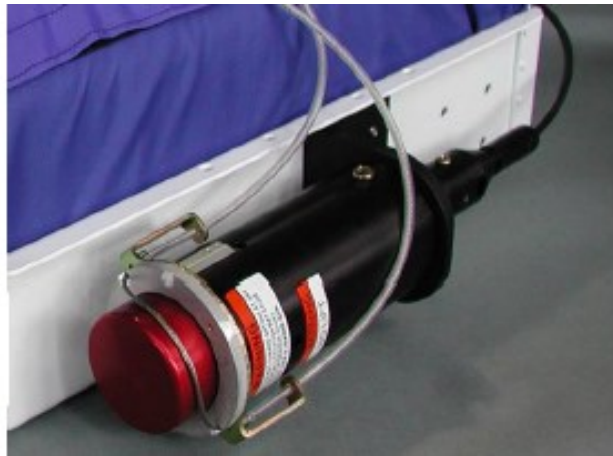
Obr. 16 – Uložení aktivační rukojeti na letounu CIRRUS (zdroj [18])

3.3.2 PŘENOS AKTIVAČNÍCH SIL

Zatížením rukojeti se pohyb přenáší mechanicky pomocí „bowdenového“ vedení (vysokopevnostní bowden s vnitřním teflonovým povrchem). Přenos je směřován k bicímu zařízení, které je součástí raketové soupravy.

3.3.3 ODPÁLENÍ RAKETY

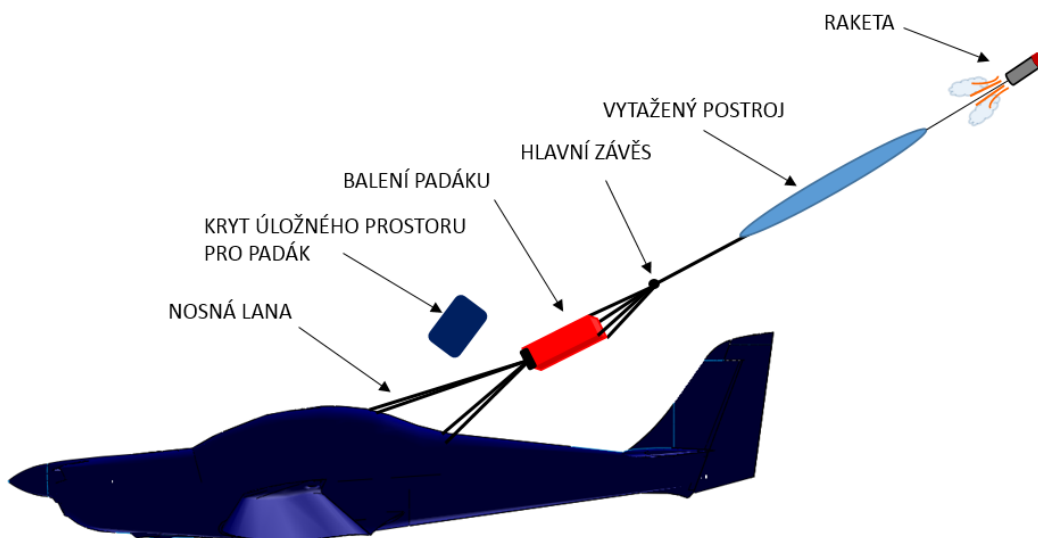
Bicí zařízení se pohybem (vyvolaným zatažením za rukojeť) začne natahovat. Po dosažení horní úvratě (maximální stlačení pružinky) se spouští úderník, který aktivuje dvě zápalky a ty pak náplň (tuhá pohonná hmota) v raketové komoře.



Obr. 17 – Raketa na tuhé palivo a bowdenové vedení (zdroj[19])

3.3.4 NASAZENÍ ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

Vlivem prudkého hoření náplně dochází k tvorbě plynů, které pod vysokým tlakem unikají z raketové komory ven a dále tak dochází k pohybu rakety směrem ven z letounu. Při samotném výstřelu dochází k proražení speciálně uzpůsobeného krytu „potahového typu“, který zakrývá úložný prostor záchranného padákového systému. Pro usnadnění proražení může být raketa opatřena hrotem.



Obr. 18- Ilustrace simulace výstřelu systému na testovacím letounu

3.3.5 BEZPEČNÝ SESTUP LETOUNU NA ZEM

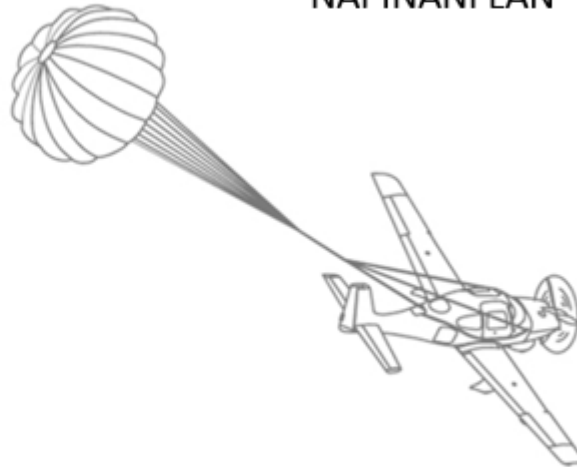
Po výstřelu rakety dochází k vytažení padákového systému, chráněného „čecholem“ (vak vrchlíku). Po jeho vytažení dochází k symetrickému shrnutí čecholu a tak k naplnění vrchlíku padáku vzduchem. Aby nedocházelo k nepřiměřenému přetížení, padák je opatřen sliderem (látkovým prstencem), jehož funkce spočívá ve snížení rychlosti otevření a tím snížení rázové rychlosti do konstrukce. V případě použití příliš velkého slideru dochází k příliš pomalému otevření padáku a naopak při použití slideru příliš malého dochází k nedostatečnému snížení rázových sil. Proto je důležitý, aby byl slider co možná nejlépe naladě.

Celý padákový systém je k letounu uchycen tří až čtyř bodově a to pomocí speciálních pásů z pružné kevlarové tkaniny.

**AKTIVACE ZÁCHRANNÉHO
SYSTÉMU**



**NAFUKOVÁNÍ PADÁKU,
NAPÍNÁNÍ LAN**



**ZPOMALOVÁNÍ KLESÁNÍ
VLIVEM ÚČINKU SLIDERU**



**SYSTÉM ZCELA NASAZEN,
BEZPEČNÝ SESTUP NA ZEM**



Obr. 19 – Sled událostí po výstřelu CAPS systému na letounu CIRRUS (zdroj[20])

4 NÁVRH A ZPRACOVÁNÍ KONSTRUKČNÍHO PROVEDENÍ ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

Kapitola se zabývá studií možné zástavby záchranného padákového systému do letounu VUT100 Cobra. Úvod kapitoly je věnován parametrům zástavbového prostoru, který je nutný pro „pohodlnou“ instalaci padákového systému. Dále si uvedeme možnosti vhodné zástavby na námi zvoleném letounu. Druhá část této kapitoly se pak zabývá konkrétním umístěním záchranného padákového systému a taktéž rozmístěním konstrukčních prvků (kotvení a vedení nosných lan a umístění aktivační páky).



Obr. 20 – Prezentační obrázek s řezem konstrukcí letounu VUT100 Cobra (zdroj[22])

4.1 MOŽNOSTI ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

Jak bylo uvedeno v úvodním slovu této kapitoly, budeme se v této kapitole zabývat parametry, resp. objemem, který je nutný pro provedení zástavby a dále pak umístěním této instalace a tedy instalace záchranného padákového systému na letadle. Již nyní můžeme říci, že možnosti umístění instalace na letounu VUT100 Cobra nám nabízí 2 možnosti a to umístění před těžiště letounu, na tzv. „požární přepážce“ nebo za těžiště letounu do zavazadlového prostoru.

4.1.1 ODHAD PARAMETRŮ

Při návrhu parametrů jsme se soustředili na objem a to z důvodu možnosti balení padákové systému na „míru“ (různé tvary balení) dodavatelem. Při otázce, jak velký objem je třeba, jsme se zaměřili na společnosti, které využívají či vyrábějí padákové systémy. Hodnoty objemů, ze kterých budeme vycházet, jsme získali z podkladů od níže uvedených firem s ohledem na kategorii letounu.

Objem jsme odhadovali na základě aritmetického průměru a k výsledku jsme přičetli opravný koeficient $k_{bezp} = 10 l$ z důvodu „úvahy objemu na bezpečné straně“.

Objemy padákových systémů:

Galaxy GRS s.r.o.: → padákový systém: **GRS 6-1400SDS**

→ objem: $V_{GRS} = 57,5 l$

Cessna Aircraft: → padákový systém: **BRS**

→ objem: $V_{CESSNA} = 147,5 l$

Stratos07 s.r.o.: → padákový systém: **MAGNUM**

→ objem: $V_{S07} = 64,5 l$

Výpočet parametru objemu V[l]:

$$V_{teor} = \frac{V_{GRS} + V_{CESSNA} + V_{S07}}{3} = \frac{57,5 + 147,5 + 64,5}{3} = 89,83l \quad (4.1.1)$$

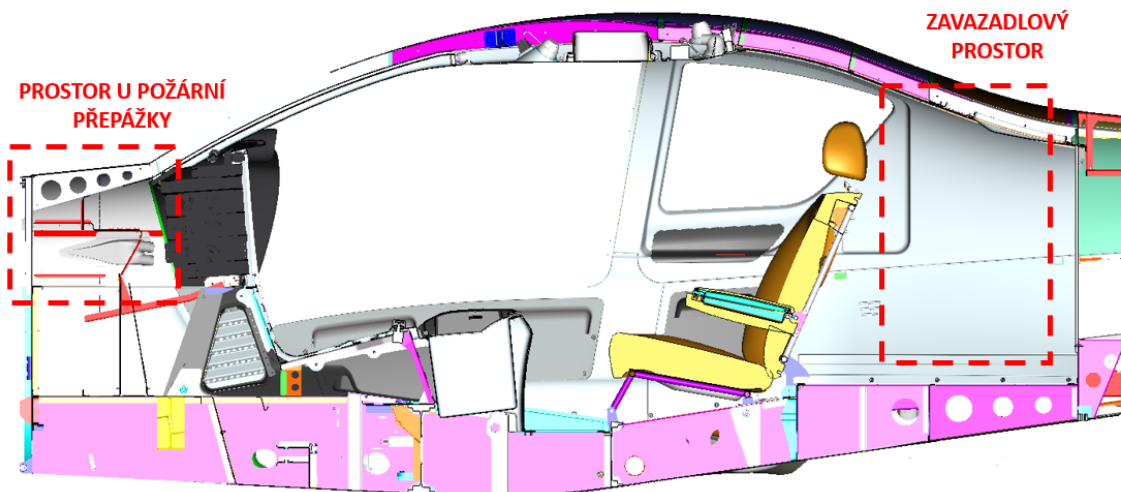
$$V = V_{teor} + k_{bezp} = 89,83 + 10 = 99,83l \quad (4.1.2)$$

Dílčí závěr - konečná volba objemu:

Vypočtený objem 99,83l jsme zaokrouhlili na **100 litrů**, z důvodu zjednodušení práce v dalších postupech při návrhu a modelování zástavby.

4.1.2 MOŽNOSTI UMÍSTĚNÍ ZÁSTAVBY

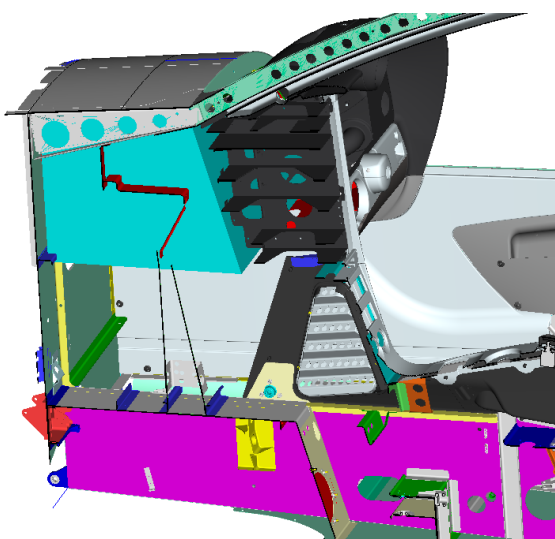
Při uvažování zástavby záchranného padákového systému můžeme na letounu VUT100 Cobra uvažovat dvě možnosti a to buď před těžištěm letounu na tzv. „požární přepážce“ nebo za těžištěm v místě zavazadlového prostoru. Každé umístění má své výhody a nevýhody a na ty je taktéž nutné brát ohled.



Obr. 21 – Trup letounu VUT100 Cobra s uvažováním zástavby zách. padákového systému

V případě, že budeme uvažovat možnost zástavby vpředu na „požární přepážce“ se uvažuje prostor mezi motorovým ložem a kokpitem (palubní deskou). Z hlediska vlivu na těžiště letounu je místo vhodné, což je jeho hlavní výhoda oproti umístění v zavazadlovém prostoru.

Velkou nevýhodou je objem, který je nutný z hlediska možné instalace záchranného padákového systému a taktéž částečně nutnost dořešení zástavby aktivací páky systému do palubní desky.

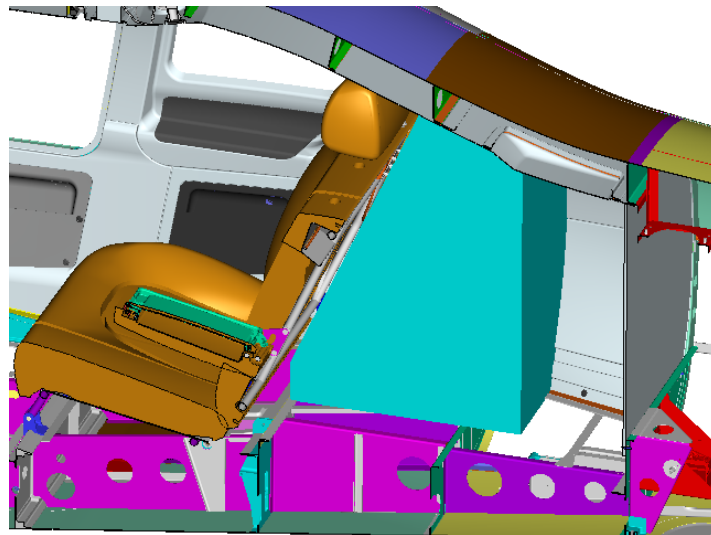


Obr. 22 – Trup letounu VUT100 Cobra- možnost zástavby vpředu

Druhá možnost zástavby, která se nám nabízí, je vzadu v zavazadlovém prostoru. Z hlediska vlivu na těžiště letounu je místo nevhodné v porovnání s variantou umístění vpředu. Další nevýhodou může být zmenšení zavazadlového prostoru o velikost zástavby záchranného systému.

Velkou výhodou umístění v zavazadlovém prostoru je z hlediska zástavby aktivací páky systému, která by se uvažovala mezi hlavami pilotů a to v místě, kde je nyní umístěna páka tzv. protivývrtkového padáku, který po provedení certifikace letounu již není nutný.

Další výhodou je široká oblast při úvaze směru výstřelu rakety systému a přístup k systému z hlediska servisu.



Obr. 23 – Trup letounu VUT100 Cobra- možnost zástavby vzadu

Dílčí závěr – úvaha zástavby vzadu:

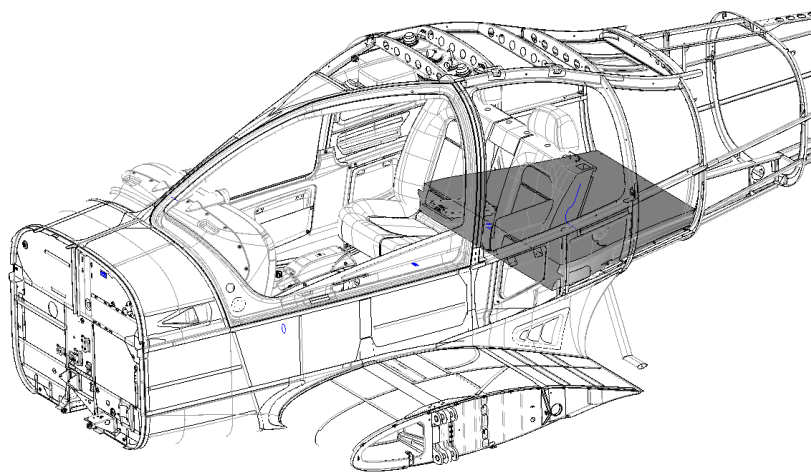
Dále budeme uvažovat možnost umístění zástavby do zavazadlového prostoru s ohledem na využití zástavby aktivační páky protivývrtkového padáku. Přední prostor bude nevyužit a to z důvodu případný optimalizací palubní desky či úprav na požární přepážce.

4.2 MOŽNOSTI ZÁSTAVBY V ZADNÍ ČÁSTI TRUPU

V kapitole 4.1 jsme provedli studii zástavby záchranného padákového systému a na základě této studie a vyhodnocení jsme se rozhodli umístit záchranný padákový systém do zadní části trupu a tedy do prostoru zavazadel.

Nyní je třeba v daném prostoru vyhodnotit nejlepší možné umístění zástavby s ohledem na těžiště letounu, směr výstřelu rakety, vliv na zavazadlový prostor a přístupnost k aktivací páce. Sestavil jsem proto naše možnosti do několika variant, ze kterých bude vybrána nevhodnější.

4.2.1 VARIANTA A - UMÍSTĚNÍ NA PODLAZE ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU



Obr. 24 – Zástavba vzadu – varianta A

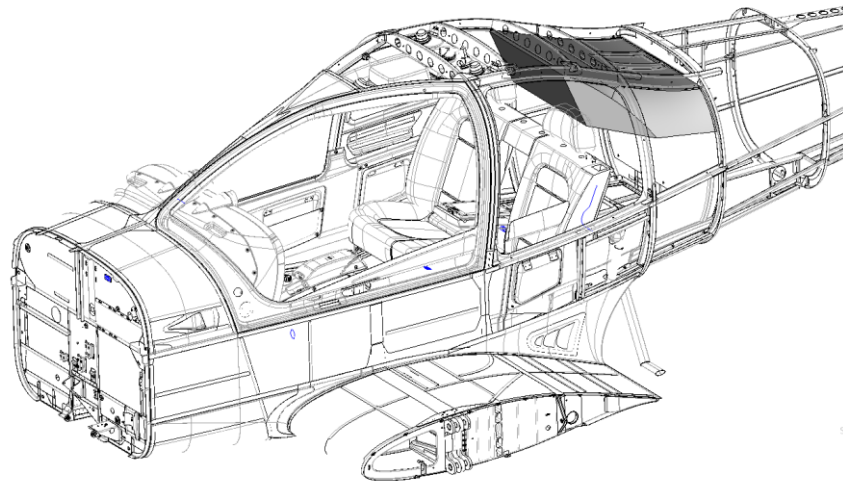
Výhody:

- Umístění na podlaze opticky nezmenší zavazadlový prostor.
- Minimální rozměrové zmenšení zavazadlového prostoru.

Nevýhody:

- Nutná zástavba tunelu pro výstřel rakety padákového systému.
- Složitě vedení nosných lan od kotvení k raketě.

4.2.2 **VARIANTA B- UMÍSTĚNÍ NA STROPNÍ PANEL ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU**



Obr. 25 – Zástavba vzadu – varianta B

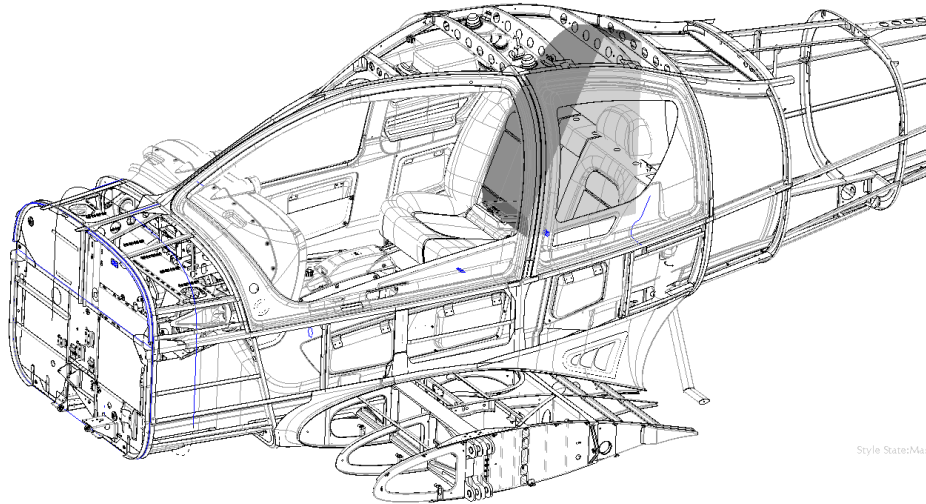
Výhody:

- Není nutná zástavba tunelu pro výstřel rakety.
- Ideální z hlediska vedení nosných lan.

Nevýhody:

- Optické i rozměrové omezení zavazadlového prostoru.
- Vliv na těžiště letounu.

4.2.3 **VARIANTA C- UMÍSTĚNÍ ZA SEDADLA DO ZAVAZADLOVÉHO PROSTORU**



Obr. 26 – Zástavba vzadu – varianta C

Výhody:

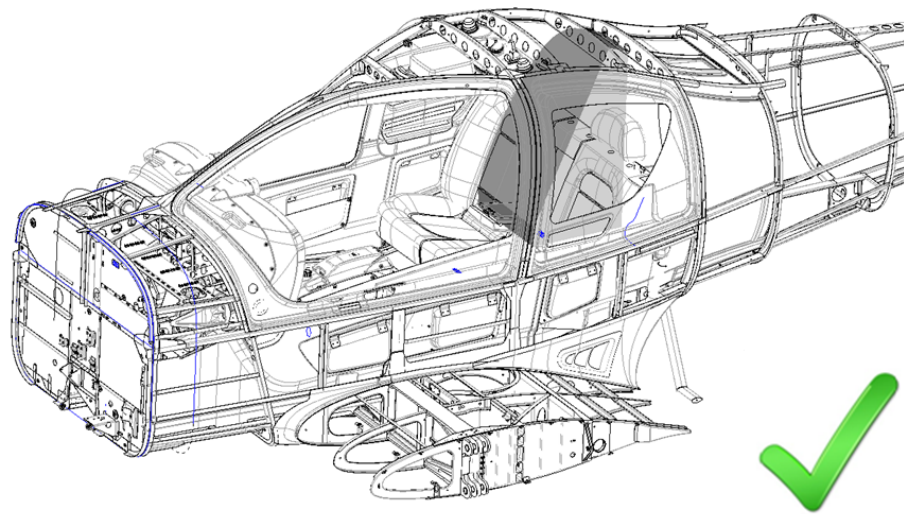
- Není nutná zástavba tunelu pro výstřel rakety
- Ideální z hlediska vedení nosných lan
- Menší vliv na těžiště letounu.
- Ideální z hlediska variant umístění rakety a manipulace se systémem

Nevýhody:

- Rozměrové zmenšení zavazadlového prostoru.

4.2.4 VÝBĚR FINÁLNÍ VARIANTY

Z výše uvedených variant byla vybrána **varianta C**, tedy varianta pro umístění systému za sedadla cestujících v místě zavazadlového prostoru. Hlavními důvody právě této varianty byl menší vliv na těžiště letounu v porovnání s ostatními variantami, dále pak z hlediska ideálního vedení nosných lan a taktéž je důležité i hledisko „nenutnosti“ tunelu pro výstřel rakety (hmotnost navíc).

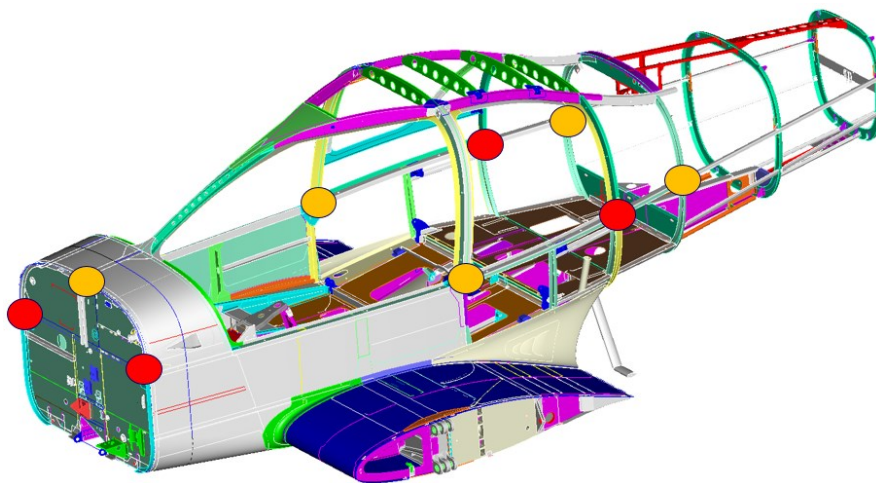


Obr. 27 – Zástavba vzadu – výběr vítězné varianty

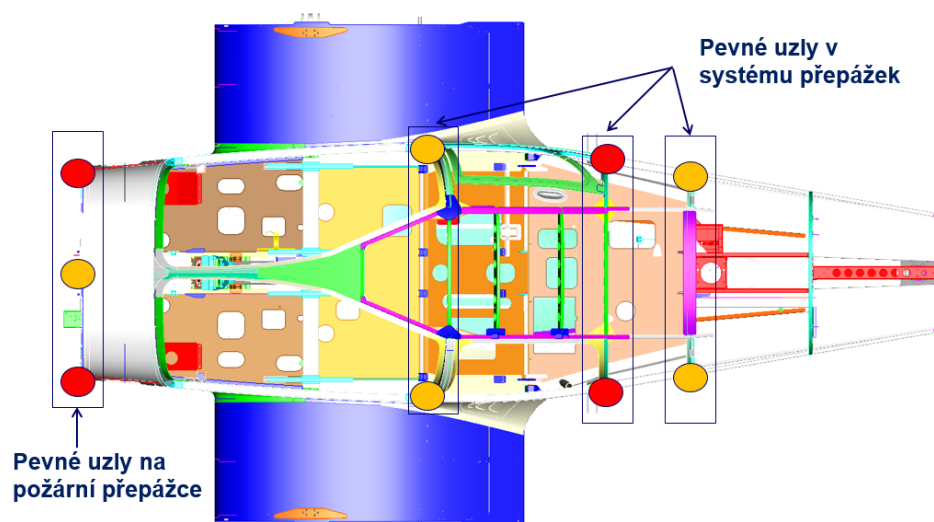
4.3 KOTVENÍ NOSNÝCH LAN

4.3.1 MOŽNOSTI KOTVENÍ NOSNÝCH LAN

Při řešení možnosti kotvení nosných lan je třeba brát v úvahu takové místo, které konstrukčně vydrží vysoká zatížení od sil v prutu (laně) padákového systému. Tyto místa se na trupu vyskytují zejména v místě přepážky. Uvažuje se nejčastěji 3 až 4 bodové kotvení.



Obr. 28 – Možnosti kotvení na letounu VUT100 Cobra

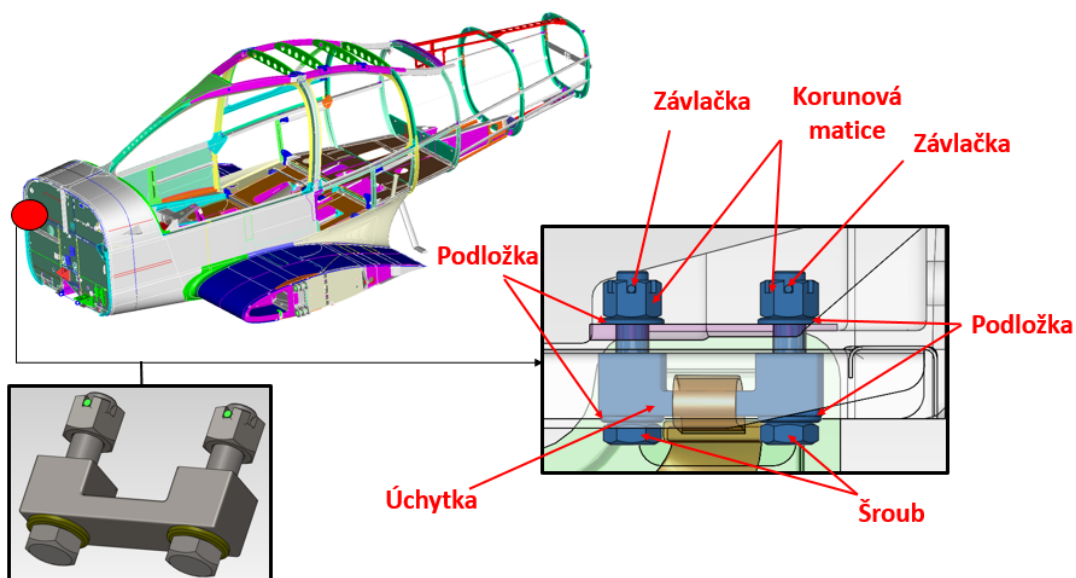


Obr. 29 – Možnosti kotvení na letounu VUT100 Cobra – pohled shora

4.3.2 VIZUALIZACE VYBRANÉHO KOTVÍČÍHO UZLU NA POŽÁRNÍ PŘEPÁŽCE

Jako kotvící uzel budeme uvažovat (vyrábět) úchytку podobnou U-profilu. Celé spojení se bude skládat právě z úchytky, prošroubované v místě kotvícího uzlu (na obr. je místo požární přepážky) pomocí lícovaných šroubů, zajištěných pomocí korunových matic a podložek. Spoj ještě pojistíme závlačkami.

Toto uvažované kotvení uvažujeme ve všech 4 případech, či místech kotvení nosných lan záchranného padákového systému.



Obr. 30 – Vizualizace uvažovaného kotvícího uzlu

Dílčí závěr:

Na výše uvedených obrázcích jsou vyznačena možná kotvící místa (vyznačena žlutě a červeně) a tedy místa dostatečně pevné konstrukce, kde je vhodné umístění kotvícího uzlu. Červeně vyznačená místa, jsou místa námi umístěných kotvících uzlů. Z obrázků je tedy zřejmé, že záchranný padákový systém chceme k letadlu kotvit pomocí 4 bodů. Kotvící uzel bude pevnostně spočítán v kapitole 5.

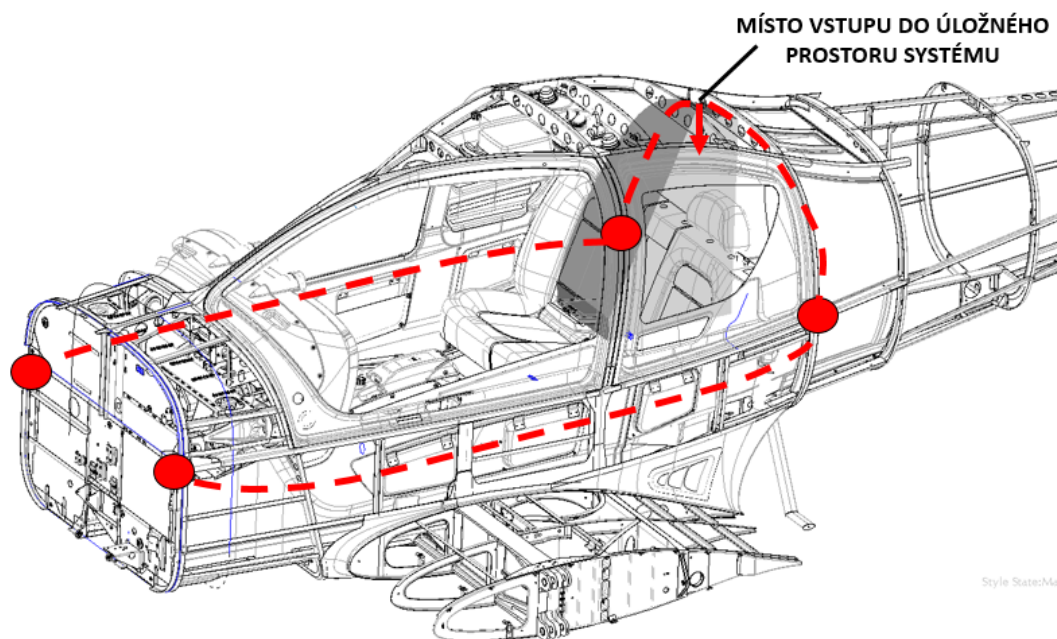
4.4 VEDENÍ NOSNÝCH LAN

V této kapitole si ukážeme, jaké jsou nejčastější možnosti vedení nosných lan od kotvicích uzlů k padákovému systému. Dále vybereme konkrétní způsob vedení, který si podrobněji popíšeme.

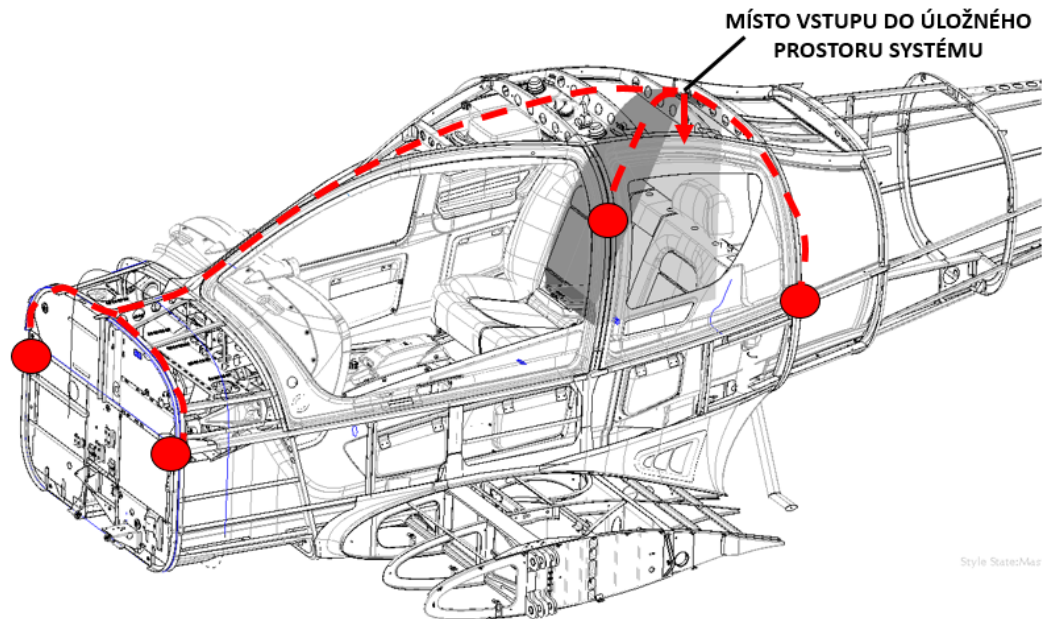
4.4.1 MOŽNOSTI VEDENÍ NOSNÝCH LAN

Při řešení vedení nosných lan a tedy místa, kterými budeme při aktivaci záchranného padákového systému lana trhat z potahu, se nám na letounu nabízí dvě možnosti vedení.

První možnost nabízí vedení a tedy trhání nosných lan podél dveří, což je standart např. v kategorii „Ultra light“. Druhá možnost, která se nabízí je trhání lan středem kokpitu (mezi dveřmi) a tedy po kontuře střednice kokpitu.



Obr. 31 – Možnosti vedení lan podél dveří draku letounu VUT100 Cobra



Obr. 32 – Možnosti vedení lan středem kokpitu letounu VUT100 Cobra

Dílčí závěr:

Budeme uvažovat kotvení lan pomocí čtyř bodů. Dále volím vést nosná lana směrem od požární přepážky podél dveří (Obr. 31) směrem dozadu za posádku, k zadním kotvicím uzlům a poté přes trup k místu vstupu do úložného prostoru záchranného padákového systému.

Varianta, kde vedeme nosná lana skrz střed kokpitu a tedy v místě mezi dveřmi pilotů není z důvodu nedostatku prostoru vhodná, taktéž z hlediska vizuálního toto řešení není na místě.

4.5 UMÍSTĚNÍ AKTIVAČNÍ PÁKY

Místo, kde by měla být umístěna aktivační páka má být takové místo, které je pro pilota snadno a rychle dostupné. Pro aktivaci záchranného padákového systému je třeba vyvinout na páce sílu alespoň $F_{AKTIVAČNÍ} = 250N$. Vykonání takové síly, při umístění mezi hlavy pilotů bude docela snadné.

4.5.1 MOŽNOSTI UMÍSTĚNÍ AKTIVAČNÍ PÁKY

Na námi zkoušeném letounu máme dvě finální místa, kde bychom aktivační páku záchranného systému chtěli nainstalovat. Následující obrázky ukazují uvažovaná místa instalace aktivační páky záchranného systému.

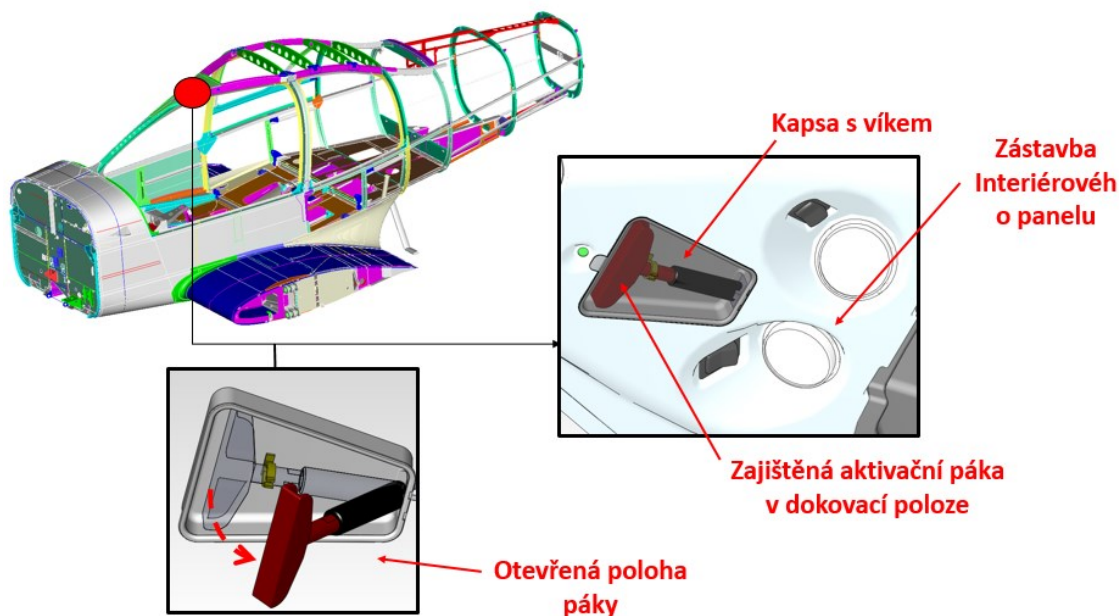


Obr. 33 – Možnost umístění instalace aktivační páky mezi hlavami pilotů (zdroj [22])



Obr. 34 – Možnost umístění instalace aktivační páky – mezi sedadly pilotů (zdroj [22])

4.5.2 VIZUALIZACE VYBRANÉHO UCHYCENÍ AKTIVAČNÍ PÁKY



Obr. 35 – Umístění instalace aktivační páky

Dílčí závěr:

Jak bylo naznačeno v úvodu této kapitoly, při umístění aktivační páky záchranného padákového systému budeme vycházet z prostoru mezi hlavami pilotů, tedy z aktuálního umístění (zástavby) aktivační páky pro tzv. „protivývrtkový“ padák, který nebude součástí standardní výbavy letounu VUT100 Cobra a tedy místo mezi hlavami pilotů.

Využití tohoto umístění má dvě velké výhody a to zacelení vzniklého místa po odstranění aktivační páky protivývrtkového padáku a druhé z hlediska pohodlnější aktivace našeho systému. Možnost instalace aktivační panel není navíc v současné době možná, viz. Obr.34.

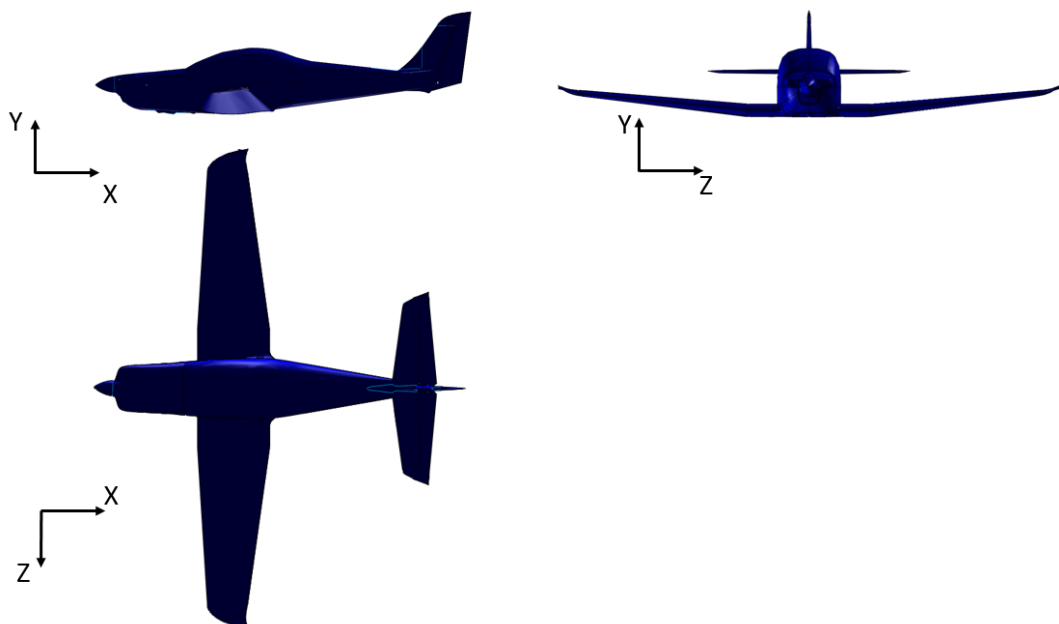
4.6 3D VIZUALIZACE ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU VE VYBRANÉ ZÁSTAVBĚ

V této kapitole si předvedeme 3D vizualizaci studie záchranného systému. Nejprve si definujeme souřadný systém. Dalším krokem této kapitoly bude 3D model samotného boxu se všemi náležitostmi. 3D model celé vizualizace je v příloze A a v příloze B na konci této publikace.

4.6.1 DEFINICE SOUŘADNÉHO SYSTÉMU

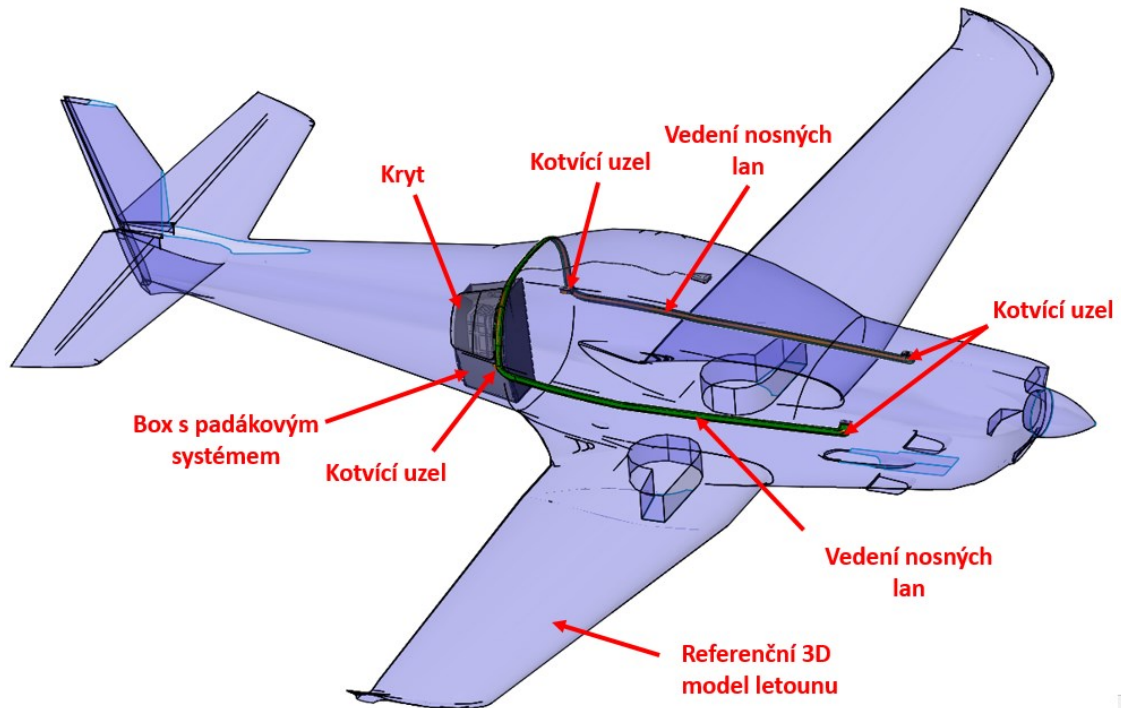
Definice souřadného systému (globálního souřadnicového systému - GSS) slouží ke snadné orientaci ve 3D modelu a definuje geometrické charakteristiky a vlastnosti letounu

(např. poloha těžiště, dotykových bodů atd.). Systém je volen před letounem a pod ním, aby byly polohy v rovině symetrie vždy kladné. Rovinu symetrie definují osy X-Y.



Obr. 36 – Definice souřadného systému

4.6.2 3D VIZUALIZACE UMÍSTĚNÍ SYSTÉMU V TRUPU

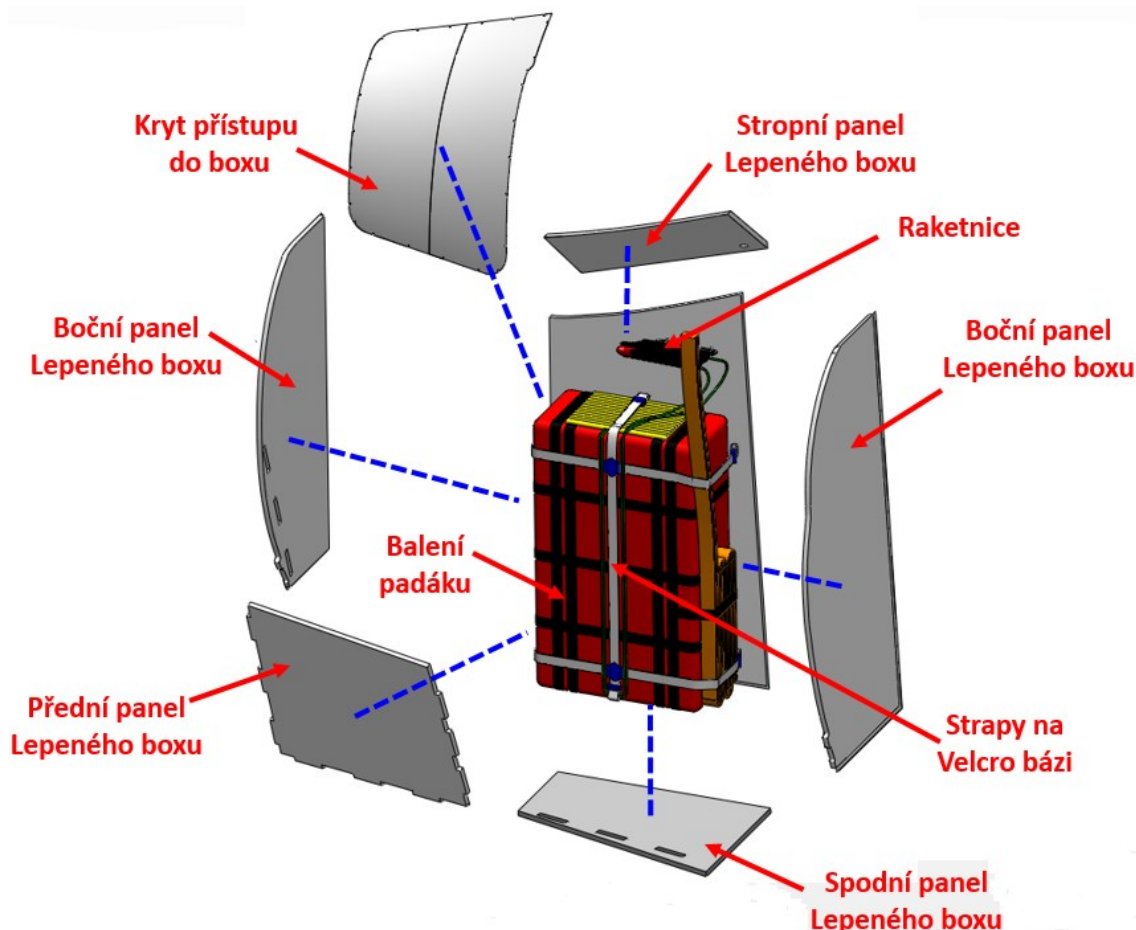


Obr. 37 – 3D umístění systému v trupu

Dílčí závěr:

Na základě poznatků a dílčích závěrů z jednotlivých podkapitol této části bylo možno vytvořit 3D model umístění záchranného systému v trupu letounu. Vizualizace Záchranného padákového systému bez referenčního modelu letounu, je možné shlédnout v příloze A.

4.6.3 3D VIZUALIZACE ROZMÍSTNĚNÍ KOMPONENT V BOXU



Obr.38 - 3D rozmístnění komponent v boxu

Dílčí závěr:

Na obrázku můžeme vidět tzv. rozpad komponent. Úložný prostor padákového systému je tvořen boxem, lepeným ze sendvičových panelů, které jsou pro své vlastnosti (nízká hmotnost, vysoká pevnost, nehořlavost) typické pro zástavby leteckých interiérů. Kryt přístupu do boxu, je tvořen stejným materiálem (plechem) jako potah na zbytku letounu, avšak s tím rozdílem, že je k letounu přinýtován a přilepen jen lehce a to tak, aby se byl schopen katapultovat po nárazu rakety z raketnice. Balení padáku a raketnice jsou nakupované položky

4.7 ZÁVĚR KAPITOLY

V úvodu této kapitoly byla provedena studie zástavby záchranného padákového systému do letounu, kde jsme se rozhodovali mezi umístěním před těžiště letounu, nebo za těžiště letounu. Jako vhodnější umístění bylo zvoleno místo za těžištěm letounu a tedy místo v zavazadlovém prostoru. Dále jsme stanovili přesnější umístění a nastínili možný tvar zástavby systému.

V dalším tématu jsme se zabývali možnostmi kotvení v pevných uzlích a navrhli vedení nosných lan po kontuře (potahu) letounu. Kotvení jsme zvolili pomocí 4 bodů a vedení lan podél dveří a tedy směrem od požární přepážky k zadní části draku, za posádku letounu.

Závěrem kapitoly jsme uvažovali umístění aktivační páky, které vychází ze současného umístění aktivace protivývrtkového padáku a tedy v místě mezi hlavami pilotů.

Jako poslední podkapitoly jsme zmínili námi navrhované umístění zástavby v trupu a dále možné rozmístění komponent záchranného padákového systému v uvažované zástavbě.

5 VÝPOČET PARAMETRŮ PADÁKOVÉHO SYSTÉMU A DIMENZOVÁNÍ KONSTRUKČNÍHO UZLU

V této kapitole se budeme zabývat výpočty parametrů padákového systému s cílem určit rázovou sílu při aktivaci záchranného systému a tedy velikosti sil, které budou působit do kotvicích lan. Z rozkladu těchto sil pak stanovíme sílu, která nám bude působit na konstrukční uzly a tedy síly na jednotlivé kotvicí body od jednotlivých lan. Po stanovení této síly či sil provedeme pro ilustraci dimenzování jednoho pevnostního uzlu.

5.1 OBECNÝ VÝPOČET PARAMETRŮ A GEOMETRIE PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

V této části kapitoly si nejprve přiblížíme charakteristické a obecnou geometrii kruhového padáku, který budeme v dalších výpočtech uvažovat.

5.1.1 OBECNÁ GEOMETRIE KRUHOVÉHO PADÁKU A JEHO CHARAKTERISTICKÉ PRVKY

Existuje několik metod, které se používají při popisu velikosti a rozměrů padáku. My si zde přiblížíme dva, nejběžněji používané.

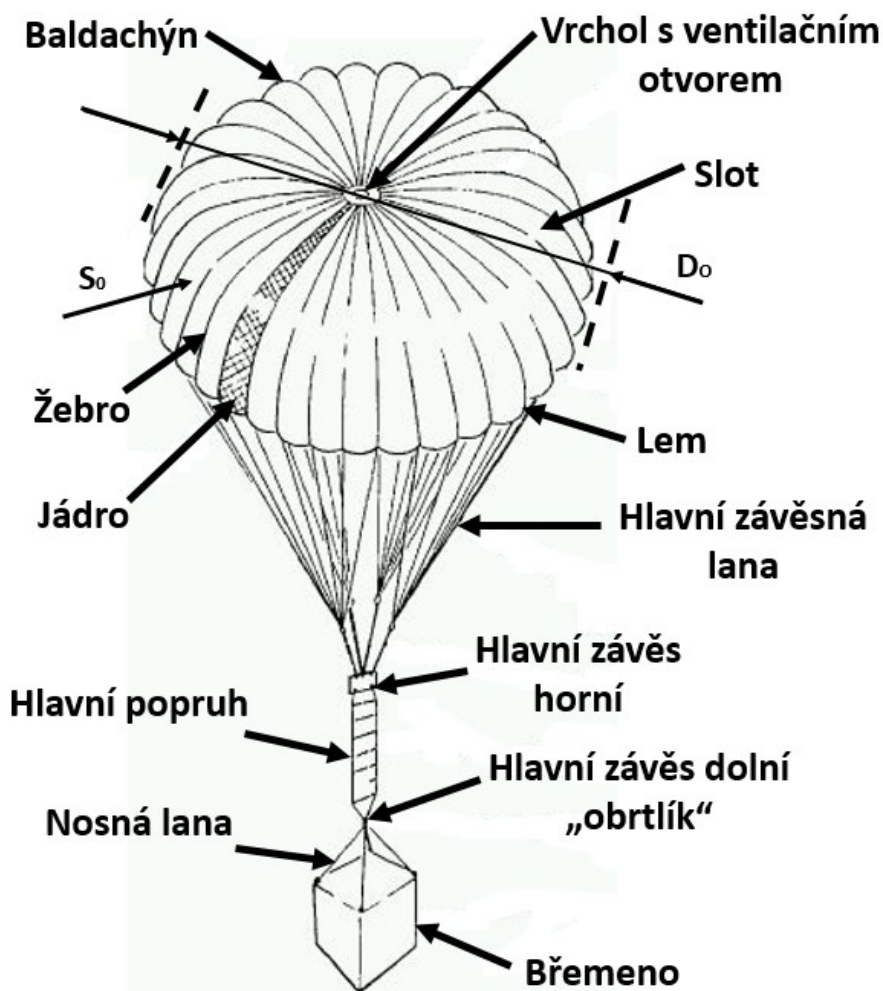
První způsob spočívá v definici **nominální plochy S_0** a **průměru D_0** . Nominální plocha S_0 je skutečná trojrozměrná plocha vrchlíku. U většiny návrhů rozměrů padáků jsou do S_0 zahrnuty plochy slotů, žeber, ventilační otvor. Nominální průměr D_0 je pak průměr kruhu dopočtený z ekvivalentní plochy S_0 .

Druhý způsob definice spočívá v zavedení **konstrukčního průměru D_c** , což je průměr, měřitelný podél vnějšího radiálního švu a promítnutý do základní roviny. Pro ploché

kruhové vrchlíky je konstrukční průměr zároveň průměrem stavebním. Konstrukční plocha S_c je kruhová plocha, jejímž průměrem je D_c .

Aerodynamické síly mění tvar vrchlíku z konstruovaného tvaru na protáhlý konkávní tvar v nafouklém tvaru. Charakteristickým rozměrem nafouknutého vrchlíku za konstantní rychlosti klesání je plocha promítnutá do základní roviny. Ta se nazývá projekční plocha S_p a dopočtený průměr z plochy kruhu je pak D_p .

Poměry těchto veličin, které slouží pro dopočet geometrie při výrobě či výpočtech různých konstrukcí padáků jsou uvedeny v příloze 4 na konci této publikace.

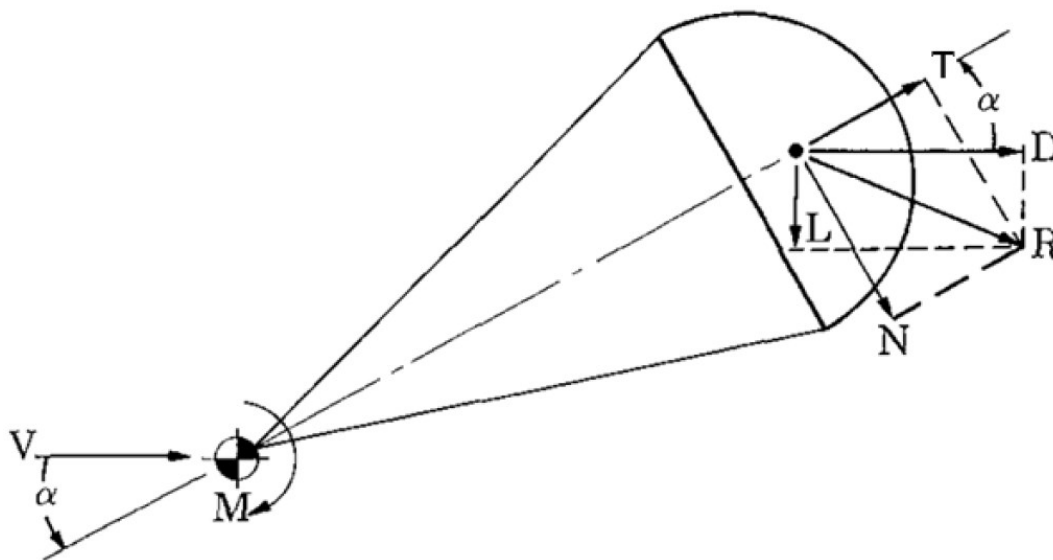


Obr. 39 – Polosférický kruhový padák-popis částí (zdroj [21])

5.1.2 SILOVÁ ROVNOVÁHA V USTÁLENÉM REŽIMU KLESÁNÍ

Síly, které působí na padák, můžeme rozložit a to do dvou souřadnicových soustav – **letadlová** a **aerodynamická**. Letadlová neboli absolutní síla je síla tečná ve směru osy symetrie, kdežto aerodynamická síla působí ve směru vektoru rychlosti. Pokud je úhel náběhu $\alpha=0^\circ$, pak jsou obě soustavy totožné, v opačném případě a tedy pokud $\alpha \neq 0^\circ$, vzniká moment M .

Na *Obr. 40* je znázorněn silový rozklad do obou používaných souřadnicových soustav pro úhel náběhu $\alpha > 0^\circ$, kde uvažujeme stabilizující moment M jako kladný. Vzhledem k tomu, že vrchlíky padáků pracují v turbulentním proudu, který je výhradně generovaný na náběžné hraně vrchlíku, nelze očekávat nijak významný vliv Reynoldsova čísla na výsledný odpor.



Obr. 40 – Ilustrace rozkladu sil na polosférickém kruhovém padáku (zdroj [3])

Síly zapsané do letadlové – absolutní soustavy:

Tangenciální složka:
$$T = C_T \times S \times q [N] \quad (5.1.2)$$

Normálová složka:
$$N = C_N \times S \times q [N] \quad (5.1.3)$$

Síly zapsané do aerodynamické soustavy:

Složka vztlaku:
$$L = C_L \times S \times q [N] \quad (5.1.4)$$

Složka odporu:
$$D = C_D \times S \times q [N] \quad (5.1.5)$$

nebo:
$$D = T \times \cos(\alpha) + N \times \sin(\alpha) [N] \quad (5.1.6)$$

Kde:

C_T ... koeficient tangenciální složky

C_N ... koeficient normálové složky

C_L ... koeficient vztlakové složky

C_D ... koeficient odporové složky

S ... obecná plocha padáku

q ... dynamický tlak

Dílčí závěr:

Tato podkapitola je primárně zaměřena na seznámení s padákem obecně s ohledem na jeho hrubou geometrii, dále pak ilustruje silové poměry, které se na padáku vyskytují. Jak bylo zmíněno v úvodu této části, z těchto poznatků budeme těžit při výpočtech v následujících kapitolách.

5.2 VÝPOČET RÁZOVÉ SÍLY PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Jak již vyplývá z názvu, výstupem této dílčí kapitoly je výpočet rázové síly v momentě otevření padáku a tedy největší možné síly, působící na rám draku letounu. Pro její stanovení je však nutné si nejprve určit počáteční podmínky, na jejichž základě spočítáme jednotlivé parametry padáku a poté onu rázovou sílu. Uvažovaná rychlost při otevření padáku je $v_o = 150 [km. h^{-1}]$.

- Uvažujeme **polosférický kruhový padák**
- Uvažujeme **ustálený sestup** (tj. sestup $v_T = 7 [m. s^{-1}]$, což je nejčastější uvažovaná rychlost ustáleného sestupu uváděná výrobcem padákových systémů) a tedy platí silová rovnováha z kapitoly 5.1.2
- Uvažujeme úhel náběhu $\alpha=0^\circ$, přičemž platí, že: $G = D [N]$ (5.2.1)

kde:

G ... celková tíhová síla

D ... celková odporová síla

Celkovou tíhovou sílu vypočteme jako: $G = m_c \times g [N]$ (5.2.2)

kde:

g ... normálové tíhové zrychlení

m_c ... celková hmotnost zátěže.

Jako celkovou hmotnost zátěže uvažujeme maximální vzletovou hmotnost letounu a tedy $m_c = 1450 [kg]$. Normálové tíhové zrychlení je $g = 9,80665 [m. s^{-2}]$

$$G = m_c \times g = 1450 \times 9,80665 = \underline{\underline{14219,650 N}} \quad (5.2.3)$$

Celkovou odporovou sílu vypočteme :
$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times v_T^2 \times C_{Dcelk.} \times S_0 [N] \quad (5.2.4)$$

kde:

- q ...hustota suchého vzduchu (budeme uvažovat teplotu okolí 15°C, potom $q = 1.225 [kg.m^{-3}]$)
 $C_{Dcelk.}$...koeficient odporu celkový
 S_0 ...nominální plocha vrchlíku

Koeficient odporu celkový vypočteme jako:
$$C_{Dcelk.} = C_{Dl} + C_{Dp} [-] \quad (5.2.5)$$

kde:

- C_{Dl} ...koeficient odporu letounu
 C_{Dp} koeficient odporu padáku

Pro výpočet celkového koeficientu odporu je třeba nejprve stanovit dílčí koeficienty odporu a tedy koeficient odporu letounu a koeficient odporu padáku. Tyto hodnoty jsou tabulkové, konkrétně je můžeme určit z přílohy [D].

Koeficient odporu letounu je dle přílohy [D] $\rightarrow C_{Dl} = 0,84$

Koeficient odporu padáku je dle přílohy [D] $\rightarrow C_{Dp} = 0,6$

$$C_{Dcelk.} = C_{Dl} + C_{Dp} = 0,84 + 0,6 = \underline{\underline{1,44}} \quad (5.2.6)$$

Nominální plochu vypočteme ze vzorce pro odporovou sílu jako:

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times v_T^2 \times C_{Dcelk.} \times S_0 \rightarrow S_0 [m^2] \quad \text{za podmínky, že } \boxed{G = D}$$

$$\begin{aligned} S_0 &= \frac{2 \times D}{\rho \times v_T^2 \times C_{Dcelk.}} = \frac{2 \times m_c \times g}{\rho \times v_T^2 \times C_{Dcelk.}} = \frac{2 \times m_c \times g}{\rho \times v_T^2 \times C_{Dcelk.}} = \\ &= \frac{2 \times 1450 \times 9,80665}{1,225 \times 7^2 \times 1,44} = \frac{28439,29}{86,44} \cong \underline{\underline{329,0m^2}} \quad (5.2.7) \end{aligned}$$

Rázovou otevírací sílu v okamžiku otevření vypočteme jako:

Na následujícím vzorci je několik neznámých, které je nutno určit primárně a to pomocí tabulek a grafů, které jsou doloženy v příloze [D] tohoto dokumentu.

$$F_{Ro} = \frac{1}{2} \times \rho \times v_o^2 \times C_{Dcelk.} \times S_0 \times X_1 \times C_X \times R_O [N] \quad (5.2.8)$$

kde:

v_o ... rychlost letounu při otevření padáku $\rightarrow v_o = 150 [km. h^{-1}]$

C_X ... konstanta otevírací síly, dáno typem padáku (viz příloha [D]).

Pro námi uvažovaný padák je hodnota $C_X = 1,05 [-]$

X_1 ... koeficient rázové otevírací síly (viz příloha [D]).

Pro námi uvažovaný hmotnost a koef. odporu je hodnota

$$X_1 = 0,08 [-]$$

R_O ... procento otevření vrchlíku. Pro polosférické padáky

$$R_O = 0,95 [-]$$

Pro stanovení rázové síly již známe všechny veličiny a koeficienty, nyní ji již můžeme vypočítat, a tedy:

$$F_{Ro} = \frac{1}{2} \times \rho \times v_o^2 \times C_{Dcelk.} \times S_0 \times X_1 \times C_X \times R_O \quad (5.2.9)$$

$$F_{Ro} = \frac{1}{2} \times 1,225 \times \left(\frac{150 \times 1000}{3600}\right)^2 \times 1,44 \times 329 \times 0,08 \times 1,05 \times 0,95 =$$

$$F_{Ro} = \underline{\underline{40201,744 N}} \quad (5.2.10)$$

Výsledky:

Celková tíhová síla	G [N]	14219,65
Celkový koeficient odporu	$C_{D_{celk.}}$ [-]	1,44
Nominální plocha vrchlíku	S_o [m ²]	329
Rázová otevírací síla	F_{RO} [N]	40201,744

*Tab. 2 – Tabulka výsledných vypočtených hodnot***Dílčí závěr:**

Abychom dokázali spočítat námi hledanou rázovou sílu, museli jsme nejprve definovat podmínky letu – rychlost letu, teplotu okolí, rychlost sestupu po aktivaci padáku. Dále jsme spočítali celkovou tíhovou sílu, nominální plochu vrchlíku, stanovili jsme koeficienty odporu a v závěru kapitoly jsme vypočetli rázovou sílu v okamžiku otevření padáku, jejíž velikost byla vypočtena jako $F_{RO} = 40201,744 \text{ N}$.

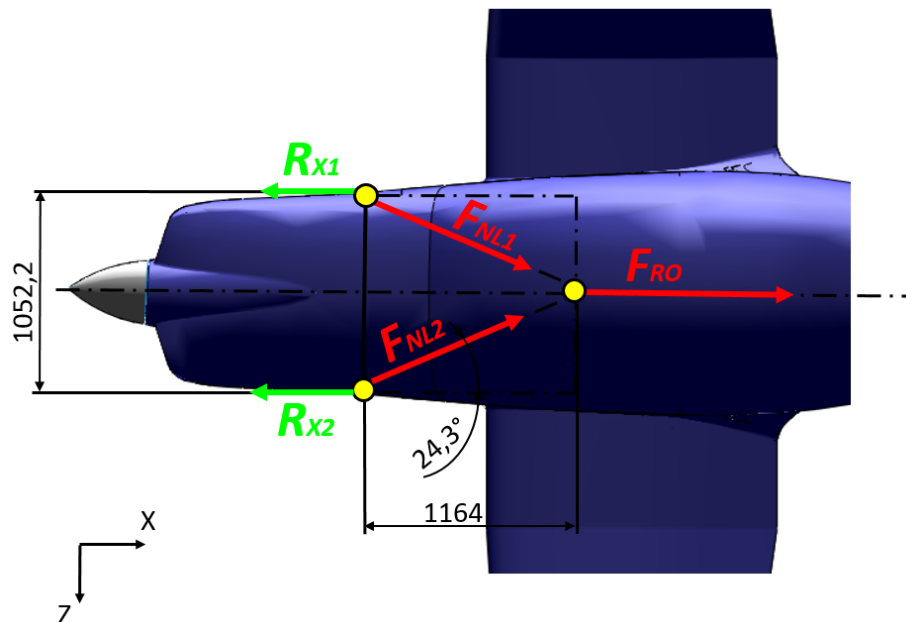
5.3 ROZKLAD SIL DO NOSNÝCH LAN

Kapitola je zaměřena na rozklad sil do nosných lan, resp. chceme spočítat síly v jednotlivých lanech. Výsledek výpočtů této kapitoly je nezbytně nutný pro navazující kapitoly, ve které se chceme zaměřit na dimenzování konstrukčního uzlu.

Při výpočtech můžeme uvažovat 2 situace, kdy nám na lana působí různá zatížení a to zatížení do nosných lan při působení rázové otevírací síly při aktivaci záchranného padákového systému, nebo zatížení do nosných lan při ustáleném klesání.

5.3.1 ROZKLAD SIL DO PŘEDNÍCH NOSNÝCH LAN V MOMENTĚ AKTIVACE ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Jak bylo vysvětleno ve čtvrté kapitole, budeme uvažovat čtyřbodové uchycení nosných lan do draku letounu. Dále je třeba zmínit, že dle českého předpisu CS/FAR23 ČR je skutečná síla do zadních nosných lan stanovena jako 33% síly do nosných lan předních. Z toho důvodu provedeme rozklad sil do nosných lan s ohledem pouze na přední závěsy.



Obr. 41 – Schéma rozložení rázové otevírací síly v ose X-Z

Síly v předních závěsech v ose X:

$$\text{podmínka statické rovnice } R_{X1} = R_{X2} \quad (5.3.1)$$

$$\text{statická rovnice rovnováhy } x: \boxed{R_{X1} + R_{X2} - F_{RO} = 0} \rightarrow R_{X1} \quad (5.3.2)$$

$$R_{X1} + R_{X1} = F_{RO} \quad (5.3.3)$$

$$2 \times R_{X1} = F_{RO} \quad (5.3.4)$$

$$R_{X1} = \frac{F_{RO}}{2} = \frac{40201,744}{2} = \underline{\underline{20100,872 \text{ N}}} \quad (5.3.5)$$

Síly v předních nosných lanech:

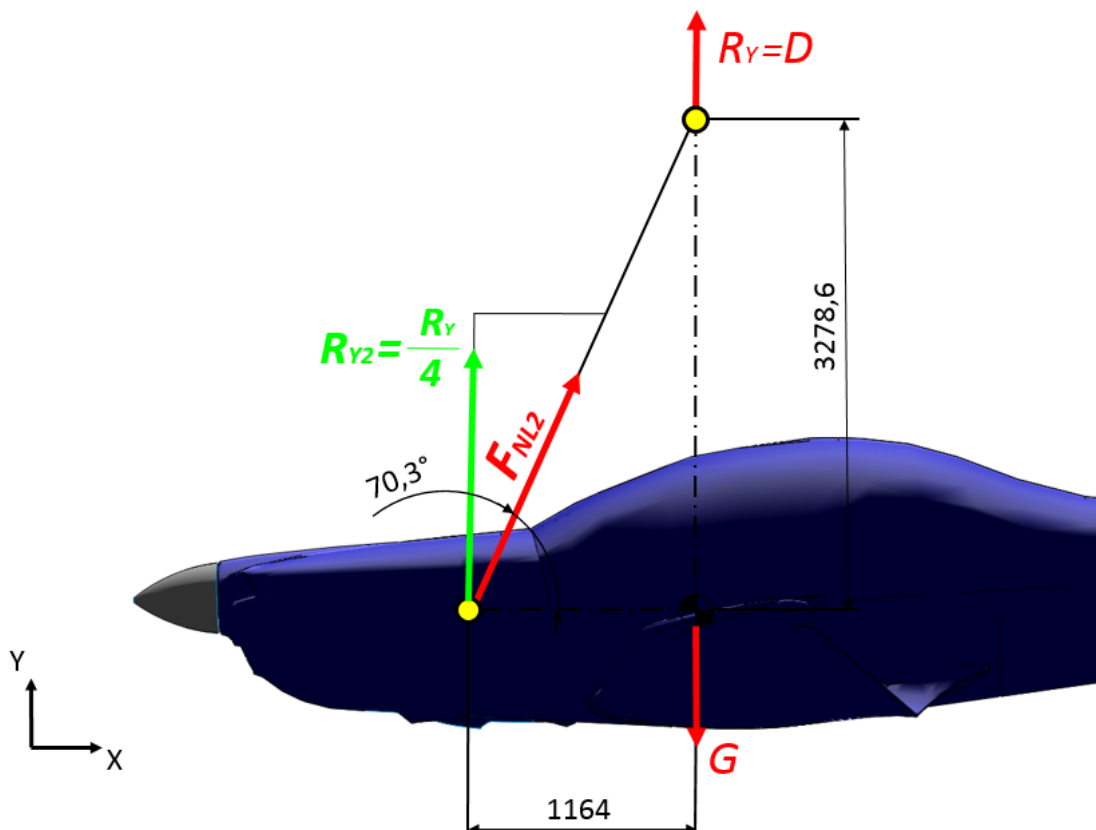
$$\text{podmínka statické rovnice } F_{NL1} = F_{NL2} \quad (5.3.6)$$

$$\text{statická rovnice rovnováhy } x: \boxed{F_{NL1} \times \cos(24,3^\circ) - R_{X1} = 0} \rightarrow F_{NL1} \quad (5.3.7)$$

$$F_{NL1} = \frac{R_{X1}}{\cos(24,3^\circ)} = \frac{20100,872}{\cos(24,3^\circ)} = \underline{\underline{22054,860 \text{ N}}} \quad (5.3.8)$$

5.3.2 ROZKLAD SIL V USTÁLENÉM REŽIMU KLESÁNÍ

Druhá situace, při které je nutno uvažovat rozklad sil je případ po plném otevření padákového systému a tedy případ ustáleného klesání. Definice sil v tomto okamžiku je důležitá pro dimenzování konstrukčního uzlu s ohledem na zatížení smykem. Samotným výpočtem konstrukčního uzlu se budeme zabývat v kapitole 5.4.



Obr. 42 – Schéma rozložení sil při ustáleném klesání v ose X-Y

Síly v předních závěsech v ose Y:

$$\text{podmínka statické rovnice } D = G = R_Y \quad (5.3.9)$$

$$\text{statická rovnice rovnováhy y: } \boxed{R_Y - G = 0} \rightarrow R_Y \quad (5.3.10)$$

$$R_Y = G = \underline{\underline{14219,650N}} \quad (5.3.11)$$

$$\text{síla do jednoho závěsu v ose y: } R_{Y2} = \frac{R_Y}{4} = \frac{14219,650}{4} = \underline{\underline{3554,913 N}} \quad (5.3.12)$$

Síly v předních nosných lanech:

$$\text{podmínka statické rovnice } F_{NL1} = F_{NL2} \quad (5.3.13)$$

$$\text{statická rovnice rovnováhy y: } \boxed{F_{NL2} \times \sin(70,3^\circ) = R_{Y2}} \rightarrow F_{NL2} \quad (5.3.14)$$

$$F_{NL2} = \frac{R_{Y2}}{\sin(70,3^\circ)} = \frac{3554,913}{\sin(70,3^\circ)} = \underline{\underline{3775,915 \text{ N}}} \quad (5.3.15)$$

Výsledky:

Rozklad sil v předních závěsech - moment při otevření padáku		
Síla do předního závěsu v ose X	R _{X1} [N]	20100,872
Síla do předního nosného lana	F _{NL1} [N]	22054,86

Tab. 3 – Tabulka výsledků vypočtených sil

Rozklad sil v předních závěsech - moment ustáleného klesání		
Síla do předního závěsu v ose Y	R _{Y1} [N]	3554,913
Síla do předního nosného lana	F _{NL2} [N]	3775,915

Tab. 4 – Tabulka výsledků vypočtených sil

Dílčí závěr:

V kapitole jsme se zaměřili na rozklad sil do předních závěsů a nosných lan s ohledem na situaci při aktivaci záchranného padákového systému a pro případ ustáleného klesání. Velikosti těchto sil je a bude využita při dimenzování konstrukčního uzlu v další kapitole. Mohly bychom zde uvést taktéž výpočet délky jednotlivých nosných lan, avšak vzhledem k tomu, že nosná lana bývají s padákem dodávána přímo od výrobce, jsme pro ilustraci uvažovali pouze síly v jednotlivých nosných lanech.

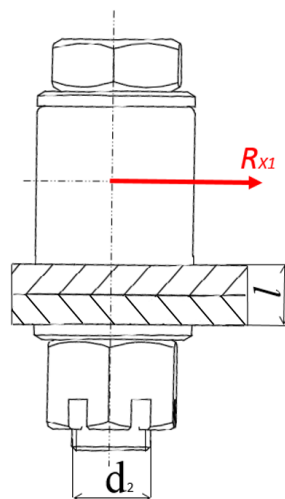
5.4 DIMENZOVÁNÍ KOTVÍCÍHO UZLU

Jako kotvící uzel byla navržena úchytka (kapitola 4.5), připevněna na konzolu, která je součástí požární přepážky. Kotvící prvek bude zajištěn pomocí dvou lícovaných šroubů, 2 korunových maticí a zajištěny závlačkami.

V první části této kapitoly budeme nejprve pro navrhovanou úchytku dimenzovat průměr, resp. závit lícovaného šroubu, který bude namáhán nejprve silou, kolmou na osu a to v momentě otevření aktivace záchranného padákového systému. Dále provedeme kontrolu na otláčení závitu a v závěru kapitoly provedeme kontrolní výpočet na tahové zatížení při situaci ustáleného klesání letounu.

5.4.1 STANOVENÍ VELIKOSTI ZÁVITU ŠROUBU

Materiál kotvící úchytky budeme uvažovat konstrukční ocel *11 600*, která je vhodná pro součásti, které jsou vystaveny vyšším tlakům. Materiál šroubu je třídy 8.8, Mez pevnosti v tahu je $R_m = 590 \text{ N.mm}^{-2}$ a mez kluzu je $R_e = 295 \text{ N.mm}^{-2}$. Dovolené tahové napětí je $\sigma_{Dt} = \frac{R_e}{k_k} = \frac{590}{1.25} = 236 \text{ N.mm}^{-2}$ Dovolené smykové napětí je $\tau_{SD} = 0.6 \times \sigma_{Dt} = 0.6 \times 236 = 141,6 \text{ N.mm}^{-2}$ a dovolený tlak v závitu je roven $p_D = 0.25 \times \sigma_{Dt} = 0.25 \times 236 = 59 \text{ N.mm}^{-2}$.



Obr. 43 – Šroubové spojení úchytky na požární přepážce

Vstupní parametry kotvícího uzlu:

Zatěžující síla	R_{X1} [N]	20100,872
Dovolené napětí ve smyku	τ_{SD} [N.mm ⁻²]	141,6
Dovolené napětí v tahu	σ_D [N.mm ⁻²]	236
Nejmenší styčná délka dřívku	l_{min} [mm]	29
Dovolený tlak v závitech	p_D [N.mm ⁻²]	59

Tab. 5 – Tabulka vstupních parametrů pro výpočet smykové zátěžení

Vzhledem k tomu, že námi navržená kotvící úchytky obsahuje dvě šroubové spojení, budeme ji tak dále i počítat. Síla, která bude působit na jeden „šroub“ bude uvažována jako síla poloviční, než síla skutečná.

Výpočet průměru dřívku kotvícího uzlu ze smykového zatížení:

$$\tau = \frac{R_{X1}}{2S} = \frac{4 \times R_{X1}}{2 \times \pi \times d_2^2} \leq \tau_{SD} \rightarrow d_2 \quad (5.4.1)$$

$$d_2 = \sqrt{\frac{2 \times R_{X1}}{\pi \times \tau_{SD}}} = \sqrt{\frac{2 \times 20100,872}{\pi \times 141,6}} = \sqrt{90,372} = \underline{\underline{9,506 \text{ mm}}} \quad (5.4.2)$$

Velikosti vypočteného průměru dřívku odpovídá nejbližší vyšší závit M10. **Volím velikost závitu dřívku M10x1,25.**

Výpočet tlaku v nejmenší styčné ploše:

$$p_S = \frac{R_{X1}}{2 \times l_{min} \times d_2} \leq p_D \quad (5.4.3)$$

$$p_S = \frac{R_{X1}}{2 \times l_{min} \times d_2} = \frac{10050,436}{580} = \underline{\underline{17,328 \text{ N.mm}^{-2}}} \quad (5.4.4)$$

Kontrola tlaku v nejmenší styčné ploše:

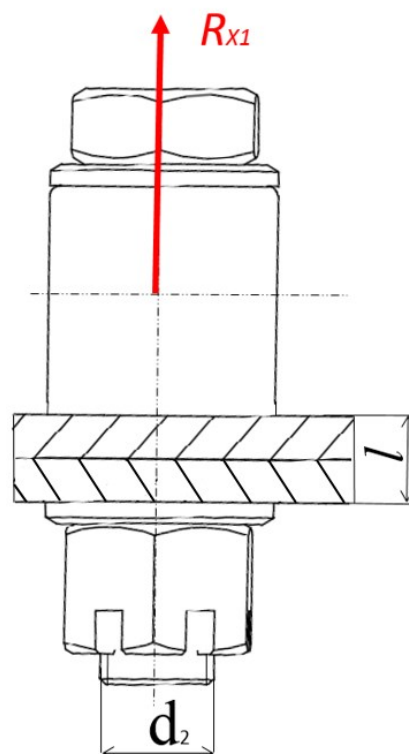
$$p_S \leq p_D = 17,328 \text{ N.mm}^{-2} < 59 \text{ N.mm}^{-2} - \text{vyhovuje} \quad (5.4.5)$$

Dílčí závěr:

Velikost závitu dřívku byla stanovena na M10 x 1,25. Tento závit je dostatečně velký na to, aby přenesl jak zatížení zatěžující síly, tak zatížení od tlaků ve styčných plochách.

5.4.2 KONTROLA ŠROUBOVÉHO SPOJE PŘI USTÁLENÉM KLESÁNÍ

Pro úchytku, kterou jsme navrhli v předchozí kapitole, provedeme ještě kontrolu na tahové zatížení při působení síly v situaci, kdy je padákové systém zcela rozevřen a letoun v ustáleném režimu klesá k zemi. Dále zkontrolujeme tlak v závitech součástí. Velikost zašroubování je rovno $h = m_1 = 15 \text{ mm}$. Dovolené tahové napětí je $\sigma_{Dt} = 236 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$ a dovolený tlak v závitu je roven $p_D = 59 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$.



Obr. 44 – Šroubové spojení úchytka na požární přepážce -zatížení v ose

Parametry spojení oka s korunovou maticí:

Zatěžující osová síla	R_{Y1} [N]	3554,913
Dovolené napětí v tahu	σ_D [N.mm ⁻²]	236
Dovolený tlak v závitech	p_D [N.mm ⁻²]	59

Tab. 6 – Vstupní parametry pro výpočet tahového zatížení

Výpočet tahového zatížení:

$$\sigma_t = \frac{R_{Y1}}{S} = \frac{4 \times R_{Y1}}{\pi \times d_2^2} \leq \sigma_{Dt}$$

(5.4.6)

$$\sigma_t = \frac{4 \times R_{Y1}}{\pi \times d_2^2} = \frac{4 \times 3554,913}{\pi \times 10^2} = \underline{\underline{45,263 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}}} \quad (5.4.7)$$

Kontrola tahového zatížení:

$$\sigma_t \leq \sigma_{Dt} = 45,263 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2} < 236 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2} - \text{vyhovuje} \quad (5.4.8)$$

Výpočet tlaku v závitech:

Vstupní parametry:

Vnější průměr závitu na dřívku šroubu	d [mm]	10
Vnitřní průměr závitu matice	D_1 [mm]	8,647
Velikost zašroubování	m_1 [mm]	15

Tab. 7 – Vstupní parametry pro výpočet tlaku v závitech

$$p = \frac{R_{Y1}}{\frac{\pi}{4} \times (d^2 - D_1^2) \times i} \leq p_D \quad (5.4.9)$$

$$i = \frac{m_1}{P_Z} = \frac{15}{1} = 15 \quad (5.4.10)$$

kde:

 i ...počet závitů P_Z ...rozteč závitů

$$p = \frac{R_{Y1}}{\frac{\pi}{4} \times (d^2 - D_1^2) \times i} = \frac{3554.913}{\frac{\pi}{4} \times (10^2 - 8,647^2) \times 15} =$$
$$p = \frac{3554,913}{297,227} = \underline{\underline{11,96 \text{ N. mm}^{-2}}} \quad (5.4.11)$$

Kontrola tlaku v závitech:

$$p \leq p_D = 11,96 \text{ N. mm}^{-2} < 59 \text{ N. mm}^{-2} - \text{vyhovuje} \quad (5.4.12)$$

Dílčí závěr:

V kapitole jsme ověřili, že navržené zajištění úchytky pomocí lícovaného šroubového spoje s korunovou maticí a se závlačkou přenesou uvažovaná zatížení a odolá vystaveným tlakům.

5.5 ZÁVĚR KAPITOLY

V úvodu této kapitoly jsme se seznámili s geometrií polosférického kruhového padáku a stanovili jeho charakteristické parametry. V další části této kapitoly jsme provedli výpočty s cílem stanovit velikosti rázové otevírací síly a velikost síly odporové při ustáleném klesání. Závěrem této kapitoly bylo dimenzování kotvícího uzlu a jeho ověření pomocí pevnostních výpočtů. Výsledky vypočtených hodnot celé této kapitoly jsou uvedeny v následující tabulce.

Celková tíhová síla	G [N]	14219,65
Celkový koeficient odporu	$C_{Dcelk.}$ [-]	1,44
Nominální plocha vrchlíku	S_o [m ²]	329
Rázová otevírací síla	F_{RO} [N]	40201,744
Síla do předního závěsu v ose X	R_{X1} [N]	20100,872
Síla do předního nosného lana	F_{NL1} [N]	22054,86
Síla do předního závěsu v ose Y	R_{Y1} [N]	3554,913
Síla do předního nosného lana	F_{NL2} [N]	3775,915
Velikost závitu šroubu	-	M10x1,25
Tlak v závitech	p [N.mm ⁻²]	11,96
Tlak v nejmenší styčné ploše	p_s [N.mm ⁻²]	17,328

Tab. 8 – Tabulka výsledků vypočtených veličin z kapitoly 5

6 HMOTOVÝ ROZBOR A STANOVENÍ POLOHY TĚŽIŠTĚ ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Určení přesného rozložení hmot neboli hmotového rozboru je důležité z důvodu lokality těžiště, kolem něhož letoun při letu neustále rotuje a tedy také z hlediska stability letounu.

Hmotový rozbor je proveden pro letoun VUT100 Cobra a to jak pro letoun obecně, tak právě pro situaci s aplikovaným záchranným padákovým systémem při stavu podvozku v poloze vysunutá a zasunutá. Do hmotového rozboru byly zahrnuty následující komponenty a to včetně všech náležitostí:

- Trup
- Křídlo
- Ocasní plochy
- Řízení
- Podvozek (zasunutý / vysunutý)
- Pohonná soustava
- Instalace motoru
- Výstroj
- Nátěry a těsnění
- Padákový systém

6.1 HMOTOVÝ ROZBOR BEZ POUŽITÍ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Hmotový rozbor je vztažen vzhledem k GSS (Globální Souřadný Systém). Poloha těžišť, respektive souřadnic těžišť jednotlivých komponent bude uvedena v tabulce následujících kapitol na základě technických údajů, poskytnutých firmou Evektor spol. s.r.o.

Kromě souřadnic těžiště je dalším důležitým výstupním údajem z tabulky hmotového rozboru údaj statický moment, ze kterého je vypočtena centráž letounu (*centráž X_t*) a tedy procentuální vychýlení těžiště od střední aerodynamické tětiny (SAT). Obecně platí, čím větší vychýlení, tím horší stabilita.

Centráž na letounu VUT 100 by **neměla překročit hodnotu 33%**

6.1.1 HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK VYSUNUTÝ

SOUHRN KONSTRUKČNÍCH SKUPIN-PODVOZEK VYSUNUTÝ									
Poř. č. sk.	Název konstr. skupiny	Hmotnost (kg)	Vzdálenost těžiště hmotnostní položky od počátku souřadné soustavy letounu			Statický moment			
			x (m)	y (m)	z (m)	W^*x (kgm)	W^*y (kgm)	W^*z (kgm)	
1	TRUP CELKEM	177,581	3,495	-0,217	-0,009	620,655	-38,564	-1,600	
2	KŘÍDLO CELKEM	108,687	3,165	-0,415	0,005	344,030	-45,107	0,546	
3	OCASNÍ PLOCHY CELKEM	28,735	7,307	0,315	-0,047	209,961	9,042	-1,352	
4	ŘÍZENÍ CELKEM	34,717	3,115	-0,097	-0,014	108,132	-3,381	-0,474	
5	PODVOZEK VYSUNUTÝ	60,148	2,671	-0,896	0,000	160,651	-53,881	0,002	
7	POHONNÁ SOUSTAVA C.	294,774	1,066	-0,060	-0,011	314,191	-17,701	-3,233	
8	INSTALACE MOTORU C.	16,048	2,967	-0,483	-0,029	47,620	-7,756	-0,461	
9	VÝSTROJ CELKEM	171,365	3,331	-0,188	-0,032	570,889	-32,287	-5,543	
10	NÁTĚR, TĚS. HM. C.	15,750	3,481	-0,074	0,000	54,825	-1,166	0,000	
HMOTNOST PRÁZDNÉHO LETOUNU		907,805	2,678	-0,210	-0,013	2430,954	-190,801	-12,115	
							Centráž X_t (%SAT)		10,3

Tab. 9 – Tabulka hmotové rozboru-podvozek vysunutý (zdroj[4])

6.1.2 HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK ZASUNUTÝ

SOUHRN KONSTRUKČNÍCH SKUPIN-PODVOZEK ZASUNUTÝ									
Poř. č. sk.	Název konstr. skupiny	Hmotnost W (kg)	Vzdálenost těžiště hmotnostní položky od počátku souřadné soustavy letounu			Statický moment			
			x (m)	y (m)	z (m)	W*x (kgm)	W*y (kgm)	W*z (kgm)	
1	TRUP CELKEM	177,581	3,495	-0,217	-0,009	620,655	-38,564	-1,600	
2	KŘÍDLO CELKEM	108,687	3,165	-0,415	0,005	344,030	-45,107	0,546	
3	OCASNÍ PLOCHY CELKEM	28,735	7,307	0,315	-0,047	209,961	9,042	-1,352	
4	ŘÍZENÍ CELKEM	34,717	3,115	-0,097	-0,014	108,132	-3,381	-0,474	
6	PODVOZEK ZASUNUTÝ	60,148	2,766	-0,546	0,000	166,376	-32,861	0,001	
7	POHONNÁ SOUSTAVA C.	294,774	1,066	-0,060	-0,011	314,191	-17,701	-3,233	
8	INSTALACE MOTORU C.	16,048	2,967	-0,483	-0,029	47,620	-7,756	-0,461	
9	VÝSTROJ CELKEM	171,365	3,331	-0,188	-0,032	570,889	-32,287	-5,543	
10	NÁTĚR, TĚS. HM. C.	15,750	3,481	-0,074	0,000	54,825	-1,166	0,000	
HMOTNOST PRAZDNEHO LETOUNU		907,805	2,684	-0,187	-0,013	2436,679	-169,781	-12,116	
							Centráž Xt (%SAT)		10,8

Tab. 10 – Tabulka hmotové rozboru-podvozek zasunutý (zdroj[4])

6.2 TĚŽIŠTĚ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Pomocí 3D softwaru s ohledem na souřadný systém letounu bylo stanoveno těžiště záchranného padákového systému. Dále je v tabulce uveden statický moment z důvodu vlivu na centráž letounu a taktéž je uvedena hmotnost záchranného padákového systému, která byla odhadnuta na hodnotu $m=40\text{kg}$.

ZÁCHRANNÝ PADÁKOVÝ SYSTÉM								
Poř. č. sk.	Název konstr. skupiny	Hmotnost (kg)	Vzdálenost těžiště hmotnostní položky od počátku souřadné soustavy letounu			Statický moment		
			x (m)	y (m)	z (m)	W*x (kgm)	W*y (kgm)	W*z (kgm)
11	PADÁKOVÝ SYSTÉM	40,000	4,331	-0,026	-0,328	173,240	-1,040	-13,120

Tab. 11 – Tabulka těžiště

6.3 HMOTOVÝ ROZBOR VČETNĚ ZÁCHRANNÉHO PADÁKOVÉHO SYSTÉMU

Na základě následujících tabulek bude uvedena poloha celkového těžiště, dále pak centráž letounu (*centráž X_t*) a tedy procentuální vychýlení těžiště od střední aerodynamické tětiny.

6.3.1 CELKOVÝ HMOTOVÝ ROZBOR – PODVOZEK VYSUNUTÝ

CELKOVÝ HMOTOVÝ ROZBOR-PODVOZEK VYSUNUTÝ								
Poř. č. sk.	Název konstr. skupiny	Hmotnost	Vzdálenost těžiště hmotnostní položky od počátku souřadné soustavy letounu			Statický moment		
		(kg)	x (m)	y (m)	z (m)	W^*x (kgm)	W^*y (kgm)	W^*z (kgm)
	PRÁZDNÝ LETOUN	947,805	2,748	-0,202	-0,027	2604,194	-191,841	-25,235
Centráž X_t (%SAT)							15,6	

Tab. 12 – Tabulka celkového hmotového rozboru-podvozek vysunutý

6.3.2 CELKOVÝ ROZBOR – PODVOZEK ZASUNUTÝ

CELKOVÝ HMOTOVÝ ROZBOR-PODVOZEK ZASUNUTÝ								
Poř. č. sk.	Název konstr. skupiny	Hmotnost	Vzdálenost těžiště hmotnostní položky od počátku souřadné soustavy letounu			Statický moment		
		(kg)	x (m)	y (m)	z (m)	W^*x (kgm)	W^*y (kgm)	W^*z (kgm)
	PRÁZDNÝ LETOUN	947,805	2,754	-0,180	-0,027	2609,919	-170,821	-25,236
Centráž X_t (%SAT)							16,0	

Tab. 13 – Tabulka celkového hmotového rozboru-podvozek zasunutý

6.4 PODMÍNKY PRO PŘÍPADNÉ VYUŽITÍ

Podmínky pro využití záchranného padákového systému s ohledem na rozložení hmot se u každého letounu různí, neboť každý letoun je jinak koncipován a maximální vzletové hmotnosti letounů se taktéž různí. Základní faktor při stanovení podmínek je velikost centráže letounu, která by v rámci zachování stability letounu a tedy jeho správného chování za provozu, neměla být překročena.

Na letoun VUT100 Cobra 131i byla stanovena velikost centráže, kterou bychom neměly překračovat na 33%.

Při současném stavu letounu VUT100 Cobra se zásadní zásahy do konstrukce nedají uvažovat a tak nám nezbývá nic jiného než pracovat s hmotnostmi danými posádkou letounu, zavazadly, nebo hmotností a tedy objemem palivových nádrží.

V příloze 3 je uvedena tabulka hmotnostních konfigurací typového stavu letounu, který nabízí různé konfigurace vybavení letounu s ohledem na centráž letounu.

V našem případě, kdybychom uvažovali hodnoty okolo maximální centráže a tedy $X_t=33\%$, můžeme uvažovat tyto konfigurace:

a) centráž $X_t=31,7\%$... (sloupec 15 v příloze C)

- 1 pilot – 77,1 kg, 2. pilot – 120kg
- 1 cestující – 77,1 kg, 2. cestující – 120kg
- zavazadlo – 25kg
- palivo – 78 litrů

b) centráž $X_t=31,8\%$... (sloupec 14 v příloze C)

- 1 pilot – 77,1kg, 2. pilot – 77,1kg
- 1 cestující – 77,1kg, 2. cestující – 77,1kg
- zavazadlo – 60kg
- palivo – 30 litrů

c) centráž $X_t=30,4\%$... (sloupec 13 v příloze C)

- 1 pilot – 77,1kg, 2. pilot – 77,1kg
- 1 cestující – 77,1kg, 2. cestující – 77,1kg
- zavazadlo – 0kg
- palivo – 244 litrů

7 ZÁVĚR

Práce se zabývá studii záchranné systému pro malý sportovní letoun. Záchranný systém je navržen s ohledem na již navrhnutou konstrukci draku letounu. Hlavní konstrukční práce této studie byla provedena v 3D CADu SolidWorks Premium. Vybraná varianta (nejvhodnější) studie byla namodelována a ověřena kontrolními výpočty.

V úvodní kapitole bylo zmíněno, o čem tato publikace pojednává, dále byly vytyčeny cíle této práce a v závěru kapitoly jsme se seznámili se zkoušeným letounem, na kterém jsme tuto studii aplikovali.

Druhá kapitola se zaměřuje na přehled a typy zabezpečovacích a záchranných systémů v letectví s ohledem na malé a střední letadla.

V další, třetí kapitole je popsán význam a funkce záchranného padákového systému. Pro zdůraznění důležitosti toho systému byla provedena statistika nehod pro vybraný typ letounu.

Ve čtvrté kapitole se podrobně zabýváme možnostmi zástavby záchranného systému na malém letounu s ohledem na jeho konstrukci. Na konci kapitoly je uvedena vizualizace celého konceptu na letounu.

Pátá kapitola se zaměřuje na rozklad sil do konstrukčních uzlů na letounu. Konstrukční uzly byly dále dimenzovány a podrobeny pevnostním kontrolám.

V šesté kapitole je provedena analýza konstrukce a tedy tzv. hmotový rozbor letounu s ohledem na zabudovaný záchranný padákový systém. Byly zde dále uvedeny provozní podmínky pro situaci případného využití padákového systému

Dalším krokem ve vývoji (či studii) záchranného padákového systému je úvaha zapracování padákového systému do standardní výbavy všech letadel (nejlépe univerzální systém pro typově stejná letadla), které by byl záchranný padákový systém schopen bezpečně dopravit na zem. Tato změna by u většiny letadel znamenala zásadní zásah do draku letadla. Tento zásah (riziko) sebou však nese nemalý přínos záchranných padákových systémů v letectví při zvýšení šance na záchranu lidského života.

8 POUŽITÁ LITERATURA

- [1] LEINVEBER, Jan. VÁVRA, Pavel. *Strojnické tabulky*. Úvaly, 2003. 865 s. ISBN 80-864990-74-2
- [2] Evektor, spol. s.r.o. *Příručka pro údržbu letounu VUT100-131i*. Kunovice, 2006. Technická zpráva.
- [3] Knacke, Theo W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. První vydání. Santa Barbara, Para Publishing, 1992. 511 s. ISBN 0-915516-85-3
- [4] Evektor, spol. s.r.o. *Hmotový rozbor letounu VUT100-131i*
- [5] Švec, Vladimír. *Části a mechanismy strojů – příklady*, Praha 2008, Sbírnka příkladů
- [6] Zárbybnický Vít. *Aerodynamika*, Praha 2006
- [7] Technická data letounu VUT100 Cobra [online]. Dostupné z:
<http://www.evektoraircraft.com/cs/letadla/vut100-cobra/technical-data>
- [8] Navigace Garmin na letounu cirrus [online]. Dostupné z:
<http://whycirrus.com/advancements/the-cirrus-approach.aspx>
- [9] Kapalinové odmrazování [online]. [vid. 10.1.2011]. Dostupné z:
<http://www.ok-light.cz/clanky/kapalinove-odmrazovani-5>
- [10] Pilotem na zkoušku [online]. Dostupné z:
<http://www.pilotemnazkoušku.cz/cirrus.htm>
- [11] Ballistic Recovery Systém A down-to Earth Subject for Aviation [online]. Dostupné z: https://iflyamerica.org/ballistic_recovery.asp
- [12] A parachutist landed during the Balliste day [online]. Dostupné z:
<http://www.popsugar.com/celebrity/photo-gallery/30981511/image/30986075/parachutist-landed-during-Bastille-Day-parade-Paris>
- [13] Flightglobal, avionic conected [online]. Dostupné z:
<http://www.flightglobal.com/>
- [14] Airborne systems [online]. Dostupné z: www.airborne-sys.com/files/pdf/
- [15] Cirrus SR22, United States of America [online]. Dostupné z:
<http://www.aerospace-technology.com/projects/cirrus-sr22/cirrus-sr224.html>

- [16] Accident database [online]. Dostupné z:
<http://www.nts.gov/Pages/default.aspx>
- [17] Accident database [online]. Dostupné z:
<http://aviation-safety.net/>
- [18] Cirrus Aircraft [online]. Dostupné z:
<http://cirrusaircraft.com/>
- [19] Defining aviation safety [online]. Dostupné z:
http://www.brsaerospace.com/brs_aviation_home.aspx
- [20] Motivemag [online]. Dostupné z:
http://www.motivemag.com/pub/feature/ulterior_motive/Ulterior_Motive.shtm
- [21] Stratocat – popis padákového systému [online]. Dostupné z:
<http://stratocat.com.ar/stratopedia/119.htm>
- [22] Ballistic systém on the rocket [online]. Dostupné z:
http://farm3.staticflickr.com/2615/3993423221_2a23731503_z.jpg?zz=1
- [23] Rocket Sonde parachute [online]. Dostupné z:
http://www.ec21.com/offer_detail/Sell_Rocket_sonde_parachute--10458708.html
- [24] Evektor, spol. s.r.o. *Fotoarchiv letounu VUT100-131i.*

9 SEZNAM PŘÍLOH

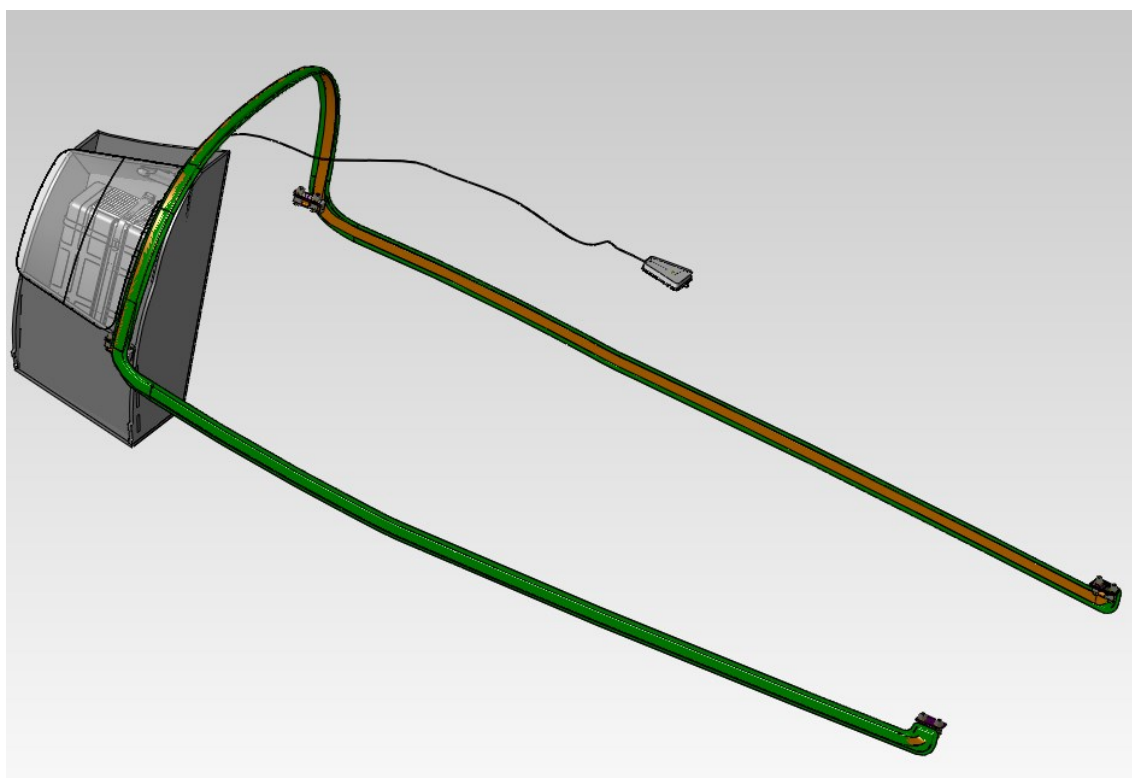
Příloha A – Obrázek zástavby záchranného systému

Příloha B – Obrázek zástavby záchranného systému včetně obálky letounu

Příloha C – Tabulka hmotnostních konfigurací – typový stav letounu VUT100 Cobra

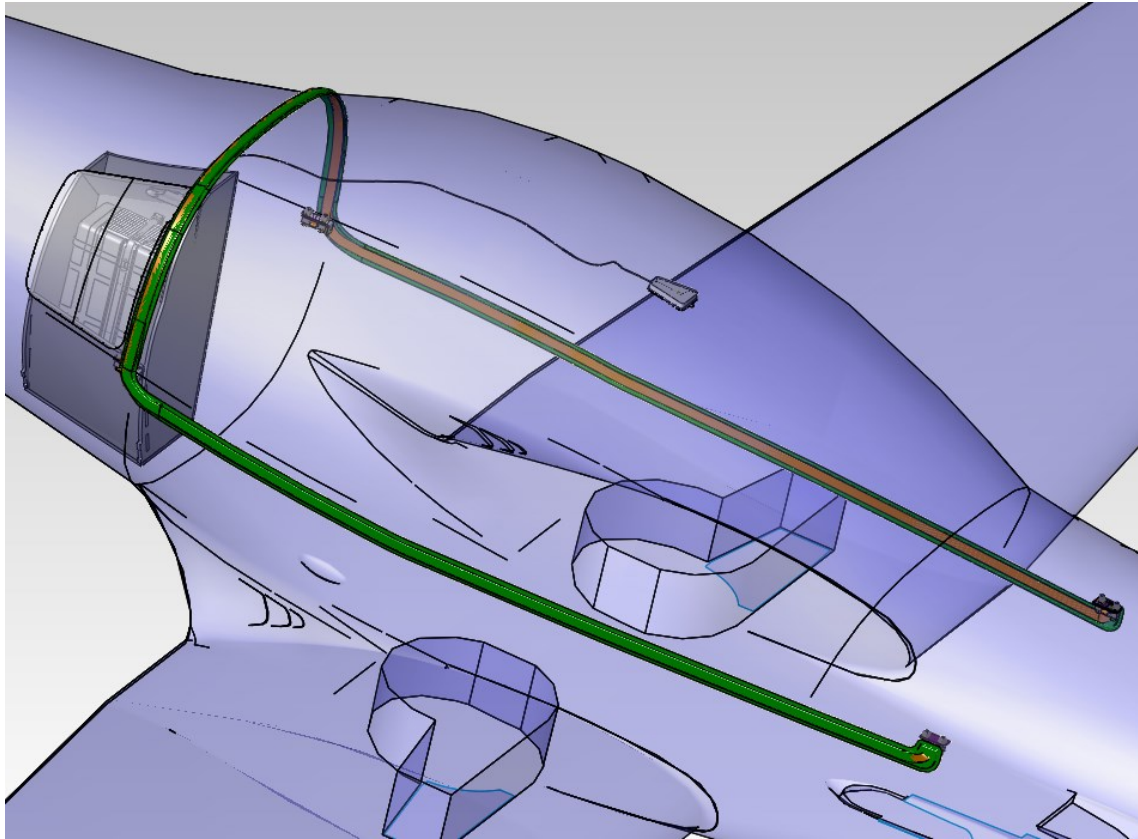
Příloha D – Tabulky a grafy s parametry pro výpočty

PŘÍLOHA A: OBRÁZEK ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU

























Obr. A. 1 – Obrázek zástavby záchranného systému

PŘÍLOHA B: OBRÁZEK ZÁSTAVBY ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU VČETNĚ OBÁLKY LETOUNU

















Obr. B. 1 – Obrázek zástavby záchranného systému včetně obálky letounu

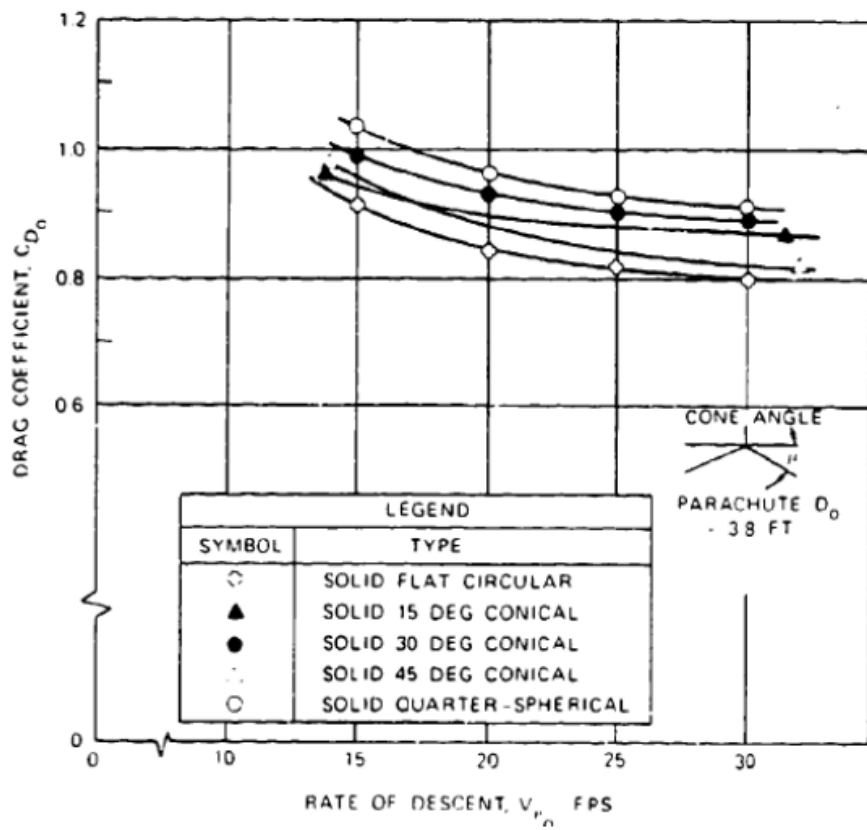
PŘÍLOHA D: TABULKY A GRAFY S PARAMETRY PRO VÝPOČTY

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	-1.7	±10 TO ±40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	-1.8	±10 TO ±20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
HEMISPHERICAL			0.71	0.66	0.62 TO 0.77	-1.6	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5, OBSOLETE
GUIDE SURFACE (RIBBED)			0.63	0.62	0.28 TO 0.42	-1.2	0 TO ±2	STABILIZATION, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
GUIDE SURFACE (RIBLESS)			0.66	0.63	0.30 TO 0.34	-1.4	0 TO ±3	PILOT, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	-1.4	< ±6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION

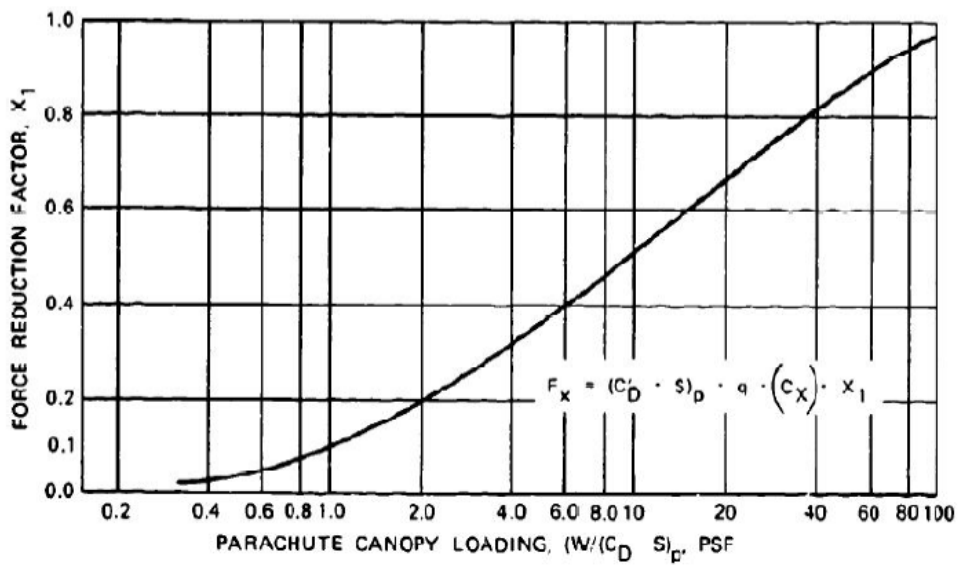
Tab. D. 1 - Pevnolátkové padáky (zdroj[3])

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_0}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_0}$	DRAG COEF C_{D_0} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.46 TO 0.50	-1.05	0 TO :3	DROGUE, DESCENT, DECLERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	-1.05	0 TO :3	DESCENT, DECLERATION, 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIED POROSITY)				0.70	0.55 TO 0.80	1.05 TO 1.30	0 TO :3	DROGUE, DESCENT, DECLERATION, 0.1 < M < 2.0
RIBBON ¹ (HEMISP LO)			0.62	0.62	0.30 ¹ TO 0.46	1.00 TO 1.30	:2	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.67 TO 0.70	0.56 TO 0.65	-1.05	0 TO :5	EXTRACTION, DECLERATION, 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.85	-1.10	:5 TO :10	DESCENT, M < 0.5
DISC-GAP-BAND			0.73	0.65	0.52 TO 0.58	-1.30	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5

Tab. D. 2 - Slotové padáky (zdroj[4])



Graf. D. 1 - Průběh odporového koeficientu s rychlostí ustáleného klesání. (zdroj[4])



Graf. D. 2- Zmírňující koeficient X_1 . (zdroj[4])