



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH DISTRIBUOVANÉHO BALISTICKÉHO SYSTÉMU PRO LETOUNY GA A COMMUTER

DISTRIBUTED BALLISTIC RECOVERY SYSTEM DESIGN FOR GA AND COMMUTER AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Dávid Šima

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

BRNO 2023

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Dávid Šima**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok: 2022/23

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:

Návrh distribuovaného balistického systému pro letouny GA a commuter

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Balistické záchranné padákové systémy se staly běžnou součástí výbavy lehkých sportovních letadel a mnoha letadel kategorie general aviation. Pro vyšší vzletové hmotnosti a případně i větší letouny (commuter) se technicky zdá jakožto nevýhodné řešení s centrálním systémem s jedním velkým padákem. Možností může být systém rozdělený na několik menších a distribuovaný po konstrukci letounu.

Cíle diplomové práce:

Analýza proveditelnosti pro návrh distribuovaného balistického záchranného systému založeného na clusterovém provedení vrchlíků pro letouny až do kategorie commuter. Porovnání s klasickými padákovými systémy – hmotnost, výkony, cena, výroba, zatížení. Koncepční návrh instalace.

Seznam doporučené literatury:

Knacke, T.,W., The Parachute Recovery Systems Design Manual, NAVAL WEAPONS CENTER CHINA LAKE CA, 1991.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

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

Abstrakt

Diplomová práca je zameraná na návrh balistického systému pre letún typu commuter a môže slúžiť ako štúdia uskutočniteľnosti (feasibility study). Pričom na začiatku je pomocou štatistického prehľadu preukázaný význam balistického záchranného systému. Nasleduje časť, ktorá rozoberá samotný balistický systém z hľadiska jeho konštrukcie, aktivácie a rôznych pravidiel, ktoré sú so systémom spojené. Na to nadväzuje časť o vlastnostiach a geometrií padáku, ktorá je podstatná pre samotný návrh. Najpodstatnejšou časťou práce je postup výpočtu plniaceho času a dynamického rázu. Z jednotlivých možných metód boli na jednom konkrétnom prípade overené a nakoniec zvolené najvhodnejšie metódy výpočtu. Pomocou týchto overených výpočtov boli následne určené rázy viacerých možných padákov. Poslednou časťou je overenie konceptu umiestnenia. K tomu bolo určené zaťaženie krídla na polo rozpätí a výsledné zaťaženie sa porovnávalo s hodnotou rázu navrhnutých padákov.

Kľúčové slová

Balistický záchranný systém, dynamický ráz, plniaci čas, slider, padák, vrchlík, commuter

Abstract

The master's thesis is focused on the design of a ballistic system for a commuter aircraft and can serve as a feasibility study. At the beginning, the significance of the ballistic recovery system is demonstrated through a statistical overview. This is followed by a section that examines the ballistic system itself in terms of its construction, activation, and various associated rules. This is followed by a section on the characteristics and geometry of the parachute, which is essential for the design itself. The most crucial part of the thesis is the procedure for calculating the filling time and dynamic loads. Among the various possible methods, the most suitable calculation methods were verified and selected based on a specific case. Using these validated calculations, the loads on several possible parachutes were subsequently determined. The final part involves verifying the placement concept, for which the wing load at half-span was determined and compared with the dynamic load value of the proposed parachutes.

Keywords

Ballistic recovery system, dynamic load, filling time, slider, parachute, canopy, commuter

Bibliografická citácia

ŠIMA, Dávid. *Návrh distribuovaného balistického systému pro letouny GA a commuter* [online]. Brno, 2023 [cit. 2023-05-24]. Dostupné z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/149376>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.

Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že som túto diplomovú prácu na tému *Návrh distribuovaného balistického systému pro letouny GA a commuter* vypracoval samostatne, pod vedením Ing. Robert Popela, Ph.D., s použitím literatúry a ďalších podkladov uvedených v zozname použitej literatúry.

V Brne

.....

Dávid Šima

Pod'akovanie

Rád by som touto cestou poďakoval vedúcemu diplomovej práce Ing. Robertovi Popelovi, Ph.D. za jeho vedenie, cenné rady a ochotu. Veľké ďakujem patrí rodine, priateľke, kamarátom a známym, ktorí ma podporovali počas celého môjho štúdia.

Obsah

1	Úvod.....	9
2	Štatistiky využitia balistických padákových systémov	10
2.1	Štatistika zranení, dostupnosti a využitia balistického záchranného systému	10
2.2	Štatistika aktivácií výšok balistického záchranného systému	12
2.3	Dôvody aktivácie balistického záchranného systému	13
3	Prehľad nehôd letúnov typu commuter.....	15
3.1	Štatistika zranení.....	16
3.2	Dôvody jednotlivých nehôd.....	17
4	Konštrukcia padákových záchranných sústav	18
4.1	Situácie pri ktorých je aktivácia balistického záchranného systému vhodná	21
4.2	Umiestnenie záchranej sústavy v lietadle.....	22
4.3	Smer výstrelu záchranej sústavy.....	23
4.4	Proces otvárania a aktivácia záchranej sústavy	23
5	Vlastnosti a geometria padákov	25
5.1	Geometria a konštrukcia padákov	25
5.2	Aerodynamické vlastnosti padákov.....	26
5.3	Vplyv Reynoldsovho čísla na vlastnosti padákov	28
5.4	Stabilita padákových systémov	29
5.5	Dĺžka nosných šnúr	31
5.6	Efekt podveseného telesa.....	32
5.7	Nafukovanie padáku	33
6	Výpočet dynamického rázu.....	34
6.1	Plniaci čas vrchlíku.....	34
6.2	Metódy výpočtu	35
6.3	Voľba výpočtu času plnenia a overenie metód výpočtu rázu.....	38
6.4	Vplyv slideru	42
6.5	Overenie vplyvu slideru.....	43
6.6	Určenie priebehu rázu pri rôznych rýchlostiach.....	45
7	Návrh padákov	49
7.1	Nominálny a konštrukčný priemer navrhnutých padákov.....	49
7.2	Dynamický ráz navrhnutých padákov	49
8	Letová obálka.....	50
8.1	Obratová obálka.....	50
8.2	Poryvová obálka	52
8.3	Klapková obálka	53
9	Zaťaženie krídla	55

9.1	Aerodynamické zaťaženie	55
9.2	Zaťaženie krídla od zotrvačných síl	56
9.3	Počtové zaťaženie	57
10	Výsledný koncepčný návrh systému	59
10.1	Miesto uchytenia a množstvo padákov	59
10.2	Hmotnosť záchranného systému	61
10.3	Umiestnenie záchranného systému.....	61
10.4	Umiestnenie na ďalšom lietadle	62
11	Záver.....	65
	Zdroje	67
	Zoznam príloh	68
	Príloha č.1: Tabuľky geometrických parametrov padákov	69
	Príloha č.2: Tabuľky pre výpočet padákov.....	70
	Príloha č.3: Tabuľky s geometrickými vlastnosťami padákov.....	73
	Príloha č.4: 3D vizualizácia záchranného systému pre L-410.....	74
	Príloha č.5: 3D vizualizácia záchranného systému pre Beechcraft 1900	77

1 Úvod

Balistický záchranný systém sa stal neoddeliteľnou súčasťou malých certifikovaných lietadiel so vzletovou hmotnosťou do 2000 kg. Spočiatku samotný systém nebol považovaný za primárny spôsob záchrany, čo viedlo k tomu, že veľa pilotov podcenilo svoje schopnosti a to viedlo k zbytočným úmrtiam. Po roku 2012 nastala zmena vo výcviku pilotov a začal sa klásť väčší doraz na samotný systém, a to viedlo k zníženiu úmrtí.

Pri väčších letúnoch ako sú commutere podobný systém zatiaľ neexistuje. Či má vôbec význam uvažovať o takomto systéme pre letúny s maximálnou vzletovou hmotnosťou do 8 618 kg bola vypracovaná táto diplomová práca, ktorá môže slúžiť ako štúdiá uskutočniteľnosti (feasibility study). Z počiatku si je nutné zadať jednotlivé vlastnosti, konštrukciu a pravidlá použitia balistického záchranného systému. K tomu je nutné sa oboznámiť s geometriou a vlastnosťami padákov. Najdôležitejším parametrom pri rozhodovaní bude mať dynamický ráz, ktorému bude nutné zvoliť vhodný postup výpočtu. Avšak samotný dynamický ráz závisí od času plnenia a vplyvu slideru. Samotný slider predlžuje čas plnenia vrchlíku a tým znižuje hodnotu samotného rázu. K určeniu vplyvu slideru nám poslúžili už existujúce padáky od firmy Galaxy GRS, ktoré sú sliderom vybavené. Po zvolení jednotlivých metód výpočtu boli navrhnuté jednotlivé padáky s rôznou únosnosťou pre ktoré bol určený priebeh dynamického rázu ako funkcia rýchlosti. Aby sa dalo rozhodnúť o možnej realizácii je nutné preukázať, či dokáže hodnotu rázu preniesť samotná konštrukcia určitého commuteru. K tomu nám poslúži letová obálka z ktorej sa určí kritický bod pre ktorý sa následne spočíta zaťaženie krídla. Na základe ktorého sa môže zvoliť najlepší variant pre daný typ commuteru.

2 Štatistiky využitia balistických padákových systémov

Pre štatistický súbor boli využité dostupné dáta od jedného z najväčších výrobcov balistických záchranných systémov, spoločnosti Balistic Recovery System, Inc., ktorá má k dátumu 24.12.2022 zachránených 466 osôb. Dostupné záznamy o použití balistického záchranného systému sú len po rok 2009, po tomto roku firma BRS prestala zverejňovať dané informácie. Ďalej bola využitá štúdia, ktorá sa zaoberala verejnou mienkou zvýšeného využívania balistických padákových záchranných systémov, ktorá zahŕňala nehody letúnu Cirrus SR-22.

2.1 Štatistika zranení, dostupnosti a využitia balistického záchranného systému

Výrobca BRS neuvádza v dostupných zdrojoch pri nehode závažnosť zranení, uvádza však výšku aktivácie a dôvod aktivácie balistického záchranného systému. Preto v tejto časti bola využitá vyššie zmienená štúdia. Samotná štúdia sa zaoberala využitím balistického záchranného systému pred a po roku 2012. Bola k tomu využitá verejná databáza nehôd NTSB (National Transportation Safety Board). Celkovo v tomto období bolo získaných z databázy 370 nehôd z celého sveta, avšak iba 190 nehôd, ktoré sa uskutočnili v USA mali dostatok informácií k tomu, aby boli využité ďalej v samotnej štúdií [1].

Tab. 1: Nehody Cirrusou v USA dostupné z NTSB databázy [1]

Premenné	Sumár nehôd Cirrusu SR-22 v Spojených štátoch			
	od 2001 do 2012		od 2013 do 2019	
	N	%	N	%
Počet nehôd	191	-	99	-
Dostupnosť padáku				
Mimo obálku padáku	123	64,4%	64	64,6%
V rámci obálky padáku	68	35,6%	35	35,4%
Celkovo	191	100%	99	100%
Použitie padáku				
Aktivovaný mimo obálku	3	1,6%	5	5,1%
Aktivovaná v rámci obálky	25	13,1%	27	27,3%
Celkové využitie padákov	28	14,7%	32	32,3%
Dostupnosť v rámci obálky/Použitie v rámci obálky padáku		36,8%		77,1%
Zranenia				
Žiadne	96	50,3%	46	46,5%
Nezávažné	17	8,9%	21	21,2%
Závažné	13	6,8%	11	11,1%
Smrteľné	65	34%	21	21,2%
Celkovo	191	100%	99	100%
Prítomnosť pasažiera				
Sólo let	66	34,6%	28	28,3%
Ďalší pilot s licenciou	20	10,5%	8	8,1%
Pasažier	105	55%	63	63,6%

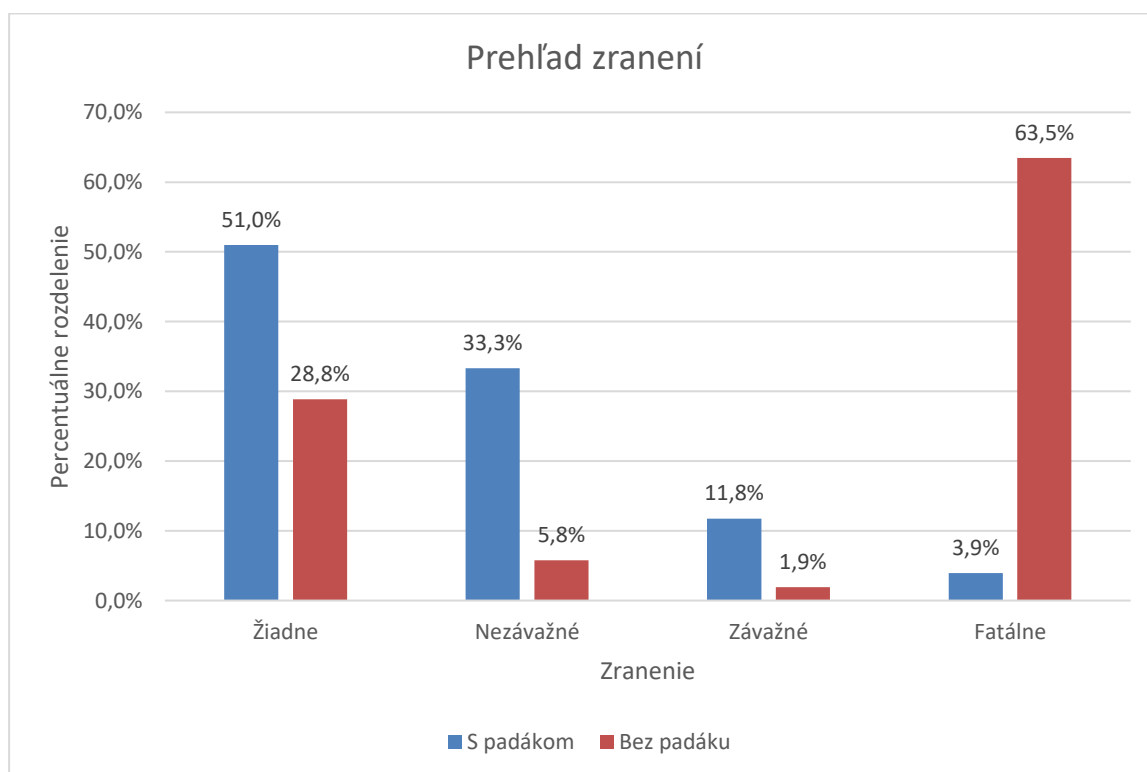
Celkovo	191	100%	99	100%
Dôvod nehody				
Mechanická chyba/Iné	37	19,4%	28	28,3%
Spojené s pilotom	154	80,6%	71	71,7%
Celkovo	191	100%	99	100%

V roku 2012 spoločnosť Cirrus Aircraft a asociácia, ktorá združuje majiteľov a pilotov Cirrusov spoločne upravili výcvik pilotov. Tento upravený výcvik poukazoval na balistický záchranný systém ako hlavný a primárny záchranný mechanizmus. Do tohto roku sa nekládol veľký dôraz na padák a preto bol často použitý ako posledná možnosť záchrany. Z tohto dôvodu je štúdia rozdelená na dve obdobia, aby bolo možné vidieť na dátach vplyv zmeny výcviku a mediálneho povedomia o tejto technológii [1].

Od roku 2001 do roku 2012 bol balistický záchranný systém dostupný pri 191 nehodách, pričom bol využitý v rámci obálky padáku v 36,8 % prípadoch v tomto období. Po roku 2012 je evidovaných 99 nehôd, kde nastal nárast využitia padáku v rámci jeho obálky na 77,1 %. Zároveň medzi rokmi 2012 až 2019 došlo k zníženiu smrteľných zranení z 1,5 na 0,84 % [1].

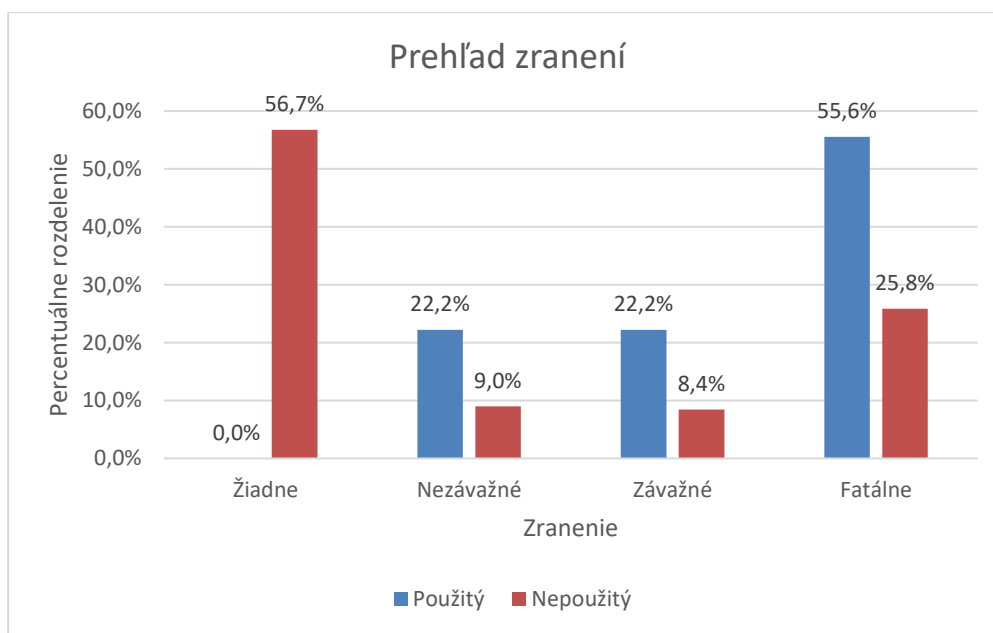
Pri nehodách, pri ktorých bol použitý balistický záchranný systém v rámci obálky vzišlo: 26 nezranených, 17 nezávažných zranení, 6 vážne zranených a 2 smrteľné zranení. V opačnom prípade, kde padák nebol využitý v rámci obálky vzišlo: 15 nezranených, 3 nezávažné zranenia, 1 vážne zranený a 33 smrteľne zranených. Z nižšie uvedeného histogramu vyplýva význam využitia balistického záchranného systému ako opodstatneného v rámci zníženia smrteľných zranení [1].

Z tabuľky 1 je pri porovnaní jasne vidieť, že väčšina nehôd až 77,6% bola za celé obdobie spôsobená rozhodnutiami pilota.



Obr. 1: Porovnanie zranení použiti/nepoužití v rámci obálky [1]

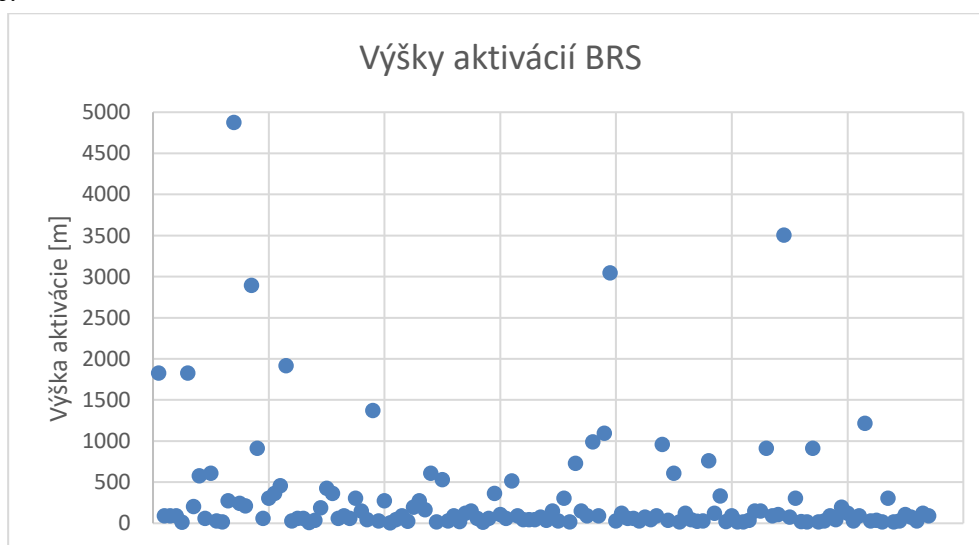
Pri nehodách, ktoré sa odohrali mimo obálku padáku a bol pri nich využitý balistický záchranný systém vzišlo: žiaden nezranený, 2 nezávažne zranení, 2 vážne zranení a 5 smrteľne zranených. Pri nehodách kde padák nebol využitý vzišlo: 101 nezranených, 16 nezávažne zranených, 15 vážne zranených a 46 smrteľne zranených. Z porovnania vyplýva negatívny vplyv padáku, ak sa použije mimo jeho výškovú obálku. Ďalším faktorom je, že piloti pravdepodobne nevyužili padák ako prvú možnosť záchrany, ale ako poslednú [1].



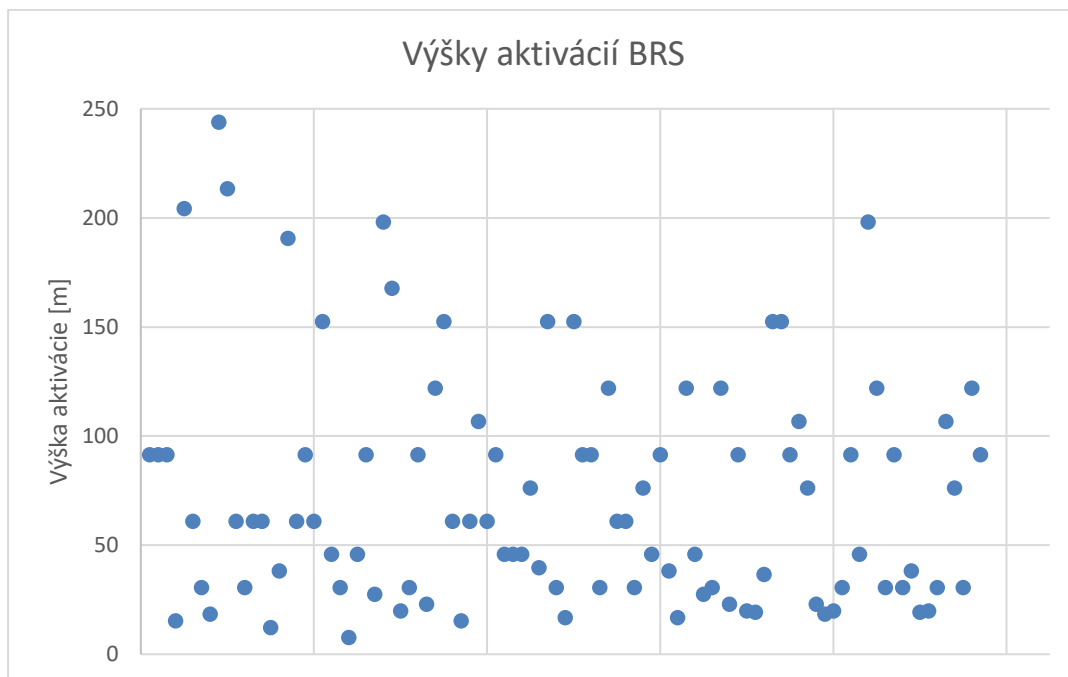
Obr. 2: Porovnanie zranení pri použití/nepoužití mimo obálku [1]

2.2 Štatistika aktivácií výšok balistického záchranného systému

V tejto časti boli využité dáta od spoločnosti BRS, ktoré boli postupne vložené do programu Excelu, v ktorom následne boli spracované. Celkovo z 240 záznamov malo informácie o výške aktivácie balistického záchranného systému 134 nehôd. V týchto záznamoch sú rôzne typy letúnov, nejedná sa však o údaje jedného typu letúnu ako v predošlej štatistike.



Obr. 3: Jednotlivé výšky aktivácií balistického záchranného systému spoločnosti BRS [2]

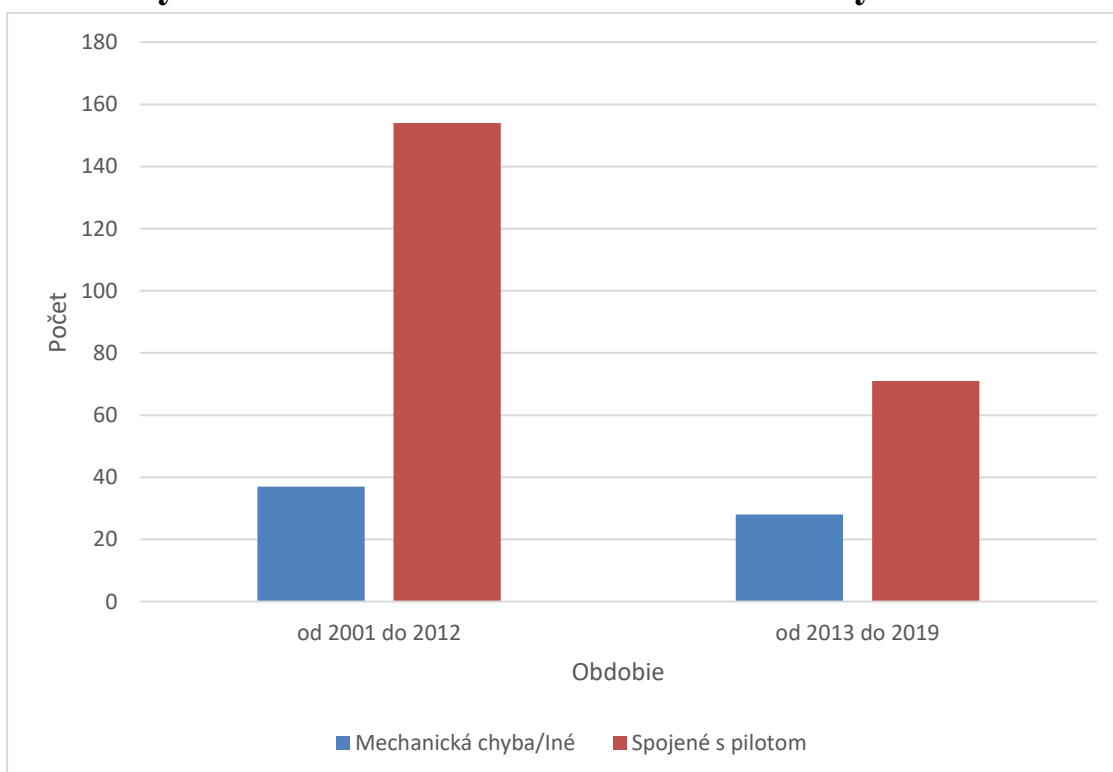


Obr. 4: Jednotlivé výšky aktivácií balistického záchranného systému spoločnosti BRS [2]

Z celkovo 134 aktivácií balistického záchranného systému bolo 55,97 % uskutočnených vo výške 100 m nad zemou.

Väčšina výrobcov uvádza ako minimálnu výšku aktivácie hodnotu 60 až 80 m nad zemou. Zo záznamov vyplýva, že až 33,58 % aktivácií sa uskutočnilo pod hranicou 60 m, čo je pod doporučenou hodnotou.

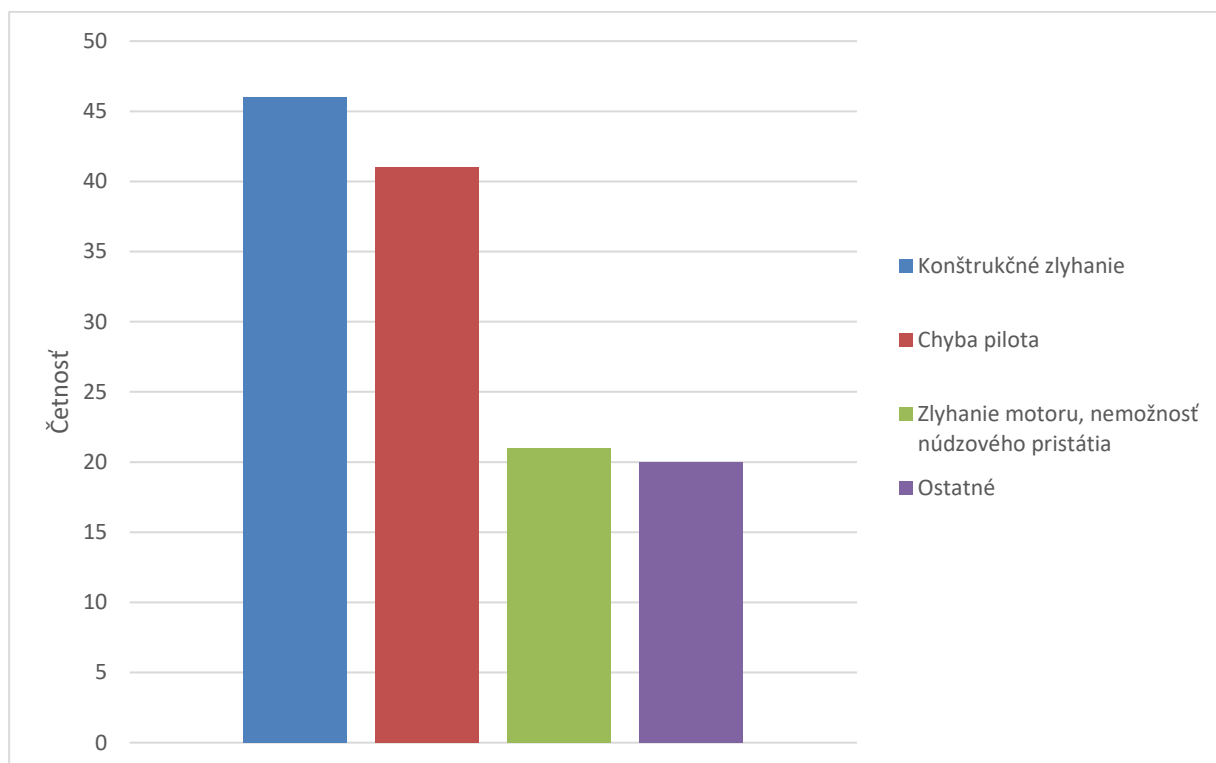
2.3 Dôvody aktivácie balistického záchranného systému



Obr. 5: Dôvody aktivácií vyplývajúcich zo štúdie [1]

Z obr. 5 je jasne vidieť, že dominantným dôvodom zapríčinenia nehôd v spomínanej štúdií bolo nezvládnutie pilotáže alebo chyby pilota. Celkovo až 77,6 % nehôd bolo spojených s pilotom [1].

Z dostupných dát od spoločnosti BRS bolo zistené, že až 35,9 % aktivácií bolo zapríčinených konštrukčným zlyhaním, ďalej 32 % bolo zapríčinených chybou pilota, 16,4 % vysadením pohonnej jednotky/nemožnosť núdzového pristátia a 15,6 % boli ostatné dôvody ako napr. počasie, zrážka vo vzduchu, zdravotné problémy, atď.



Obr. 6: Dôvody aktivácie z dát od spoločnosti BRS [2]

3 Prehľad nehôd letúnov typu commuter

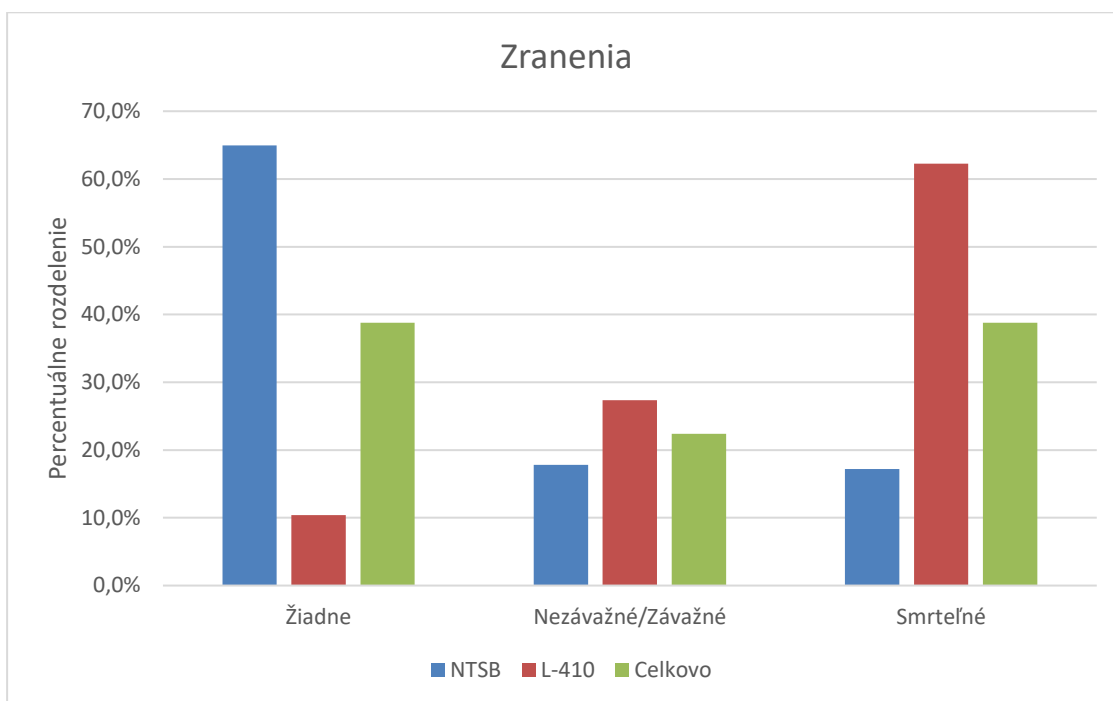
Letúny typu commuter spadajú do normy CS.23, pokiaľ sa jedná o vrtuľové dvojmotorové letúny v kategórii pre zbernú dopravu, s maximálnou vzletovou hmotnosťou menšou alebo rovnou 8 618 kg (19 000 lb) a s najviac 19 sedadlami mimo sedadiel pilotov [3].

V tomto prehľade boli využité dáta z databázy NTSB a BAAA. Databáza NTSB slúžila k získaniu informácií k nehodám letúnov, ktoré typovo spadali podľa normy CS.23 do kategórie commuter od výrobcov Beechcraft, Cessna a Fairchild. Z databázy BAAA boli získané dáta k nehodám letúnu L-410. Po preštudovaní jednotlivých záznamov došlo k vyselektovaniu jednotlivých nehôd. Medzi vylúčenými nehodami boli nehody pri ktorých, došlo k zlyhaniu podvozku po pristátí, zideniu z dráhy pri vzlete alebo pristátí a nehôd, ktoré sa vo všeobecnosti udiali na zemi. Nehody, ktoré ostali v sledovanom súbore sa odohrali za letu a bolo by možné pri nich použiť funkčný balistický záchranný systém. Celkovo sa vo výslednom dátovom súbore nachádza 120 nehôd.

Tab. 2: Prehľad nehôd letúnov typu commuter [4], [5]

Prehľad nehôd letúnov typu commuter							
		Databáza NTSB		L-410		Spolu	
		Počet	%	Počet	%	Počet	%
Počet nehôd		94	-	26	-	120	-
	Žiadne	204	65,0%	30	10,4%	234	38,8%
Zranenia	Nezávažné	29	9,2%	79	27,3%	135	22,4%
	Závažné	27	8,6%				
	Smrteľné	54	17,2%	180	62,3%	234	38,8%
	Celkovo	314	100,0%	289	100,0%	603	100,0%
Prítomnosť pasažierov	Áno	42	44,7%	21	80,8%	63	52,5%
	Nie	52	55,3%	5	19,2%	57	47,5%
Dôvod nehody	Chyba pilota	45	47,9%	12	46,2%	57	47,5%
	Mechanická chyba	30	31,9%	6	23,1%	36	30,0%
	Ostatné	19	20,2%	8	30,8%	27	22,5%

3.1 Štatistika zranení



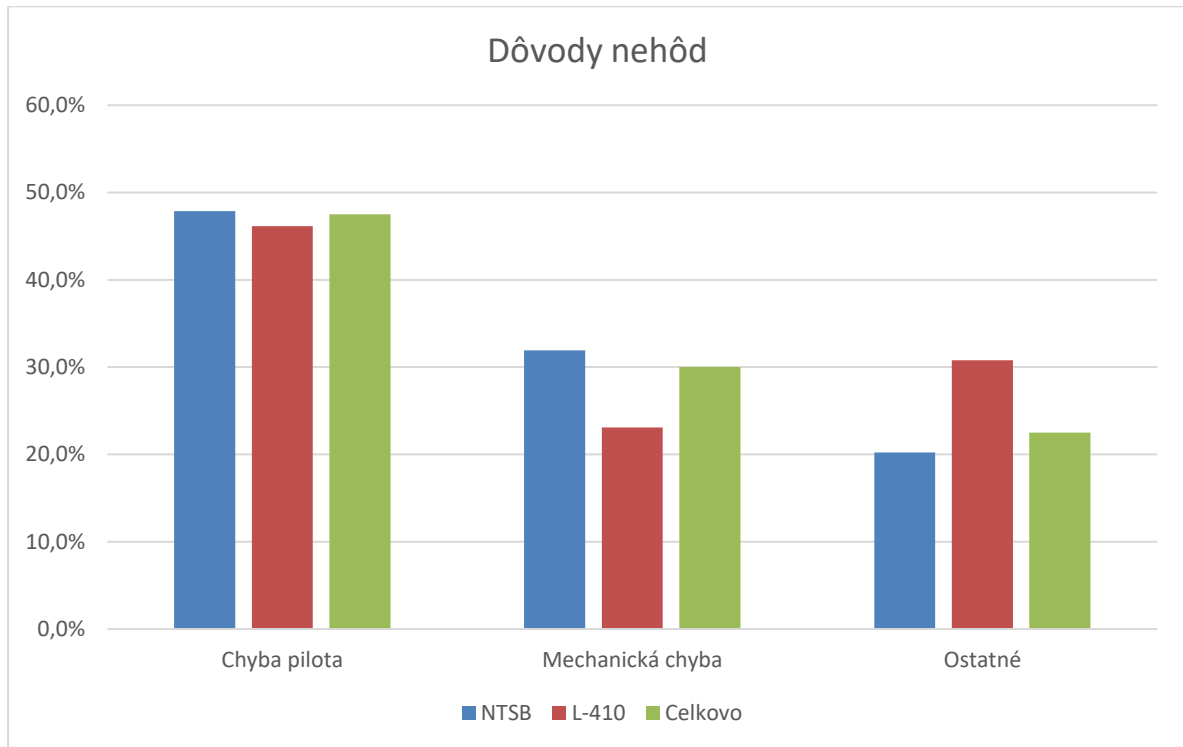
Obr. 7: Zranenia z databáz NTSB a BAAA ,

Pri porovnaní jednotlivých dát z obr. 7 je možné si všimnúť veľký rozdiel v počte smrteľných zranení. Celkovo zo 603 zranení bolo 38,8 % smrteľných, čo predstavuje 234 pasažierov z toho 76,9 % smrteľných zranení je z nehôd L-410. Pričom, ak sa pozrieme podrobnejšie na jednotlivé dáta, tak z 289 záznamov zranení z dát pre L-410 bolo 180 smrteľných, čo predstavuje 62,3 %. Zatiaľ čo pre letúny z NTSB databázy bolo z 314 záznamov 54 smrteľných, čo predstavuje 17,2 %. Tento rozdiel je zapríčinený najmä krajinou, v ktorej je L-410 využívaná. Väčšina dát, ktoré boli pre L-410 dostupné z databázy BAAA boli nehody, ktoré sa odohrali v afrických krajinách a v Rusku. Zatiaľ čo všetky nehody využité z databázy NTSB sa udiali v USA.

Nezávažné a závažné zranenia predstavujú z celkového počtu zranení 22,4 %, čo predstavuje 135 zranených. Z toho bolo 58,5 % z nehôd L-410 a 41,5 % pre letúny z databázy NTSB.

Bez zranení bolo celkovo 38,8 %, čo je z celkového počtu 234 pasažierov. Na obr. 7 je vidieť podobne veľký rozdiel v počte nezranených ako je v prípade smrteľne zranených. Z toho bolo 87,2 % z nehôd získaných z databázy NTSB a 12,8 % pre nehody letúnu L-410.

3.2 Dôvody jednotlivých nehôd



Obr. 8: Porovnanie príčin jednotlivých nehôd ,

Z obr. 8 je vidieť, že dôvody nehôd sú z oboch databáz takmer totožné. Z celkového počtu 120 nehôd bolo až 47,5 % zapríčinených pilotom. Z tohto môže vyplývať aj vysoká úmrtnosť pri nehodách L-410. Keďže prevažná časť nehôd L-410 sa udiala v Rusku a v afrických krajinách, kde sa mohli zanedbať určité postupy pri výcviku, poprípade zanedbanie bezpečnostných postupov zo strany pilota.

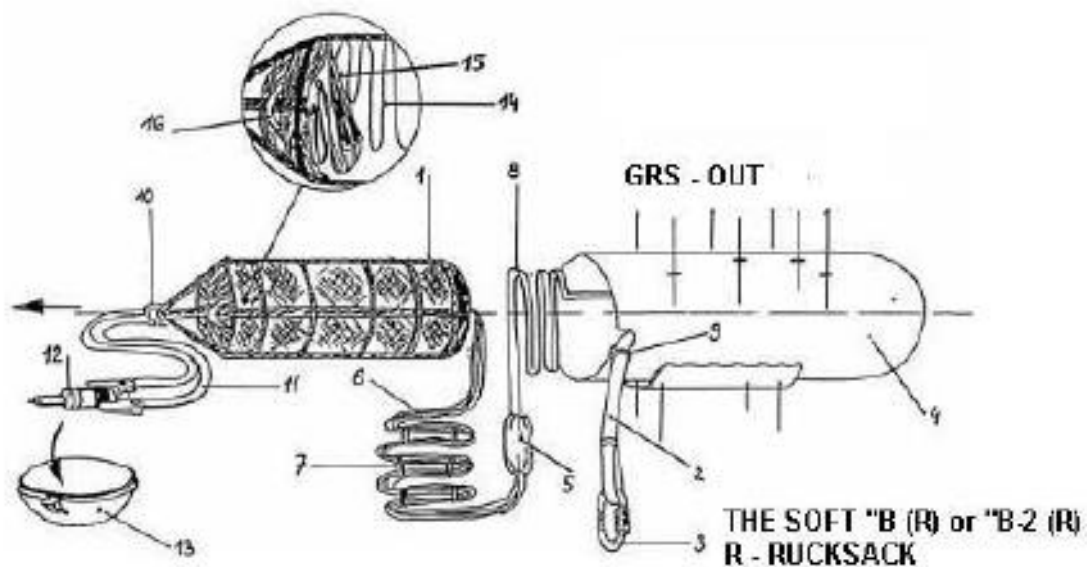
Mechanická chyba bola príčinou nehody celkovo v 30 % prípadov a 22,5 % prípadov bolo zapríčinených počasím, zrážkou s vtákom atď.

4 Konštrukcia padákových záchranných sústav

Jednotlivé padákové záchranné systémy od rôznych výrobcov, ktoré sa aktuálne nachádzajú na trhu majú podobnú konštrukciu. Rozsah ich použitia je od dronov až po 4 miestne lietadlá, tento rozsah v podobe maximálneho zaťaženia je od 5 do 1950 kg MTOW. Z hľadiska aplikácie na letún typu commuter budú pre príklad popísané záchranné systémy pre maximálne zaťaženie od 1700 do 2000 kg MTOW

Jednotlivé záchranné systémy je možné rozdeliť z hlavného funkčného hľadiska na niekoľko jednotlivých častí [9]:

- časti vytvárajúce aerodynamický odpor
- časti ktoré prenášajú zaťaženie do konštrukcie letúnu
- časti uloženia a obalu
- časti slúžiace k aktivácii záchrannej sústavy



Obr. 9: Zloženie záchrannej sústavy [6]

- | | |
|------------------------------------|--|
| 1. Vnútrotný kontajner s vrchlíkom | 9. Tesnenie kotviaceho popruhu |
| 2. Kotviaci popruh | 10. Záves rakety a kontajneru |
| 3. Pevnostný pripojovací strmeň | 11. Spojovací popruh rakety a kontajneru |
| 4. Kontajner záchranného systému | 12. Raketový motor |
| 5. Závesné oká padákových šnúr | 13. Veko |
| 6. Padákové šnúry | 14. Vrchlík vo vnútornom kontajnery |
| 7. Pružiacie krúžky | 15. Brzdíaci padák raketového motoru |
| 8. Spojovací popruh | 16. Oko brzdiaceho padáku |

Časti vytvárajúce aerodynamický odpor

Z celej sústavy je najdôležitejší pri tvorbe aerodynamického odporu vrchlík, okrem neho majú malý vplyv aj nosné šnúry vrchlíku a kotviace popruhy. Nie je to avšak ich primárnou úlohou z hľadiska rozdelenia.

Všetci veľký výrobcovia využívajú výhradne kruhové vrchlíky v rozsahu plôch od 320 do 390 m² a počtom nosných šnúr a polí od 58 až 64. Rýchlosť ustáleného klesania sa pohybuje v rozmedzí od 7 do 7,5 m·s⁻¹. Jednotliví výrobcovia využívajú rôzne profily vrchlíkov a samotné materiály. Rôzna je aj veľkosť pólových otvorov, veľkosť slideru a rozmiestnenie, počet a veľkosť klapiek [7].

Slider slúži ako prostriedok riadenia a otvárania vrchlíku, pričom znižuje dynamický ráz otvárajúceho sa padáku. Vďaka tomu je výsledný dynamický ráz prijateľnejší pre posádku a samotnú konštrukciu letúnu. Slider je nutné použiť od rýchlosti približne 130 km·h⁻¹ [6].

Časti prenášajúce zaťaženie do konštrukcie

Medzi hlavné časti, ktoré slúžia k prenosu síl do konštrukcie vyplývajú z obr. 9. Jednotlivo sú to nosné padákové šnúry, závesné oká padákových šnúr, spojovací popruh, kotviaci popruh a pripojovací strmeň. Ďalšou dôležitou časťou sú kotviace body, ktoré sa nachádzajú na samotnej konštrukcii letúnu.

V prípade kedy je letún poháňaný tlačnou vrtuľou je nutné, aby spojovací popruh bol vystužený oceľovým lanom o dĺžke 1,5 až 2 m. Vystuženie slúži, aby sa spojovací popruh nepoškodil v prípade styku s vrtuľou [6].

Časti uloženia a obalu

Do tejto časti patria najmä kontajner celej sústavy, k nemu prisluhujúci držiak a veko. Ďalšou podstatnou časťou je krytka raketnice a samotný kontajner vrchlíku, v ktorom je samotný padák.

Jednotliví výrobcovia dodávajú záchranný systém vo viacerých variantoch. Vo variante, kedy je kontajner z duralu, z laminátu alebo v látkovom obale tzv. softpack. Výber typu kontajnera závisí od prostriedku, do ktorého bude záchranný systém inštalovaný. V prípade, kedy je záchranný systém vystavený poveternostným podmienkam je výhradne montovaný variant s pevným prevedením. Jedná sa najmä o motorové rogalá, vírniky, paraglajdy a všade tam, kde to konštrukcia letúnu nedovolí umiestniť do trupu, poprípade do chránenej schránky. V prípade, kedy záchranná sústava je umiestnená do trupu, môže byť zvolený hociktorý variant prevedenia záchranného systému, pričom voľba je čisto individuálna [6].

Raketový motor je spojený s vnútorným kontajnerom pomocou popruhu.



Obr. 10: Duralový valcový kontajner [8]



Obr. 11: Softpack (látkový kontajner) [8]



Obr. 12: Laminátový kontajner [8]

Časti slúžiace k aktivácii záchranného systému

V tejto časti sa nachádzajú časti ako aktivačná rukoväť, poistka, ovládacie lanko v bowdene, úderníky, zápalníky, raketnica a samotný raketový motor.

System je aktivovaný mechanicky rukou ak niekto z posádky zatiahne za aktivačnú rukoväť. Samotná aktivačná rukoväť musí byť umiestnená na viditeľnom mieste, v oblasti očí alebo v ich zornom poli tak, aby k nej mali prístup obidvaja členovia posádky pri zatiahnutých bezpečnostných popruhoch. Aktivačná rukoväť by nemala byť umiestnená na mieste, kde sa môžu vyskytovať podobné páky. Ak sa letún nachádza na zemi, tak je aktivačná rukoväť zaistená poistkou pred nechcenou aktiváciou, ktorú musí pilot pred vzletom odstrániť [6].

Konštrukcia samotnej rakety a raketového motoru je rôzna, záleží na výrobcovi. V konštrukcii raketnice sú dva možné prístupy, jedna možnosť je, kedy je raketa umiestnená v polouzavretej raketnici. Pri tomto spôsobe dochádza po zapálení raketového motoru k tvorbe tlaku, na dno raketnice vznikajúcimi plynmi. Tieto plyny urýchľujú následne samotnú raketu, avšak nevýhodou je vznik spätného rázu. Tento spätný ráz je nutné následne zahrnúť do dimenzovania uchytenia raketnice. Druhá možnosť je, kedy je v dne raketnice pridaná trubica, ktorá slúži k odvodu spalných plynov. Vďaka tomu sa netvorí veľký spätný ráz a je možno naplno využiť podmienky akcie a reakcie. Avšak treba dodať, že voľba raketnice nijako neovplyvňuje rýchlosť otvárania záchranej sústavy [6].

Raketové motory sa využívajú iba na tuhé pohonné látky, pričom doba horenia sa pohybuje v rozmedzí od 0,7 do 1,2 s. Počas tejto doby musí raketa nadobudnúť dostatok energie na vytiahnutie všetkých častí padáku a dopraviť samú seba do bezpečnej vzdialenosti mimo padák [6].

4.1 Situácie pri ktorých je aktivácia balistického záchranného systému vhodná

Vo všeobecnosti sa dá povedať, že sem patria všetky situácie, ktoré pilot vyhodnotí počas vzletu, samotného letu a pristátia ako kritické a život ohrozujúce. V tomto prípade je vždy lepšie využiť balistický záchranný systém.

Jednotlivé situácie pri ktorých sa odporúča aktivovať záchranný systém sú popísané nižšie [6], [8].

- **Vysadenie pohonnej jednotky** – pri vysadení pohonnej jednotky, poprípade strate výkonu je možné kľzavým letom bezpečne pristáť. Avšak v prípade ak sa nachádzame nad nehostinným terénom, ktorý nedovoľuje normálne pristátie odporúča sa aktivácia systému. Aktivácia sa tiež odporúča ak je znížená viditeľnosť, noc, poprípade zvýšená oblačnosť a nie je možné bezpečne pristáť.
- **Konštrukčné zlyhanie** – v aktuálnej dobe je zlyhanie rámu a draku konštrukcie letúnu raritou, avšak ak by takáto situácia nastala odporúča sa aktivácia záchranného systému.
- **Mechanická závada** – v prípade ak sa letún stane neovládateľným čoho dôsledkom je neschopnosť bezpečne pristáť odporúča sa aktivácia záchranného systému.
- **Kolízia vo vzduchu** – kvôli prehustenej leteckej doprave v aktuálnej dobe môže takáto situácia nastať v prípade, kedy už nie je možnosť sa vyhnúť zrážke. Odporúčané je teda aktivovať záchranný systém ešte pred samotnou kolíziou. Zvyšuje to šance na záchranu posádky.
- **Oheň na palube** – v prípade vypuknutia požiaru, je treba letún nasmerovať tak, aby oheň smeroval od pasažierov poprípade kokpitu. V prípade nemožného okamžitého pristátia sa odporúča aktivácia záchranného systému.

- **Zdravotné problémy pilota** – pilot počas letu môže dostať infarkt, mŕtvicu, stratiť vedomie, poprípade zo stresu zatvrdnúť či dočasne oslepnúť. Môže nastať situácia, kedy dôjde k zrážke s vtákom, pričom pilot ostane poranený a nebude schopný bezpečne pristáť. Aj kvôli takýmto prípadom sa odporúča aby piloti pred letom ukázali pasažierom, kde sa nachádza aktivačná rukoväť a oboznámili ich so samotnou aktiváciou.
- **Dezorientácia pilota** – medzi tieto situácie patrí najmä závrat poprípade priestorová dezorientácia, ktoré môžu byť spôsobené zlými poveternostnými podmienkami, poprípade zhoršenie počasia.
- **Chyby pilotáže** – prevažná väčšina chýb sa odohráva v malých výškach pri ktorých okamžitá aktivácia pomôže zmierniť následky pádu. Patrí sem napríklad pád do vývrvky, poprípade chyba pilotáže vo výklzovej zatáčke.
- **Krátka pristávacia dráha**

4.2 Umiestnenie záchranej sústavy v lietadle

Záchranný systém sa umiestňuje buď do trupu, ak je to možné poprípade mimo trup. Všetko však záleží na type lietadla a jeho konštrukcie. Vo všeobecnosti sa však nemôžu umiestňovať na silne vibrujúce časti lietadla ako sú motorové lože a konštrukcia podvozku [6].

Samotný kontajner musí byť upevnený s ohľadom na násobky, ktorým môže byť vytavený počas letu a v prípade polouzavretej raketnice aj k spätnému rázu. V prípade umiestnenia do trupu lietadla je nutné zabezpečiť, aby horiace plyny boli bezpečne odvedené mimo kabínu posádky, palivovú nádrž a palivové rozvody [6].

Pri umiestnení záchranej sústavy treba dbať aj na jej umiestnenie, keďže pri váhe od 31,5 až 45 kg ovplyvňuje samotnú centráž lietadla.

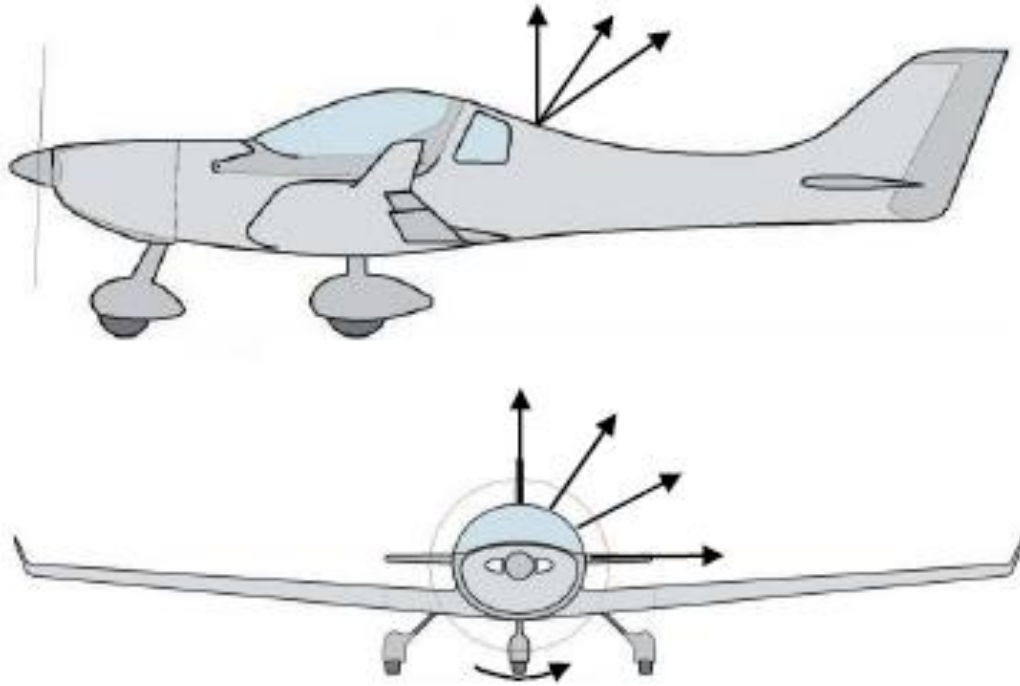
Držiak na uchytenie záchranej sústavy výrobcovia dodávajú so samotným systémom, pričom držiak je navrhnutý pre daný typ lietadla. V balení sa nachádza aj podrobný návod na zástavbu a inštalačný materiál. V prípade, kedy nie je držiak pre daný typ lietadla vhodný, sú k dispozícii univerzálne držiaky, pričom sa odporúča si nechať schváliť inštaláciu výrobcom.



Obr. 13: Umiestnenie záchranného systému v lietadle [9]

4.3 Smer výstrelu záchrannej sústavy

V prípade, kedy je letún v konfigurácii s ťažnou vrtuľou sa doporučuje smerovať výstrel a tým aj padák do hornej polosféry. Zaisť sa tým čo najrýchlejšie naplnenie vrchlíka a dôjde čo najskoršej stabilizácii lietadla.



Obr. 14: Smery výstrelu pre letún s ťažnou vrtuľou [9]

V prípade kedy sa jedná o letún s tlačnou vrtuľou sa výstrel smeruje proti smeru letu, poprípade kolmo v smere letu do boku tak, aby nenastal kontakt spojovacieho popruhu so samotnou vrtuľou.

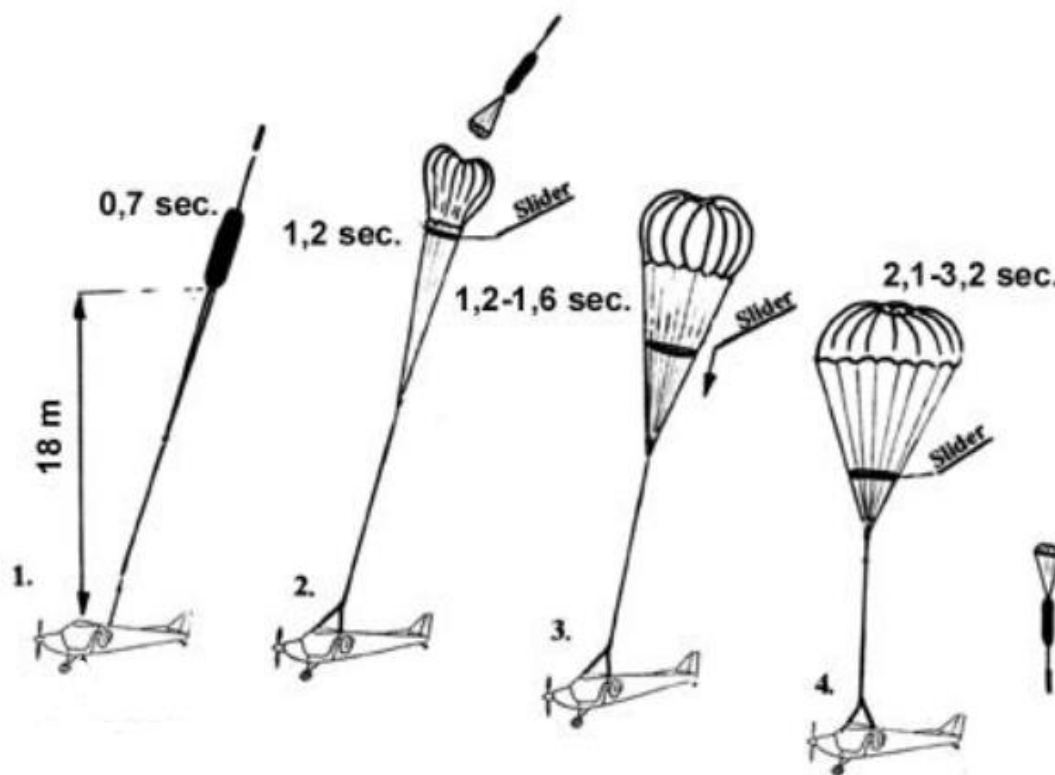
Vo všeobecnosti sa dá povedať, že sa neodporúča viesť výstrel do dolnej polosféry, pri ktorej dochádza k strate potrebnej výšky.

4.4 Proces otvárania a aktivácia záchrannej sústavy

Ak nastane situácia, ktorá bude vyžadovať aktiváciu balistického záchranného systému, tak jeden z členov posádky zatiahne za rukoväť. Aby sa systém aktivoval, je nutné pri potiahnutí za rukoväť vynaložiť silu 11-12 kg, veľkosť sily závisí od výrobcu. Toto tiež slúži ako určitá poistka, aby nedošlo k nechcenej aktivácii, keďže je nutné vynaložiť určitú silu. Po zatiahnutí rukoväte je následne pohyb prenášaný pomocou bowdenového lanka až ku úderníkom. Následne sú pomocou úderníkov odpálené zážihové zápalky, ktoré zapália prachovú nálož a to následne zapáli samotnú tuhú pohonnú látku raketového motoru [6].

Následne ako raketa opúšťa raketnicu, zároveň pritom odísť uje veko pevného kontajner, prípadne otvára softpack kontajner. Z kontajneru následne vyťahuje samotný kontajner vrchlíku, pričom sa vyťahujú nosné šnúry vrchlíku a spojovací popruh vrchlíku. Keď sa nosné šnúry a spojovací popruh napnú, dochádza k vyťahnutiu samotného vrchlíku z jeho kontajneru. Ten sa v tomto okamžiku začína plniť vzduchom až do jeho úplného naplnenia. Samotná raketa pokračuje v lete pričom dochádza k odtrhnutiu trhacej šnúry, ktorá sa nachádza v blízkosti

pólového otvoru vrchlíku. Po dohorení paliva sa samotná raketa s kontajnerom vrchlíka znesie na zem na malom padáku. Ten je vytiahnutý v momente, kedy dôjde k oddeleniu kontajnera vrchlíku so samotným vrchlíkom.

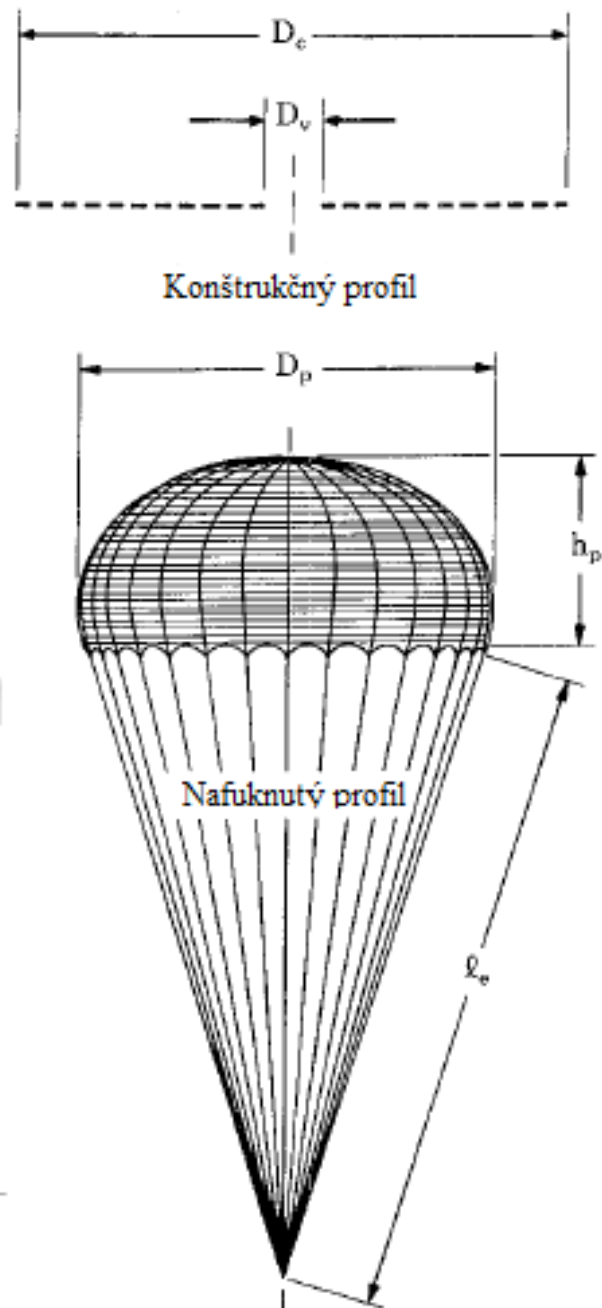


Obr. 15: Otvárací proces balistického záchranného systému [6]

5 Vlastnosti a geometria padákov

V tejto kapitole budú popísané jednotlivé vlastnosti, výkony a geometria padákov. Podrobnejšie to bude napríklad aerodynamika, stabilita a geometria. Celková problematika padákových systémov je veľmi obsiahla, preto teória, ktorá bude nižšie popísaná je veľmi zjednodušená.

5.1 Geometria a konštrukcia padákov



Obr. 16: Základné geometrické označenia padáku [10]

Pri záchranných sústavách sú využívané najmä kruhové padáky. Pričom medzi hlavné geometrické parametre kruhového padáku sú najmä tvar a profil, priemer vrchlíku, plocha a dĺžka nosných šnúr. V podrobnejších popisoch potom možno zahrnúť aj veľkosť pólóvého otvoru a klapiek.

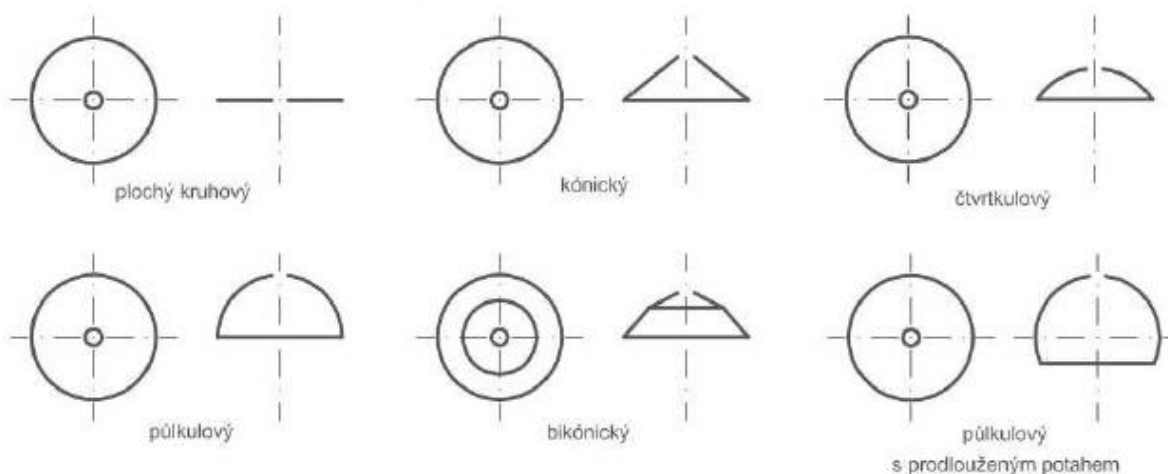
Samotná geometria môže byť definovaná dvoma spôsobmi. Prvý spôsob definuje nominálnu plochu S_0 a nominálny priemer D_0 . Nominálna plocha S_0 je skutočná trojrozmerná konštrukčná plocha vrchlíku. Pri väčšine vrchlíkov je do tejto plochy zahrnutá aj plocha polí, slotov, ventilačný otvor a ďalšie rôzne prvky, ktoré sa môžu vyskytnúť v konštrukcii vrchlíku. Samotný nominálny priemer D_0 je priemer kruhu, ktorý má plochu o veľkosti S_0 [10].

Druhý spôsob definuje rozmery vrchlíku ako konštrukčné rozmery medzi ktoré patrí konštrukčný priemer D_c a konštrukčná plocha S_c . D_c je priemer vrchlíku premietnutým do základnej roviny, pričom pri väčšine kruhových a kónických vrchlíkoch predstavuje skutočný konštrukčný priemer. Rozdiel medzi nominálnym priemerom D_0 a konštrukčným priemerom D_c je v tom, že nominálny priemer D_0 je efektívny priemer a konštrukčný priemer je reálny rozmer vrchlíku. Konštrukčná plocha S_c je kruhová plocha ktorej priemer je D_c [10].

Počas plnenia vrchlíku aerodynamické sily menia jeho samotný tvar z konštrukčnej konfigurácie na pretiahnutý konkávni tvar v nafúknutom stave. K popisu je nutné nafúknutý vrchlík pri klesaní za konštantnej rýchlosti premietnuť do základnej roviny. Výsledná premietnutá plocha sa označuje S_p a nazýva sa projekčná plocha. Z plochy S_p sa dá následne určiť projekčný priemer D_p [10].

Samotná veľkosť vrchlíku sa vypočíta na základe konštrukcie a zvolenej rýchlosti klesania. Pričom konštrukcia vrchlíku zahŕňa spôsob spojovania jednotlivých polí, vystuženie vrchlíku lemovkami, spôsob napojenia a počet nosných šnúr. Všetky vyššie spomenuté časti konštrukcie sú ovplyvnené zaťažením a rozsahom rýchlostí jeho použitia.

Samotné tvary vrchlíkov, ktoré sa uvádzajú v literatúre je časť z nich na obrázku nižšie.



Obr. 17: Tvary vrchlíkov [9]

5.2 Aerodynamické vlastnosti padákov

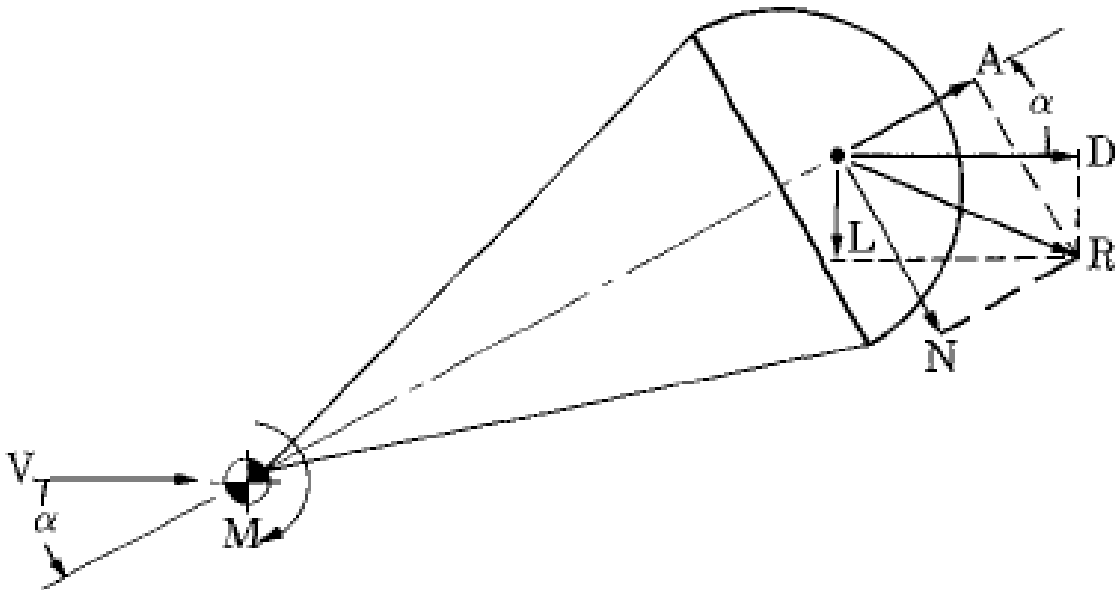
Najvýznamnejšou zložkou síl pôsobiacich na vrchlík padáku je odpor, ten je definovaný ako zložka aerodynamickej sily, ktorá je v smere relatívneho nabiehajúceho prúdu vzduchu. Vznikajúca odporová zložka následne spomaľuje podvesené teleso a urýchľuje prúd vzduchu v blízkosti vrchlíku. Primárnym zdrojom odporu vrchlíku je rozdiel tlakov vo vnútri vrchlíku a mimo neho. Samotný odpor je definovaný podľa nasledovne [10]:

$$D = q \cdot C_D S_0 \quad (5.1)$$

Kde:

q dynamický tlak
 $C_D S_0$ odporová plocha

Odporová plocha $C_D S_0$ je daná súčinom odporu vrchlíku c_D a nominálnou plochou vrchlíku S_0 . Pričom je závislá na type vrchlíku, nafúknutom tvare, veľkosti, Reynoldsovom čísle a materiálových vlastnostiach vrchlíku.



Obr. 18: Silová rovnováha pôsobiaca na padák v ustálenom režime klesania [10]

Na obrázku 18 je uvedený silový rozklad do dvoch najčastejšie používaných súradných systémov, pričom uhol nabiehajúceho prúdu je väčší než 0 ($\alpha > 0^\circ$) a stabilizujúci moment M je kladný. Jeden z týchto súradných systémov sa nazýva lietadlový – absolútny systém a sily, ktoré k nemu prislúchajú sú normálová N a tangenciálna T . Druhý súradný systém sa označuje ako aerodynamický súradný systém a patria sem silové zložky vztlaku L a odporu D . V prípade aerodynamického súradného systému je vztlak vždy kolmo na nabiehajúci prúd a odpor je v smere nabiehajúceho prúdu, pričom vzniká stabilizujúci moment M . V prípade kedy je uhol nábehu $\alpha = 0^\circ$, sú obe sústavy totožné.

Ďalšou dôležitou veličinou pri návrhu padáku je rýchlosť ustáleného klesania. Pri návrhu samotného padáku táto rýchlosť ovplyvňuje veľkosť odporovej plochy. Podľa jednotlivých výrobcov záchranných sústav je táto hodnota v rozsahu od $6,5$ do $7,5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Vzorec na výpočet rýchlosti ustáleného klesania pri hladine mora s využitím vzťahu 5.1 platí:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot C_D S_0}} \quad (5.2)$$

Pri návrhu balistického záchranného systému, ktorý bude následne umiestnený na letún je nutné vedieť hodnotu dynamického rázu – otváraciu silu. Jeho hodnota je veľmi zásadná čo sa týka únosnosti kotviacich bodov, namáhania konštrukcie lietadla a jeho vplyvu na pasažierov. Okamžitý dynamický ráz je možné vyjadriť ako:

$$F = x_i \cdot F_s \quad (5.3)$$

Kde:

x_i súčiniteľ dynamického rázu
 F_s odporová sila v počiatku plnenia vrchlíku

Súčiniteľ dynamického rázu x_i je daný podľa [11] a [12] ako pomer medzi okamžitou silou F a silou F_s pri ustálenom klesaní padáku. Avšak za rýchlosti v_s , ktorá predstavuje rýchlosť v momente začiatku plnenia vrchlíku.

$$x_i = \frac{F}{F_s} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_D S}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D S_0} \quad (5.4)$$

Pričom pri zanedbaní zmeny hustoty vzduchu platí:

$$x_i = \frac{C_D S}{C_D S_0} \cdot \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 \quad (5.4)$$

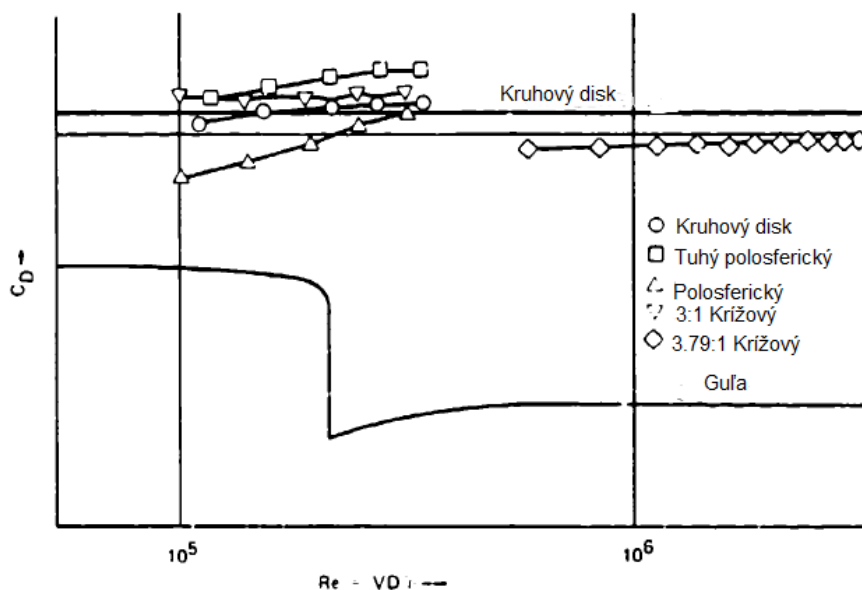
Kvôli výpočtom, ktoré budú v nasledujúcich kapitolách je nutné si vysvetliť ešte dva pojmy týkajúce sa obtekania vrchlíku, ktoré súvisia s otváracou silou.

Prvým prípadom je obtekanie nekonečným prúdom (tzv. infinite mass), kedy pri otváraní padáku je rozdiel medzi rýchlosťou na začiatku plnenia v_s a na konci otvárania v_f malý. Tento prípad je typický pri tunelových skúškach vrchlíkov, kedy rýchlosť nabiehajúceho prúdu ostáva konštantná pri zmene odporovej plochy vrchlíku [13].

Druhým prípadom je obtekanie konečným prúdom (tzv. finite mass), kedy pri otváraní padáku je rozdiel medzi rýchlosťou na začiatku plnenia v_s a na konci otvárania v_f veľký. Pričom tento prípad je typický pre padáky balistického záchranného systému a osobné padáky [13].

5.3 Vplyv Reynoldsovho čísla na vlastnosti padákov

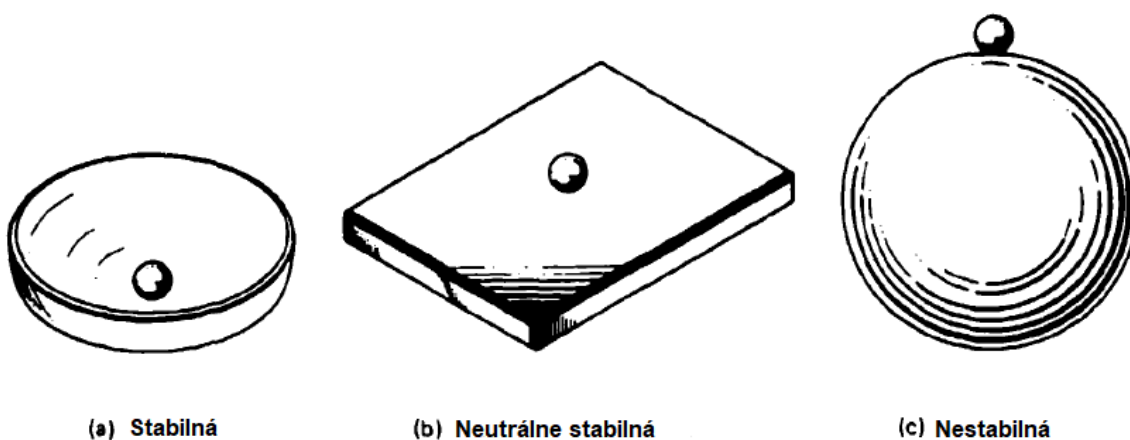
Padáky na rozdiel od profilov krídel pracujú v turbulentnom prúde. To je zapríčinené separáciou prúdu vzduchu na nábežnej hrane vrchlíku. Z tohto dôvodu Reynoldsovo číslo výrazne neovplyvňuje koeficient odporu padáku. Pri meraniach odporu rôznych padákov sa sledovala ich súvislosť s Reynoldsovým číslom, pričom sa porovnali s dobre známym vplyvom Reynoldsovho čísla na koeficient odporu gule [11].



Obr. 19: Vplyv Reynoldsovo čísla na koeficient odporu [11]

5.4 Stabilita padákových systémov

Stabilita telesa sa dá popísať ako schopnosť telesa vrátiť sa do rovnovážnej polohy alebo stavu rovnováhy po vychýlení z danej pozície. Jedná sa o pozíciu s najnižšou potenciálnou energiou a pri snahe ho vychýliť je nutné vyvinúť určité množstvo energie.



(a) Stabilná

(b) Neutrálne stabilná

(c) Nestabilná

Obr. 20: Typy statickej stability [11]

Stabilitu možno rozdeliť na statickú a dynamickú, pričom na obrázku 20 sú tri typy statickej stability.

V prípade a) sa jedná o stabilnú statickú stabilitu, príkladom môže byť guľička v miske. Guľička má stabilnú polohu na dne misky, pri vychýlení guľičky nastane pôsobením gravitácie ustálený stav v pôvodnom bode z ktorého bola vychýlená.

V prípade b) sa jedná o neutrálne stabilnú statickú stabilitu, príkladom môže byť guľička na rovnej doske. V tomto prípade guľička nemá presne určenú stabilnú polohu, ak ju uvedieme do pohybu po určitom čase sa zastaví. Miesto na ktorom zastane sa stane jej novým stabilným bodom.

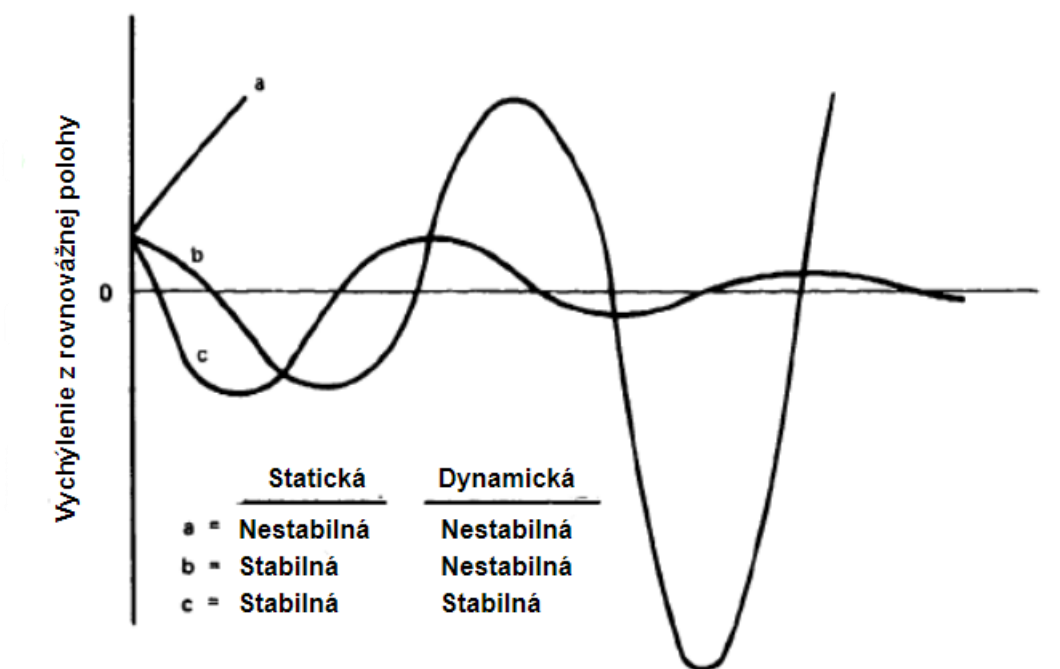
V prípade c) sa jedná o nestabilnú statickú stabilitu, príkladom môže byť guľička umiestnená na väčšej guľi. V tomto prípade bude mať guľička tendenciu po vychýlení nevrátiť

sa do pôvodnej polohy a bude pokračovať v pohybe daným smerom.

V prípade dynamickej stability sa jedná o pokračujúci pohyb už pohybujúceho sa telesa, podobne ako guľička v miske. Na samotnú guľičku v tomto prípade pôsobia trecie sily v opačnom smere jej pohybu a gravitačná zložka sily, pričom majú tlmiaci účinok. Pričom pri prvotnom vychýlení dochádza k postupnému utlmeniu, až nastane statická stabilita. Tento prípad sa nazýva aj ako dynamická stabilita.

Ďalším typom dynamickej stability je neutrálna dynamická stabilita, kedy nedochádza k tlmeniu. V tomto prípade, ak by neexistovali žiadne tlmiace sily a zároveň by trecie a aerodynamické sily boli znížené na nulu, došlo by pri malom vychýlení ku konštantnej amplitúde.

Posledným typom dynamickej stability je dynamická nestabilita, kedy dochádza k zvyšovaniu amplitúdy. V tomto prípade by na guľičku pôsobila vonkajšia sila.



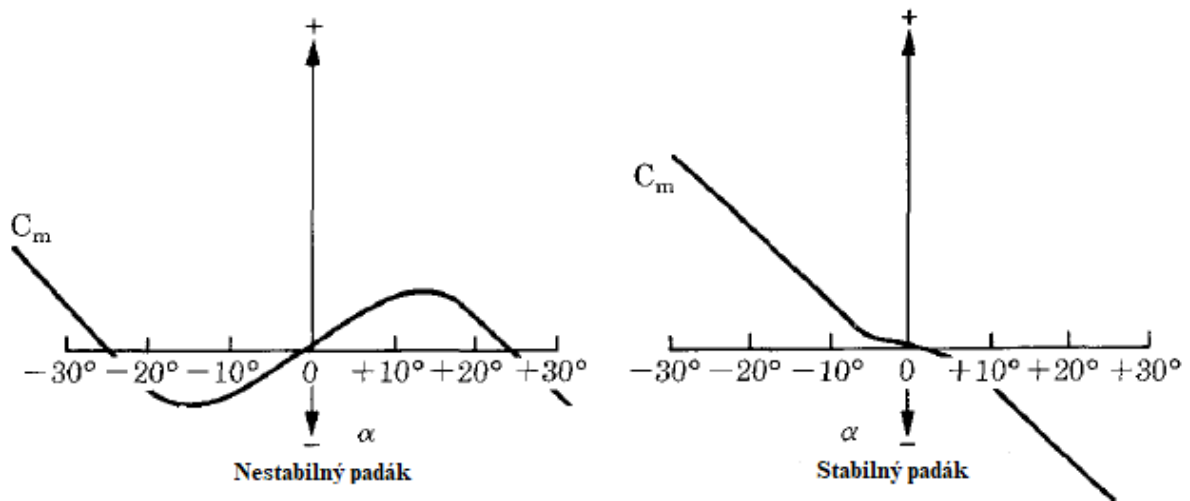
Obr. 21: Grafická ilustrácia dynamickej stability [11]

Po zedefinovaní základných pojmov z problematiky stability je možné prejsť na samotnú stabilitu padáku. Samotná stabilita môže ovplyvniť pohyb podveseného telesa a jeho trajektóriu, čo môže spôsobiť pri nestabilnom prípade problémy pri náraze do zeme. Samotná stabilita závisí na type vrchlíka a konštrukcií, vzdialenosti od podveseného telesa a úplavu, ktorý vzniká od samotného telesa a interaguje so samotným padákom. Samotná stabilita padáku môže byť narušená či už poryvmi vetru, termickými prúdmi alebo inými meteorologickými javmi. Miera stability sa udáva priemerným uhlom oscilácie. Z aerodynamického hľadiska rozlišujeme dva typy stability, a to statickú a dynamickú.

Padák je staticky stabilný pri uhloch nábehu, pri ktorých koeficient klopivého momentu c_m klesá s narastajúcim uhlom nábehu. Pre rovnovážny uhol nábehu α_{rov} platí:

$$\frac{\partial c_m(\alpha_{rov})}{\partial \alpha} < 0 \quad (5.5)$$

$$\partial c_m(\alpha_{rov}) = 0 \quad (5.6)$$

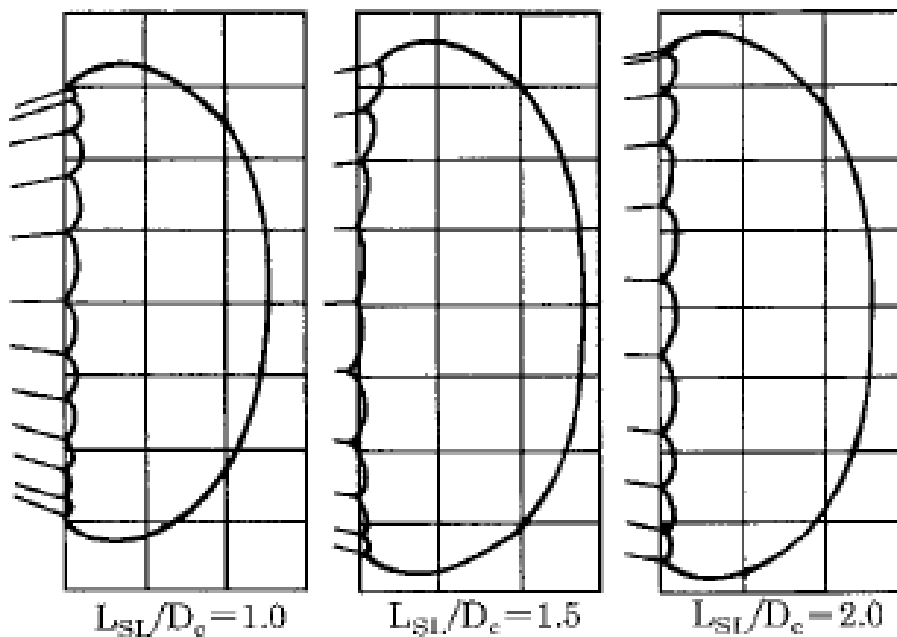


Obr. 22: Koeficient c_m v závislosti na uhle nábehu pre nestabilný a stabilný padák [11]

Padák je dynamicky stabilný, keď aerodynamické sily a momenty padáku znižujú amplitúdu každou nasledujúcou osciláciou smerom k nule, poprípade k malej stabilnej amplitúde.

5.5 Dĺžka nosných šnúr

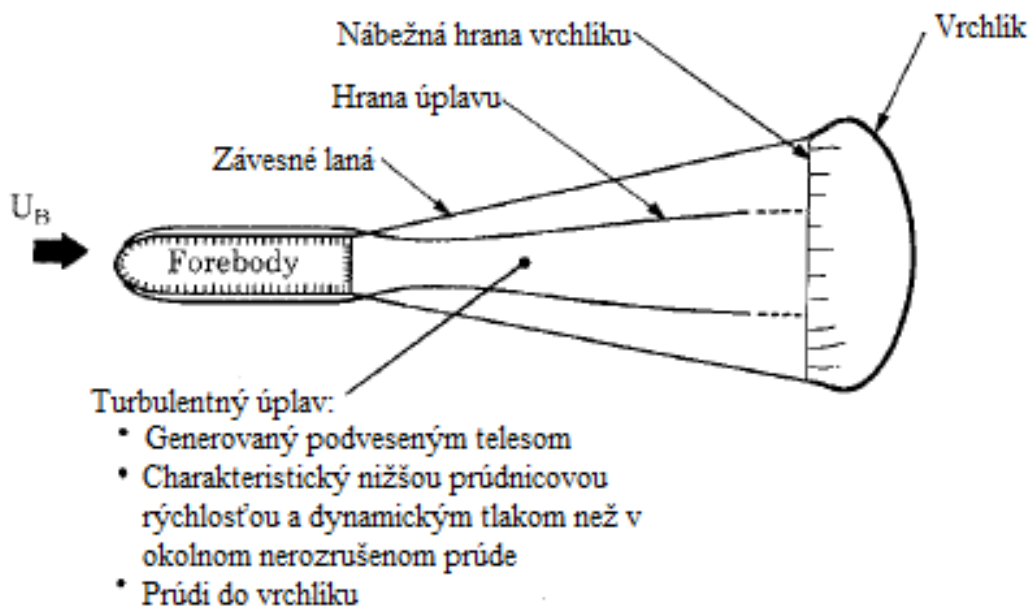
Dĺžka nosných šnúr je obvykle volená v rozmedzí 1 až 1,5 násobku konštrukčného priemeru D_c , pričom je priamo úmerná projekčnému priemeru D_p . Zároveň dĺžka nosných šnúr ovplyvňuje koeficient odporu. Pokiaľ sú kratšie ako obvykle volená hodnota, dochádza k zníženiu koeficientu odporu z dôvodu vznikajúceho úplavu. V prípade kedy by boli dlhšie, dochádza k nárastu hmotnosti celej sústavy [10].



Obr. 23: Pohľad na nákresy plne nafúknutých vrchlíkov s dĺžkou nosných šnúr 1; 1,5; 2 násobku priemeru pre pórovitosť vrchlíku $\lambda=25\%$ [10]

5.6 Efekt podveseného telesa

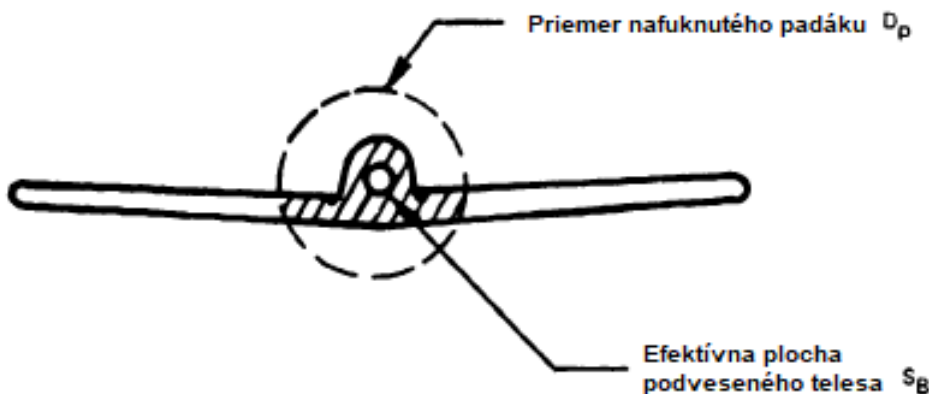
V anglickej literatúre sa označuje ako „Forebody wake effect“. Jedná sa o úplav, ktorý vzniká od podveseného telesa, ktorý ovplyvňuje chovanie samotného padáku a jeho výkony. Veľkosť samotného efektu je závislá na vzťahu projekčného priemeru D_p a priemeru podveseného telesa D_B a na ich vzájomnej vzdialenosti, ktorá je od konca podveseného telesa až po nábežnú hranu vrchlíku. Pri testoch vykonaných vo veternom tuneli sa dospelo k vzdialenosti, ktorá by mala predstavovať minimálne 4-násobok a ideálne 6-násobok priemeru podveseného telesa D_B . Aby však nedošlo k ovplyvneniu statickej stability padáku, tak sa odporúča až 10-násobok [11].



Obr. 24: Popis vzájomného pôsobenia medzi padákom a podvesením telesom [10]

V prípade, kedy podvesené teleso nie je valcového tvaru, prevedie sa plocha podveseného telesa S_B , ktorá je ohraničená obvodom nafúknutého vrchlíku na ekvivalentnú kruhovú plochu z ktorej, sa následne dopočíta efektívny priemer podveseného telesa D_B .

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \cdot S_B}{\pi}} \quad (5.7)$$

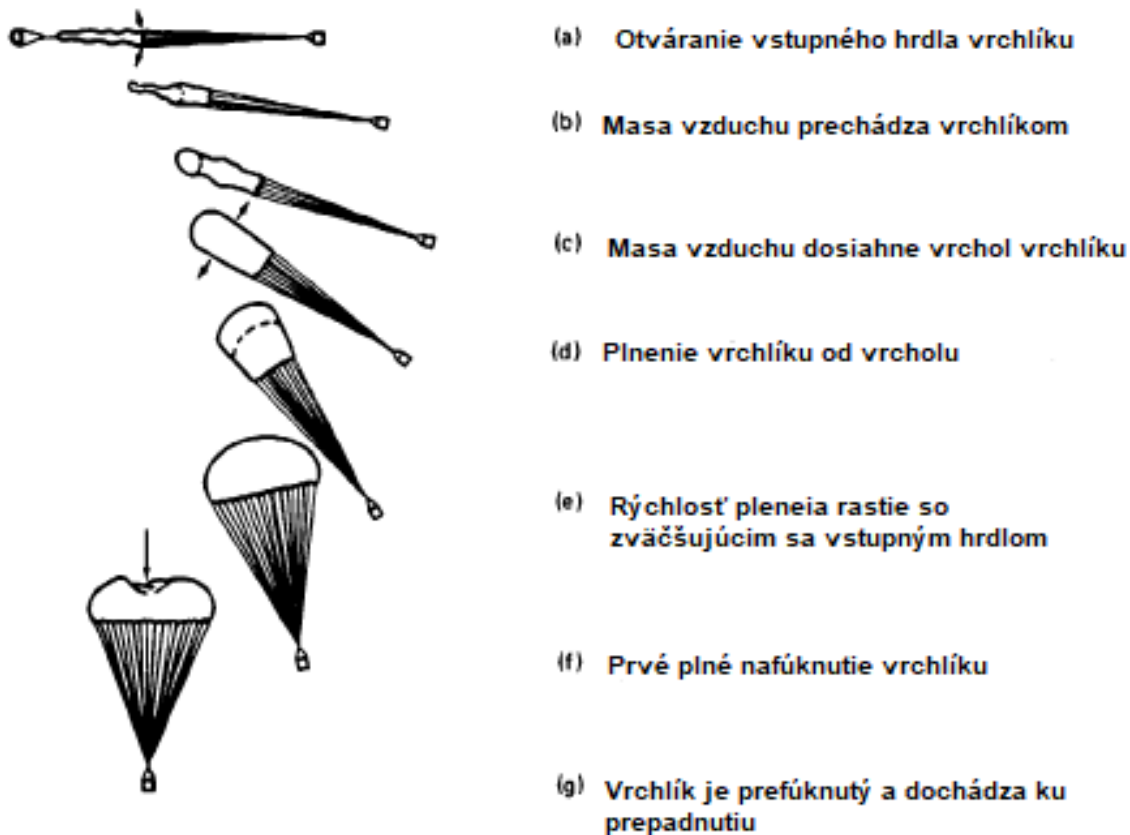


Obr. 25: Nákres pre určenie efektívnej plochy S_B [11]

5.7 Nafukovanie padáku

Nafukovanie padáku je definované dobou nafukovania, ktorá začína úplným natihnutím nosných lán a vrchlíku a končí v dobe, prvého plného nafúknutia vrchlíku. Plniaci proces je zobrazený na obrázku 26.

Plnenie vrchlíku vzduchom je závislé na tvare, porozitou, veľkosťou vrchlíku, hustotou vzduchu a rýchlosťou samotného vzduchu na začiatku plnenia. Samotné nafukovanie je spočiatku pomalé, ale zrýchľuje sa v závislosti na zväčšujúcom sa vstupnom hrdle. Po dosiahnutí prvého plného nafúknutia sa väčšina textilných vrchlíkov má tendenciu prefúknuť, pričom čiastočne skolabuje vplyvom pohybu okolitého vzduchu.



Obr. 26: Proces plnenia vrchlíku [11]

Je niekoľko možností vďaka ktorým je možné zabezpečiť plynulejšie plnenie vrchlíku a nižšej otváracej sile. Jedna možnosť pracuje s masou vzduchu, ktorá smeruje k ventilačnému otvoru. Druhá možnosť predstavuje zvýšenie času nafukovania, čím sa zníži dynamický ráz. To je možné docieľiť buď použitím väčšieho ventilačného otvoru, čo ale spôsobí zníženie odporovej plochy padáku alebo pomocou „slideru“.

Slider pri začiatku plnenia má tendenciu klesať dole k hlavnému padákovému závesu. Jeho pohyb je zapríčinený radiálnou silou, ktorá má tendenciu otvárať samotný vrchlík a proti jeho pohybu pôsobí odporová sila vzduchu. Primárnou funkciou slideru je už ako bolo spomenuté vyššie, zvýšiť čas plnenia a tým znížiť dynamický ráz. Zároveň jeho použitie znižuje možnosť prepletenia nosných laniek.

6 Výpočet dynamického rázu

Ako už bolo spomenuté v kapitole 5.2, významnú rolu v celom návrhu má dynamický ráz, ktorý zaťažuje celú konštrukciu lietadla a kotviace body. V tejto kapitole budú uvedené dva rôzne postupy výpočtu dynamického rázu a plniaceho času. Pričom sa samotný ráz bude porovnávať s dátami, ktoré má na svojich stránkach firma Galaxy GRS pre daný padák. Jednotlivé výpočty rázov sú v imperiálnych jednotkách, až výsledná sila je prepočítaná do metrických jednotiek.

6.1 Plniaci čas vrchlíku

Pri výpočte dynamického rázu je nutné vedieť čas plnenia vrchlíku. Jedná sa o čas medzi prvým úplným natiiahnutím nosných šnúr až po prvé plné naplnenie vrchlíku vzduchom. Tento čas je možné spočítať dvoma možnými spôsobmi.

Prvý spôsob výpočtu je podľa Knackeho [11] a je daný vzorcom:

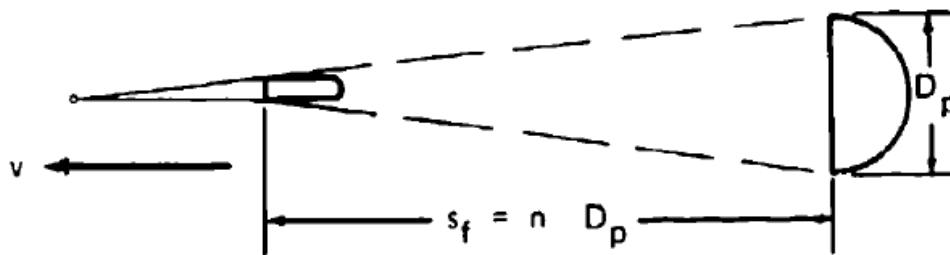
$$t_{0K} = \frac{n \cdot D_0}{v_s} \quad (6.1)$$

Kde:

D_0	nominálny priemer, ft
v_s	rýchlosť na začiatku plnenia, ft/s
n	konštanta, typická pre každý typ vrchlíka

Vzorec (6.1) je odvodený z rovnice pre plniacu vzdialenosť (6.2), ktorý je možné odvodiť pomocou metódy tzv. fixnej vzdialenosti:

$$s_f = n \cdot D_p \quad (6.2)$$



Obr. 27: Vizualizácia metódy fixnej vzdialenosti [11]

V rovnici (6.1) sa využíva nominálny priemer padáku D_0 z dôvodu, že jeho hodnota sa nemení, naopak projekčný priemer D_p , sa v procese plnenia mení.

Druhý spôsob výpočtu je podľa Ludkeho [12] a je daný vzorcom:

$$t_{0L} = \frac{14W}{g\rho v_s C_D S_0} \cdot \left[e^{\frac{g\rho V_0}{2W} \left[\frac{C_D S_0}{A_{M0} - A_{S0} k \left(\frac{C_D \rho}{2} \right)^{1/2}} \right]} - 1 \right] \quad (6.3)$$

Kde:

W	hmotnosť sústavy, lb
g	gravitačné zrýchlenie, ft/s ²
V ₀	objem vzduchu vo vrchlíku, ft ³
ρ	hustota vzduchu, slugs/ft ³
k	koefficient priepustnosti materiálu vrchlíku
A _{M0}	plocha vstupného hrdla v ustálenom klesaní, ft ²
A _{S0} = S ₀	nominálna plocha vrchlíku, ft ²

Výpočet plniaceho času podľa Ludtkeho zahrňuje aj vplyv hmotnosti, nadmorskej výšky, geometriu a vlastnosti materiálu vrchlíku.

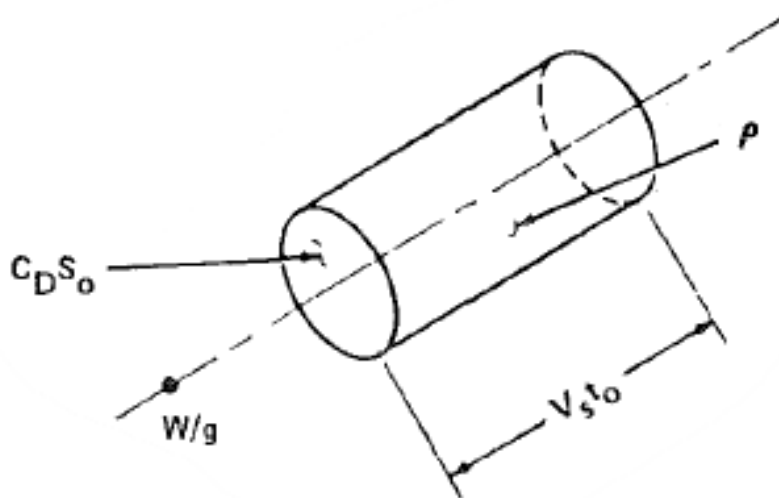
Obidva spôsoby výpočtu plniaceho času predpokladajú veľkosť vstupného hrdla v okamžiku začiatku plnenia nulovú a nezahrňujú vplyv slideru.

6.2 Metódy výpočtu

V [11] sú uvedené tri možné metódy výpočtu dynamického rázu, pričom z nich bola využitá druhá metóda tzv. „Pflanz Method“. Prvá metóda tzv. „(W/C_DS)_p Method“, bola zamietnutá z dôvodu neznalosti maximálnej konštrukčnej sily padáku a tretia metóda tzv. „Force-Trajectory-Time Method“, ktorá zahrňuje počiatkové a koncové podmienky bola zamietnutá kvôli komplexnosti a nutnosti veľkého množstva vstupných dát. V [12] je uvedený ďalší možný prístup výpočtu rázu, ktorý bol následne využitý. Obidve zvolené metódy budú nižšie popísané.

Pred podrobnejším popisom zvolených metód je nutné si vysvetliť pojem balistický hmotnostný pomer. Ten je definovaný nižšie uvedenou rovnicou:

$$M = \frac{2W}{C_D S_0 \rho g v_s t_0} \quad (6.4)$$

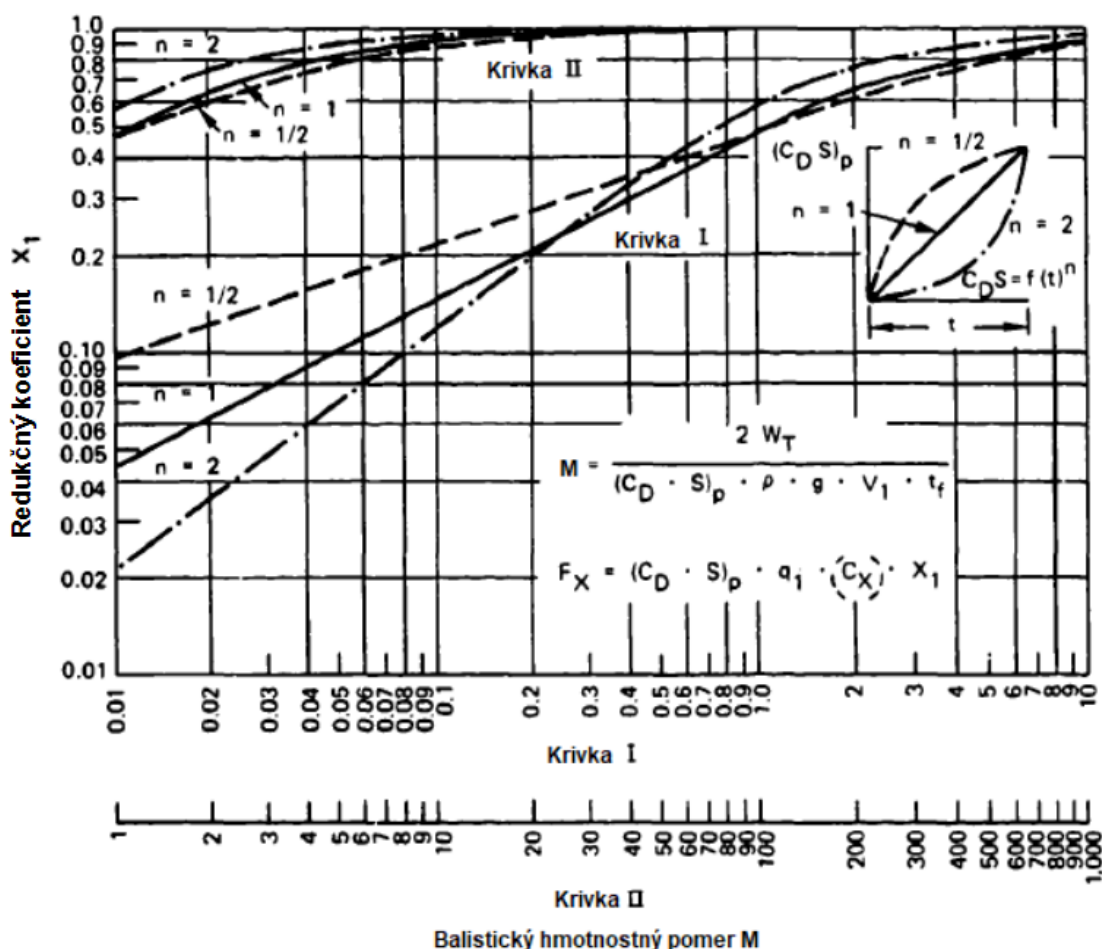


Obr. 28: Vizualizácia balistického hmotnostného pomeru [10]

Samotný balistický hmotnostný pomer predstavuje pomer medzi dvojnásobkom hmotnosti celej sústavy ku hmotnosti vzduchu obsiahnutom v kruhovom valci. Tento valec je vytvorený pohybujúcim sa vrchlíkom o odporovej ploche $C_D S_0$ po dráhe $v_{st} t_0$ v atmosfére o hustote ρ .

Pflanzova metóda

Metóda bola vyvinutá v Nemecku počas druhej svetovej vojny E. Pflanzom a T. W. Knackem. Samotná metóda využíva hodnotu balistického hmotnostného pomeru, ktorý sa dá spočítať podľa rovnice (6.4) alebo je zadaný. Na základe hodnoty balistického hmotnostného pomeru sa z obr. 28 odčíta redukčný faktor X_1 . Pričom krivka $n=1$ predstavuje padáky „ribbon“ a „ringslot“. Krivka $n=2$ predstavuje padáky celolátkové, ploché kruhové, kónické a trikonické padáky.



Obr. 29: Redukčný faktor ako funkcia balistického hmotnostného pomeru [11]

Výsledná hodnota dynamického rázu sa počíta nasledovne:

$$F_p = C_D S_0 q C_x X_1 \quad (6.5)$$

Kde:

- F_p dynamický ráz podľa Pflanza
- C_x koeficient dynamického rázu, typický pre každý vrchlík
- X_1 redukčný koeficient

Ludtkeho metóda

Ludtkeho metóda je založená na Newtonovom druhom zákone pričom využíva hodnotu balistického hmotnostného pomeru. Ten nám určuje postup riešenia a to tak, že ak je jeho hodnota menšia ako 4/21, tak sa jedná o prúdenie v konečnom prúde, ak je väčší ako spomenutá hodnota jedná sa o obtekanie v nekonečnom prúde.

Faktor, ktorý najviac ovplyvňuje výpočet touto metódou je veľkosť odporovej plochy otvárajúceho sa vrchlíku, ktorá sa v čase mení. Mnohými testami sa došlo k záveru, že pre celolátkové kruhové vrchlíky je vhodnou aproximáciou rýchlosti zmeny samotnej odporovej plochy mocninná funkcia:

$$\frac{C_D S}{C_D S_0} = \left(\frac{t}{t_0}\right)^6 \quad (6.6)$$

Vyššie uvedený vzťah platí v prípade, kedy je v čase $t = 0$ počiatková odporová plocha $C_D S = 0$. Táto situácia je v reálnych podmienkach nemožná z dôvodu, že už pri prvom natiahnutí nosných šnúr má vrchlík určitú počiatkovú odporovú plochu $C_D S > 0$. Následný vzťah, ktorý je rozšírením rovnice (6.6) berie tieto podmienky do úvahy a je uvedený nižšie:

$$\frac{C_D S}{C_D S_0} = \left((1 - \eta) \left(\frac{t}{t_0}\right)^3 + \eta \right)^2 \quad (6.7)$$

Kde η v rovnici (6.7) predstavuje súčiniteľ vstupného hrdla. Jeho hodnota sa získa ako pomer plôch vstupného hrdla a plne nafúknutého vrchlíka premietnutých do roviny kolmej na nabiehajúci prúd.

Nižšie uvedené vzťahy platia pre prípad, kedy je súčiniteľ vstupného hrdla $\eta = 0$ a exponent priepustnosti látky rovný 0,5. Vďaka čomu sa celý výpočet zjednoduší.

V prípade kedy je $M < 4/21$ je postup nasledovný

- S využitím rovnice (5.4), ktorá vyjadruje koeficient dynamického rázu so zanedbaním hustoty vzduchu:

$$x_i = \frac{C_D S}{C_D S_0} \cdot \left(\frac{v}{v_s}\right)^2$$

- Pomer v/v_s je možné vyjadriť podľa [12] ako:

$$\frac{v}{v_s} = \frac{1}{1 + \frac{1}{7M} \left(\frac{t}{t_0}\right)^7} = \frac{7M t_0^7}{t^7 + 7M t_0^7} \quad (6.8)$$

- Následne dosadením rovníc (6.6) a (5.4) do rovnice (6.8) získame:

$$x_i = \frac{C_D S}{C_D S_0} \cdot \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 = \left(\frac{t}{t_0}\right)^6 \left(\frac{7Mt_0^7}{t^7 + 7Mt_0^7}\right)^2 \quad (6.9)$$

- Po úprave získame funkciu súčiniteľa dynamického rázu na čas:

$$x_i(t) = \frac{49M^2 t^6 t_0^8}{(t^7 + 7Mt_0^7)^2} \quad (6.10)$$

- K nájdeniu maximálneho koeficientu dynamického rázu sa z prvej derivácie funkcie, ktorá sa rovná nule určí extrém:

$$-\frac{98M^2 t^5 t_0^8 (4t^7 - 21Mt_0^7)}{(t^7 + 7Mt_0^7)^3} = 0 \quad (6.11)$$

- Z rovnice (6.11) sa nule môže rovnať len výraz $(4t^7 - 21Mt_0^7) = 0$, z ktorého je následne možné vyjadriť čas, v ktorom bude pôsobiť najväčšia sila:

$$t_{x_{imax}} = \left(\frac{21}{4}M\right)^{\frac{1}{7}} t_0 \quad (6.12)$$

- Následne spätným dosadením $t_{x_{imax}}$ do rovnice (6.10) a upravením získame rovnicu pre maximálny koeficient dynamického rázu:

$$x_{imax} = \frac{49M^2 t_{x_{imax}}^6 t_0^8}{(t_{x_{imax}}^7 + 7Mt_0^7)^2} = \frac{16}{49} \left(\frac{21}{4}M\right)^{\frac{6}{7}} \quad (6.13)$$

- Maximálna otváracia sila je daná rovnicou:

$$F_L = x_{imax} \cdot F_S \quad (6.14)$$

V prípade, kedy je $M > 4/21$ dochádza už k spomínanému obtekanie v nekonečnom prúde, pričom do výpočtu vstupujú elastické vlastnosti materiálu padáku. Zo samotnej definície obtekania nekonečným prúdom je jasné, že tento prípad nebude môcť nastať, preto sa nebude uvádzať ani postup.

6.3 Voľba výpočtu času plnenia a overenie metód výpočtu rázu

K návrhu jednotlivých padákov bude z dôvodu zmenšenia počtu výpočtov nutné zvoliť jeden typ výpočtu plniaceho času. K tomu nám posluží už existujúci padák od firmy Galaxy GRS, ktorý má všetky potrebné informácie verejne dostupné na webových stránkach firmy. Ďalej bude možné overiť správnosť zvolených metód výpočtu rázu. Výpočty sú počítané

v imperiálnych jednotkách, ďalej hustota je v 0 m MSA a $g = 32,174 \text{ ft/s}^2$.

Z produktov firmy Galaxy bol zvolený padák GRS 3 450 92m², ktorý nepoužíva slider. To je veľmi podstatné z dôvodu toho, že výpočty času nezahrňujú vplyv slideru. Všetky dostupné vlastnosti padáku, ktoré budú využité vo výpočte sú uvedené v tabuľke 3.

Tab. 3: Vlastnosti padáku GRS 3 450 92m² [7]

		Metrické jednotky	Imperiálne jednotky
Nominálny priemer	D ₀	9,2 m	30,18 ft
Rýchlosť opadania	v	7,1 m/s	23,29 ft/s
Maximálna hmotnosť	m	475 kg	1047,2 lb
Povolená max. rýchlosť	v _{NE}	165 km/h 45,83 m/s	150,37 ft/s
Celkový čas rozvinutia vrchlíku pri v_{NE} a MTOW	s	1,5	

Samotný padák nemá uvedený koeficient odporu, avšak ten je možné vyjadriť z rovnice (5.2), ktorá vyjadruje rýchlosť ustáleného klesania:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot C_D S_0}}$$

Z rovnice (5.2) následne vyjadříme koeficient odporu c_D:

$$c_D = \frac{8 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot v^2 \cdot \pi \cdot D_0^2} \quad (6.15)$$

Dosadením hodnôt z tabuľky 3 do rovnice (6.15) a s uvažovaním hustoty vzduchu pre 0 MSA nám vyjde koeficient odporu:

$$c_D = 2,27$$

Následne môžeme prejsť k výpočtu plniaceho času. Prvý spôsob je podľa Knackeho pričom k tomu využijeme rovnicu (6.1):

$$t_{0K} = \frac{n \cdot D_0}{v_s}$$

Knacke odporúča v [11] používať n=8. Hodnota v_s je v tomto prípade v_{NE}, po dosadení jednotlivých hodnôt nám vyjde plniaci čas:

$$t_{0K} = 1,606 \text{ s}$$

Druhým spôsobom výpočtu plniaceho času je podľa Ludtkeho, ktorý je daný rovnicou (6.3):

$$t_{0L} = \frac{14W}{g\rho v_s C_D S_0} \cdot \left[e^{\frac{g\rho V_0}{2W} \left[\frac{C_D S_0}{A_{M0} - A_{S0} k \left(\frac{C_D \rho}{2} \right)^{1/2}} \right]} - 1 \right]$$

Pred spočítaním plniaceho času podľa Ludkeho je nutné si spočítať objem vzduchu vo vrchlíku V_0 a plochu vstupného hrdla pri ustálenom klesaní A_{M0} .

Plochu vstupného hrdla je možné spočítať podľa [12] nasledovne:

$$A_{M0} = \pi \bar{a}^2 \cdot \left[1 - \left(\frac{\frac{N}{\bar{a}} - \frac{b}{\bar{a}}}{\frac{b'}{\bar{a}}} \right)^2 \right] \quad (6.16)$$

Objem vzduchu vo vrchlíku je možné spočítať podľa [12] nasledovne:

$$V_0 = \frac{2}{3} \pi \bar{a}^3 \cdot \left(\frac{b}{\bar{a}} + \frac{b'}{\bar{a}} \right) \quad (6.17)$$

Kde:

\bar{a}	polomer nafúknutého vrchlíku, ft
$\frac{N}{\bar{a}}$	pomer osí elipsy
$\frac{b}{\bar{a}}$	pomer osí elipsy
$\frac{b'}{\bar{a}}$	pomer osí elipsy

Vyššie spomenuté hodnoty sú uvedené v tabuľke 4 a sú zvolené z tabuľky uvedenej v prílohe č.1 pre plochý kruhový vrchlík, ktorý má 24 polí z dôvodu toho, že zvolený padák má 24 polí. Avšak polomer nafúknutého vrchlíku treba dopočítať nasledovne:

- v tabuľke v prílohe 1 je uvedený škálovací faktor:

$$\frac{2\bar{a}}{D_0} = 0,677 \quad (6.18)$$

- z rovnice (6.17) následne vieme vyjadriť samotný polomer:

$$\bar{a} = \frac{0,677 \cdot D_0}{2} \quad (6.19)$$

Tab. 4: Vybraté a dopočítané hodnoty

\bar{a}	10,22	ft
N/\bar{a}	0,795	-
b/\bar{a}	0,5758	-
b'/\bar{a}	0,8126	-

Hodnota tlakového koeficientu c_p sa považuje za konštantnú v celom procese plnenia vrchlíku a pre celolátkové vrchlíky sa doporučuje hodnota $c_p=1,7$ [13]. Hodnota koeficientu priepustnosti k je neznáma z dôvodu neznalosti materiálu vrchlíku, preto sa volí podľa [13] $k=1,46$. Výsledné pomocné hodnoty aj čas plnenia sú uvedené v tabuľke 5 nižšie.

Tab. 5: Výsledné hodnoty

	Značenie	Výsledná hodnota	Jednotka
Plocha vstupného hrdla	A_{M0}	28,251	ft ²
Objem vzduchu	V_0	87,824	ft ³
Plniaci čas	t_{0L}	0,8104	s

Tab. 6: Výsledné plniacie časy v porovnaní s hodnotou Galaxy GRS [7]

	Značenie	Plniaci čas [s]	t_0/t_G
Galaxy	t_G	1,5	1
Knacke	t_{0K}	1,606	1,07
Ludtke	t_{0L}	0,8126	0,54

Z porovnania v tabuľke 6 je jasne vidieť, že vhodnejším spôsobom pre výpočet plniacieho času bude spôsob podľa Knackeho. Ktorý pre zvolený padák dáva hodnotu väčšiu o 7%. Oproti tomu Ludtkeho spôsob výpočtu plniacieho času je o 46 % menší.

Pri overení metód výpočtu rázu bude využitý výpočet plniacieho času podľa Knackeho. Pflanzova aj Ludtkeho metóda výpočtu dynamického rázu pracujú s hodnotou balistického hmotnostného pomeru, ktorý je daný rovnicou (6.4) nasledovne:

$$M = \frac{2W}{C_D S_0 \rho g v_s t_0}$$

Výsledný balistický hmotnostný pomer pre čas t_{0K} vychádza:

$$M = 0,0720$$

Pflanzova metóda

- Z obrázka 28 bola následne odčítaná hodnota redukčného koeficientu pre balistický hmotnostný pomer $M = 0,0720$ a krivku $n = 2$:

$$X_1 = 0,092$$

- Výsledná hodnota dynamického rázu sa spočíta podľa rovnice (6.5), kde koeficient dynamického rázu je $C_X = 1,7$ zvolené z prílohy č. 2:

$$F_p = 6\,616,5 \text{ lbf} = 29\,432 \text{ N}$$

Ludtkeho metóda

- Odporová sila vrchlíku pri počiatku plnenia je:

$$F_s = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{NE}^2 \cdot C_D S_0 = 42\,305 \text{ lb} \quad (6.20)$$

- Maximálny dynamický ráz spočítame pomocou rovnice (6.13):

$$x_{imax} = 0,1418$$

- Výsledný dynamický ráz sa následne spočíta podľa rovnice (6.14):

$$F_L = 5\,999,2 \text{ lbf} = 26\,686 \text{ N}$$

Pre lepší prehľad sú výsledné hodnoty rázu uvedené v tabuľke 7 a sú porovnané s hodnotou rázu, ktorú uvádza Galaxy pre daný padák.

Tab. 7: Porovnanie výsledných hodnôt dynamického rázu s rázom uvádzaným Galaxy [7]

	Značenie	Dynamický ráz [N]	F/F _G
Galaxy	F _G	26 300	1
Pflanz	F _P	29 432	1,12
Ludtke	F _L	26 686	1,01

Z porovnania je vidieť, že spôsob výpočtu podľa Ludkeho dáva pre padák bez slideru presnejší výsledok v porovnaní so spôsobom podľa Pflanza. Pri Pflanzovej metóde mohlo nastať chybné odčítanie hodnôt z grafu, ktorý je na obrázku 28. V ďalších výpočtoch sa bude pracovať s výpočtom rázu podľa Ludkeho.

6.4 Vplyv slideru

V prípade väčších vrchlíkov, ktoré sú dimenzované na väčšiu hmotnosť a vyššie rýchlosti sa rapídne zvyšuje dynamický ráz. To je spôsobené veľmi rýchlym plniacim časom,

ktorý sa však dá predĺžiť sliderom. Samotný slider nemá presne stanovené hodnoty na základe ktorých predlžuje plniaci čas. Niektoré zdroje uvádzajú, že slider znižuje hodnotu dynamického rázu o 30 až 70%, čo je však veľký rozsah.

Firma Galaxy GRS uvádza pri svojich produktoch aj informáciu, či je daný produkt vybavený sliderom, ktorý je nutné použiť od určitej rýchlosti. Na základe tohto, bolo z produktov firmy Galaxy zvolených 6 najväčších padákov triedy GRS 6, ktoré sú vybavené sliderom. K zvoleným padákom je uvedená informácia ohľadom plniaceho času pri maximálnej povolenej rýchlosti a maximálnej prevádzkovej hmotnosti. Jednotlivé padáky majú zverejnené aj nominálny priemer na základe, ktorého je možné dopočítať plniaci čas. Ten je následne porovnaný s plniacim časom, ktorý uvádza firma Galaxy. Jednotlivé hodnoty a vypočítané časy sú uvedené v tabuľke 8.

Tab. 8: Hodnoty padákov GRS 6 a vypočítané hodnoty [7]

Padáky GRS 6	m [kg]	v _s [km/h]	v _s [ft/s]	D ₀ [m]	D ₀ [ft]	t _G [s]	t _K [s]	rozdiel [%]	t _G /t _K [-]
800-990	1050	315	287,07	13,1	42,98	5,7	1,198	78,99	4,759
990-1190	1190	280	255,18	15,6	51,18	6,3	1,605	74,53	3,926
1200-1390	1390	350	318,97	15,6	51,18	5	1,284	74,33	3,895
1420-1640	1640	250	227,84	15,6	51,18	6	1,797	70,05	3,339
1640-1750	1750	335	305,30	18,1	59,38	5,4	1,556	71,18	3,470
1750-1950	1950	340	309,86	19,2	62,99	6,2	1,626	73,77	3,812

Z výsledných pomerov t_G/t_K sa následne určí priemerná hodnota, ktorá bude následne použitá ako koeficient vplyvu slideru na plniaci čas s_x. Tento koeficient bude následne použitý v ďalších výpočtoch.

$$s_x = 3,8669$$

6.5 Overenie vplyvu slideru

Pri overení spočítaného koeficientu a vplyvu slideru na dynamický ráz bude nižšie uvedený výpočet pre padák GRS 6 1750-1950 SDS/FF 360 m² od firmy Galaxy GRS. Jednotlivé vlastnosti a potrebné rozmery vrchlíku k výpočtu sú uvedené v tabuľke 9.

Tab. 9: Vlastnosti padáku GRS 6 1750-1950 SDS/FF 360 m² [7]

		Metrické jednotky	Imperiálne jednotky
Nominálny priemer	D ₀	19,2 m	62,99 ft
Rýchlosť opadania	v	7,3 m/s	23,95 ft/s
Maximálna hmotnosť	m	1950 kg	4299 lb
Povolená max. rýchlosť	v _{NE}	340 km/h 94,4 m/s	390,86 ft/s
Celkový čas rozvinutia vrchlíku pri v _{NE} a MTOW	s	6,2	

Podobne ako v kapitole 6.3, ani tento padák nemá uvedený koeficient odporu. Ten je možné spočítať pomocou rovnice (6.15):

$$c_D = \frac{8 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot v^2 \cdot \pi \cdot D_0^2}$$

Po dosadení hodnôt z tabuľky 9 do rovnice (6.15), pričom namiesto hmotnosti 1950 kg zadávame strednú hmotnosť podveseného telesa $m = 1850$ kg, nám vyjde koeficient odporu c_D :

$$c_D = 1,82$$

Následne môžeme prejsť k výpočtu plniaceho času podľa Knackeho, ktorý je daný rovnicou (6.1):

$$t_{0K} = \frac{n \cdot D_0}{v_s}$$

Výsledný plniaci čas po dosadení hodnôt, pričom $v_s = v_{NE}$ a $n = 8$ podľa [11]:

$$t_{0K} = 1,626 \text{ s}$$

Pri zahrnutí vplyvu slideru pomocou nami určeného koeficientu s_x nám vyjde upravený plniaci čas:

$$t_{0Ks} = t_{0K} \cdot s_x = 6,289 \text{ s} \quad (6.21)$$

Výsledná hodnota plniaceho času je od času Galaxy o 1,4% väčšia.

Po spočítaní upraveného plniaceho času môžeme prejsť na výpočet dynamického rázu podľa postupu pána Ludtkeho. Prvým krokom je výpočet balistického hmotnostného pomeru podľa vzorca (6.4), pričom $v_s = v_{NE}$:

$$M = \frac{2W}{C_D S_0 \rho g v_s t_{0Ks}} = 0,0103$$

Koeficient dynamického rázu je možné spočítať z rovnice (6.13):

$$x_{imax} = \frac{16}{49} \left(\frac{21}{4} M \right)^{\frac{6}{7}} = 0,0267$$

Výsledný dynamický ráz je následne daný rovnicou (6.14):

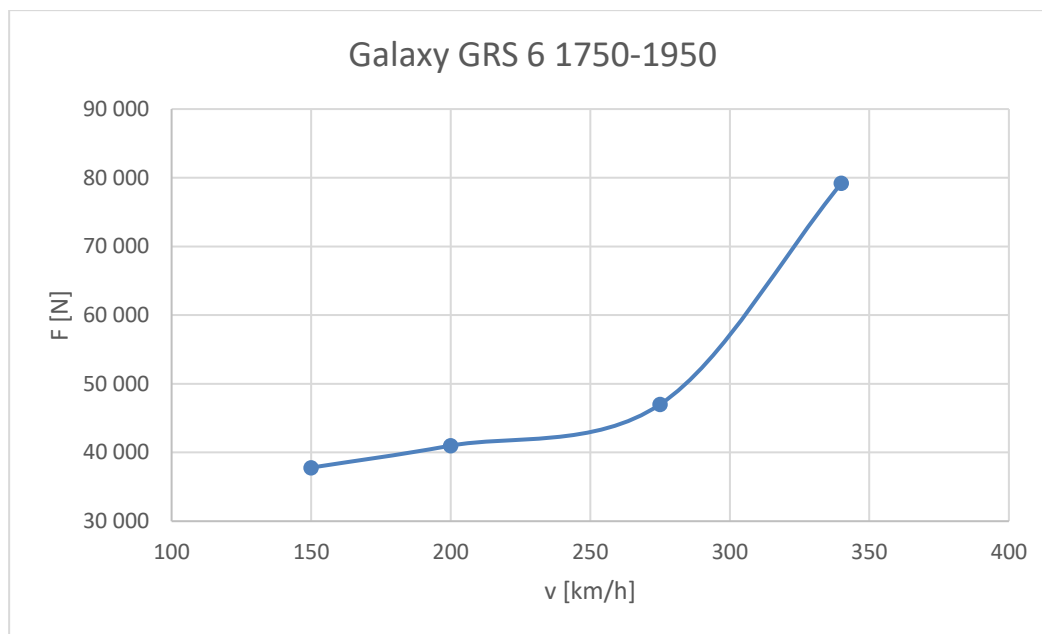
$$F_{L340} = x_{imax} \cdot F_S = 17\,113 \text{ lbf} = 76\,122 \text{ N}$$

Galaxy pre daný padák uvádza hodnotu rázu 79 200 N, pri maximálnej neprekročiteľnej rýchlosti $v_{NE} = 340 \text{ km/h}$ a maximálnej hmotnosti podveseného telesa $m = 1950 \text{ kg}$. Výsledná hodnota rázu F_L je o 4% menšia ako uvádza Galaxy.

6.6 Určenie priebehu rázu pri rôznych rýchlostiach

K aktivácii balistického záchranného systému môže dôjsť vo veľkom rozsahu rýchlostí. Pri commuteroch to môžu byť rýchlosti od pádovej až po cestovnú, pričom taká L-410 má hodnotu cestovnej rýchlosti cez 400 km/h, pričom presná hodnota závisí na modeli.

Vplyv slideru sa líši pri zmene počiatkovej rýchlosti plnenia. Tento vplyv je možné vidieť na padáku GRS 6 1750-1950 SDS/FF 360 m² od firmy Galaxy GRS. Ktorý má uvedený priebeh dynamického rázu ako funkciu rýchlosti.



Graf 1: Hodnoty dynamického rázu ako funkcia rýchlosti pre padák GRS 6 1750-1950 [7]

Tab. 10: Hodnoty z grafu 1 [7]

Rýchlosť [km/h]	150	200	275	340
Sila [N]	37 800	41 000	47 000	79 200

V prípade kedy by sme uvažovali pri rýchlosti 275 km/h, spočítaný vplyv slideru na plniaci čas $s_x = 3,8669$ vyšiel by nám plniaci čas:

$$t_{0Ks} = \frac{n \cdot D_0}{v_s} \cdot s_x = 7,775 \text{ s}$$

Výsledný balistický pomer, pričom $v_s = 275 \text{ km/h} = 250,62 \text{ ft/s}$:

$$M = \frac{2W}{C_D S_0 \rho g v_s t_{0Ks}} = 0,0103$$

Následne je možné spočítať koeficient dynamického rázu:

$$x_{imax} = \frac{16}{49} \left(\frac{21}{4} M \right)^{\frac{6}{7}} = 0,0267$$

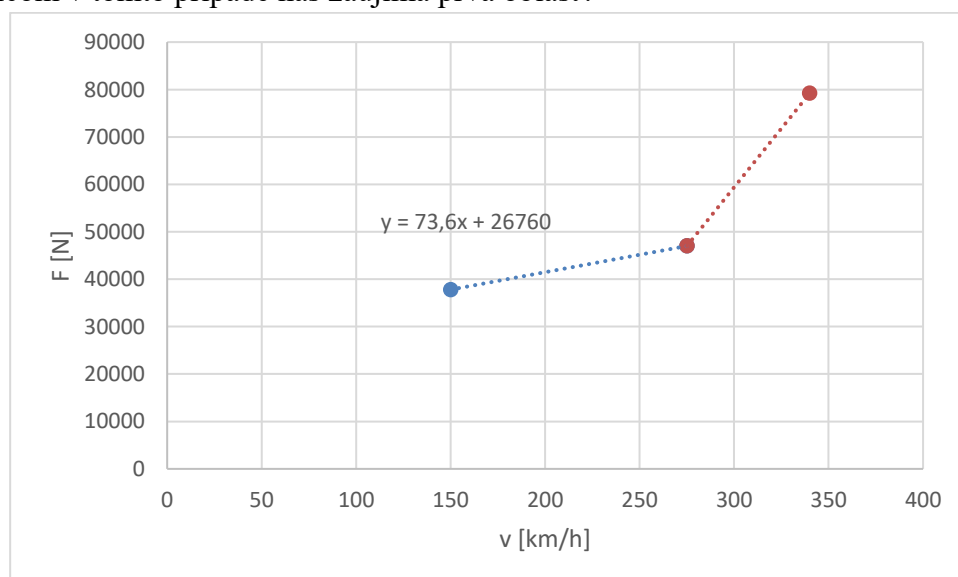
Výsledný dynamický ráz je spočítaný nižšie:

$$F_{L275} = x_{imax} \cdot F_S = 11\,195 \text{ lbf} = 49\,799 \text{ N}$$

Výsledná hodnota rázu pre rýchlosť 275 km/h je o 6 % väčšia od hodnoty Galaxy. V tomto prípade je možné považovať hodnotu s_x od rýchlosti 275 km za konštantnú.

Pri nižších rýchlostiach sa vplyv slideru znižuje, čo sťažuje odhad koeficientu vplyvu slideru na plniaci čas. Z tohto dôvodu bude najjednoduchšie najprv určiť výsledný ráz pre danú rýchlosť a z neho spätne dopočítať plniaci čas, z ktorého sa určí samotný koeficient.

Prvým krokom bude určenie rázu pre rýchlosť 150 km/h. K tomu nám posluží priebeh dynamického rázu ako funkcia rýchlosti, pričom samotný priebeh je možné rozdeliť na dve lineárne funkcie. Prvá je medzi rýchlosťami 150 až 275 km/h a druhá je od rýchlosti 275 až 340 km/h. Pričom v tomto prípade nás zaujíma prvá oblasť.



Graf 2: Náhrada pomocou lineárnych funkcií

Prvý úsek je definovaný lineárnou funkciou ktorá je daná rovnicou:

$$y = 73,6x + 26760 \quad (6.22)$$

Smernica priamky je definovaná rovnicou:

$$K = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \quad (6.23)$$

Z rovnice (6.23) si vyjadríme hodnotu y_1 :

$$y_1 = y_2 - K \cdot (x_2 - x_1) \quad (6.24)$$

Po dosadení za $y_2 = F_{L275}$, $x_2 = 275$ km/h, $x_1 = 150$ a $K = 73,6$ nám vyjde hodnota:

$$y_1 = F_{L150} = 40\,599 \text{ N}$$

Po prepočítaní s využitím hodnôt F_{L275} a F_{L150} nám vyjde upravená lineárna funkcia:

$$y = 73,6x + 29559 \quad (6.25)$$

Po dosadení za $x = 200$ km/h do rovnice (6.25) nám vyjde hodnota rázu pri 200 km/h:

$$y = F_{L200} = 44\,279 \text{ N}$$

Ďalším krokom je určenie koeficientu vplyvu slideru pre rýchlosti 150 km/h a 200 km/h. Ako už bolo spomenuté vyššie najjednoduchším spôsobom je jeho spätné dopočítanie, pričom celý výpočet je v imperiálnych jednotkách. Prvým krokom je spočítanie koeficientu dynamického rázu, ktorý je daný rovnicou nižšie:

$$x_{imax} = \frac{F_L}{F_S} \quad (6.26)$$

Následne z rovnice (6.13) vyjadríme balistický hmotnostný pomer:

$$M = \frac{4}{21} \left(\frac{49}{16} \cdot x_{imax} \right)^{\frac{7}{6}} \quad (6.27)$$

Ďalším krokom je vyjadrenie plniaceho času už so zahrnutým koeficientom vplyvu slideru z rovnice (6.4):

$$t_{0Ks} = \frac{2W}{M\rho g v_s C_d S_0} \quad (6.28)$$

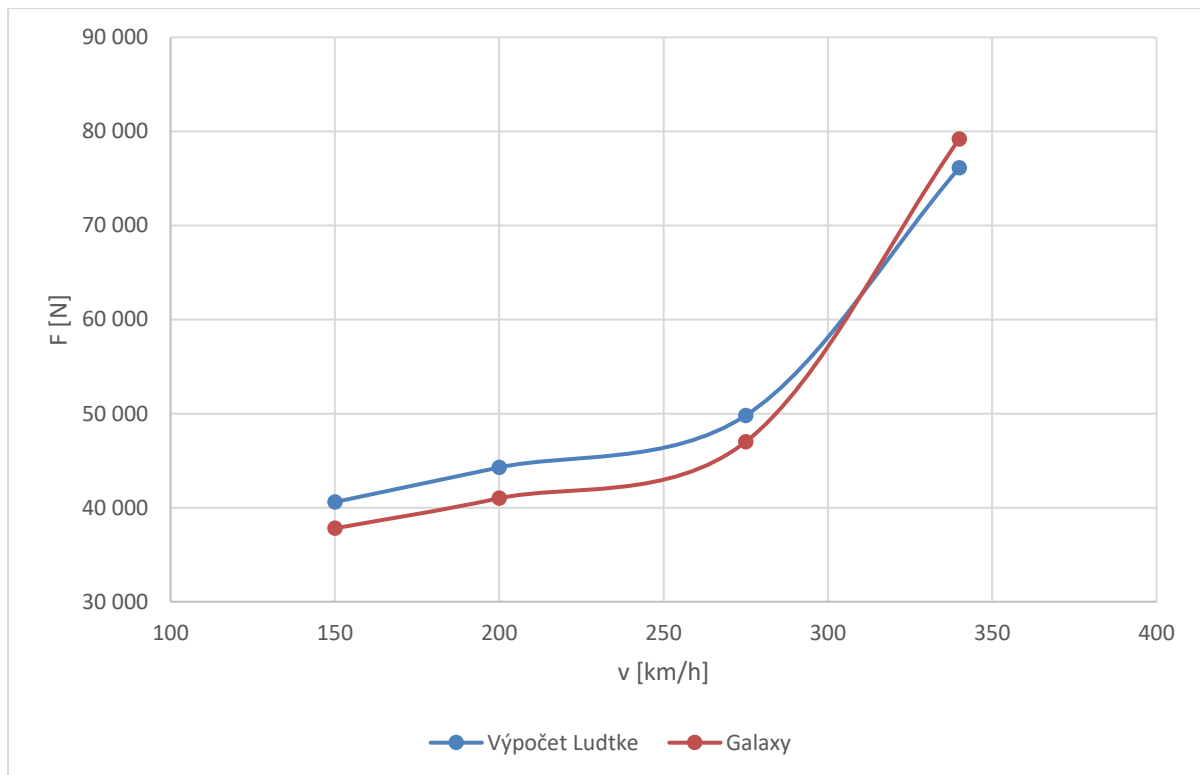
Posledným krokom je vyjadrenie koeficientu vplyvu slideru na plniaci čas z rovnice (6.21):

$$s_x = \frac{t_{0Ks}}{t_{0K}} \quad (6.28)$$

Jednotlivé výsledné hodnoty sú uvedené v tabuľke 11, ktorá sumarizuje všetky hodnoty.

Tab. 11: Výsledné hodnoty rázu a koeficientu vplyvu slideru

v [km/h]	x_{\max} [-]	M [-]	F_L [N]	F_G [N]	F_L/F_G [-]	t_{0Ks} [s]	t_{0K} [s]	s_x [-]
150	0,073	0,033	40 599	37 800	1,074	4,398	3,686	1,1929
200	0,045	0,019	44 279	41 000	1,08	5,832	2,765	2,1095
275	0,0267	0,0103	49 799	47 000	1,06	7,775	2,011	3,8669
340	0,0267	0,0103	76 122	79 200	0,96	6,289	1,626	3,8669



Graf 3: Porovnanie výsledných hodnôt rázu s hodnotami od firmy GALAXY GRS

7 Návrh padákov

Pri samotnom návrhu padákov budeme vychádzať z dostupných dát, ktoré má firma Galaxy GRS na svojich webových stránkach a následne pre jednotlivé navrhnuté padáky spočítame dynamický ráz.

7.1 Nominálny a konštrukčný priemer navrhnutých padákov

Najdôležitejším geometrickým rozmerom pri našom výpočte je nominálny priemer D_0 , pomocou ktorého počítame plniaci čas. Ten vieme vyjadriť z rovnice (5.2) nasledovne:

$$D_0 = \sqrt{\frac{8mg}{\rho_0 v^2 c_D \pi}} \quad (7.1)$$

Pri výpočte budeme uvažovať odpor vrchlíku $c_D = 1,8$ z kapitoly 6.5, hustotu vzduchu v 0 m MSA, rýchlosť ustáleného klesania $v = 7,5$ m/s, gravitačné zrýchlenie $9,80665$ m/s², hmotnosť podveseného telesa od 1000 do 3000 kg s krokom po 250 kg a výpočet pre 3500 a 7000 kg. Z prílohy č. 3 bol zvolený pomer $D_c/D_0 = 0,95$. Výsledné hodnoty nominálneho priemeru a konštrukčného priemeru vrchlíku sú v tabuľke 12.

Tab. 12: Výsledné hodnoty nominálneho a konštrukčného priemeru

m [kg]	D ₀ [m]	D ₀ [ft]	D _c [m]
1000	14,19	46,55	13,48
1250	15,86	52,05	15,07
1500	17,38	57,02	16,51
1750	18,77	61,58	17,83
2000	20,07	65,84	19,06
2250	21,28	69,83	20,22
2500	22,44	73,61	21,31
2750	23,53	77,20	22,35
3000	24,58	80,63	23,35
3500	26,55	87,09	25,22
7000	37,54	123,17	35,66

7.2 Dynamický ráz navrhnutých padákov

Pri výpočte dynamického rázu využijeme overený postup výpočtu plniaceho času podľa Knackeho a samotný ráz spočítame podľa postupu pána Ludkeho. Výpočet vykonáme pre rýchlosti, pre ktoré bol spočítaný vplyv slideru v kapitole 6.6 a k tomu pridáme ešte rýchlosť 400 km/h pri ktorej budeme uvažovať $s_x = 3,8669$. Výsledné hodnoty rázu sú uvedené v tabuľke 13.

Tab. 13: Výsledné hodnoty dynamického rázu v N navrhnutých padákov

m [kg]	v_s [km/h]				
	150	200	275	340	400
1000	27 225	29 692	33 393	51 044	70 650
1250	30 993	33 736	37 941	57 996	80 272
1500	34 300	37 408	42 071	64 309	89 009
1750	37 452	40 845	45 937	70 218	97 188
2000	40 419	44 081	49 576	75 782	104 890
2250	43 225	47 175	53 055	81 100	112 250
2500	45 954	50 118	56 365	86 159	119 250
2750	48 532	52 930	59 527	90 993	125 940
3000	50 978	55 597	62 528	95 579	132 290
3500	55 697	60 744	68 315	104 430	144 540
7000	82 775	90 275	101 530	155 200	214 800

8 Letová obálka

Aby sme vedeli určiť zaťaženie letúnu na základe ktorého budeme vedieť určiť približné umiestnenie kotviacich bodov je nutné určiť letovú obálku. Samotná letová obálka nám poskytne potrebné násobky, ktoré pôsobia na konštrukciu letúnu. Letová obálka bude spočítaná pre letún L-410, z dôvodu že sa jedná o tuzemského výrobcu, ktorý by mohol aplikovať záchranný systém do svojho letúnu.

Samotná letová alebo celková obálka definuje rozsah povolených rýchlostí a násobkov. Skladá sa z obálky obratovej, klapkovej a poryvovej. Výpočet letovej obálky je riešený podľa normy CS-23 pre letún kategórie pre zberná doprava a pre výšku 0 m MSA, z dôvodu najväčšej hustoty vzduchu. Pri výpočtoch vyjde najväčší násobok práve pri 0 m MSA [14].

Hodnoty potrebné k výpočtu letovej obálky sú uvedené v tabuľke nižšie.

Tab. 14: Hodnoty L-410 potrebné k výpočtu letovej obálky

Plocha krídla	S	m ²	34,86
MTOW	m_{MTOW}	kg	6600
Sklon vztlakovej čiary krídla	cl_α	-	5,4755
Maximálny koeficient vztlaku krídla	cl_{max}	-	1,7345
Minimálny koeficient vztlaku krídla	cl_{min}	-	1,3
Koeficient vztlaku s vysunutými klapkami	cl_k	-	1,844
Stredná geometrická tetiva	C_{SGT}	m	1,745

8.1 Obratová obálka

Podľa predpisu CS 23.333 je letún zaťažený nielen maximálnymi súčiniteľmi vztlaku, ale aj symetrickými obratmi. Z týchto obratov vyplývajú následne prevádzkové násobky zaťaženia. Tieto násobky presne určuje predpis CS 23.337 a rozdelujeme ich na kladný a záporný násobok [3].

Kladný násobok nesmie byť menší ako hodnota daná vzorcom nižšie, pričom n nemusí byť

väčšie ako 3,8:

$$n_1 = 2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000} = 3,08 \quad (8.1)$$

Kde:

W maximálna vzletová hmotnosť v librách

Záporný prevádzkový násobok pre kategóriu letúnu pre zbernú dopravu by podľa predpisu nemal byť menší než 0,4 násobok kladného násobku. Hodnota záporného násobku je:

$$n_2 = 0,4 \cdot n_1 = 1,23 \quad (8.2)$$

Jednotlivé návrhové rýchlosti sú určené podľa predpisu CS 23.335.

- Pádová rýchlosť bez vztlakovej mechanizácie:

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmax} \cdot S}} = 150,5 \text{ km/h} \quad (8.3)$$

- Návrhová cestovná rýchlosť nesmie byť menšia ako:

$$v_{Cmin} \geq 33 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 380,6 \text{ km/h} \quad (8.4)$$

Ako už bolo spomenuté v kapitole 7.2 tak pri L-410 uvažujeme cestovnú rýchlosť v_c 400 km/h.

- Návrhová rýchlosť strmhlavého letu:

$$v_{Dmin} = 1,4 \cdot v_c = 155,6 \text{ km/h} \quad (8.5)$$

- Návrhová obratová rýchlosť:

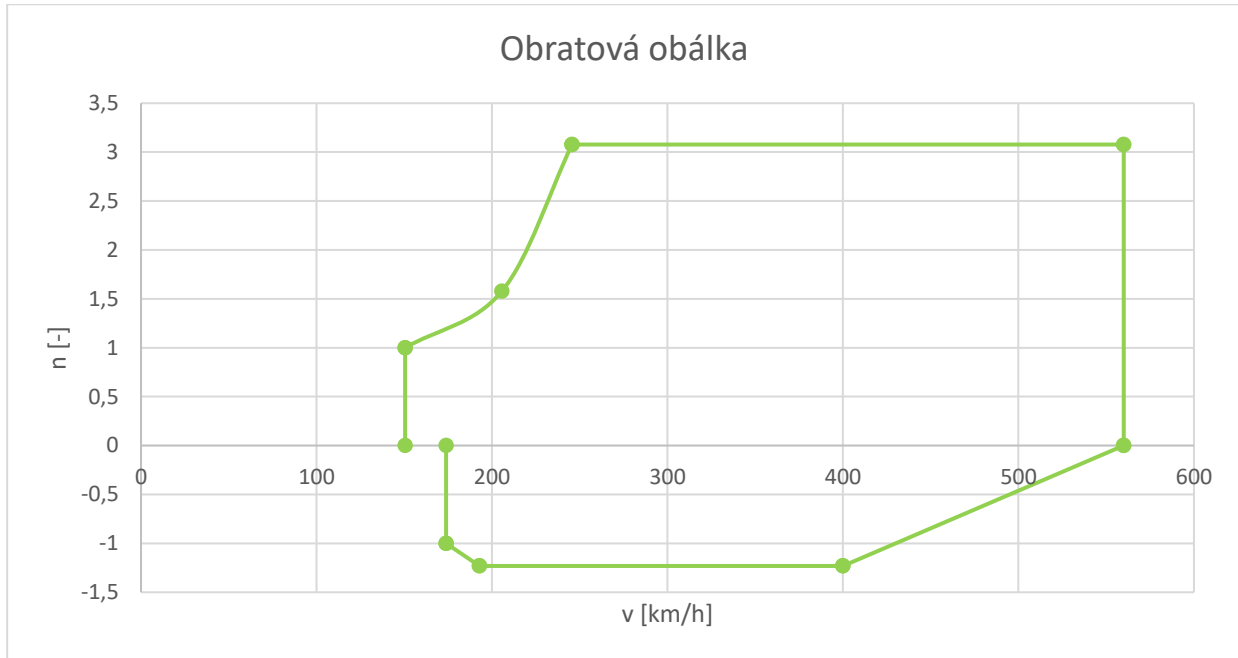
$$v_A = v_S \cdot \sqrt{n_1} = 245,6 \text{ km/h} \quad (8.6)$$

- Návrhová pádová rýchlosť pri lete na chrbte:

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmin} \cdot S}} = 173,8 \text{ km/h} \quad (8.7)$$

- Návrhová obratová rýchlosť na chrbte:

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{n_2} = 192,9 \text{ km/h} \quad (8.8)$$



Obr. 30: Výsledná grafická podoba obratovej obálky

8.2 Poryvová obálka

Podľa predpisu CS 23.333 sa predpokladá, že letún je pri horizontálnom lete vystavený symetrickým vertikálnym poryvom. Pre letúny kategórie pre zbernú dopravu sa uvažujú kladné aj záporné poryvy pre rýchlosť v_C a rýchlosť v_D [3].

Predpis CS 23.341 uvádza, že ak nie je k dispozícii racionálnejší postup výpočtu, využije sa nasledovný postup :

- Hmotnostní pomer letúnu:

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \cdot c_{sgt} \cdot cl_\alpha \cdot g} = 32,4 \quad (8.9)$$

- Zmierňujúci súčiniteľ poryvu:

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = 0,756 \quad (8.10)$$

- Rýchlosti poryvov podľa predpisu CS 23.333 (c):

$$U_{devC} = 50 \text{ ft} \cdot \text{s}^{-1} = 15,24 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$U_{devD} = 25 \text{ ft} \cdot \text{s}^{-1} = 7,62 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

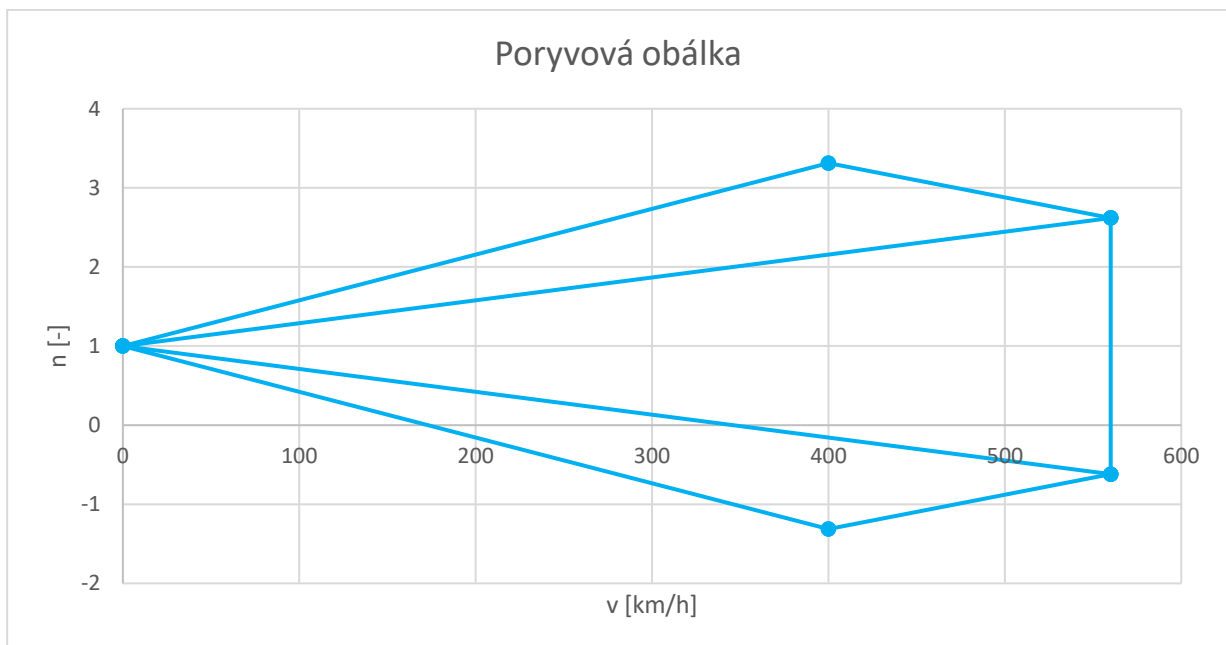
- Výsledné násobky zaťaženia od poryvov sú dané nasledovnou rovnicou:

$$n = 1 \mp \frac{k_g \cdot \rho \cdot U \cdot v \cdot c_{l\alpha}}{2 \cdot (W/S)} \quad (8.11)$$

Výsledné hodnoty násobkov sú uvedené v tabuľke nižšie.

Tab. 15: Výsledné hodnoty násobkov pri poryvoch

$n_{v_{C+}}$	3,31
$n_{v_{C-}}$	-1,31
$n_{v_{D+}}$	2,62
$n_{v_{D-}}$	-0,62



Obr. 31: Grafická podoba poryvovej obálky

8.3 Klapková obálka

Podľa predpisu CS-23.345 (a) nesmie pri plne vysunutých klapkách a rýchlosti v_f prekročiť kladný obratový násobok hodnotu 2. Zároveň predpis CS-23.345 (b) určuje aj spomenutú hodnotu v_f . Táto hodnota rýchlosti nesmie byť menšia než 1,4 násobok pádovej rýchlosti alebo 1,8 násobok pádovej s plne vysunutými klapkami. Volí sa väčšia z týchto rýchlostí [3].

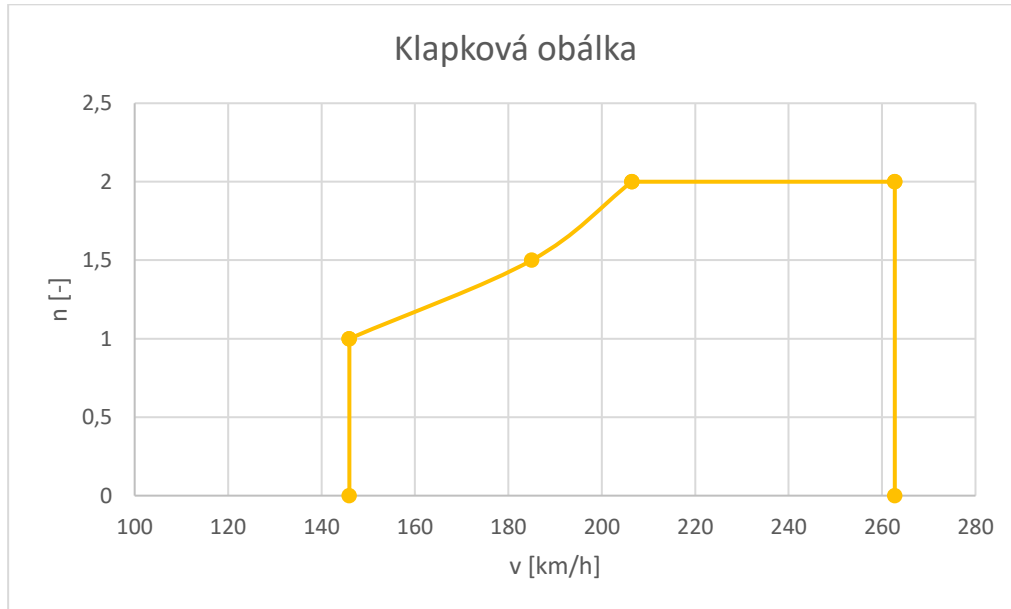
$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{Lk} \cdot S}} = 146 \text{ km/h} \quad (8.12)$$

$$v_F = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g \cdot n}{\rho \cdot c_{Lk} \cdot S}} = 206,4 \text{ km/h} \quad (8.13)$$

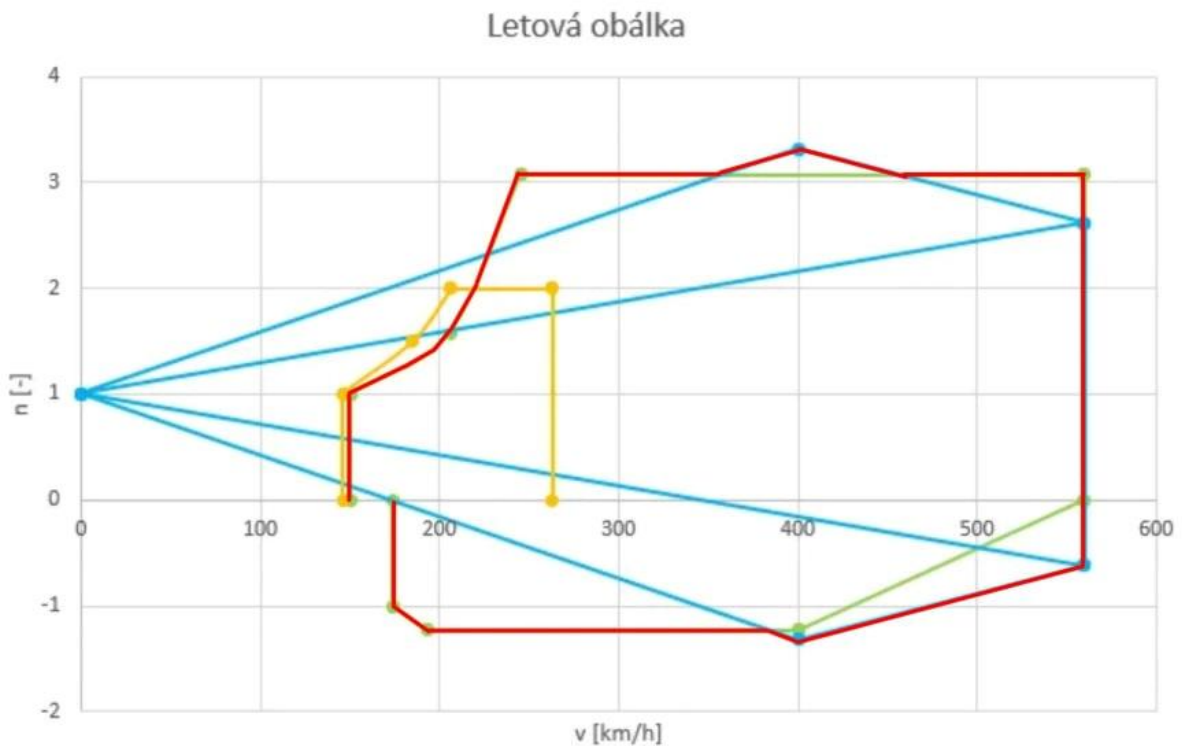
$$v_{Fmin(1)} = 1,4 \cdot v_S = 196 \quad (8.14)$$

$$v_{Fmin(2)} = 1,8 \cdot v_{SF} = 263 \text{ km/h} \quad (8.15)$$

Výsledná zvolená rychlost $v_f = 263 \text{ km/h}$.



Obr. 32: Výsledná grafická podoba klapkovéj obálky



Obr. 33: Výsledná grafická podoba letovej obálky

9 Zaťaženie krídla

Zaťaženie krídla je možné rozdeliť podľa základných princípov, ktorého ho produkujú. Delia sa na 4 najčastejšie druhy:

- Aerodynamické zaťaženie
- Zaťaženie od hmotových síl
- Zaťaženie od pohonnej skupiny
- Reakcie od zeme

V prípade letúnu L-410 sa na krídle vyskytuje aerodynamické zaťaženie, zaťaženie od hmotových síl a zaťaženie od pohonnej jednotky. Pri výpočte nás bude najmä zaujímať vertikálna zložka sily, preto zaťaženie od pohonnej jednotky nebudeme uvažovať.

Každé zaťaženie krídla spôsobuje vznik síl a momentov. Jednotlivé sily a momenty sa navzájom kombinujú a vytvárajú výsledné zaťaženie, ktoré zahŕňa tri momenty (M_x , M_y , M_z) a tri sily (T_x , T_y , T_z). Pri sčítaní jednotlivých síl a momentov je nutné dávať pozor na ich orientáciu. Ako bolo spomenuté vyššie v tejto práci, bodom nášho záujmu je horizontálna zložka sily teda posúvajúca sila $T_z = T$ a z nej vyplývajúci ohybový moment $M_x = M_o$.

Ako najkritickejší prípad bol určený bod z obálky pri obratovej rýchlosti v_a a kladnom násobku n_1 . Pre tento bod bude následne spočítané samotné prevádzkové zaťaženie.

Pre lepšiu orientáciu si zadefinujeme pojem prevádzkové zaťaženie. Jedná sa o zaťaženie, ktoré sa môže vyskytnúť na lietadle počas jeho prevádzky. Jedná sa o body vo vnútri letovej obálky. Ďalším pojmom je početné zaťaženie a jedná sa o zaťaženie vynásobené súčiniteľom bezpečnosti. Ten ak nie je daný je podľa predpisu CS 23.303 nutné použiť súčiniteľ bezpečnosti o hodnote 1,5 [3].

9.1 Aerodynamické zaťaženie

K výpočtu samotného zaťaženia je nutné vedieť rozloženie vztlaku na krídle. Samotné rozloženie je možné určiť pomocou Glauertovej metódy, riešenou programom Glauert III.

Rozlišujeme niekoľko prípadov zaťaženia od aerodynamických síl. Patrí sem symetrické, nesymetrické a klapkové zaťaženie. V práci budeme uvažovať len symetrické prípady zaťaženia. K tomu potrebujeme určiť celkový miestny vztlak v y -ovej vzdialenosti od koreňu krídla, ten je daný nasledujúcim vzorcom:

$$c_{Lc}(y) = c_{Lkr} \cdot c_{Ln}(y) + c_{L0}(y) \quad (9.1)$$

Výsledné priebehy posúvajúcej sily a ohybového momentu, boli spočítané pomocou programu Excel a boli pri tom využité výstupy z programu Glauert III. Pri samotných výpočtoch bola využitá obdĺžniková numerická integrácia. Pri výpočte boli využité nižšie uvedené vzťahy.

- Líniové vztlakové zaťaženie:

$$q(y) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_c^2 \cdot c_{Lc}(y) \cdot c(y) \quad (9.2)$$

- Posúvajúca sila:

$$T(y) = \int_0^{\frac{b}{2}} q(y) dy \quad (9.3)$$

- Ohybový moment:

$$Mo(y) = \int_0^{\frac{b}{2}} T(y) dy \quad (9.4)$$

9.2 Zat'azenie krídla od zotrvačných síl

Pri výpočte zotrvačných síl pôsobiacich na krídlo sa môžu použiť nasledujúce vzorce, ktoré vychádzajú z priamej úmernosti medzi dĺžkou tetivy, hmotnosťou a nepriamej úmernosti k ploche krídla. V prípade, kedy uvažujeme maximálnu vzletovú hmotnosť m_{MTOW} je nutné uvažovať aj vplyv hmotnosti paliva v krídlach. Vo výpočtoch bola zahrnutá aj hmotnosť pohonnej jednotky. Vzorce nižšie sú pre polo rozpätie krídla.

- Spojité zaťaženie od prázdnej hmotnosti krídla je dané nasledovnou rovnicou:

$$q_{kr}(y) = \frac{m_{kr} \cdot g \cdot n_1 \cdot c(y)}{S} \quad (9.5)$$

Kde:

m_{kr}	hmotnosť krídla, kg
S	plocha krídla, m ²
$c(y)$	dĺžka tetivy závislosti na vzdialenosti, m

- Spojité zaťaženie od paliva je dané vzťahom:

$$q_{pal}(y) = \frac{m_{pal} \cdot g \cdot n_1 \cdot c(y)}{S_{pal}} \quad (9.6)$$

Kde:

m_{kr}	hmotnosť paliva, kg
S_{pal}	plocha krídla kde sa nachádza nádrž, m ²

Tab. 16: Vstupné hodnoty do výpočtu spojitého zaťaženia na polo rozpätí krídla

m_{kr}	268 kg
S	17,43 m ²
m_{pal}	500 kg
S_{pal}	3,96 m ²

Hmotnosť paliva je získaná z manuálu L-410 a neuvažujú sa prídavné nádrže, hmotnosť krídla a plocha nádrže sú uvedené v [15], [16].

- Posúvajúca sila od hmotnosti prázdneho krídla:

$$T_{zkr}(y) = \int_0^{\frac{b}{2}} q_{zkr}(y) dy \quad (9.7)$$

- Posúvajúca sila od hmotnosti paliva:

$$T_{zpal}(y) = \int_0^{\frac{b}{2}} q_{zpal}(y) dy \quad (9.8)$$

Pri veľkých hodnotách vzopätia je nutné uvažovať jeho vplyv. Vzopätie pri L-410 je veľmi malé okolo 1° a to má vplyv na výslednú posúvajúcu silu rádovo v jednotkách N. Preto ho pri výpočte nebudeme uvažovať.

- Celkové posúvajúca sila od zotrvačných síl:

$$T_{zcel}(y) = T_{zkr}(y) + T_{zpal}(y) \quad (9.9)$$

- Ohybový moment od zotrvačných síl:

$$Mo_z(y) = \int_0^{\frac{b}{2}} T_{zcel}(y) dy \quad (9.10)$$

9.3 Početné zaťaženie

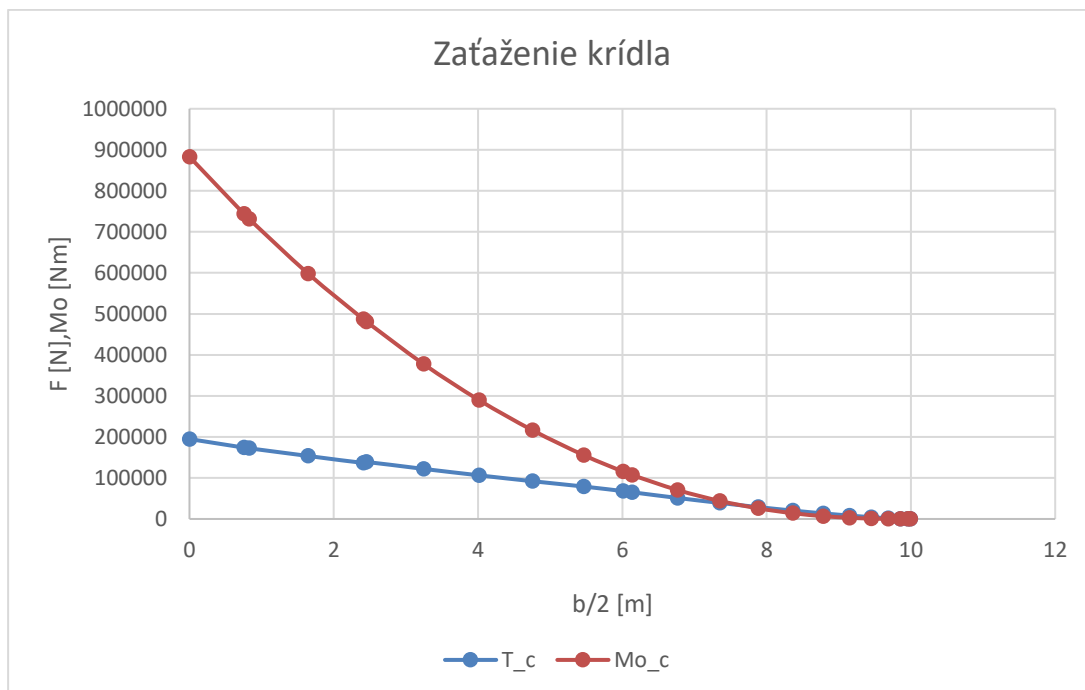
Výsledné prevádzkové zaťaženie získame súčtom aerodynamického zaťaženia a celkového zotrvačného zaťaženia.

- Posúvajúca sila:

$$T_c(y) = T(y) + T_{zcel}(y) \quad (9.11)$$

- Ohybový moment:

$$Mo_c(y) = Mo(y) + Mo_z(y) \quad (9.12)$$



Graf 4: Výsledné prevádzkové zaťaženie na polo rozpätí krídla

Výsledné početné zaťaženie je dané:

- Posúvajúca sila:

$$T_{poc} = f \cdot T_c(y) \quad (9.13)$$

- Ohybový moment:

$$Mo_{poc} = f \cdot Mo_c(y) \quad (9.13)$$

Kde f je dané predpisom CS 23.303 ako 1,5 [3].

Tab. 17: Výsledné hodnoty zaťaženia na polo rozpätí krídla

Zaťaženie v koreni krídla	Prevádzkové zaťaženie	Početné zaťaženie
Posúvajúca sila	194 835 N	292 253 N
Ohybový moment	882 955 Nm	1 324 432 Nm

10 Výsledný koncepčný návrh systému

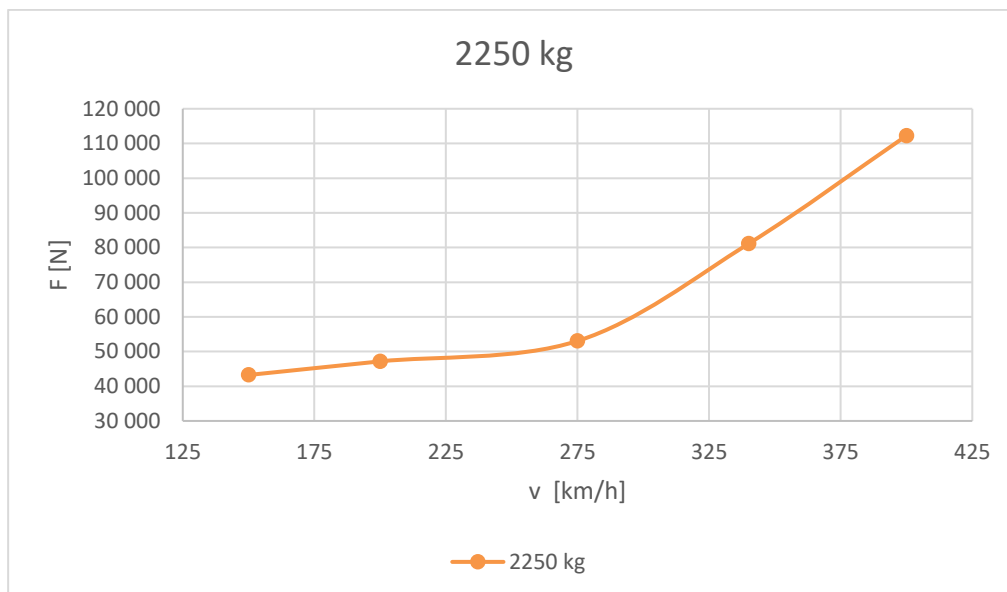
Navrhovaný systém je navrhnutý na letún L-410 z dôvodu veľkého množstva dát a primárne sa jedná o lietadlo vyrobené tuzemským výrobcom.



Obr. 34: 3D model navrhovaného balistického záchranného systému pre L-410

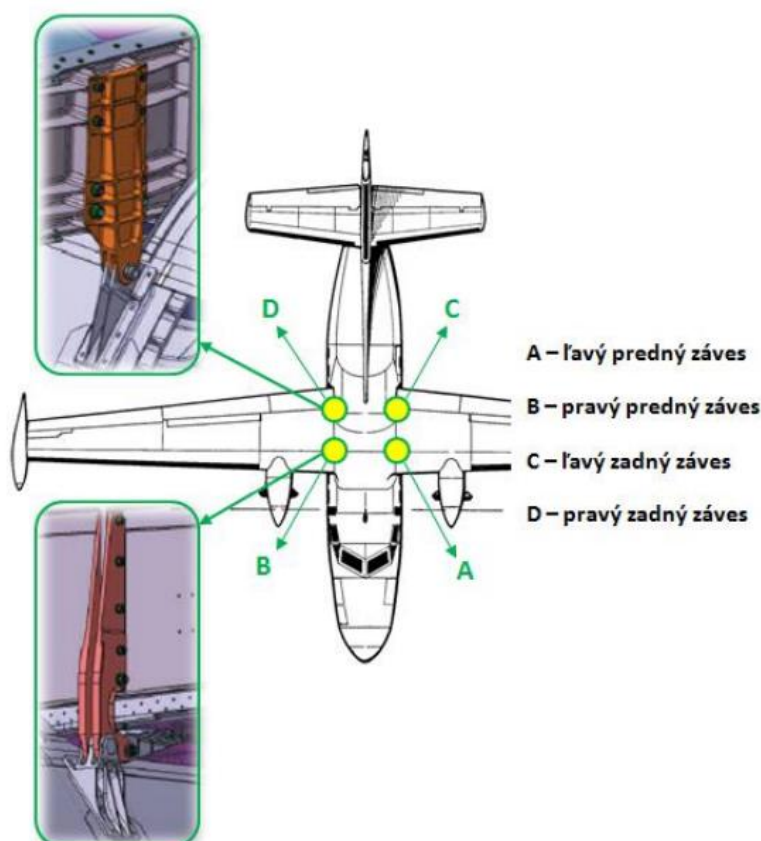
10.1 Miesto uchytenia a množstvo padákov

Pre samotný balistický záchranný systém boli zvolené tri padáky o nosnosti 2250 kg. Nepárny počet je zvolený z dôvodu vyššej stability samotného systému. Samotný padák má nominálny priemer $D_0 = 21,28$ m a konštrukčný priemer $D_c = 20,22$ m. Priebeh dynamického rázu pre zvolený padák je zobrazený v grafe 5.

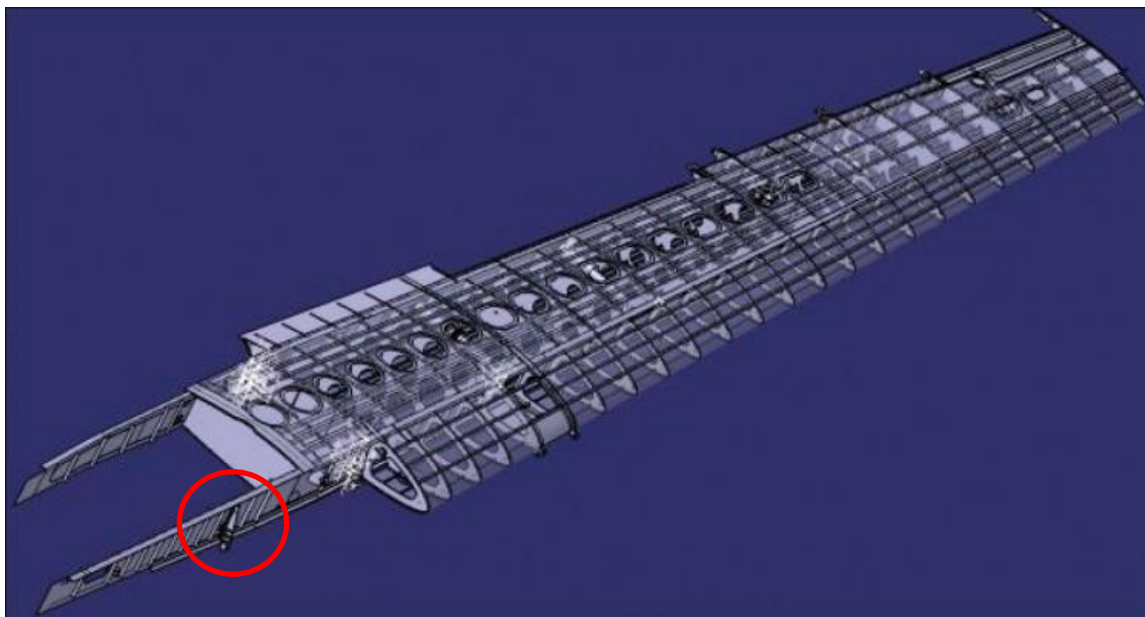


Graf 5: Priebeh dynamického rázu ako funkcia rýchlosti pre padák o nosnosti 2250 kg

Z vypočítaného zaťaženia krídla boli zvolené závesy krídla ako najlepšia možnosť uchytenia. Samotné závesy sú navrhnuté na to, aby preniesli výsledné početné zaťaženie. Ak by došlo k aktivácii pri cestovnej rýchlosti (cca 400 km/h), celková hodnota dynamického rázu od troch padákov je 336 750 N. Pri uvažovaní koeficientu bezpečnosti 1,5 je výsledný dynamický ráz 505 125 N. Pri uvažovaní symetrického rozloženia dynamického rázu medzi závesmi na pravej a ľavej strane je hodnota dynamického rázu polovičná, čiže 252 653 N.



Obr. 35: Rozmiestnenie závesou na L-410 [16]



Obr. 36: Krídlo L-410 s predným závesom v červenom krúžku [17]

Výsledná hodnota dynamického rázu s uvažovaním koeficientu bezpečnosti 1,5 a po symetrickom prerozdelení je nižšia od početného zaťaženia, ktoré pôsobí v koreni krídla. Hodnota rázu je nižšia od početného zaťaženia od posúvajúcej sily o 13,58 %.

10.2 Hmotnosť záchraného systému

Na samotnú hmotnosť celej sústavy má vplyv veľa rôznych faktorov. Medzi najvýraznejšie patrí samotná geometria, počet klapiek, polí a nosných šnúr. Čím väčší počet polí tým viacej spojov, ktoré je nutné zošit', čím sa do celej sústavy pridáva ďalšia hmotnosť.

Váha systému bola odhadnutá na 135 kg. Odhad vychádza z hmotnosti existujúceho balistického záchraného systému GRS 6 1750-1950 od firmy Galaxy. Samotný systém bol využitý pri kontrole výpočtu vplyvu slideru. Systém má nosnosť 1750 – 1950 kg, pričom záleží na rýchlosti aktivácie a jeho hmotnosť je 45 kg. Nominálny priemer zvoleného padáku pre navrhovaný systém má 21,28 m, pričom padák od firmy Galaxy má nominálny priemer 19,2 m. Avšak pri navrhovanom systéme sa uvažuje o jednej výťažnej rakete namiesto troch samostatných pre každý padák. Preto pri odhade sa počíta ako o trojnásobku hmotnosti 45 kg, pričom navýšenie hmotnosti vďaka priemeru sa kompenzuje znížením počtom rakiet. Ako však bolo spomenuté vyššie, jedná sa o odhad a samotná hmotnosť sa môže výrazne líšiť od samotného odhadu. Samotný systém by bol umiestnený v látkovom obale tzv. „soft pack“ aby došlo k úspore hmotnosti.

10.3 Umiestnenie záchraného systému

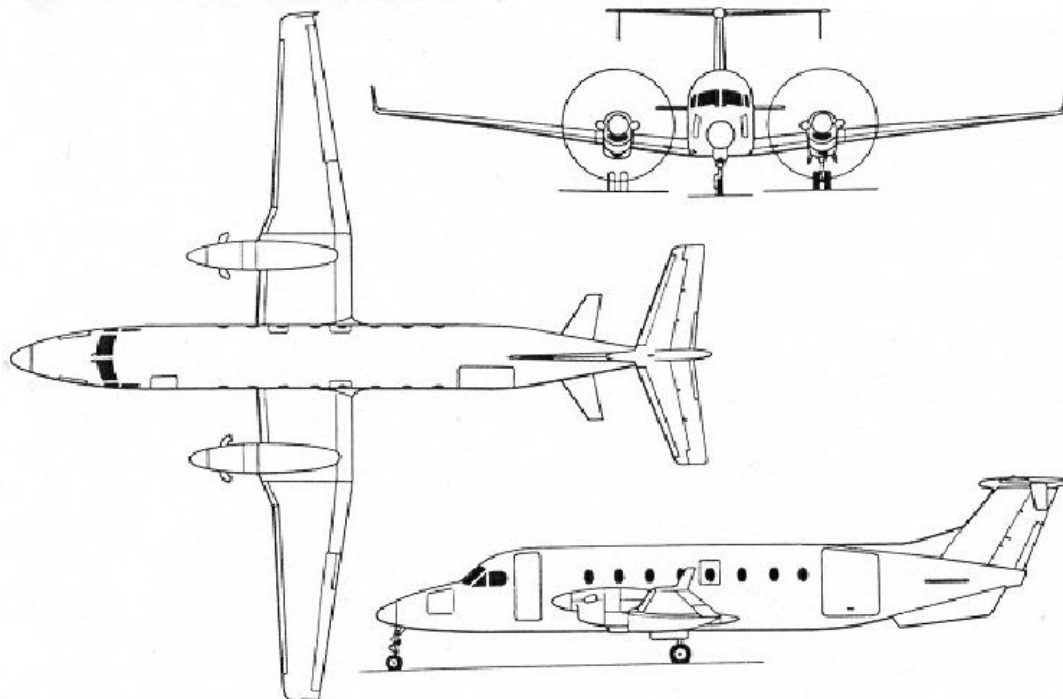
Systém je nutné umiestniť tak, aby nebránil pasažierom a pilotom. Zároveň pri jeho aktivácii sa nesmú dostať spaliny a plamene do kontaktu s posádkou letúnu. Preto nie je možné umiestniť navrhovaný systém do priestorov kabíny pasažierov. Z tohto nám vyplývajú len dva možné priestory na umiestnenie. Jedná sa o predný a zadný batožinový priestor. Predný batožinový priestor je obmedzený na maximálnu hmotnosť 100 kg a zadný na 150 kg. Z odhadu hmotnosti je jasne vidieť, že jediné vyhovujúce miesto je zadný batožinový priestor.



Obr. 37: L-410 s vyznačením miestom na umiestnenie balistického záchraného systému [17]

10.4 Umiestnenie na ďalšom lietadle

Pri návrhu bol uvažovaný aj druhý možný letún. Jedná sa o Beechcraft 1900 s maximálnou vzletovou hmotnosťou 7764 kg a cestovnou rýchlosťou 518 km/h typu commuter pre 19 pasažierov a posádku tvoria dvaja piloti.



Obr. 38: Beechcraft 1900 v troch pohľadoch [18]

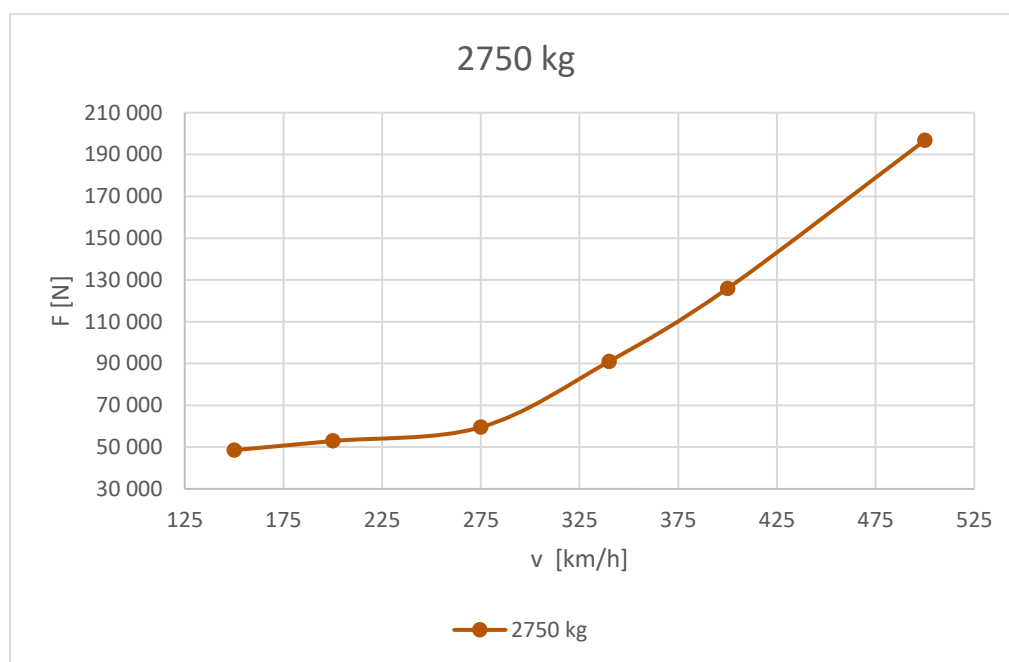
Letová obálka bola pre letún zostrojená podľa postupu v kapitole 8, pričom najväčšie zaťaženie nastalo pri obratovej rýchlosti a kladnom násobku.

Pri samotnom zaťažení krídla sa uvažovalo len s aerodynamickým zaťažením. Dôvodom bolo najmä zjednodušenie výpočtu a nedostupnosť informácií, ktoré by bolo možné využiť pri výpočte zotrvačného zaťaženia. To sa týkalo najmä hmotnosti krídla, časti plochy krídla, ktorá obsahuje palivovú nádrž a hmotnosti paliva v krídle. Výsledné aerodynamické (prevádzkové) zaťaženie a početné zaťaženie je uvedené v tabuľke nižšie. Pričom pri početnom zaťažení je uvažovaný koeficient bezpečnosti 1,5 podobne ako v kapitole 9.3.

Tab. 18: Výsledné zaťaženie v koreni krídla na polo rozpätí krídla letúnu Beechcraft 1900

Zaťaženie v koreni krídla	Prevádzkové zaťaženie	Početné zaťaženie
Posúvajúca sila	537 491 N	806 236 N
Ohybový moment	1 890 740 Nm	1 836 109 Nm

Pre samotný Beechcraft 1900 boli zvolené tri padáky o nosnosti 2750 kg, pričom bolo nutné preň spočítať dynamický ráz pri rýchlosti 500 km/h. Pri výpočte rázu pre rýchlosť 500 km/h bol uvažovaný vplyv slideru $s_x = 3,8669$. Samotný padák ma nominálny priemer $D_0 = 23,53$ m, priebeh dynamického rázu je zobrazený v grafe 6 a pre lepšiu prehľad sú uvedené hodnoty rázu v tabuľke 19.



Graf 6: Výsledný dynamický ráz ako funkcia rýchlosti pre padák o nosnosti 2750 kg

Tab. 19: Hodnoty dynamického rázu v N v závislosti na rýchlosti

m [kg]	v_s [km/h]					
	150	200	275	340	400	500
2750	48 532	52 930	59 527	90 993	125 940	196 790

Pri rýchlosti 500 km/h a s uvažovaním koeficientom bezpečnosti 1,5 má dynamický ráz hodnotu 295 185 N. Pri troch padákoch je tým pádom hodnota celkového dynamického rázu 885 555 N. Ak sa bude uvažovať symetrické prerozdelenie medzi pravými a ľavými závesmi, tak hodnota rázu do závesou na jednej strane je 442 777,5 N. Výsledná hodnota po prerozdelení je pod hodnotou početného zaťaženia v koreni krídla a to o 45 %. Tento rozdiel bude menší vďaka pôsobeniu zotrvačných síl, to však bude mať vplyv rádovo v jednotkách percent z rozdielu.



Obr. 39: 3D model balistického záchraného systému pre Beechcraft 1900

11 Záver

Cieľom tejto diplomovej práce bolo overenie návrhu možného balistického záchranného systému pre letúny typu commuter.

V prvej časti je spracovaný štatistický prehľad letúnov, ktoré sú vybavené balistickým záchranným systémom. Zo štúdie, ktorá bola pri tom využitá vyplýva, že nestačí letún vybaviť balistickým záchranným systémom, ale treba na tento systém klásť aj patričný dôraz pri výcviku. Čo v danej štúdií preukázalo výrazné zníženie smrteľných zranení.

V ďalšej časti bol sprostredkovaný štatistický prehľad nehôd commuterov. Z neho vyplynulo veľké množstvo smrteľných zranení, ktoré by sa dali zredukovať, ak by letúny boli vybavené balistickým záchranným systémom. Pričom je možné si všimnúť paralelu v príčinách nehôd, kedy v oboch štatistických súboroch prevládala chyba pilota.

Pri samotnom návrhu balistického systému bolo nutné sa oboznámiť s konštrukciou a fungovaním balistického záchranného systému, zároveň aj jeho obmedzeniami a odporúčaniami od samotných výrobcov. K ďalšiemu postupu bolo nutné sa oboznámiť s vlastnosťami a samotnou geometriou padákov. Vďaka nadobudnutým poznatkom bolo možné pokračovať ďalej.

Podstatným krokom celej práce bolo určenie vhodnej metódy výpočtu plniaceho času vrchlíku a metódy pre výpočet dynamického rázu. K zvoleniu správnych metód nám poslúžili dostupné dáta od firmy Galaxy pre padák GRS 3 450 92m². Pre výpočet plniaceho času bola zvolená metóda podľa Knackeho. Vypočítaný čas sa líšil od času uvádzaného Galaxy o 7 %. Pre výpočet dynamického rázu bola zvolená metóda podľa Ludkeho. Spočítaný ráz sa líšil od rázu ktorý uvádza Galaxy o 1 %.

Pri vyšších rýchlostiach je nutné použiť slider, ktorý predlžuje plniaci čas a tým znižuje dynamický ráz. Vplyv slideru bol odhadnutý na základe viacerých padákov, ktoré má firma Galaxy v ponuke a dáta k nim majú dostupné na webe. Následne tento nami určený koeficient vplyvu slideru bol overený pre padák GRS 6 1750-1950 SDS/FF 360 m² od firmy Galaxy. Samotný ráz pre daný padák s uvažovaným koeficientom pri rýchlosti 340 km/h vyšiel podľa nami zvoleného postupu o 4 % menší. Následne pre rýchlosť 275 km/h bol uvažovaný koeficient vplyvu slideru rovnaký ako pre rýchlosť 340 km/h. Pod touto rýchlosťou sa vplyv slideru znižoval, pričom jeho vplyv pri nižších rýchlostiach bol spätne dopočítaný.

Na základe zvolených metód boli určené rázy pre rôzne veľkosti padákov, ktorá vyplývala z ich únosnosti, rýchlosti klesania a zvoleného odporu.

Pre overenie konceptu bolo nutné určiť zaťaženie reálneho letúnu. Zvolená bola L-410, pre ktorú je najviac dostupných informácií. Najprv bolo nutné určiť letovú obálku z ktorej bol zvolený kritický prípad zaťaženia. Následne pre tento prípad bolo počítané zaťaženie krídla na polo rozpätí od aerodynamických síl a zotrvačných síl. Z výsledného prevádzkového zaťaženia bolo následne určené početné zaťaženie.

Pre L-410 boli zvolené 3 padáky o únosnosti 2250 kg a ako kotviace body boli zvolené závesy krídla. Ich výsledná hodnota rázu pri uvažovaní koeficientu bezpečnosti 1,5 a predpokladu, že dôjde k symetrickému prerozdeleniu medzi závesmi na pravej a ľavej strane je pod početným zaťažením. Celkovo je hodnota rázu menšia o 13,58 % od početného zaťaženia. Hmotnosť systému bola odhadnutá na 135 kg a jeho umiestnenie by bolo možné do zadného batožinového priestoru.

Pri návrhu bol uvažovaný aj druhý možný letún a to Beechcraft 1900, ktorý má od L-410 približne o 1 tonu väčšiu vzletovú hmotnosť. Pri návrhu boli zvolené 3 padáky o nosnosti 2750 kg a kotviace body boli opäť zvolené závesy krídla. Celkovo je hodnota rázu menšia o 45 % od početného zaťaženia.

Samotná práca predkladá ucelený postup výpočtu rázu padáku, ktorý je však nutné overiť reálnymi skúškami. Z dosiahnutých výsledkov vyplýva, že balistický záchranný systém pre letúny typu commuter má z pevnostného hľadiska význam uvažovať. Zo štatistického prehľadu je vidieť že balistický záchranný systém má svoje opodstatnenie a je tu priestor na zníženie smrteľných zranení pri nehodách commuterov. Samotný navrhnutý systém je v konfigurácii clusteru 3 vrchlíkov. Čo môže predĺžiť čas plnenia, ktorý je veľmi kritický pri záchrane životov. Zároveň sa celý systém môže chovať úplne odlišne od už existujúcich systémov vyťahovaných jednou výťahovou raketou. Navrhnutý koncept záchranného systému zaberá významnú časť z batožinového priestoru, čo znižuje platiace zaťaženie. Samotná téma má potenciál na ďalšie rozšírenie, čo sa týka vnútornej balistiky systému, prerozdelenia zaťaženia medzi predne a zadné závesy.

Zdroje

- [1] KIRBY, Joseph. Social Acceptance of Increased Usage of the Ballistic Parachute System in a General Aviation Aircraft. *AEROSPACE MEDICINE AND HUMAN PERFORMANCE*. 2020, 98(2), 5.
- [2] *Internet Archive: BRS Lives Saved* [online]. 2016 [cit. 2022-12-16]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20160625094304/http://brsparachutes.com/lives_saved.aspx
- [3] *CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU: CS-23*. Brusel: EASA, 2003.
- [4] *National Transportation Safety Board* [online]. Washington [cit. 2022-11-05].
- [5] *Bureau of Aircraft Accidents Archives* [online]. Geneva, 2023 [cit. 2022-12-06]. Dostupné z: <https://www.baaa-acro.com/>
- [6] *Galaxy GRS: Manuály* [online]. Liberec: Galaxy GRS [cit. 2023-02-13]. Dostupné z: <https://www.galaxysky.cz/manualy-s16-cz>
- [7] *Galaxy GRS: Technické parametry* [online]. Liberec: Galaxy GRS [cit. 2023-04-12]. Dostupné z: <https://www.galaxysky.cz/technicke-parametry-s26-cz>
- [8] *STRATOS 07: Instalace a funkce záchranných systémů* [online]. Praha: STRATOS 07 s.r.o, 2014 [cit. 2023-03-02]. Dostupné z: <https://www.stratos07.cz/cz/zachranne-systemy-pro-letadla/instalace-a-funkce-zachrannych-systemu>
- [9] ŠORF, Oldřich. *Padákové záchranné systémy lehkých sportovních letadel: Parachute emergency systems for very light sport planes : zkrácená verze Ph.D. Thesis*. [V Brně]: [Vysoké učení technické], 2015. ISBN 978-80-214-5252-7.
- [10] MAYDEW, R.C. a C.W. PETERSON. *Design and Testing of High-Performance Parachutes*. Albuquerque: AGARD, 1991. ISBN 92-835-0649-9.
- [11] KNACKE, T. W. *Parachute recovery systems: design manual*. 1st ed. Santa Barbara, CA: Para Pub., 1992. ISBN 0915516853.
- [12] LUDTKE, W.P. *A technique for the calculation of the opening-shock forces several types of solid cloth parachutes*. White Oak: NOL, 1972. NOLTR 72-146.
- [13] LUDTKE, W.P. *Notes on a Parachute Opening Force Analysis Applied to a Vertical Toward-the-Earth Trajectory*. Dahlgren: Naval Surface Weapons Center, 1987. NSWC TR 87-96.
- [14] *Airplane Flight manual: L 410 UVP - E20*. Kunovice: LET, a.s., 1996.
- [15] *HMOTNOSTNÍ OPTIMALIZACE KESONU KŘÍDLA LETOUNU L 410 NG*. Brno, 2013. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. Tomáš Katrňák.
- [16] *Analýza spoje křídlo-trup letounu L 410 NG z hlediska filozofie konstrukce s přípustným poškozením*. Brno, 2014. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. Petr Augustin, Ph.D.
- [17] Nová generace legendárního letounu L-410 vzniká ve 3D. In: *Konstruktor* [online]. Vydavatelství Nová média, s. r. o., 2019 [cit. 2023-05-23]. Dostupné z: <https://www.konstruktor.cz/nova-generace-legendarniho-letounu-l-410-vznika-ve-3d/>
- [18] Beechcraft 1900D Airliner. In: *The-blueprints* [online]. Hilversum: EVOLution Graphics B.V. [cit. 2023-05-24]. Dostupné z: https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/beechcraft/73424/view/beechcraft_1900d_airliner/

Zoznam príloh

Príloha č.1: Tabuľky geometrických parametrov padákov [12]

Príloha č.2: Tabuľky pre výpočet padákov [11]

Príloha č.3: Tabuľky s geometrickými vlastnosťami padákov [10]

Príloha č.4: 3D vizualizácia záchranného systému pre L-410

Príloha č.5: 3D vizualizácia záchranného systému pre Beechcraft 1900

Príloha č.1: Tabuľky geometrických parametrov padákov

TABLE I SUMMARY OF PARACHUTE SHAPE TEST RESULTS FOR 12-GORE AMD 16-GORE CONFIGURATIONS

Parachute Type	No. of Gores	Suspension Line Length inches	Velocity		Scale Factor, K				$\frac{N}{A}$	Axes Ratio				Volume in ³			$\frac{V_o}{V_H}$
			mph	fps	$\frac{2\bar{z}}{D_o}$	$\frac{2\bar{z}}{D_F}$	$\frac{2\bar{z}}{D_R}$	$\frac{2\bar{z}}{L}$		$\frac{b}{a}$	$\frac{b'}{a}$	$\frac{b}{a} + \frac{b'}{a}$	V_H	V_C	V_o		
Flat Circular	12	34	50	73	.645	.650			.856	.6115	.8817	1.4932	4476	4481	6980	1.56	
	16	34	50	73	.663	.669			.820	.5558	.9039	1.4597	4450	4100	7325	1.65	
10% Extended Skirt	12	34	100	147	.663	.652			.881	.6424	.8860	1.5284	3928	4400	6783	1.73	
	16	34	17	25	.654	.640			.785	.5580	.8502	1.4082	4051	3920	6197	1.53	
Elliptical	12	34	75	110			.916		.812	.5626	.9657	1.5283		3322	5405		
	16	34	17	25			.875		.800	.6169	.8163	1.4332		2726	4405		
Hemispherical	12	34	125	183			.996		1.254	1.0005	.9080	1.9085		6224	8666		
	16	34	75	110			.994		1.185	.9129	.9380	1.8509		5921	8370		
Ringlot 16% Geometric Porosity	12	34	25	37	.607	.654			.853	.6566	.8735	1.530	3800	3650	5903	1.55	
	12	34	100	147	.616	.663			.922	.6566	.8735	1.530	3800	4198	6166	1.62	
	12	34	200	293	.637	.686			.918	.6566	.8735	1.530	3800	4624	6826	1.80	
	16	34	25	37	.611	.658			.827	.6004	.8890	1.4894	3800	3763	5685	1.50	
	16	34	100	147	.617	.664			.864	.6004	.8890	1.4894	3800	3985	6030	1.59	
16	34	200	293	.645	.695			.844	.6004	.8890	1.4894	3800	4430	6897	1.82		
Ribbon 24% Geometric Porosity	12	34	25	37	.586	.632			.859	.6558	.8768	1.5326	3800	3323	5335	1.40	
	12	34	100	147	.615	.663			.837	.6558	.8768	1.5326	3800	3714	6163	1.62	
	12	34	200	293	.632	.681			.877	.6558	.8768	1.5326	3800	4280	6683	1.76	
	16	34	25	37	.603	.650			.797	.5570	.8578	1.4148	3800	3438	5358	1.41	
	16	34	100	147	.626	.674			.791	.5570	.8578	1.4148	3800	3804	5883	1.57	
16	34	200	293	.648	.698			.781	.5570	.8578	1.4148	3800	4164	6656	1.75		
Cross Chute W/L = .264		34	25	37	.710		.543	1.242		.8867	1.2776	2.1643	1928	3768	5798	3.01	
		34	100	147	.707		.540	1.270		.8867	1.2776	2.1643	1928	3810	5712	2.96	
		34	200	293	.716		.547	1.285		.8867	1.2776	2.1643	1928	4212	5925	3.07	
		47	25	37	.759		.580	1.113		.8494	1.2512	2.1006	1928	4052	6868	3.56	
		47	100	147	.729		.557	1.205		.8494	1.2512	2.1006	1928	3973	5958	3.09	
	47	200	293	.775		.582	1.110		.8494	1.2512	2.1006	1928	4292	7303	3.79		

REPRODUCED FROM REFERENCE (6)

TABLE II SUMMARY OF PARACHUTE SHAPE TEST RESULTS FOR 24-GORE AND 30-GORE CONFIGURATIONS

Parachute Type	No. of Gores	Suspension Line Length inches	Velocity		Scale Factor, K		$\frac{N}{A}$	Axes Ratio				Volume in ³			$\frac{V_o}{V_H}$
			mph	fps	$\frac{2\bar{z}}{D_o}$	$\frac{2\bar{z}}{D_F}$		$\frac{b}{a}$	$\frac{b'}{a}$	$\frac{b}{a} + \frac{b'}{a}$	V_H	V_C	V_o		
Flat Circulars	24	34	50	73	.677	.679	.795	.5758	.8126	1.3884	4362	4695	7273	1.67	
	30	34	17	25	.668	.669	.827	.6214	.7806	1.4020	4342	4626	7027	1.62	
10% Extended* Skirt	24	34	100	147	.665	.648	.834	.5949	.8771	1.4720	4138	4446	6930	1.67	
	30	34	17	25	.650	.633	.825	.6255	.7962	1.4127	4172	4076	6265	1.50	
Ring Slot 16% Geometrically Porous	24	34	25	37	.663	.665	.824	.5800	.9053	1.4853	3591	3878	6031	1.68	
	24	34	100	147	.680	.682	.819	.5800	.9053	1.4853	3591	4079	6510	1.81	
	24	34	200	293	.694	.696	.809	.5800	.9053	1.4853	3591	4270	6924	1.93	
	30	34	25	37	.677	.678	.788	.5800	.9053	1.4853	3582	3826	6404	1.79	
	30	34	100	147	.684	.685	.802	.5800	.9053	1.4853	3582	4023	6588	1.84	
30	34	200	293	.698	.699	.800	.5800	.9053	1.4853	3582	4260	7012	1.96		
Ribbon 24% Geometrically Porous	24	34	25	37	.671	.673	.770	.5980	.8187	1.4167	3591	3591	5968	1.66	
	24	34	100	147	.676	.678	.813	.5980	.8187	1.4167	3591	3927	6097	1.70	
	24	34	200	293	.687	.689	.804	.5980	.8187	1.4167	3591	4061	6389	1.78	
	30	34	25	37	.655	.657	.782	.6021	.8463	1.4484	3582	3396	5666	1.58	
	30	34	100	147	.669	.670	.784	.6021	.8463	1.4484	3582	3622	6022	1.58	
30	34	200	293	.677	.679	.823	.6021	.8463	1.4484	3582	4002	6256	1.75		

*Since this parachute was "breathing" during the test, several photographs were taken at each speed. The data were reduced from the photograph which most reasonably appeared to represent the equilibrium state.

REPRODUCED FROM REFERENCE (7)

Príloha č.2: Tabuľky pre výpočet padákov

TABLE 5-1. Solid Textile Parachutes.























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

TABLE 5-2. Slotted Parachutes.











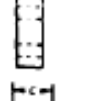

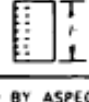

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.45 TO 0.50	-1.05	0 TO 13	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	-1.05	0 TO 13	DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIABLE POROSITY)				0.70	0.55 TO 0.80	1.05 TO 1.30	0 TO 13	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
RIBBON ^b (HEMISFLO)			0.62	0.82	0.30 ^b TO 0.46	1.00 TO 1.30	12	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.67 TO 0.70	0.56 TO 0.65	-1.05	0 TO 15	EXTRACTION, DECELERATION, 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.85	-1.10	15 TO 110	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

^bFOR SUPERSONIC APPLICATION. SEE SECTION 5.8

TABLE 5-3. Rotating Parachutes.

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						
ROTAFOIL			1.0	-0.90	0.85 TO 0.99	1.05	0 TO 12	DROGUE $D_o < 7$
VORTEX RING			1.9	N/A	1.5 TO 1.8	1.1 TO 1.2	0 TO 12	DESCENT SMALL D_o
SANDIA RFD			1.0	-0.9	1.25	1.1	0 TO 12	DROGUE



TABLE 5-4. Maneuverable (Gliding) Parachutes.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		AREA RATIO $\frac{S_w}{S_o}$	AERODYNAMIC FORCE COEF C_R RANGE	GLIDE RATIO (L/D) _{MAX}	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE				
TOJO, TU SLOTS, ETC			1.0	0.85 TO 0.90	0.5 TO 0.7	DESCENT
LAMOIGNE (PARACOMMANDER)			1.0	0.90 TO 1.00	1.1	DESCENT
PARAWING (SINGLE KEEL)			1.0	0.90 TO 1.10	2.0 TO 2.5	DESCENT
PARAWING (TWIN KEEL)			1.0	1.00 TO 1.10	2.8 ^{1/2} TO 3.0	DESCENT
PARAFOIL			0.27	0.75 TO 0.85	2.8 ^{1/2} TO 3.5	DESCENT
SAILWING			0.80 TO 0.90	N A	2.8 ^{1/2} TO 3.5	DESCENT
VOLPLANE			0.60	N A	2.0 ^{1/2} TO 3.0	DESCENT

^{1/2}GLIDE RATIO IS AFFECTED BY ASPECT RATIO, λ , AND CANOPY LOADING, R , λ .

Note: Maneuverable parachutes with a glide ratio L/D of 2.5 or better have been defined in the literature as "hi-glide parachutes." This includes the parawing, the parafoil, the sailwing, and the volplane.

TABLE 5-5. Balloon-Type Decelerators.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		INFLATED SHAPE		DRAG COEF C_{Dp} RANGE	OPENING FORCE COEF $\frac{1}{2} \rho V^2$ LINE MASS ¹	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE	$\frac{D_i}{D_o}$	$\frac{D_p}{D_o}$				
BALLUTE			0.51	0.51	0.51 ¹ TO 1.20	-1.05	1	STABILIZATION, DROGUE, 0.2 - M - 4

¹FOR C_D VERSUS MACH NUMBER SEE SECTION 6.8.

Príloha č.3: Tabuľky s geometrickými vlastnosťami padákov

Table 3.1. High-Performance Decelerator Characteristics

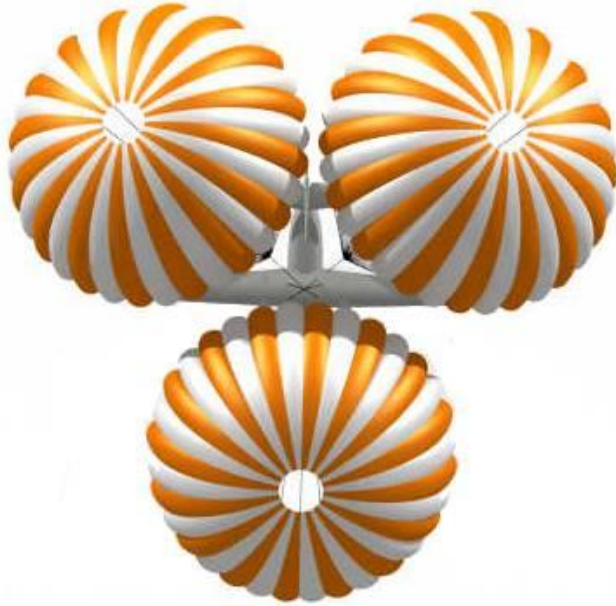
Type	Constructed Shape D_c/D_o	Inflated Shape D_p/D_o	C_{D_o}	Average Angle of Oscillation	General Application
<i>Parachutes</i>					
1. Flat circular ribbon	1.0	0.67	0.45 to 0.50	0 to $\pm 3^\circ$	Pilot, drogue, deceleration, descent
2. Conical ribbon	0.95 to 0.97	0.70	0.50 to 0.55	0 to $\pm 3^\circ$	Pilot, drogue, deceleration, descent
3. Lifting conical ribbon	~ 0.95	~ 0.70	0.55 to 0.65	Lateral instability	Lifting stores (L/D ~ 0.7)
4. Hemisflo ribbon	0.62	0.62	0.30 to 0.46	$\pm 2^\circ$	Supersonic drogue
5. Ringslot	1.0	0.67 to 0.70	0.56 to 0.65	0 to $\pm 5^\circ$	Extraction, deceleration, descent
6. Ringslot/solid canopy	0.97	0.65 to 0.68	0.85 to 0.95	$\pm 18^\circ$ to $\pm 22^\circ$	Deceleration, descent
7. Ringsail	1.16	0.69	0.75 to 0.90	$\pm 5^\circ$ to $\pm 10^\circ$	Descent
8. Disk-gap-band	0.73	0.65	0.52 to 0.58	$\pm 10^\circ$ to $\pm 15^\circ$	Supersonic drogue, descent
9. Guide surface (ribbed)	0.63	0.62	0.28 to 0.42	0 to $\pm 2^\circ$	Stabilization, pilot, drogue, descent
10. Guide surface (ribless)	0.66	0.63	0.30 to 0.34	0 to $\pm 3^\circ$	Pilot, drogue, descent
11. Rotafoil	1.05	0.90	0.85 to 0.99	0 to $\pm 2^\circ$	Drogue
12. Vortex ring	1.90	N/A	1.5 to 1.8	0 to $\pm 2^\circ$	Descent
<i>Other</i>					
1. Ballute	0.51	0.51	0.51 to 1.20	$\leq \pm 1^\circ$	Stabilization, supersonic drogue

* Based on nominal canopy area, S_o

Príloha č.4: 3D vizualizácia záchranného systému pre L-410







Príloha č.5: 3D vizualizácia záchraného systému pre Beechcraft 1900



