

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

ING. OLDŘICH ŠORF

**PADÁKOVÉ ZÁCHRANNÉ SYSTÉMY LEHKÝCH SPORTOVNÍCH
LETADEL**

PARACHUTE EMERGENCY SYSTEMS FOR VERY LIGHT SPORT PLANES

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

**OBOR
VEDOUCÍ PRÁCE**

**KONSTRUKČNÍ A PROCESNÍ INŽENÝRSTVÍ
DOC. ING. KAREL TŘETINA, CSc.**

Klíčová slova

padákové záchranné systémy pro letadla, otevírání padáku, řízení otevírání pomocí slideru, dělitelný slider

Key Words

parachute recovery for aircraft, parachute opening, slider reefing method, dividable slider

Místo uložení práce

Oddělení pro vědu a výzkum FSI VUT v Brně

Obsah

OBSAH.....	3
1 ÚVOD.....	5
2 CÍLE DIZERTAČNÍ PRÁCE.....	6
3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY	7
3.1 Historie padákových záchranných soustav pro letadla	7
3.2 Statistika použití záchranných padákových soustav	8
3.3 Konstrukce padákových záchranných soustav	9
3.3.1 Prostředky vytvářející aerodynamický odpor	9
3.3.2 Prostředky sloužící k přenosu sil do konstrukce letadla.....	10
3.3.3 Prostředky uložení a obalu.....	11
3.3.4 Prostředky sloužící k aktivaci záchranné soustavy.....	11
3.4 Otevírací proces záchranné padákové soustavy	12
3.5 Situace vhodné pro použití záchranné padákové soustavy	13
4 ŘÍZENÍ OTEVÍRÁNÍ KRUHOVÉHO PADÁKU POMOCÍ SLIDERU	14
4.1 Proces plnění vrchlíku kruhového padáku se sliderem.....	14
5 DĚLITELNÝ SLIDER	15
5.1 Konstrukce dělitelného slideru	15
5.2 Mechanismus otevírání padáku vybaveného dělitelným sliderem.....	18
5.2.1 Otevření padáku, při kterém se slider rozdělí	19
5.2.2 Otevření padáku, při kterém se slider nerozdělí.....	19
5.3 Konstrukce záchranné soustavy s dělitelným sliderem.....	19
6 VÝPOČETNÍ NÁVRH KRUHOVÉHO VRCHLÍKU PRO PADÁKOVOU ZÁCHRANNOU SOUSTAVU	22
7 SHOZOVÉ ZKOUŠKY	23
7.1 Ověření plnění vrchlíku padáku s dělitelným sliderem.....	23
7.2 Ověření funkčnosti dělení slideru.....	23
8 ZÁVĚR	25
SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	27
ABSTRAKT	30

1 ÚVOD

Padákové záchranné soustavy pro celá letadla již dávno nejsou pouze doménou amatérsky stavěných ultralehkých letadel, nýbrž velice rychle se začínají prosazovat coby volitelný prvek aktivní bezpečnosti v komerčním letectví u certifikovaných letadel. Jedná se o letadla až do maximální vzletové hmotnosti 2300 kg. Použití padákové záchranné soustavy je plně v režii a na zodpovědnosti pilota nebo eventuálně posádky letadla. Výrobci záchranných soustav nenesou odpovědnost za jejich použití. Do dnešní doby záchranné soustavy, podle informací které zveřejňují někteří výrobci, zachránily již více jak 400 lidských životů.

Záchranné soustavy se rychle vyvíjejí a výrobci stále přichází s dílčími vylepšeními. Základ však zůstává stejný od samotného počátku, cca od r. 1983, a tím je kruhový vrchlík padáku. Se vzrůstajícími výkony ultralehkých letadel, zejména letové rychlosti, vyvstala potřeba přizpůsobit těmto výkonům i padáky pro záchranné soustavy. Proto se po vzoru klouzavých padáků začal i u padáků kruhových používat ke snížení rychlosti otevření padákový slider. Díky vhodně nalaďenému slideru mohou být záchranné soustavy aktivovány i při letových rychlostech blížících se $300 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. U takto nalaďeného padáku se však díky slideru prodlouží i doba otevření při nízké letové rychlosti, což není žádoucí, protože ze statistiky vyplývá, že většina aktivací záchranných soustav se odehraje právě při pomalých rychlostech letu a v nízkých výškách po startu letadla nebo na okruhu.

Otázka zlepšování použitelnosti padákových záchranných soustav je tedy v dnešní době velice aktuální zejména z pohledu možnosti záchrany více lidských životů.

2 CÍLE DIZERTAČNÍ PRÁCE

Úvod práce je věnován historii vývoje padákových záchranných soustav pro letadla a též historii výpočtových principů kruhových padáků. Následující část udává přehled o aktuálních padákových záchranných soustavách, zejména z hlediska jejich konstrukce, otevíracího procesu, umístění v letadle a směrů výstřelů výtažné rakety. Vypsány jsou krizové situace vhodné k použití záchranné soustavy. Další kapitola popisuje zakomponování zástaveb záchranných soustav do certifikovaných letadel, v leteckých předpisech a dále požadavky kladené českými předpisy pro necertifikovaná letadla včetně základních požadavků na zkoušky výkonů. Práce dále popisuje základní princip návrhu kruhového padáku a výčet metod řízení otevírání kruhových padáků, včetně jejich popisu a výhod či nevýhod pro použití.

Následují již vlastní návrhy nových padáků pro záchrannou soustavu. Nejprve s řízením otevírání pomocí středové šňůry a poté s řízením otevírání pomocí dělitelného slideru. Nápad dělitelného slideru a jeho konstrukce je inovativním prvkem jak u padákových záchranných soustav, tak v oblasti padáků vůbec, proto byl vytvořen počítačový 3D model pro potřeby vizualizace konstrukčních částí a popisu funkce dělení. V následující kapitole jsou rozebrány jednotlivé fáze otevírání padákové záchranné soustavy pro potřeby výpočtů a vlastní výpočetní návrh kruhového padáku upravený pro použití u padákových záchranných soustav. Jsou též navrženy pohybové rovnice kruhového padáku vybaveného sliderem.

V dalších kapitolách je popsána experimentální část dizertační práce, jednak orientační vlekačí zkoušky modelu pro ověření konstrukce vrchlíku s řízením otevírání pomocí středové šňůry, pak zejména shozové zkoušky modelu vrchlíku s dělitelným sliderem.

Závěrem je uvedena statistika aktivací padákových záchranných soustav, která ukazuje na aktuálnost témat dizertační práce.

Jednotlivé cíle dizertační práce:

1. zpracování výpočetního návrhu kruhového vrchlíku pro padákové záchranné soustavy lehkých sportovních letadel
2. prověření možností řízení otevírání padáků použitelných u padákových záchranných soustav pro letadla
3. návrh vrchlíku padáku a metody řízení jeho plnění pro použití na vyšším rozsahu rychlostí
4. ověření vlastností na modelech při pozemních a shozových zkouškách.

3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

3.1 HISTORIE PADÁKOVÝCH ZÁCHRANNÝCH SOUSTAV PRO LETADLA

Myšlenka padáku, na kterém by mohlo přistát celé letadlo, je poměrně stará. Již v roce 1930 v Detroitu prakticky předváděl pilot Vance Breese na upraveném letadle Fairchild KR-31, že v případě nutnosti je možné takový padák otevřít a bezpečně na něm přistát i s celým letadlem. Tento vynález však sloužil zejména k pobavení diváků na leteckých dnech a praktického rozšíření se mu na delší dobu nedostalo.

Během druhé světové války bylo již standardem používání osobních záchranných padáků v letadlech všeho druhu, ale potřeba vývoje záchranného padáku pro celé letadlo nebyla ještě aktuální, i když technická vyspělost doby to již umožňovala. Ona potřeba nastala až mnohem později, v době, kdy se létání začalo stávat masovější záležitostí díky ultralehkým letadlům.

V roce 1980 prezentoval američan Jim Handbury video, na kterém si za letu u svého letadla Quicksilver MX přestříhl vzpěry křídla a po deformaci křídla a nekontrolovatelném pádu ručně otevřel padák, na kterém i s letadlem přistál. Za nějaký čas následoval jeho další pokus opět s letadlem Quicksilver MX, kdy ve výšce 75 stop nad vodou aktivoval padák vytahovaný raketou, úspěšně na něm přistál a založil společnost Handbury Parachutes. Tragicky zemřel v roce 1984 po neúspěšné zkoušce záchranného padáku na letounu Cessna 150. Společnost byla po jeho smrti přejmenována na Free Flight Enterprises a výrobou nejrůznějších padáků se zabývá dodnes.

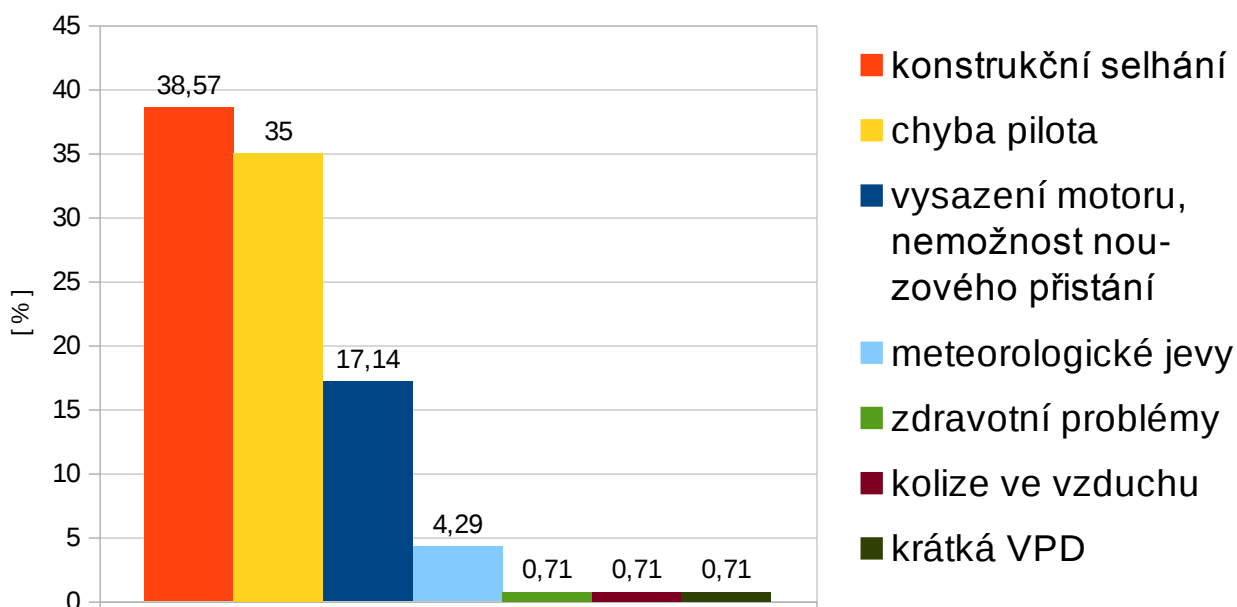
Současníkem Jima Handburyho byl američan Boris Popov. Po přežitém pádu do jezera na zkolabovaném křídle závěsného kluzáku se rozhodl pro vývoj záchranných padáků a přibližně ve stejné době jako Jim Handbury začal experimentovat s otevíráním pomocí rakety. V roce 1980 založil společnost Ballistic Recovery Systems, Inc., která v roce 1982 přinesla na trh první záchrannou soustavu pro ultralehká letadla. Prvním zachráněným byl 7. 8. 1983 Jay Tipton. Až do roku 1993 jsou záchranné padáky instalovány pouze do ultralehkých a experimentálních letadel, v roce 1993 dostala společnost povolení od FAA k zástavbě záchranné soustavy do letadel Cessna 150 a 152. Zlomovým bodem v masovějším rozšíření záchranných padáků byl rok 1994, kdy společnost zahájila spolupráci s výrobcem letadel Cirrus a záchranné padáky se začaly standardně dodávat do modelů Cirrus SR20 a SR22. V roce 2002 byla hotová certifikace pro Cessna 172 a v roce 2004 pro Cessna 182 Skylane. V této době již létalo 1500 letounů Cirrus se standardně instalovaným záchranným padákem. V roce 2007 měla společnost na kontě už více než 25 tisíc prodaných záchranných padáků, z toho více jak 3 tisíce do certifikovaných letounů.

V tehdejším Československu byl vývoj záchranných padáků podobný jako ve světě a souvisel též se závěsným létáním a počátečním používáním upravených vojenských padáků. Rok 1984 je počátkem vzniku a výroby záchranných padáků

GRS – Galaxy Ballistic Systems. Společnost Galaxy High Technology, s.r.o. je světově druhým největším výrobcem záchranných padáků pro letadla.

3.2 STATISTIKA POUŽITÍ ZÁCHRANNÝCH PADÁKOVÝCH SOUSTAV

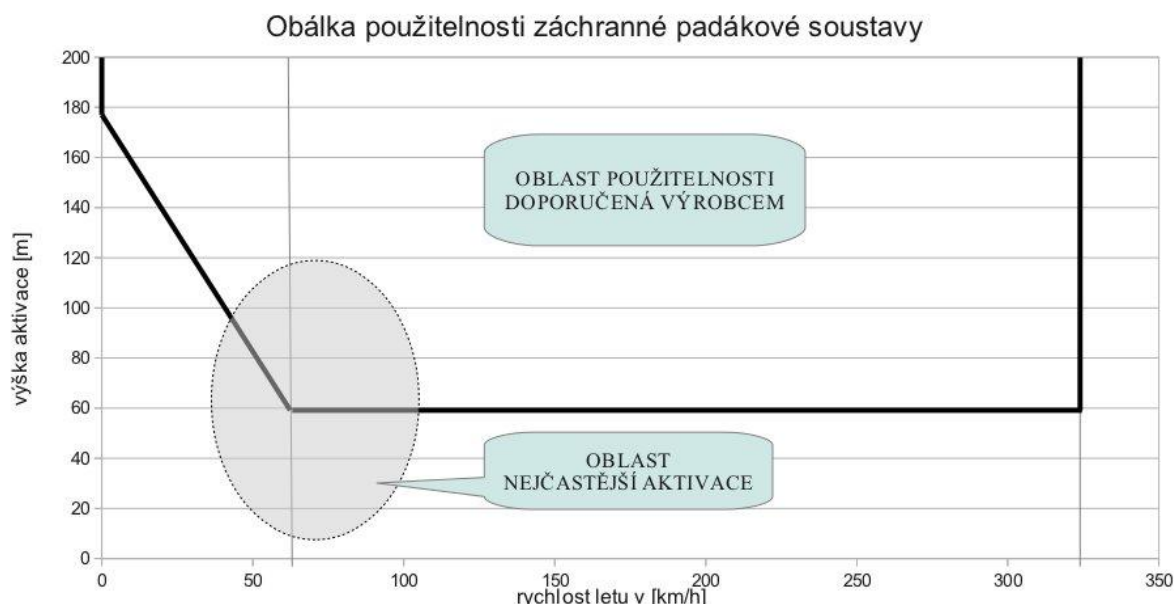
Pro statistiku byla použita dostupná data největšího světového výrobce padákových záchranných soustav, společnosti Ballistic Recovery Systems, Inc., která má na kontě 324 zachráněných osob (13. 4. 2015). Z celkového souboru dat, byly vyřazeny zkušební aktivace a aktivace s neúplnými údaji, čímž byl soubor zredukován na 129 aktivací.



Obr. 3.1 Statistika krizových situací pro aktivaci záchranné soustavy

Z uvedeného Obr. 7.1 vyplývá, že majoritními důvody pro použití záchranné padákové soustavy jsou: konstrukční selhání draku letounu 38,6 %, nezvládnutí pilotáže nebo chyba pilota 35 % a vysazení motoru nad terénem, nebo za podmínek, které neumožňují nouzové přistání 17,1 %.

Ve 4,3 % případů byly důvodem aktivace meteorologické jevy, které znemožňovaly bezpečné pokračování v letu. Po jednom případě pak důvodem byla zdravotní indispozice pilota, kolize ve vzduchu s jiným letounem a nezvládnutí přistání.



Obr. 3.2 Obálka použitelnosti záchranné padákové soustavy

Ze sledovaných 129 aktivací záchranné soustavy bylo 57 % provedeno ve výšce pod 100 m nad terénem.

Plných 34 % dokonce ve výšce pod 50 m nad terénem. Což je pod všemi výrobci vypočítanou, doporučovanou minimální výškou použití, která začíná cca od 60 m nad terénem, ovšem za „ideálních“ podmínek - při vodorovném letu dopřednou rychlostí a více.

3.3 KONSTRUKCE PADÁKOVÝCH ZÁCHRANNÝCH SOUSTAV

Pro příklad jsou popsány nejběžnější záchranné soustavy pro ultralehké letouny, tzn. pro maximální zatížení do cca 500kg maximální vzletové hmotnosti.

Složení záchranných soustav lze z hlediska hlavního funkčního poslání jejich částí rozdělit následovně:

- prostředky vytvářející aerodynamický odpor
- prostředky sloužící k přenosu sil do konstrukce letounu
- prostředky uložení a obalu
- prostředky sloužící k aktivaci záchranné soustavy

3.3.1 Prostředky vytvářející aerodynamický odpor

Na vytváření aerodynamického odporu se podílí kromě vrchlíku padáku i nosné šňůry vrchlíku a kotevní popruh. Není to však z hlediska rozdělení jejich hlavní poslání.

Vrchlíky bez slideru se používají pouze pro motorová rogalá, motorové paraglidy, případně pomalu létající letadla. Pro vyšší letové rychlosti - od 140 km.h^{-1} je nutné použít vrchlík se sliderem, který snižuje dynamický ráz od otevírajícího se padáku, působící na posádku a konstrukci letadla.

Nosné šňůry vrchlíku, závěsná oka nosných padákových šňůr, spojovací popruh vrchlíku, kotevní popruhy a pevnostní připojovací třmeny viz Obr. 3.1.

A technical drawing of a medical device, likely a catheter or probe, with numbered components 1 through 12. The device consists of a main body (1) with a textured, segmented surface. A control handle (2) is attached to the side, featuring a trigger mechanism (3) and a series of vertical markings (4). A coiled cable (5) connects the handle to the main body. A flexible tube (6) extends from the main body, passing through a series of loops (7) and ending in a nozzle (12). A separate tube (8) is also connected to the main body. A small component (9) is located near the handle. A large arrow (10) points to the left, indicating the direction of flow or movement. A small component (11) is located near the nozzle.

1. Kontejner vrchlíku
2. Kotevní popruh
3. Pevnostní připojovací třmen
4. Kontejner soustavy
5. Závěsná oka nosných šňůr
6. Nosné šňůry vrchlíku
7. Pružicí kroužky
8. Spojovací popruh vrchlíku
9. Těsnění kotevního popruhu
10. Závěs rakety a kontejneru
11. Spojovací popruh rakety
12. Raketa

3.3.3 Prostředky uložení a obalu

Kontejner soustavy, držák kontejneru, víko kontejneru, krytka raketnice, kontejner vrchlíku.

Téměř každý výrobce dodává záchranné soustavy ve více modifikacích, a to v pevném kovovém provedení kontejneru soustavy, laminátovém krabicovém provedení, nebo látkovém tzv. softpack. Volba provedení záleží zejména na možnostech instalace soustavy dle typu letadla. Pro vnější instalace, kdy je záchranná soustava vystavena povětrnostním vlivům, se používají výhradně pevné kontejnery. Jedná se o zástavby do motorových rogal, paragliderů, vírníků a všude tam, kde konstrukce letadla nedovolí instalaci do trupu nebo chráněné schránky. Do trupu mohou být instalovány všechny typy soustav, jak pevné, tak softpack, záleží na každém individuálním případě, kterou verzi zvolit.

Raketnice je buď pevnou součástí kontejneru soustavy, nebo se umísťuje samostatně, a to jak v pevném, tak softpack provedení. Toto provedení má výhodu v možnosti lepšího nastavení směru výstřelu rakety nezávisle umístění kontejneru soustavy.

3.3.4 Prostředky sloužící k aktivaci záchranné soustavy

Aktivační rukojeť, provozní pojistka, ovládací lanko v bowdenu, úderníky, zápalníky, raketnice, raketový motor.

K aktivaci záchranné soustavy slouží rukojeť umístěná v dosahu pilota a nejlépe i ostatních členů posádky. Ideálním místem je střed palubní desky, středová konzole, nebo strop kokpitu. Rukojeť je zajištěná kvůli nechtěné aktivaci na zemi provozní pojistkou, která se snímá před vzletem. Vlastní aktivaci raketového motoru obstarává úderník zapalující dva zápalníky a spouštějící hoření náplně raketového motoru.

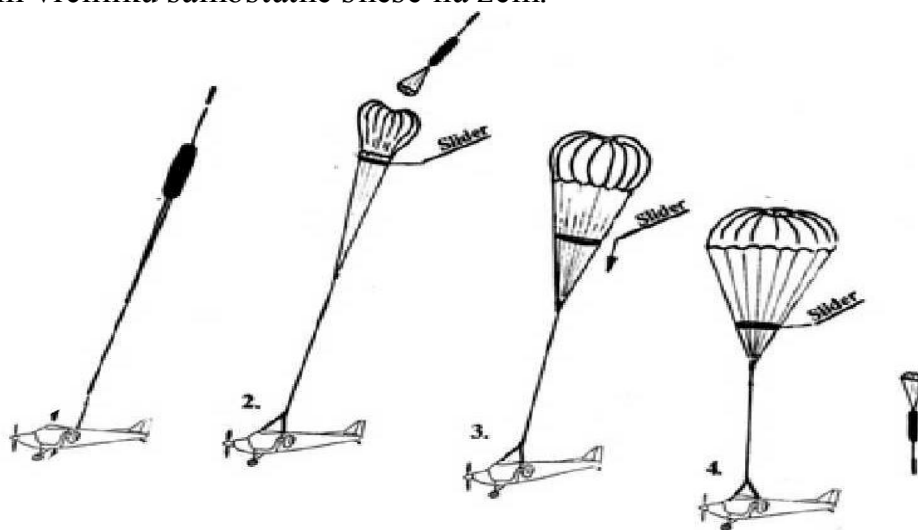
Konstrukce raketnice, rakety i vlastního raketového motoru se liší podle výrobce, používají se dva způsoby provedení. Buď je raketa umístěna v polo uzavřené raketnici a při začátku hoření raketového motoru vytváří hořící plyny tlak na dno raketnice a tím přispívají k rychlejší akceleraci rakety. Nevýhodou této konstrukce je zpětný ráz, který vzniká při odpálení, a na který musí být patřičně dimenzováno uchycení raketnice. Druhou možností je průběžná raketnice, kdy jsou hořící plyny odváděny zadní částí raketnice. Při tomto řešení nevzniká zpětný ráz do konstrukce. Volba druhu raketnice však nemá na rychlost otevírání záchranné soustavy téměř žádný vliv.

Raketové motory se používají výhradně na tuhé palivo. Doba hoření raketových motorů se pohybuje od 0,6 do cca 1,3 s. Během této doby musí raketa s rezervou výkonu zajistit plné vytažení všech částí padáku - spojovacího popruhu, nosných šňůr a vrchlíku padáku. Pracovní dráha rakety pak bývá kolem dvaceti metrů.

3.4 OTEVÍRACÍ PROCES ZÁCHRANNÉ PADÁKOVÉ SOUSTAVY

Celý proces začíná rozhodnutím pro aktivaci záchranného padáku. Vlastní spuštění se realizuje zatažením za aktivační rukojeť v kokpitu. Rukojeť je spojena ocelovým lankem, vedeným v bowdenu s pružinou a úderníkem. Rukojeť má zpravidla několik centimetrů volný chod, poté začne síla narůstat v závislosti na stlačování pružiny úderníku. Jakmile dosáhne stlačení pružiny krajní polohy, dojde k jejímu uvolnění a vymrštění úderníku vůči zápalníkům a ty aktivují hoření motoru rakety.

Raketa opouští raketnici a za spojovací popruh (popruhy) rakety odjišťuje víko pevného kontejneru soustavy, nebo rozepíná softpack kontejner a vytahuje kontejner vrchlíku. Po vytažení nosných šňůr vrchlíku a spojovacího popruhu vrchlíku na maximum dochází ke svlečení kontejneru vrchlíku a natažení vlastního vrchlíku padáku. Ten se již současně začíná plnit proudem vzduchu až do jeho kompletního naplnění. Raketa s kontejnerem vrchlíku bývá v místě pólového otvoru vrchlíku spojena trhací šňůrou. Po jejím přetržení pokračuje raketa s kontejnerem vrchlíku dále, než dojde k vyhoření paliva. Oddělením kontejneru vrchlíku dojde též k otevření malého stabilizačního padáčku, na kterém se následně vyhořelá raketa s kontejnerem vrchlíku samostatně snese na zem.



Obr. 3.4 Otevírací proces záchranné soustavy, zdroj [23]

3.5 SITUACE VHODNÉ PRO POUŽITÍ ZÁCHRANNÉ PADÁKOVÉ SOUSTAVY

Obecně lze konstatovat, že pokud se pilot během vzletu, letu nebo přistání dostane do krizové situace, o jejímž zvládnutí má sebemenší pochybnosti a která by mohla mít fatální následky, je vždy lepší aktivovat záchrannou padákovou soustavu.

Krizové situace:

- vysazení motoru
 - nad nepřehledným terénem, znemožňujícím nouzové přistání
 - v noci, nebo za špatných meteorologických podmínek a snížené viditelnosti, znemožňujících nouzové přistání
- ztráta kontroly nad letadlem
 - vlivem konstrukčního selhání letadla
 - vlivem nezvládnutí pilotáže, nebo chyby pilota
 - vlivem meteorologických jevů
 - vlivem zdravotních problémů pilota
 - vlivem kolize ve vzduchu
- použití PZS ve smyslu brzdícího padáku.

4 ŘÍZENÍ OTEVÍRÁNÍ KRUHOVÉHO PADÁKU POMOCÍ SLIDERU

Od otevírání padáku se odvíjí většina parametrů pro návrh vrchlíku. Správné naladění rychlosti plnění vrchlíku vzduchem při velkém rozsahu aktivčních rychlostí je největším problémem záchranných padákových soustav pro letadla.

Definice problému:

Jak vhodně zajistit takové silové působení padákové záchranné soustavy na letadlo, které v problémové situaci zabezpečí **současně**:

- co nejrychlejší otevření vrchlíku padáku
- nepřekročení maximální hodnoty přetížení dané odolností padáku, nebo konstrukcí letadla.

Řešení problému:

Zajistit, aby velikost odporové plochy plnicího se vrchlíku, byla nepřímo úměrně, automaticky řízena v závislosti na rychlosti soustavy. A to s podmínkou nepřekročení povoleného násobku přetížení.

Ideální vrchlík padáku je takový, který se otevírá se stejným (námi požadovaným) dynamickým rázem jak při nízkých, tak i při vysokých rychlostech aktivace. Limitní velikost dynamického rázu je dána menší z hodnot pevnosti padáku, nebo únosnosti konstrukce letadla.

4.1 PROCES PLNĚNÍ VRCHLÍKU KRUHOVÉHO PADÁKU SE SLIDEREM

V počáteční fázi, kdy je vrchlík natažen a začíná do něj vstupním hrdlem proudit vzduch, slider ovlivňuje velikost tohoto otvoru a tím rychlost proudění vzduchu do vrchlíku. Na dalších fázích, kterými jsou horizontální rozvoj obemknutého vzduchu o vyšším tlaku a dále pak vertikální postup, se slider podílí pouze mírně, a to zajištěním stejně velkého plnicího hrdla. Hlavní funkce slideru nastává v okamžiku, kdy se obemknutý vzduch vrchlíkem začne blížit dolů k vstupnímu hrdlu a snaží se ho rozevřít. V tomto okamžiku působí slider, který je vlastní odporovou silou stále držen v místě napojení nosných šňůr na vrchlík, jako brzda rychlého roztažení hrdla vrchlíku. Dalším plněním vrchlíku a klesáním rychlosti pádu dojde k překonání síly slideru. Začne se zvětšovat vstupní hrdlo a vrchlík se stále plní ovlivňován sliderem, který se pohybuje po nosných šňůrách směrem dolů. Slider tedy zejména zabraňuje příliš rychlému rozevření vstupního hrdla vrchlíku, které má za následek velký dynamický ráz při otevírání. Zároveň díky pomalejšímu plnění vrchlíku v závěrečné fázi nedochází k jeho tak výraznému přeplnění a tím pulzování.

5 DĚLITELNÝ SLIDER

Každý vrchlík padáku je plně otevřen až tehdy, když se mu podaří pojmout určitý objem vzduchu daný jeho konstrukcí. Tomu odpovídá vzdálenost, kterou musí vrchlík vzduchem urazit. Nejkratší vzdálenost, a tím tedy nejrychlejší naplnění vzduchem, mají vrchlíky bez systému řízení otevírání. Proto vznikla snaha vyvinout takové řešení, které by se pokud možno co nejvíce přiblížilo vrchlíkům bez systému řízení otevírání a tím i fyzikální hranici rychlosti jejich otevření, ale současně aby zůstala zachována funkčnost záchranné soustavy v rychlostech vysokých.

Ideální variantou by tedy bylo v nízkých rychlostech použít vrchlík bez slideru, ve vyšších rychlostech pak vrchlík s řízením otevírání pomocí slideru. Z této úvahy vznikl nápad zkonstruovat dělitelný padákový slider, který by za vyšších rychlostí fungoval stávajícím ověřeným způsobem, ovšem při aktivaci záchranné soustavy při nižších rychlostech by se během otevírání padáku rozdělil a dál tak neomezoval rychlost plnění vrchlíku vzduchem.

5.1 KONSTRUKCE DĚLITELNÉHO SLIDERU

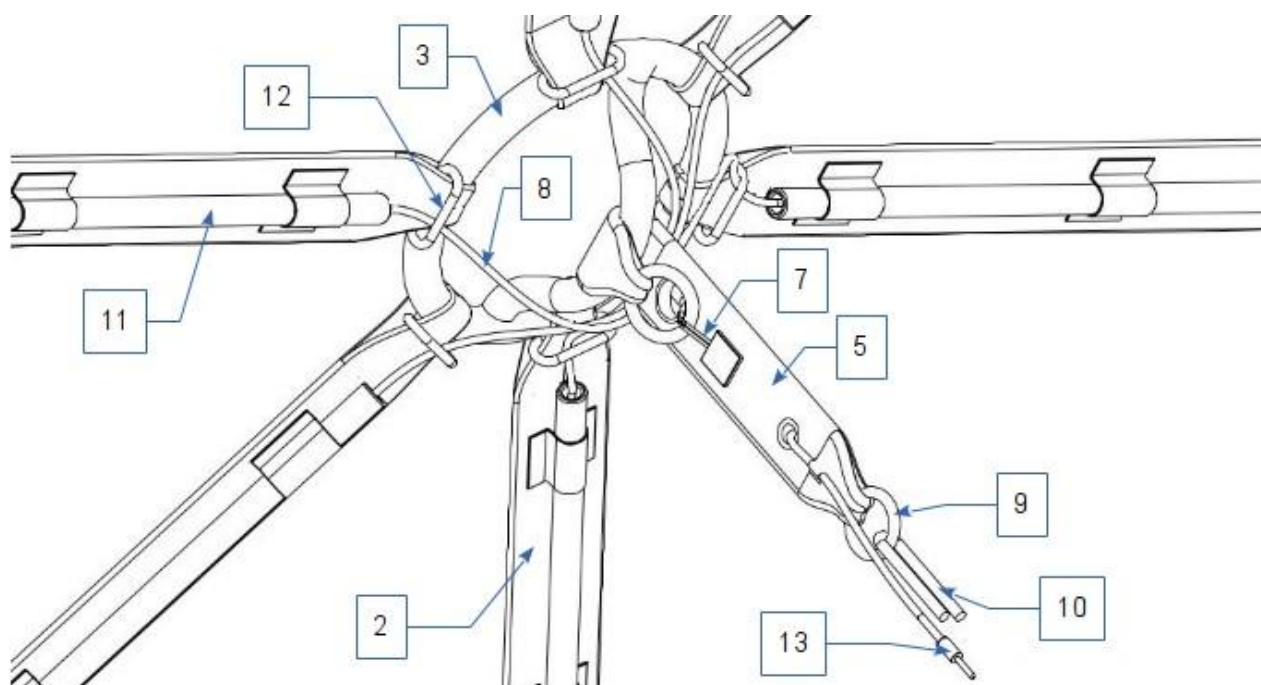
Do návrhu konstrukce dělitelného slideru se hned od počátku promítly nás ledující dva hlavní požadavky:

- co nejjednodušší konstrukční řešení
- možnost implementace do stávajících záchranných soustav s potřebou minimálních změn.

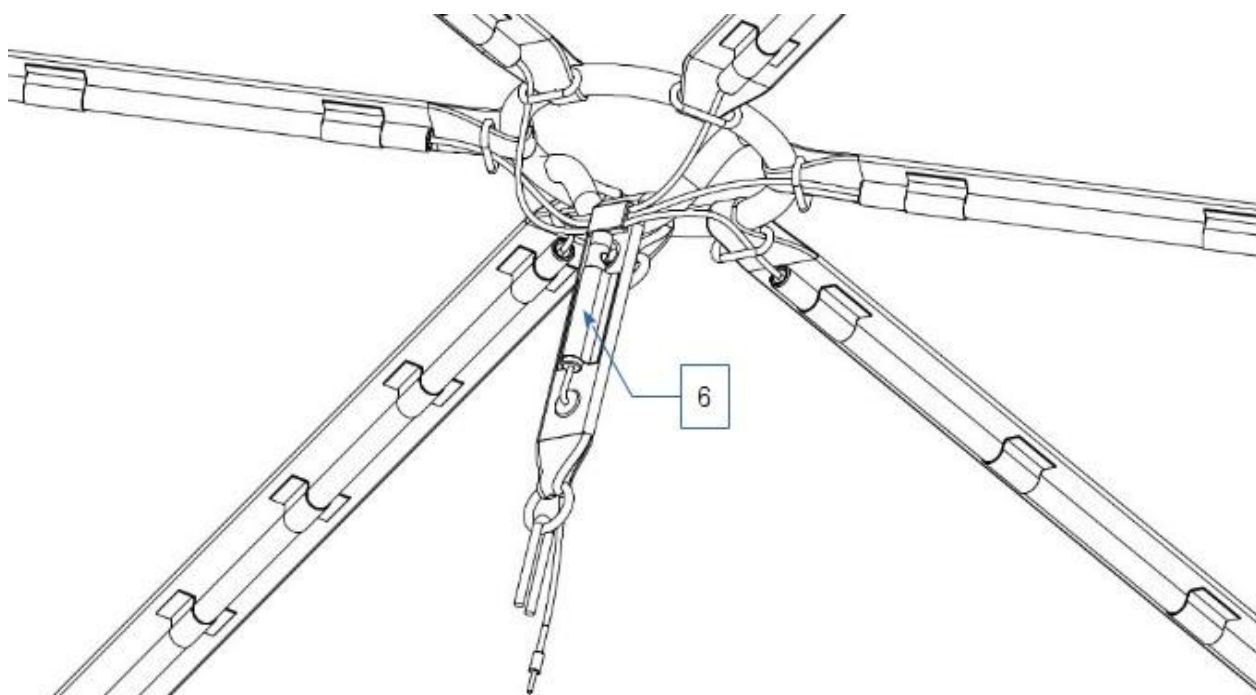
Dle těchto požadavků byl při navrhování brán ohled na co největší podobnost se stávajícími padákovými slidery záchranných soustav, aby bylo možno v případě použití dělitelného slideru tento pouze zaměnit za původní nedělitelný bez výraznějšího vlivu na otevírací charakteristiky daného padáku.

Z hlediska požadavku na maximální jednoduchost bylo v první variantě konstrukce slideru uvažováno, že pyrotechnický sekač se bude aktivovat pro případ pomalého - sliderem řízeného otevření vrchlíku. V případě, že nastanou podmínky pro rychlé otevření padáku, pyrotechnický sekač aktivován nebude. Po konstrukční stránce je tato varianta jednodušší, je zde ovšem vážná hrozba, že v případě aktivace záchranné soustavy při vysoké rychlosti a eventuálnímu selhání sekací soustavy dojde k rychlému otevření padáku a tím díky velkému dynamickému rázu k téměř jisté destrukci buď vrchlíku padáku, nebo konstrukce letadla v místech připojení padákové záchranné soustavy.

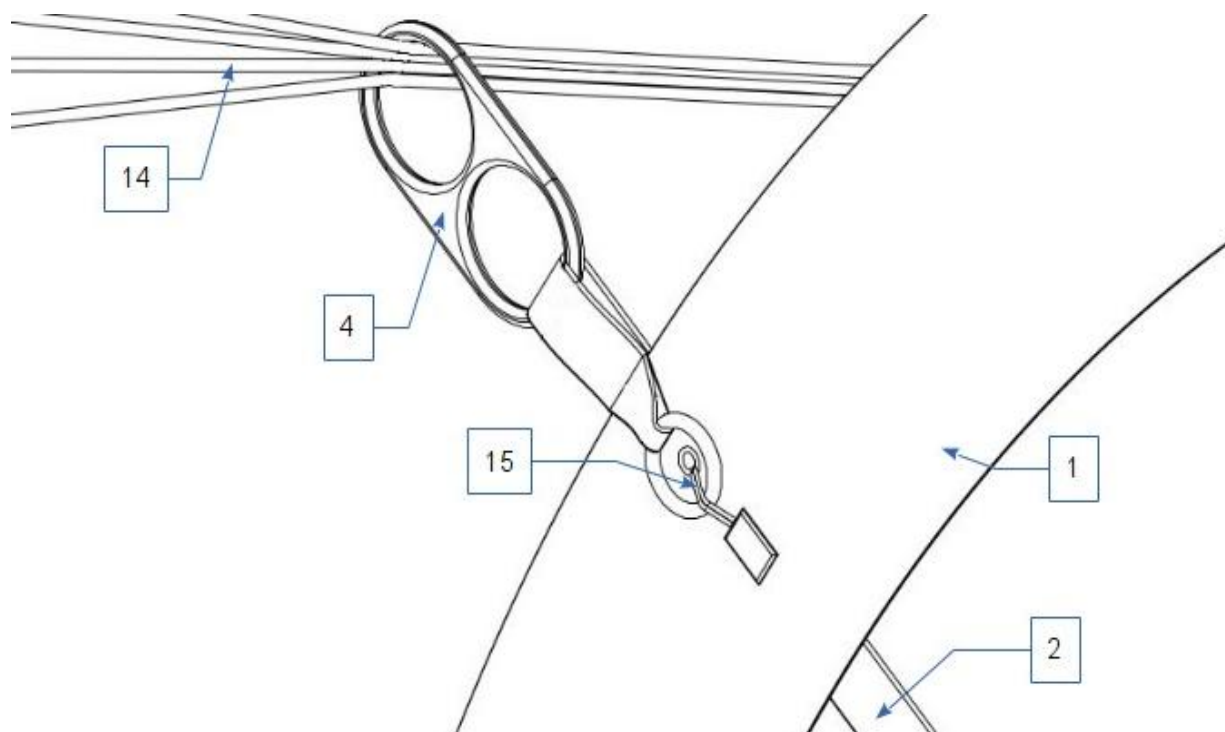
Proto byla zvolena konstrukčně složitější varianta, a to aktivovat pyrotechnický sekač v případě potřeby rychlého otevření padáku, tzn. bez slideru. Důvodem je fail safe metoda návrhu, která se týká zejména možnosti selhání řídicí jednotky a pyrotechnického sekače. Při tomto řešení se při selhání sekací soustavy vrchlík otevře vždy ve sliderem řízeném režimu, tzn. stejně jako dnes používané záchranné soustavy, a tedy bez ohrožení celkové funkčnosti.



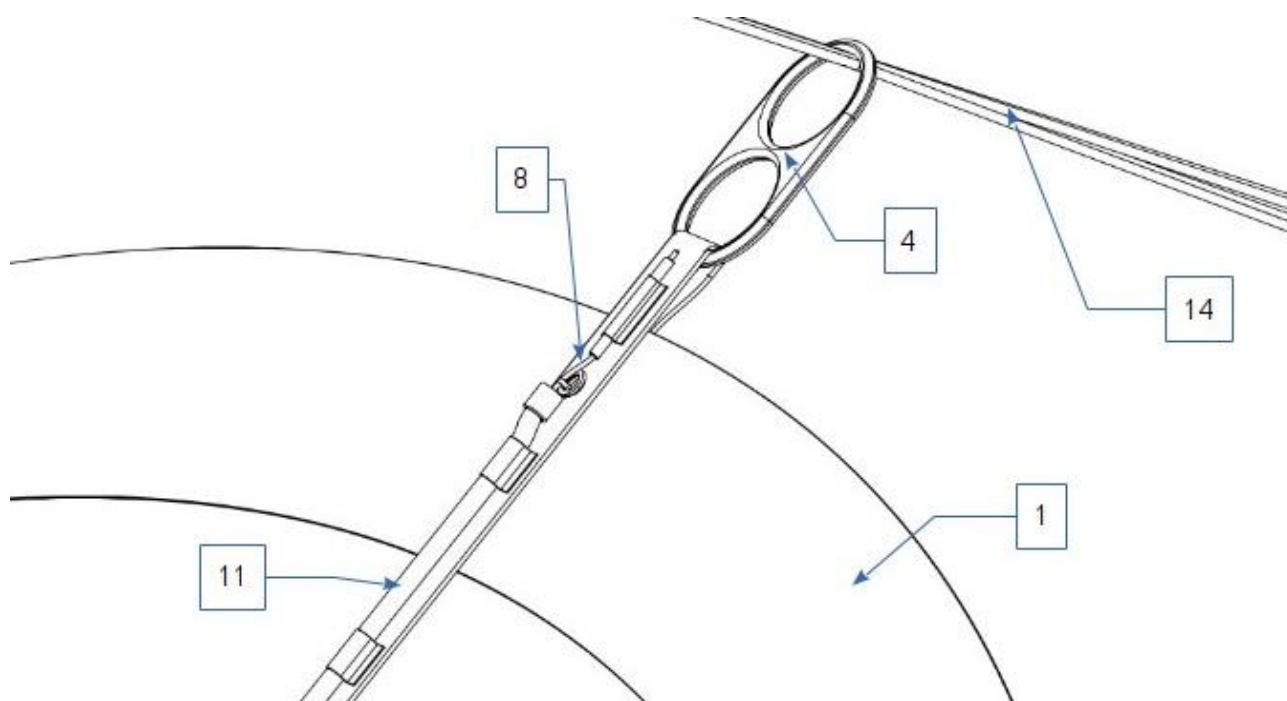
Obr. 5.1 Konstrukce centrální části dělitelného slideru



Obr. 5.2 Konstrukce centrální části dělitelného slideru



Obr. 5.3 Konstrukce mechanismu dělení po obvodě prstence slideru



Obr. 5.4 Konstrukce mechanismu dělení po obvodě prstence slideru

Konstrukce slideru určující jeho tvar a vytvářející aerodynamický odpor

Hlavním prostředkem vytvářejícím aerodynamický odpor je kruhový prstenec (1), který je vyroben buď z padákové tkaniny, nebo propustné síťoviny. K němu je našito 6 popruhů (2) spojených ve středu slideru pomocí centrálního kování (3). Na konci každého popruhu jsou rozpojitelným dvoukroužkovým zařízením (15) připojeny průchodky (4) ve tvaru osmičky, kterými prochází nosné šňůry vrchlíku (14).

Zařízení pro dělení padákového slideru

Toto zařízení se skládá z centrálního volného konce (5), který je na jedné straně rozpojitelným dvoukroužkovým zařízením připojen k centrálnímu kování (3). Součástí dvoukroužkového zařízení je pyrotechnický sekač (6), který je přišit k centrálnímu volnému konci (5) a rozpojitelným konektorem (13) připojen k aktivací jednotce. Tímto sekačem prochází očko (7). Dále jsou k centrálnímu volnému konci připevněna ocelová lanka s teflonovým potahem (8). Na druhé straně je centrální volný konec opatřen „O“ kroužkem (9), přes který je spojen s kontejnerem vrchlíku pomocí trhací šňůry (10).

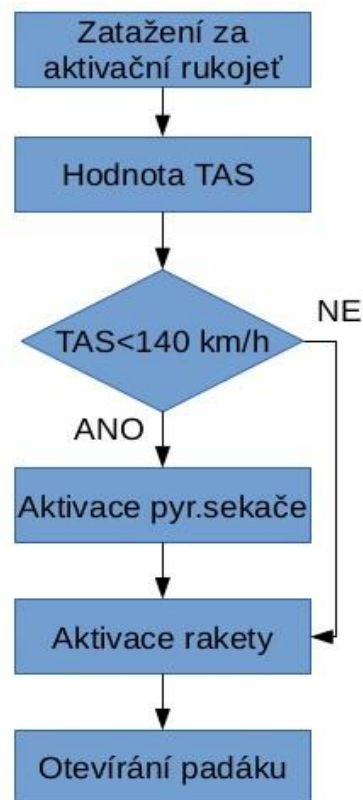
Na popruzích (2) jsou umístěny pomocné kroužky (12), jejichž funkce je v zabránění utržení bowdenu (11) z popruhu při vytahování ocelových lanek. Dále jsou na popruzích našity bowdeny (11), kterými jsou vedena ocelová lanka (8) k jednotlivým dvoukroužkovým zařízením (15) pro oddělení průchodek (4) po obvodě prstence slideru (1).

5.2 MECHANIZMUS OTEVÍRÁNÍ PADÁKU VYBAVENÉHO DĚLITELNÝM SLIDEREM

Rozhodující veličinou pro volbu módu otevírání je aktuální rychlost letu v okamžiku aktivace záchranné soustavy. Elektronická jednotka záchranné soustavy je napojena na rychloměrnou soustavu letadla a z dynamického tlaku vyhodnocuje odpovídající rychlost letu. Není nutná zvláštní přesnost určení rychlosti, pouze v případě nutnosti velké polohové opravy u daného letadla je nutno toto brát v potaz.

V okamžiku aktivace záchranné soustavy, při zatažení za aktivací rukojeť, je odeslán signál do řídicí jednotky, která vyhodnotí naprogramovanou logikou, zda:

- dojde k aktivaci pyrotechnického sekače a padák se bude otevírat rychle
- nedojde k aktivaci pyrotechnického sekače a padák se bude otevírat pomalu ve sliderem řízeném režimu.



Obr. 5.5 Mechanismus otevření

5.2.1 Otevření padáku, při kterém se slider rozdělí

Po zatažení za aktivační rukojeť (18) řídící jednotka (19) vyhodnotí, že rychlost letu je nižší, než 140 km.h^{-1} , tudíž spustí pyrotechnický sekač (6), který přeseke očko (7) centrálního volného konce slideru (5), který je připojen k centrálnímu kování (3) a kontejneru vrchlíku (16). Téměř současně je aktivována raketa (17), která začne vytahovat kontejner (16) s vrchlíkem padáku a rozpojuje se konektor pyrotechnického sekače (13).

V okamžiku plného natažení nosných šňůr (14) je otevřen kontejner vrchlíku (16) a začíná se z něj vytahovat vrchlík padáku. Jelikož je centrální volný konec (5) spojen s kontejnerem vrchlíku (16) trhací šňůrkou (10) a díky aktivaci pyrotechnického sekače (6) již není centrální volný konec (5) spojen s centrálním kováním (3), nebude přetržena trhací šňůrka (10) a dojde k vytažení lanek (8) z bowdenů (11), a tím k odpojení krajních průchodek (4). Slider jako takový volně odpadne.

Na nosných šňůrách vrchlíku (14) zůstávají pouze průchodky (4), které během plnění vrchlíku sjedou po nosných šňůrách dolů k napojení nosných šňůr. Vrchlík je tedy dále vytahován z kontejneru (16) a plní se vzduchem bez toho, aby byl sliderem omezován. Kontejner vrchlíku (16) s centrálním volným koncem (5) a lanky (8) pokračuje dál, dokud nevyhoří raketě palivo.

5.2.2 Otevření padáku, při kterém se slider nerozdělí

Po zatažení za aktivační rukojeť (18) řídící jednotka (19) vyhodnotí, že rychlost letu je vyšší než 140 km.h^{-1} , tudíž nespustí pyrotechnický sekač (6), který nepřeseke očko (7) centrálního volného konce slideru (5), který je připojen k centrálnímu kování (3) a kontejneru vrchlíku (16). Téměř současně je aktivována raketa (17), která začne vytahovat kontejner (16) s vrchlíkem padáku a rozpojuje se konektor pyrotechnického sekače (13). V okamžiku plného natažení nosných šňůr (14) je otevřen kontejner vrchlíku (16) a začíná se z něj vytahovat vrchlík padáku. Jelikož pyrotechnický sekač (6) nespustil, zůstává centrální volný konec (5) spojen s centrálním kováním (3) a dochází k přetržení trhací šňůrky (10), která spojuje kontejner vrchlíku (16) s volným koncem slideru (5). Slider tedy zůstává na svém místě a během otevírání vrchlíku brzdí svým pohybem jeho rychlé plnění vzduchem. Kontejner vrchlíku (16) pokračuje dál, dokud nevyhoří raketě palivo.

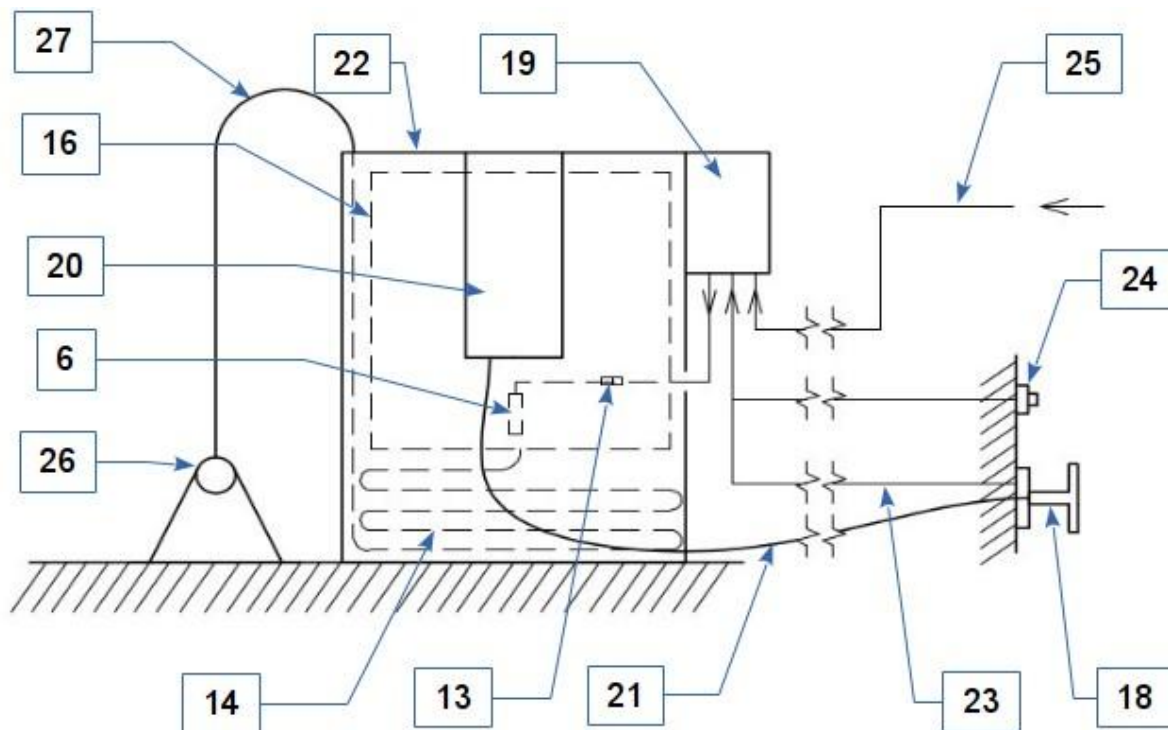
5.3 KONSTRUKCE ZÁCHRANNÉ SOUSTAVY S DĚLITELNÝM SLIDEREM

Na Obr. 5.6 je schematicky znázorněna padáková záchranná soustava, jak by mohla být umístěna v letadle před aktivací. Záchranná soustava se tedy skládá z kontejneru záchranné soustavy (22), ve kterém jsou složeny nosné šňůry padáku (14) a uložen kontejner vrchlíku (16). Na kontejner záchranné soustavy (22) je připevněna raketnice (20) a řídící jednotka pyrotechnického sekače (19). Raketnice i řídící

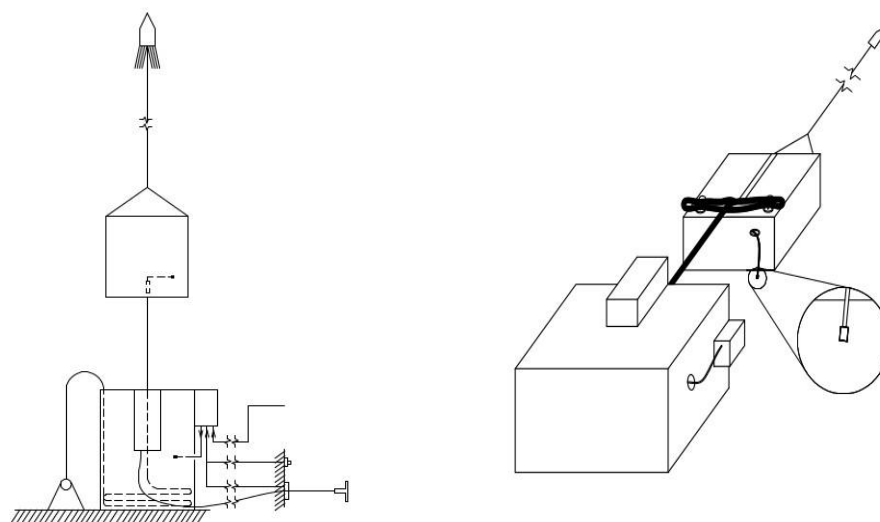
jednotka nemusí být součástí kontejneru záchranné soustavy. Padák je pomocí spojovacího popruhu (27) schematicky upevněn v kotevním bodě (26).

K aktivaci záchranné soustavy slouží aktivační rukojeť (18), která je jednak mechanicky spojena pomocí ocelového lanka vedeného v bowdenu (21) s raketnicí a též elektricky spojena s řídicí jednotkou pyrotechnického sekače (19). Řídicí jednotka (19) na základě vstupních dat z tlakového čidla rychloměrné soustavy letadla (25) a na pokyn vstupu (23) nebo (24) spouští/nespouští pyrotechnický sekač (6) připojený přes rozpojitelný konektor (13).

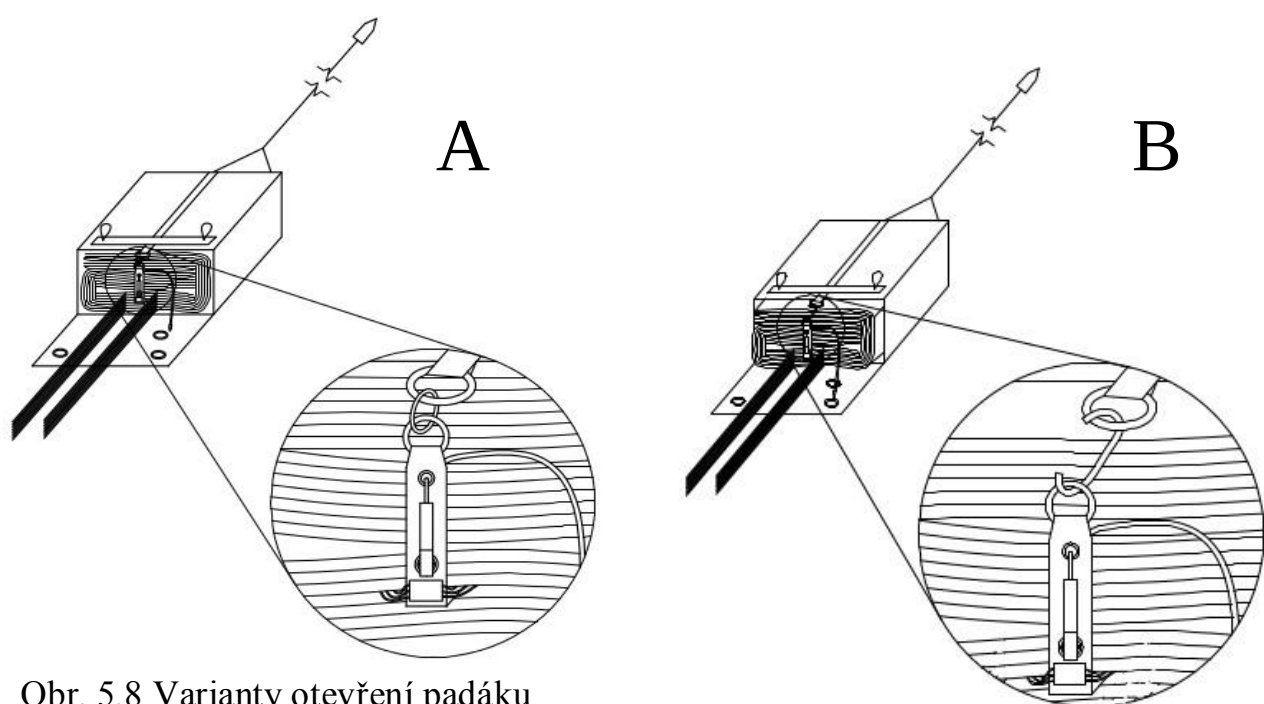
Manuální aktivace pyrotechnického sekače pomocí tlačítka (24) je u záchranných padákových soustav spíše nepravděpodobná, ovšem možná.



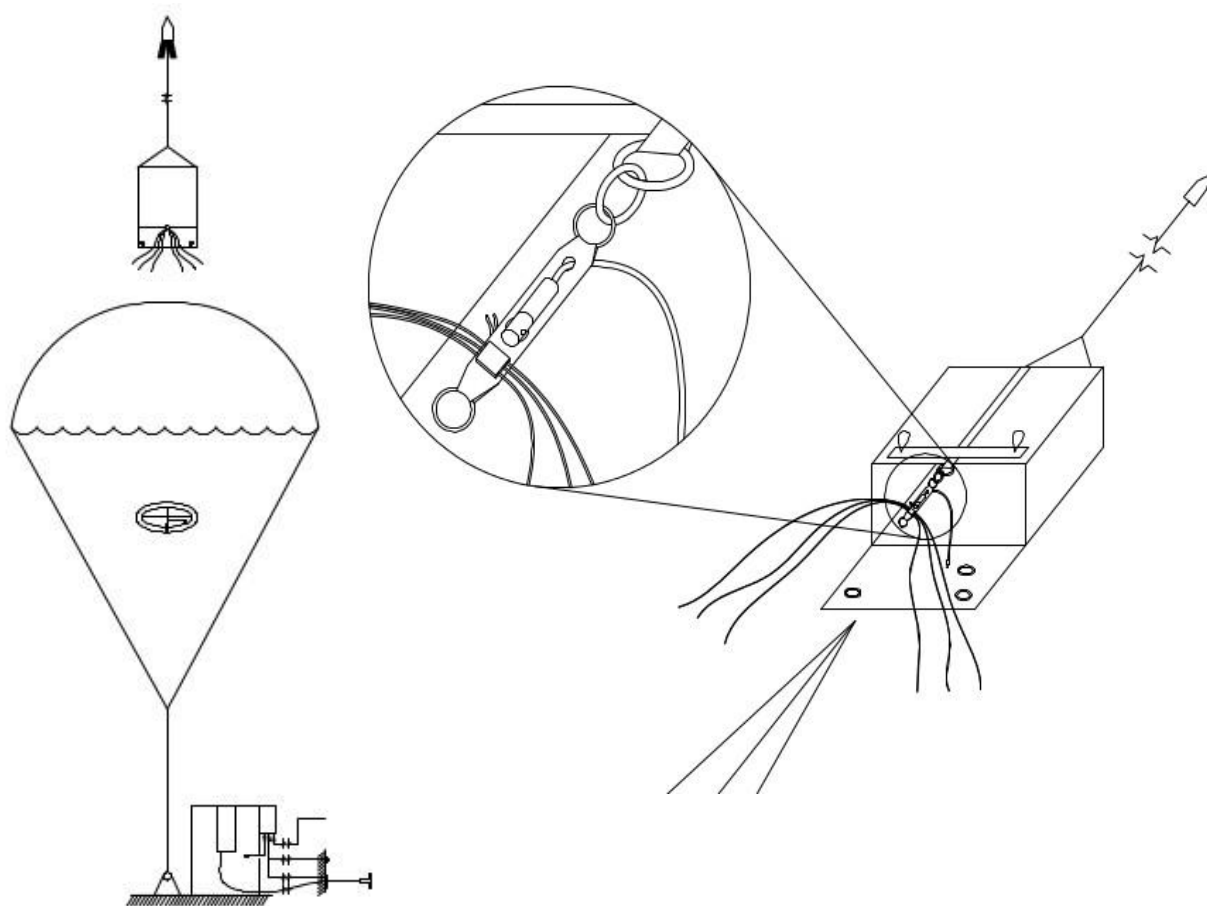
Obr. 5.6 Schéma padákové záchranné soustavy



Obr. 5.7 Padáková záchranná soustava krátce po aktivaci



Obr. 5.8 Varianty otevření padáku



Obr. 5.9 Otevření padáku, při kterém se slider rozdělil

6 VÝPOČETNÍ NÁVRH KRUHOVÉHO VRCHLÍKU PRO PADÁKOVOU ZÁCHRANNOU SOUSTAVU

Výpočet je zaměřen na určení hlavních parametrů otevírání kruhových padáků, a to na určení času otevření a maximální otevírací síly.

Výpočetní návrh je založen na Pflanz - Ludtkeho metodě ve vodorovném směru otevírání. Při procesu plnění vrchlíku padáku je hmota vzduchu, kterou vrchlík pojme rovna rozdílu hmoty vzduchu vstupujícího do vrchlíku hrdlem a hmoty prostupující skrz vrchlík vlivem propustnosti tkaniny, výřezů, klapků, atd. Rychlost vstupujícího vzduchu s plněním se vrchlíkem klesá díky zpomalování soustavy a zvyšování tlaku uvnitř vrchlíku. Naopak vyšší tlak uvnitř vrchlíku zvyšuje objem vzduchu prostupujícího skrz tkaninu vrchlíku.

$$\rho \frac{d\Theta_g}{dt} = \rho V A_M - \rho P A_S \quad (6.1)$$

Kde Θ_g je objem pojmutého vzduchu vrchlíkem, A_M je plocha vstupního hrdla, A_S je tlaková plocha vrchlíku, skrz kterou vzduch prostupuje, V je rychlost vstupujícího vzduchu a P je propustnost vrchlíku. Změnu hustoty vzduchu ρ lze během otevírání padáku zanedbat.

S pomocí v této metodě použitého zjednodušení byly znovu odvozeny explicitní výpočetní vztahy dle [30]. Zjednodušení spočívá v předpokladu otevírání padáku ve vodorovném směru (eliminace vlivu tíhového zrychlení), v předpokladu nulové počáteční plochy vrchlíku na začátku otevírání a v zjednodušení vztahu pro výpočet propustnosti tkaniny vrchlíku.

Následně byly pro metodu otevírání ve vodorovném směru odvozeny nové výpočetní vztahy bez použití výše uvedených zjednodušení, které je nutné řešit numericky (Mathcad).

Pro Mathcad byla též naprogramována iterační metoda výpočtu v obecném směru otevírání, která pro zvolený počáteční čas otevření vypočítává objem pojmutého vzduchu. Ten je následně porovnán s objemem pojmutého vzduchu zjištěného z geometrických charakteristik vrchlíku. Pokud si objemy nejsou s požadovanou přesností rovny, je přepočítán čas otevření a dochází k novému výpočtu. Výsledkem výpočtu je poté čas otevření padáku při kterém si jsou s požadovanou přesností rovny objemy vypočítané a geometrický.

Vypočítané hodnoty pomocí těchto metod byly porovnány s naměřenými hodnotami při shozových zkouškách modelu.

7 SHOZOVÉ ZKOUŠKY

Pro ověření funkčnosti konstrukce dělitelného slideru a zjištění průběhu otevírání padáku vybaveného tímto sliderem byly realizovány shozové zkoušky. Tyto zkoušky byly provedeny ve vojenské sušící věži, která se používá pro sušení padáků po seskocích za nepříznivých povětrnostních podmínek a po seskocích s přistáním na vodní plochu. Věž je ve správě 102. průzkumného praporu v Prostějově. Celková vnitřní výška věže je 15 m, maximální použitelná výška pro potřeby shozů je 13 m.

7.1 OVĚŘENÍ PLNĚNÍ VRCHLÍKU PADÁKU S DĚLITELNÝM SLIDEREM

Hlavním cílem těchto shozových zkoušek bylo zjištění mechanismu plnění vrchlíku padáku vzduchem při použití dělitelného slideru. Potřeba těchto zkoušek byla nutná z důvodu odlišné konstrukce dělitelného slideru od stávajících (nedělitelných) sliderů. Dělitelný slider se konstrukčně odlišuje tím, že bylo zvoleno sdružit vždy několik nosných šňůr do jedné průchodky. Vliv této konstrukční změny na plnění vrchlíku padáku vzduchem byl předmětem této části shozových zkoušek. Měření se skládalo z celkem deseti shozů. Pětkrát byl proveden shoz se sliderem, pětkrát bez slideru. Všechny shozy byly zaznamenány podvěšenou kamerou, boční kamerou na stativu a průběh zrychlení byl sledován jednoduchým akcelerometrem. Vyhodnocení zkoušek proběhlo rozborem videozáznamů z provedených měření otevírání padáku se sliderem.

Uvedeným rozborem bylo zjištěno, že sdružení více nosných šňůr do jedné průchodky slideru nemá vliv na symetrii plnění vrchlíku padáku vzduchem. Dělitelný slider v tomto konstrukčním uspořádání se z hlediska funkce vyrovná klasickým sliderům a může tedy být po patřičném rozměrovém nadimenzování použit jako náhrada za slider klasický.

Též bylo provedeno pět shozových zkoušek bez instalovaného slideru za účelem porovnání otevíracích časů metodou odečtu z videozáznamu.

Výsledný průměrný čas otevření padáku:

Čas otevření padáku se sliderem	$1,22 \pm 0,02$ s
Čas otevření padáku bez slideru	$0,82 \pm 0,02$ s

Tab. 7.1 Výsledné časy otevření padáku

7.2 OVĚŘENÍ FUNKČNOSTI DĚLENÍ SLIDERU

Hlavním cílem těchto shozových zkoušek bylo ověřit funkci dělení slideru při otevírání padáku zabaleného v kontejneru vrchlíku a též porovnat otevírací časy vrchlíku se sliderem a s rozděleným sliderem.

Měření se skládalo z celkem deseti shozů. Pětkrát byl proveden shoz zabaleného padáku se sliderem, pětkrát byl proveden shoz zabaleného padáku, při kterém se slider rozdělil. Všechny shozy byly zaznamenány podvěšenou kamerou, boční kamerou na stativu a průběh zrychlení byl sledován jednoduchým akcelerometrem. Padák byl balen obvyklým způsobem používaným u kulatých padáků.

Vyhodnocení zkoušek proběhlo rozborem videozáznamů a záznamů akcelerometru z provedených pěti měření otevírání padáku se sliderem a pěti shozových zkoušek otevírání padáku, při kterých se slider rozdělil.

Uvedeným rozborem byla ověřena bezproblémová funkčnost dělení slideru během otevírání padáku. Bylo zjištěno, že díky sdružení 4 nosných šňůr do průchodek slideru, které zůstávají po rozdělení na nosných šňůrách, dochází k podobnému mechanismu plnění vrchlíku padáku vzduchem, jako v případě že slider není rozdělen. Pouze díky rozdělení slideru dochází k rychlejšímu nárůstu odporové plochy vrchlíku padáku, a tím k rychlejšímu otevření.

Dále bylo zkouškami modelu pozorováno, že oddělené průchodky, kterými procházejí nosné šňůry padáku, nesjíždějí dolů tak rychle, jak bylo očekáváno. Krátce po plném nafouknutí vrchlíku padáku jsou ještě poměrně vysoko a stažením nosných šňůr snižují odporovou plochu vrchlíku. Změřením a porovnáním odporových ploch po plném nafouknutí padáku u vrchlíku bez slideru a vrchlíku s rozděleným sliderem byl zjištěn rozdíl mezi odporovými plochami 18 %. V případě tohoto modelu má zmenšení počáteční odporové plochy vrchlíku padáku příznivý vliv na jeho deformaci vlivem přeplnění vzduchem.

Výsledný průměrný čas otevření padáku:

Čas otevření padáku se sliderem	$0,99 \pm 0,04$ s
Čas otevření padáku s rozděleným sliderem	$0,75 \pm 0,07$ s

Tab. 7.2 Výsledné časy otevření zabaleného padáku

Z uvedené tabulky je zřejmé, že otevírání padáku se sliderem je o 0,24 s delší, než otevírání padáku při kterém se slider rozdělil.

8 ZÁVĚR

Hlavním přínosem doktorské práce je konstrukční řešení které rozšiřuje obálku použitelnosti záchranné soustavy v oblasti jejího statisticky nejčastějšího použití, tzn. v malých výškách a malých rychlostech letu (pádu).

Vymezení jednotlivých cílů:

1. zpracování výpočetního návrhu kruhového vrchlíku pro padákové záchranné soustavy lehkých sportovních letadel,
2. prověření možností řízení otevírání padáků použitelných u padákových záchranných soustav pro letadla,
3. návrh vrchlíku padáku a metody řízení jeho plnění pro použití na vyšším rozsahu rychlostí,
4. ověření vlastností na modelech při pozemních a shozových zkouškách.

Dosažení jednotlivých cílů

1. Výpočetní návrh je založen na Pflanz - Ludtkeho metodě ve vodorovném směru otevírání. S pomocí v této metodě použitého zjednodušení byly znovu odvozeny explicitní výpočetní vztahy. Následně byly pro tuto metodu odvozeny nové výpočetní vztahy bez použití zjednodušení a zpracovány pro numerické řešení v programu Mathcad. V software Mathcad byla též naprogramována iterační metoda výpočtu v obecném směru otevírání.
Vypočítané hodnoty pomocí těchto metod byly porovnány s naměřenými hodnotami při shozových zkouškách modelu.
2. V dizertační práci je uveden celkový přehled jednotlivých způsobů řízení otevírání kruhových vrchlíků, dále jejich výhody a nevýhody a diskutována případná možnost použití v záchranných soustavách pro letadla.
3. Na základě předchozího bodu byla vybrána metoda řízení otevírání padáku pomocí středové šňůry, pro jejíž ověření byly ušity dva modely kruhového vrchlíku o průměru 1,5 m a oba orientačně proměřeny při vlekačích zkouškách za automobilem. I přes nové pojetí konstrukce vrchlíku padáku a zlepšení jeho vlastností v oblasti stability nebylo dosaženo přesvědčivých výsledků a metoda řízení otevírání pomocí středové šňůry byla pro vrchlíky padákových záchranných soustav zavržena.
Po zavržení této metody byl změněn přístup ke konstrukci vrchlíku a byl vyvinut dělitelný slider. Dělitelný slider, jeho konstrukce a mechanismus dělení je inovativním prvkem jak u padákových záchranných soustav pro letadla, tak celkově v oblasti padáků. Proto byla dne 14. 8. 2014 na Úřadu průmyslového vlastnictví v Praze podána nová přihláška vynálezu s názvem „Zařízení pro regulaci rychlosti otevírání padáku“ pod číslem PV 2014-543.

4. Dva modely padáku byly ušity pro řízení pomocí středové šňůry a orientačně proměřeny při vlekových zkouškách za automobilem

Pro shozové zkoušky byl vyroben model dělitelného slideru a ušit nový model padáku. Zkoušky byly provedeny v 15 m vysoké sušící věži. Celkem bylo provedeno 20 měřených shozových zkoušek rozdělených do dvou sad podle účelu. První sada měla za úkol prověřit mechanismus plnění vrchlíku padáku vzduchem při použití dělitelného slideru a druhá sada prověřit mechanismus vlastního dělení slideru. Zkoušky byly úspěšné a ověřily předpokládané vlastnosti a funkčnost konstrukčního řešení.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] MÜLLER, W., *Parachutes for Aircraft*. National Advisory Committee for Aeronautics. Technical Memorandums. No. 450, October 28, 1927.
- [2] O'HARA, F., *Notes on the Opening Behavior and the Opening Forces of Parachutes*. Journal of the Royal Aeronautical Society. Vol. 53, 1949.
- [3] FRENCH, K.E., *Inflation of a Parachute*. AIAA Journal. Vol. 1. No. 11, 1963.
- [4] HEINRICH, H.G., NOREEN, R.A., *Analysis of Parachute Opening Dynamics with Supporting Wind-Tunnel Experiments*. Journal of Aircraft. Vol. 7. No. 4, 1970.
- [5] PAYNE, P.R., *A New Look at Parachute Opening Dynamics*. Aeronautical Journal, 1973.
- [6] IBRAHIM, S.K., *Potential Flowfield and Added Mass of the Idealized Hemispherical Parachute*. Journal of Aircraft. Vol. 4. No. 2, 1967.
- [7] EATON, J.A., *Added Fluid Mass and the Equations of Motion of a Parachute*. Aeronautical Quarterly. Vol. 34, 1983.
- [8] YAVUZ, T., *Determining and Accounting for a Parachute Virtual Mass*. Journal of Aircraft. Vol. 26. No. 5, 1989.
- [9] REDDY, K.R., *Unsteady Vortex Flow Past an Inflating, Decelerating Wedge*. Journal of Aircraft. Vol. 11. No. 7, 1974.
- [10] KLIMAS, P.C., *Inflating Parachute Canopy Differential Pressures*. Journal of Aircraft. Vol. 16. No. 12, 1979.
- [11] ROBERTS, B.W., *Aerodynamic Inflation of Shell Type, Parachute Structures*. Journal of Aircraft. Vol. 11. No. 7. July, 1974.
- [12] DESANTIS, G.C., *The Internal and External Flow Field Associated with Parachutes During Inflation*. U.S. Army Natick Lab. Technical Report, 1970.
- [13] KLIMAS, P.C., *Helium Bubble Survey of An Opening Parachute Flowfield*. Journal of Aircraft. Vol. 10. No. 9, 1973.
- [14] LINGARD, J.S., *The Aerodynamics of Parachutes During the Inflation Process*. Ph.D. thesis. Department of Aeronautical Engineering. University of Bristol, England, 1978.
- [15] DESABRAIS, K.J., *Velocity Field Measurements in the Near Wake of a Parachute Canopy*. Ph.D. thesis. Worcester Polytechnic Institute. England, 2002.
- [16] JONES, T.W, DOWNEY, J.M, LUNSFORD, Ch.B., *Experimental Methods Using Photogrammetric Techniques for Parachute Canopy Shape Measurements*. NASA Langley Research Center. Hampton VA, 2007.

- [17] HIGUCHI, H., BALLIGAND, H., and STRICKLAND, J.H., "*Numerical and Experimental Investigations of the Flow Over a Disk Undergoing Unsteady Motion*". Journal of Fluids and Structures. Vol. 10. No. 7, 1996.
- [18] LAMBERSON, D., HIGUCHI, H., and VAN ROOIJ, M., *Characteristics of Flow within Concave-nosed Bodies*. 15th CEAS/AIAA Aerodynamic Deceleration Systems Technology Conference. Toulouse. France, 1999.
- [19] KNACKE, T.W., *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Para Publishing, 1992.
- [20] POYNTER, D., F., *The parachute manual : A rechnical treatise on aerodynamic decelerators*. Santa Barbara. Para Publishing, 1991.
- [21] MADYEW, R.C.;PETERSON, C., W., *Design and Testing of High- Performance Parachutes*. Specialized Printing Services Limited. Loughton, 1991.
- [22] BRS [online]. 2015. BRS aviation. Dostupné z WWW
<http://www.brsparachutes.com/brs_aviation_home.aspx>.
- [23] GALAXY HIGH TECHNOLOGY [online]. 2015. Manuály. Dostupné z WWW
<<http://www.galaxysky.cz/manualy-s16-cz>>.
- [24] U.S.H [online]. 2015. Dostupné z WWW
<<http://www.ushrescue.com/>>.
- [25] STRATOS 07 [online]. 2015. Dostupné z WWW
<<http://www.stratos07.cz/>>.
- [26] ALPHA PARACHUTES. [online]. 2015 Dostupné z WWW
<<http://www.alphaparachute.com/eng/alpha.htm>>.
- [27] MVEN [online]. 2015. Dostupné z WWW
<<http://www.mven.ru/articles/17/20/20/33>>.
- [28] *Investigation of Stability of Parachutes and Development of Stable Parachutes from Fabric of Normal Porosity*. Count Zeppelin Research Institute Report No. 300, 1943.
- [29] LUDTKE, W. P., *A New Approach to the Determination of the Steady-State Inflated Shape and Included Volume of Several Parachute Types*. NOLTR 69-159, 1969.
- [30] LUDTKE, W. P., *A New Approach to the Determination of the Steady-State Inflated Shape and Included Volume of Several Parachute Types in 24-Gore and 30-Gore Configurations*. NOLTR 70-178, 1970.
- [31] PERSCHBACHER, T. , POTVIN, J., *The improved ideal parachute model and its*

application to the study of the inflation dynamics of slider-reefed ram-air and round parachutes. 15th CEAS/AIAA Aerodynamic Deceleration Systems Technology Conference. Toulouse. France, 1999.

- [32] POTVIN, J., PEEK, G., *Three-Stage Model for Slider-Reefed Parafoil Inflation.* 19th CEAS/AIAA Aerodynamic Deceleration Systems Technology Conference. Williamsburg. Virginia, 2007.
- [33] DOHERR, K., F., *Parachute Flight Dynamics and Trajectory Simulation.* Heinrich Parachute Systems Short Course. University of St. Louis, 2002.
- [34] ZS2, *Požadavky pro uznání způsobilosti záchranných systémů pro SLZ.* Předpis LAA ČR, 1998.
- [35] BUTLER PARACHUTE SYSTEMS GROUP, Inc. [online]. 2015.
Dostupné z WWW
<<http://www.butlerparachutes.com/>>.
- [36] SADECK, J., E., LEE, C., K., *Continuous Disreefing Method for Parachute Opening.* Journal of Aircraft. Vol. 46. No. 2, 2009.
- [37] LUDTKE, W. P., *Notes On A Parachute Opening Force Analysis Applied To A Vertical Toward-The-Earth Trajectory.* NSWC TR 87-96, 1987.

ABSTRAKT

Tato doktorská práce popisuje padákové záchranné systémy pro malá letadla a zaměřuje se na jejich funkčnost v krajních oblastech obálky použitelnosti, zejména v malých výškách a při malých rychlostech letu (pádu). K rozšíření obálky použitelnosti záchranného systému do této oblasti byl zkonstruován inovativní dělitelný slider kruhového padáku, který za vysokých rychlostí funguje klasickým způsobem, ovšem za nízkých rychlostí se při vytahování padáku z kontejneru vrchlíku rozdělí a neomezuje tak rychlost jeho otevření. Konstrukční řešení tohoto slideru je předmětem nové přihlášky vynálezu „Zařízení pro regulaci rychlosti otevírání padáku“, podané u Úřadu průmyslového vlastnictví v Praze, dne 14. 8. 2014 pod číslem PV 2014-543.

Doktorská práce dále obsahuje výpočetní princip otevírání kruhového padáku a konstrukční řešení dělitelného slideru. Pro ověření funkce dělitelného slideru byl vyroben model padáku a podroben sadě shozových zkoušek.

Hlavním přínosem doktorské práce je rozšíření obálky použitelnosti záchranné soustavy do oblasti jejího statisticky nejčastějšího použití, tzn. do malých výšek a malých rychlostí letu (pádu).

ABSTRACT

This PhD thesis describes parachute rescue systems for small planes and focuses on their functionality in the border areas of the flight envelope, especially at very low altitudes and low airspeeds of flight (fall). For extending the functionality of the rescue system in extreme areas of usability envelope, was founded an innovative dividable parachute slider, which works normally at high speed, but at the low airspeeds does not limit the opening time of the canopy. Structural design of this slider is the subject of a new patent application “Parachute opening speed regulation device”, filed with Industrial property Office in Prague on August 14, 2014 under number 2014-543 PV.

The PhD thesis further contains computational principle of circular parachute opening and the structural design. For verification of the dividable slider functionality, a parachute model has been constructed and subjected to a series of drop tests.

The main benefit of the PhD thesis is extending the usability of rescue system into its statistically most frequent use, i.e. into low altitudes and low airspeeds of flight (fall).