



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

TECHNICKÉ PROSTŘEDKY PRO ZÁCHRANU POSÁDEK LETADEL V NOUZI

TECHNICAL MEANS OF AIRCRAFT CREW RESCUE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Adam Zemánek

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jaroslav Bartoněk

BRNO 2023

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Adam Zemánek
Studijní program:	Základy strojního inženýrství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	Ing. Jaroslav Bartoněk
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 bakalářské práce:

Technické prostředky pro záchranu posádek letadel v nouzi

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Ačkoliv je opuštění letadel za letu zcela krajním řešením nouzových situací, byla mu v minulosti věnována velká pozornost. Jde o mimořádně náročný úkon, který je vlastními silami mnohdy neproveditelný i pro vycvičené jedince. Aby se zvýšila pravděpodobnost přežití posádek letadel v případě jinak neřešitelných situací, byly vyvinuty a vyzkoušeny velice různorodé prostředky, které mají tento úkon usnadnit. Student(ka) vypracuje rešerši, v níž shrme historii a současný stav těchto prostředků, a prokáže znalosti koncepčního návrhu mechanického systému iniciace záchranného prostředku.

Cíle bakalářské práce:

1. Vytvořit přehled technických prostředků, které umožňují či usnadňují opuštění letadel za letu. Nemusí se jednat jen o letadla s pevným křídlem.
2. Porovnat prostředky podle vybraných kritérií.
3. Koncepčně navrhnout mechanický systém iniciace záchranného vybavení letounu.
4. Provést pevnostní kontrolu tohoto systému.

Seznam doporučené literatury:

KNACKE, T. W. Parachute recovery systems: design manual. Santa Barbara, CA: Para Pub., 1992. ISBN 0-915516-85-3.

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

V Brně, dne

L. S.

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

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Cílem této práce je vytvořit přehled technických prostředků pro záchranu posádek letadel v nouzi, porovnat je ve svých kategoriích a zároveň vytvořit koncepční návrh mechanismu aktivace těchto prostředků. V přehledu prostředků je obsažena historie a současný stav záchranu posádek letadel za pomoci vystřelovacích sedadel a záchranných padákových systémů. Porovnání prostředků je provedeno v závislosti na oblasti použití a na jejich vlastnostech. Koncepční návrh mechanismu je navržen jako kladkový v souladu se stavebními předpisy CS-23 vydanými agenturou EASA. Výsledky této práce rozšíří čtenáři povědomí o moderních možnostech záchranu posádky letadel, zejména pak v civilní letecké dopravě. Vytvořený koncepční návrh splňuje požadavky dle stavebních předpisů CS-23, je schopen snášet předpokládané zatížení, což potvrzuje provedená pevnostní kontrola. Rozšíření do povědomí veřejnosti o možnosti záchranných systémů může ve výsledku znamenat i celkové zvýšení bezpečnosti v letecké dopravě.

KLÍČOVÁ SLOVA

Záchrana posádky, opuštění letadla, sedadlo, padák, katapult, záchranný systém

ABSTRACT

The aim of this thesis is to create an overview of technical means for rescuing aircrew in emergencies, to compare them within their categories, and also to create a conceptual design of the activation mechanism for these means. The overview of the means includes the history and current situation of aircrew rescue, using ejection seats and ballistic parachute systems. The comparison of the means is based on their area of application and their characteristics. The conceptual design of the mechanism is designed as a system of pulleys in accordance with the CS-23 regulations issued by the EASA agency. The results of the thesis can expand reader's knowledge of modern possibilities for aircrew rescue, particularly in general civil aviation. The developed conceptual mechanism complies with the CS-23 regulations, and it is capable of withstanding the assumed load. Which is confirmed by the conducted strength and stretch testing. Raising public awareness of the rescue systems may ultimately contribute to enhancing safety in aviation.

KEY WORDS

Aircrew rescue, aircraft abandonment, seat, parachute, catapult, rescue system

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ZEMÁNEK, Adam. *Technické prostředky pro záchranu posádek letadel v nouzi*. Brno, 2023. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/149177>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jaroslav Bartoněk.

PODĚKOVÁNÍ

Zde bych chtěl poděkovat především své rodině, svým blízkým přátelům a spolužákům, jenž mě doprovázeli a podporovali po čas studia na Vysokém učení technickém v Brně. Obzvláště bych chtěl poděkovat svému vedoucímu Ing. Jaroslavu Bartoňkovi za cenné rady, bezproblémovou spolupráci a vždy rychlou a cílenou zpětnou vazbu.

PROHLÁŠENÍ AUTORA O PŮVODNOSTI

Prohlašuji, že bakalářskou práci jsem vypracoval samostatně, pod odborným vedením Ing. Jaroslava Bartoňka. Současně prohlašuji, že všechny zdroje obrazových a textových informací, ze kterých jsem čerpal, jsou řádně citovány v seznamu použitých zdrojů.

.....

Podpis autora

OBSAH

1	Úvod.....	13
2	Historie záchrany posádek letadel.....	14
2.1	Německo během 2. světové války.....	14
2.2	Velká Británie po válce.....	14
2.3	Americké letectvo a námořnictvo po válce.....	15
2.4	Sedadla v Československu.....	16
2.4.1	Vystřelovací sedadla VS1-BRI.....	16
2.4.2	Vystřelovací sedadla VS-2/VS-20.....	17
2.5	Historický vývoj prostředků Martin-Baker.....	18
2.6	Historický vývoj prostředků McDonell-Douglas.....	22
2.7	Ostatní způsoby opuštění letadel používané v historii.....	23
2.7.1	Propadnutí sedadla směrem dolů.....	23
2.7.2	Úniková kapsle.....	23
2.7.3	Stanley Aircraft – Yankee.....	24
2.8	Záchrana posádek vesmírných prostředků.....	25
2.8.1	Spcae Shuttel Crew Escape System.....	25
2.8.2	Launch Escape Systém.....	26
2.8.3	Gemini Ejection Seat.....	27
3	Současná situace záchranných systémů posádek letadel.....	28
3.1	Problematika vystřelovacích sedadel.....	28
3.1.1	Obecná sekvence katapultáže.....	28
3.1.2	Typická sestava padáků vystřelovacího sedadla.....	31
3.2	Záchranný systém Martin-Baker Mk.16 US16E.....	32
3.3	Záchranný systém McDonell-Douglas ACES II.....	33
3.3.1	ACES 5.....	34
3.4	Problematika záchranných padákových systémů.....	35
3.4.1	Funkce záchranného padákového systému.....	35
3.4.2	Uložení ZPS.....	36
3.4.3	Upevnění kotevních lan padáku.....	37
3.4.4	Aktivace záchranného systému.....	38
3.4.5	Konfigurace a údržba.....	39
3.5	BRS Aerospace – Balistic Recorvery System.....	40
3.6	CAPS – Cirrus Airframe Parachute System.....	42
3.7	STRATOS 07 – Magnum parachute system.....	43

3.8	Galaxy GRS Parachute System	45
4	Porovnání prostředků dle vybraných kritérií.....	47
4.1	Porovnání vystřelovacích sedadel	47
4.1.1	Konstrukce a pohonné jednotky	47
4.1.2	Výstroj sedadel	48
4.1.3	Katapultáž sedadel.....	49
4.2	Porovnání záchranných padákových systémů: UL	50
4.2.1	Maximální provozní hmotnost a rychlost.....	50
4.2.2	Rozměry, váha, plocha vrchlíku ZPS	51
4.2.3	Čas naplnění padáku a minimální výška použití	51
4.3	Porovnání záchranných padákových systémů: Experimental	52
4.3.1	Maximální provozní hmotnost a rychlost.....	52
4.3.2	Rozměry, váha, plocha vrchlíku ZPS	52
4.3.3	Čas naplnění padáku a minimální výška použití	53
5	Koncepční návrh mechanického systému iniciace záchranného vybavení letounu	54
5.1	Schéma a popis koncepčního návrhu mechanismu	55
5.2	Popis zatížení v mechanismu a kritické místo	56
5.3	Návrh lana mechanismu	58
5.4	Volba šroubu uložení kladky.....	58
5.5	Volba rozměrů kladky a volba ložiska	60
5.6	Uložení mechanismu v letadle	61
5.7	Páka aktivace odpalovacího zařízení ZPS.....	62
5.8	Aktivační rukojeť	68
6	Závěr.....	70
7	Seznam použitých zdrojů	71
8	Seznam obrázků	75

1 Úvod

Bezpečnost v dopravě je stále velmi aktuální téma a také vždycky bude. Obzvláště pak v letecké dopravě, kde jsou na bezpečnost kladeny ještě větší nároky než kdekoliv jinde v dopravě. Při nouzových situacích, kdy dojde ke ztrátě kontroly letadla často nebývá možnost záchrany pilota, natož posádky dopravního prostředku. Dochází tak k tragickým nehodám větších či menších letadel. V taktickém i civilním letectvu po celém světě je zároveň výcvik nových pilotů dlouhodobá a finančně náročná záležitost. Již za období 2. světové války, kdy docházelo k velkým ztrátám a byla nouze o bojové piloty, se na záchraně pilotů při nouzových situacích za letu intenzivně pracovalo. Skutečně použitelné prostředky pro opuštění letadel se však dostaly na svět až po konci 2. světové války, zejména pak s příchodem proudových letadel. Prostředky záchrany pilotů taktického letectva formou katapultáže sedadla jsou používány dodnes, a není snad na světě stíhačka, která by vystřelovacím sedadlem nedisponovala.

Katapultáž je však pro běžné piloty v civilní dopravě nemožné absolvovat, a to kvůli velkému zatížení na tělo a pravděpodobnosti zranění, která při katapultáži hrozí. Spolu s tím je instalace desítek vystřelovacích sedadel do dopravního letadla absurdní kvůli složitosti, údržbě a nárůstu hmotnosti letadla. V posledních cca 30 letech se objevilo řešení záchrany posádky lehkých a ultralehkých letadel na principu záchraného padákového systému. Záchrané padákové systémy jsou velmi efektivním způsobem záchrany, bohužel je tento způsob výrazně omezen hmotností letadla a jeho rychlostí. Postupně je však instalován do většiny UL letadel a má vynikající výsledky.

Účelem vypracování této práce je seznámit čtenáře s historií záchrany posádek letadel v nouzových situacích. Zároveň práce představí čtenáři současný stav možností záchrany, a to nejen pro letadla s pevným křídlem. Obsahem jsou prostředky pro opuštění posádky za letu, využívané převážně v armádním letectví, a následně záchrané padákové systémy pro určitou váhovou kategorii v civilní dopravě. Následuje porovnání v jejich vlastních kategoriích dle vybraných kritérií.

Tato práce by mohla mít pozitivní dopad na veřejnost, zejména na civilní letectví, v oblasti rekreačního létání apod., kde je hojně využíváno lehkých a ultralehkých letadel. Právě v tomto odvětví má aplikace záchraných padákových systémů největší smysl, a s rozšířením vědomí o tomto bezpečnostním prostředku by to mohlo vést ke zvýšení bezpečnosti provozu civilní letecké dopravy.

Součástí cílů bakalářské práce je koncepční návrh mechanismu systému iniciace záchraného vybavení a jeho pevnostní kontrola, pro prověření znalostí nasbíraných během studia.

2 Historie záchrany posádek letadel

Letadla patří z historického hlediska mezi novější vynálezy. S hrála významnou roli v období první i druhé světové války, kde sloužila ať už jako pozorovací hlídky, nebo jako taktické letectvo pro nadvládu vysoko nad zemí. S příchodem letadel, a nasazením jich do války přišla nová rizika pro jejich posádky. V případě poškození, havárie, sestřelu či jiné příčiny ztráty kontroly nad letadlem hrozilo pilotům nebezpečí často smrtelného nárazu na zem.

V období první světové války letadla nedosahovala vysokých rychlostí ani výšek, a záchraně pilotů nebyla věnována velká pozornost. Piloti byli často schopni dopravit se s letadlem zpátky na zem, pokud nedošlo k úplné destrukci letounu. Padáky byly poměrně velké a těžké vaky, proto je bylo obtížné instalovat do letadla menších rozměrů a osádka neměla možnost záchrany. Válka však vývoj padáků rapidně urychlila. Díky tomu, během druhé světové války, piloti taktického letectva používali ke své záchraně prosté vyskočení na padáku. Záchrana posádky za letu se však moc neposunula. S rostoucí se rychlostí letadel a zvyšující se nadmořskou výškou, ve které letadla operovaly, se prosté vyskočení stávalo čím dál náročnějším a složitějším úkolem. Jisté riziko představovaly ocasní plochy či tlačné vrtule u některých typů letadel. Řešení záchrany posádek se začalo výrazněji posouvat až ke konci druhé světové války.

2.1 Německo během 2. světové války

Nacistické Německo a jejich inženýři se nad opuštěním letadel za letu a záchranou posádek zabývali již před začátkem druhé světové války. Motivací řešení tohoto problému během 2. světové války byla časová náročnost, zejména ve výcviku nových pilotů pro Luftwaffe. První experimenty bez lidské posádky byly provedeny již v roce 1939. Při testech sedadlo dosahovalo přetížení až 20 G po dobu asi 0,1 sekund. Sedadlo bylo poháněno systémem na stlačený plyn. Testy byly prováděny i se sedadly se systémem pohonu na stlačenou pružinu. 13.1.1942 se v Německu uskutečnila první úspěšná katapultáž při testovacím letu letadla He-280, kdy pilot ztratil při letu kontrolu řízení. Následně téhož roku se různé formy sedadla vyrobené firmou Heinkel začala instalovat do všech experimentálních letadel Německa jako byli např. He-162, He-177, He-219 Uhu. Tato letadla měla sedadla s pohonem na stlačený plyn. První raketové letadlo na světě, které na svět přivedli ke konci války Němečtí inženýři a vědci, Me-163 Komet, používalo vystřelovací sedadlo poháněné stlačenou pružinou. Nacisté ve svém dlouholetém výzkumu vyvinuli i prototyp sedadla poháněné výbušninou, později instalováno v letadlech He-162. [1]

Ve Švédsku se touto problematikou zabývali taky, i jako politicky neutrální země. Testovali sedadla s pohonem na stlačený vzduch i s pohonem s výbušninou. První zaznamenaná úspěšná nouzová katapultáž proběhla v roce 1946 na letadle Saab J2. [1]

2.2 Velká Británie po válce

Velká Británie a USA dávaly v dobách světových válek přednost prostému vyskočení. Neznamená to ale, že by se záchranou pilotů nezabývali. Ke konci války se Velká Británie společně s USA dostali k informacím z nacistického Německa ohledně této problematiky a začali je zkoumat. Ve Velké Británii s opuštěním letadel za letu se zabývala firma Martin-Baker, která je dneska leaderem v této oblasti. V roce 1945 uskutečnila tato firma první test

sedadla s živou posádkou, úspěšně. Následně v roce 1949 zaznamenali první úspěšnou nouzovou katapultáž se sedadlem Mk.1. [2] Následovalo sedadlo označené jako Mk.2, které obsahovalo zautomatizovaný proces oddělení pilota od sedadla. Jeho první použití v nouzi je zaznamenáno v roce 1952. [3] V roce pak 1955 proběhla první nouzová katapultáž sedadla typu Mk.3. Díky dobré odezvě a dobrým výsledkům prováděných testů, se v roce 1947 rozhodlo o standardizaci sedačky výrobce Martin-Baker pro všechny nově vyráběné proudové letouny RAF. Jednalo se hlavně o letouny Meteor, Attacker, Canberra, Sea Hawk apod. [1]

V 60. letech 20. století přišel výrobce se sedadlem označeným jako Mk.5, které bylo následně představeno v roce 1957. Toto sedadlo bylo vyrobeno speciálně pro použití amerického námořnictva, hlavně do letadel F9F-6, F-4, A-6. Se vznikem Severoatlantické aliance NATO v roce 1949 se mezi státy začaly více sdílet technologie. Sedadlem Mk.5 bylo později osazeno mnoho letadel vyrobených v USA a zakoupených státy NATO. [1] [4]

V roce 1961 se poté firmě Martin-Baker podařil uskutečnit první úspěšný test sedadel s charakteristikou 0-0 (katapultáž při nulové rychlosti a nulové výšce). V roce 1966 následovala první nouzová katapultáž sedadla Mk.6. [5] [2]

V roce 1985 firma Martin-Baker dostala zakázku na zcela nový typ vystřelovacích sedadel pro americké námořnictvo. Jednalo se o sedadla do letadel F-14 Tomcat, F/A-18 Hornet, T-45 a další. Toto sedadlo je označováno jako Mk.14, ve světě známe víc jako NACES. V ten samý rok byla zahájena také jejich výroba. Sedadlo bylo inspirované svými předchůdci a bylo osazeno, v té době, nejmodernější technologií. Sedadlo je v těchto letadlech používáno dodnes, je patřičně udržované a aktualizované, aby byly splněny bezpečnostní požadavky. [1]

V 90. letech 20. století firma začala s vývojem a distribucí sedadel označených jako Mk.16. Sedadla navržená pro nejmodernější generace vysoce výkonných stíhacích letounů např. Eurofighter Typhoon, Rafel apod. U sedadla došlo k rapidnímu snížení hmotnosti oproti předchůdcům. [1] [2]

2.3 Americké letectvo a námořnictvo po válce

V USA se po 2. světové válce, mezi americkým letectvem (USAF) a námořnictvem (USN), o důležitosti jejich organizace a působila mezi nimi značná rivalita. V leteckém průmyslu se to pak obzvláště projevilo do vývoje v oblasti záchrany posádek letadel. Spojené státy Americké vyvinuly snahu o záchranu posádek letadel v nouzi již během války, zejména pak ke konci. Větších výsledků se však dosáhlo až po přístupu k materiálům a poznatkům německých vědců a inženýrů pracujících v Nacistickém Německu ve firmě Heinkel. [1]

USN se navíc inspirovalo vývojem ve Velké Británii a obzvláště pak sedadlem Mk.1 a dohodlo se společností Martin-Baker na spolupráci. Firma následně dodala modifikované sedadlo Mk.1. Toto sedadlo později sloužilo jako inspirace pro vývoj a výrobu sedadel pro námořnictvo a v roce 1946 bylo námořnictvu dodáno. V roce 1957 bylo sedadlo Mk.5 určeno pro instalaci do všech proudových letadel amerického námořnictva. [1]

USAF tlačil vývoj proudových letadel a bylo třeba problematiku záchrany posádky vyřešit. Téhož roku se uskutečnil první úspěšný test sedadel vyvinutých americkým letectvem. Byla

inspirována německým sedadlem firmy Heinkel používaným v letadlech He-162. V roce 1948 se následně sedadlo stalo první produkčně vyráběným sedadlem v USA a bylo instalováno do proudového letounu F-84. [6]

Než se vytvořil určitý standart této technologie, tak většina výrobců letadel vyráběla svá vlastní sedadla nebo si je nechávala vyrobit dle svých specifikací. To vedlo k problémům s jejich, mechanici museli být obeznámeni s velkým množstvím náhradních dílů, což mělo za následek také problémy v logistice. Do vývoje se mezi tím zapojila i firma McDonnell-Douglas, kvůli velké spolupráci s armádou USA. V polovině 50. let 20. století tvořilo na palubách námořnictva 55 % všech letadel právě letadla vyrobená touto společností. [1]

V 60. letech se v USA vyvinula sedadla s raketovým pohonem a objevila se sedadla známá jako Escapac. Sedadla Douglas Escapac měla údajně mezi konkurenty nejlepší výsledky při testování a blížila se výkonnostním standardům sedadel Martin-Baker. Design sedadel Escapac byl rovněž zamýšlen tak, aby poskytoval lepší výkon v nízkých nadmořských výškách, podmínkách nepříznivé polohy a také zlepšil stabilitu sedadel při vysoké rychlosti. Hlavními důvody pro vývoj sedadel Escapac, bylo standardizovat jeden typ vystřelovacího sedadla. To by vedlo k zjednodušení výcviku jak mechaniků, tak pilotů. Zároveň by to vládě umožnilo nakupovat větší množství náhradních dílů. [1] [7]

Velmi rychlý vývoj sedadel v 70. letech 20. století představil sedadla programu ACES firmy McDonnell-Douglas. Jednalo se o zdokonalené sedadlo s technologií sedadel Escapac, inspirované sedadly z Velké Británie Mk.15. O pár let později v roce 1975 firma představila sedadla ACES II. Jednalo se o velký pokrok v oblasti této problematiky a koncept těchto sedadel je dodnes v provozu pod stejným označením. Zanedlouho potom se ve Velké Británii v roce 1985 začalo pracovat na sedadle pro USN zvané NACES. V 70. letech a s příchodem sedadel ACES došlo i k vyřešení problémů se standardizací. Cca od poloviny 70. let se začaly používat sedadla převážně společnosti Martin-Baker a sedadla ACES (později ACES II). [1] [8] [9]

2.4 Sedadla v Československu

2.4.1 Vystřelovací sedadla VS1-BRI

V šedesátých až sedmdesátých letech 20. století se v tehdejším Československu vyvíjel letoun Aero L-39 Albatros. I v tomto letadle byla potřeba vyřešit problém záchrany posádky v nouzi. [10] Vystřelovací sedadlo bylo jasná volba. Problém byl, že v té době vývoj vystřelovacích sedadel probíhal jen ve Velké Británii, USA, SSSR a ve Švédsku. Díky českým inženýrům a už známým konceptům této problematiky se k nim připojilo zanedlouho Československo. Letoun L-39 byl nakonec osazen sedadlem VS1-BRI s raketovým motorem. Vývoj sedadla byl pod dozorem VZLÚ (Výzkumný a zkušební letecký ústav). [11]

Sedadlo nebylo konstruováno jako sedadlo 0-0, ale pilot se mohl katapultovat od nulové do maximální výšky při rychlostech od 150 km/h do maximální rychlosti letounu. Osobní padák pilota byl umístěn v zadové části sedadla a stabilizační padák byl umístěn v záhlaví. Poutací stroj pilota umožňoval automatické utažení popruhů při katapultáži a zároveň disponoval ochranou nohou fixací, která byla docílena přitažením noh k sedačce pomocí popruhů. V sedadle VS1-BRI se používá pilotní padák PL-70 verze I, I/K, I/L. [11]

V sedáku sedadla byla umístěna krabice se soupravou pro přežití, jejíž obsahem byly signalizační a komunikační prostředky (dýmavnice, signální náboje, radiostanice apod.), potraviny, u některých verzí i záchranný člun, léky a lékařské pomůcky. Dvojitě madlo odpalu se nacházelo na přední straně sedáku sedadla. Po zatažení obou madel směrem nahoru, následuje plně automatický průběh katapultáže. [11]

Vyhození sedadla z letadla zajišťovalo balistické zařízení (pyropatrona) a následný pohyb sedadla měl za úkol raketový motor na tuhé palivo. Byl uložen pod sedákem sedadla a disponoval tahem cca 19,1 kN. Sedadlo mělo čtyři trysky vychýlené od osy letounu tak, aby při katapultáži ve dvoumístném letadle pilota nedošlo k popálení zadního pilota. Jakmile jedno sedadlo ve dvoumístném letadle započne sekvenci katapultáže, druhé sedadlo je zpožděno po dobu nezbytně nutnou. A to kvůli předejetí zranění kolizí s částmi letadla či druhým pilotem. Automaticky probíhá nejen celá sekvence katapultáže před opuštěním letounu, ale i jednotlivé fáze letu sedadla a činnosti padákového systému. Od zatažení za madla sedadla se pilot již o nic nestaral, a to i v případě, že pilot během katapultáže omdlel, protože i tak byl bezpečně dopraven na zem. [11]



Obr. 1 - Pilot ve výškové výstroji na sedadle VS1-BRI [11]

2.4.2 Vystřelovací sedadla VS-2/VS-20

VS-2 je vystřelovací sedadlo pocházející z konstrukční kanceláře Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu ČR (VZLÚ). Jedná se o jeden z pěti ústavů na světě, kde se touto problematikou zabývají. [12]

Toto sedadlo bylo modernizováno v roce 2012 a označeno jako VS-20. [13] Dokumentace bohužel zatím není veřejně přístupná. Požadavkem na modernizaci sedadla bylo rozšíření režimů katapultáže dvoumístného letounu L-159. Kvůli rozšíření režimů katapultáže bylo sedadlo modifikováno, každopádně pořád vychází z konstrukce sedadla VS-2. Nové sedadlo má plně elektrický systém spuštění katapultáže.

Na základě požadavků armády umožňují sedadla VS-20 v dvoumístné verzi letounu L-159 čtyři způsoby katapultáže, z nichž dva jsou nové: [13]

1. Každý pilot se katapultuje samostatně
2. Pilot na zadním sedadle katapultuje oba piloty v pořadí zadní přední
3. Nově: Pilot na předním sedadle katapultuje oba piloty v pořadí zadní přední
4. Nově: Každý z pilotů katapultuje oba piloty v pořadí zadní přední

2.5 Historický vývoj prostředků Martin-Baker

Společnost Martin-Baker je předním světovým leaderem v oblasti záchranných systémů pilotů taktického letectva. Vyrábí vystřelovací sedadla už přes 70 let. V provozu můžeme najít nad 17 000 sedadel tohoto výrobce a ve statistikách bychom našli přes 7600 zachráněných životů. Nenabízí jen vystřelovací sedadla, ale také související vybavení a plně integrovaný únikový systém. Samozřejmostí je splnění nejnovějších požadavků na provozní schopnosti pilotů a bezpečnostních standardů. [2]

První vyvinuté a použité sedadlo neslo označení Mk.1, jehož první záchrana proběhla v roce 1949. Dnes je nejrozšířenějším modelem sedadlo Mk.16 a jeho varianty. Aktuálně nejnovější verzí je sedadlo Mk.18, kterým se osazuje například jihokorejsko-indický letoun 4,5 generace KF-21. [2]

Sedadlo označené Mk.1 je první sériově vyráběnou sedačkou od firmy Martin-Baker. Sedačka vychází z konceptu Pre-Mk.1a musela se pro sériovou výrobu a následnou instalaci do letadel přepřacovat. 19. srpna 1947 pilot Bernard Lynch poprvé testoval tuto verzi sedadla a katapultoval se ze zkušebního letadla v rychlosti 676 km/h a ve výšce 12 000 stop (cca 3 660 m). Bezpečně přistál a postupem času udělal dalších 30 testovacích katapultáží. Sedadla bylo možné polohovat pro co nejlepší přizpůsobení těla pilota tak, aby nedošlo ke změně výšce sedadla. Měla polohovatelný sedák, ochranu nohou vůči zranění vlivem náporu vzduchu a polohovatelné opěrky nohou. [14]

Vzhledem k tomu že sedadlo bylo instalováno do více typů letadel, vznikaly jedinečné požadavky nebo problémy pro instalaci do těchto letadel. Proto bylo vyrobeno více typů tohoto sedadla např. Mk.1A, Mk.1B, Mk.1E apod. Později se značení ujalo i na sedadlech Mk.2. V roce 1950 se sedadlo Mk.1 stalo standardním vybavením všech stíhaček první linie Královského letectva. [1]

Mk.1 pomohlo zachránit 69 životů a ospravedlnilo si tak podstatu své instalace. Byl však problém s náročností některých manuálních úkonů, respektive s celkově manuálně ovládanými sedadly. Vedlo to k velkému počtu smrtelných úrazů při katapultáži. A tak byla snaha o automatizaci procesu. [14]

Díky úspěchům sedadla Mk.1 byla snaha o zjednodušení procesu záchrany pilotů. Cílem bylo vyrobit sedadlo s automatizovaným procesem katapultáže, zároveň tak, aby bylo jednoduché, účinné a spolehlivé. Následně označeno jako Mk.2. Osobní padák pilota se umístil do zadní části opěradla sedačky, byl schován v rámu sedačky (před pancířem). Přidal se mechanismus pro uvolnění sedacího pásu, barostatická jednotka, která zabraňovala otevření padáku nad výškou 10 000 stop (cca 3 050 m). [1] Hmotnostní rozsah pro nástup posádky byl u tohoto sedadla cca 70-101 kg, byl použit padák Irvin 24. [3] Sedadla Mk2 dosahovala dobrých výsledků, ale postupem času bylo zapotřebí modifikovat trajektorii katapultáže



Obr. 2 - Sedadlo Mk.1

sedadla z důvodu zvyšujících se provozních rychlostí. Tento problém se vyřešil s nástupem sedadla Mk.3, jakožto upravená verze Mk.2. [15]

S příchodem nových lehkých stíhacích letounů bylo třeba kromě účinné záchrany pilota, snížit hmotnost sedadla. Nejednalo se o snadný úkol, sedadlo si muselo zachovat svou vysokou kvalitu provozu a vysokou účinnost. Výrobce Martin-Baker tak představil sedadlo Mk.4. Změny nastaly v samotné konstrukci sedadla, dřívější plátové a kontejnerové konstrukce byly nahrazeny nosníky. Kostra nosníků tvořila hlavní konstrukci sedadla, což pomohlo rapidně snížit hmotnost. Přepracovala se i souprava pro přežití neboli personal survival pack (někdy označováno jako survival kit) a balení osobního padáku. Tím se zároveň zvětšilo pohodlí pilota. Změnil se také padákový postroj, který byl zakombinován do postroje pilota. [16]

Paralelně s výrobou sedadla Mk.4 probíhala i výroba sedadla Mk.5 pro americké námořnictvo. Mk.5 je velmi podobné sedadlu Mk.4, to je dáno stejným základem pro obě sedadla. Na Obr. 3 si můžeme všimnout, že sedadla jsou na první pohled totožná. Sedadlo Mk.5 je na požadavky námořnictva USA pro odolnost většího přetížení zesílené a vyztužené. Díky tomu došlo k mírnému nárůstu hmotnosti sedadla. Udává se přetížení až 40 G pro americké sedačky a 25 G pro britské sedačky. [4] Pozdější verze sedaček Mk.5 a Mk.4 byly konstruovány s aktivačním madlem zahájení katapultáže mezi nohama pilota. Ukázalo se totiž, že dosáhnout na aktivační madlo iniciace katapultáže nad hlavou pilota může být při nouzových situacích problém. Po instalaci raketového pohonu na sedadla Mk.4 a Mk.5 dala tyto sedadla základ pro novou řadu sedadel Mk.6 a Mk.7. [1] [17]

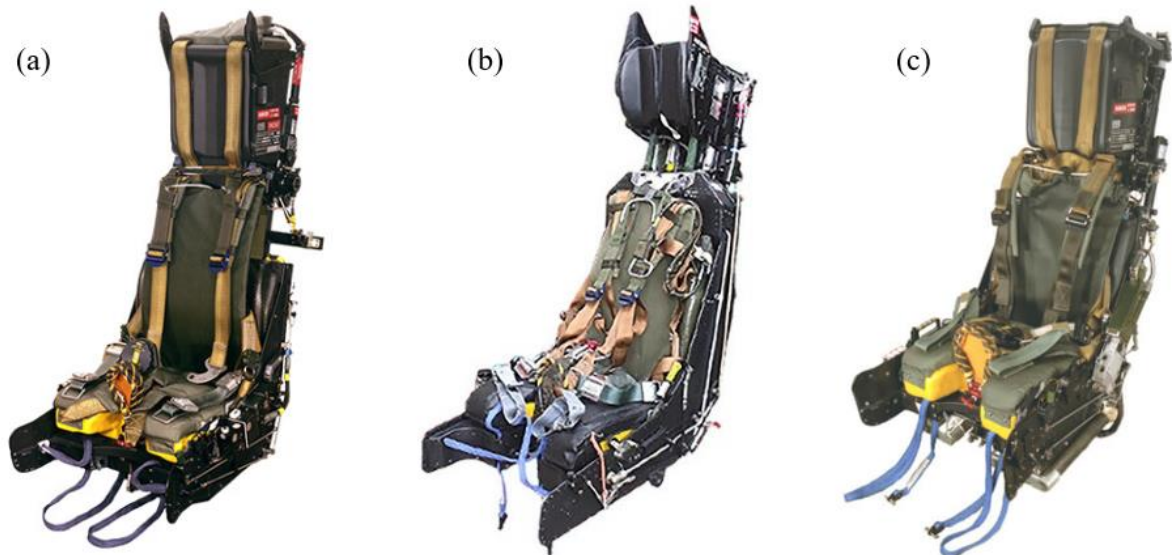


Obr. 3 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.2; (b) Mk.4; (c) Mk.5 [3] [4] [16]

Sedadlo Mk.8 navazuje na velmi dobré výsledky vývoje sedadla Mk.10. Je jeho zjednodušenou, a hlavně lehčí verzí pro lehká cvičná letadla jako jsou Embraer a Tucano. Největší úsporou hmotnosti bylo dosaženo modifikací uložení katapultu. Funkce sedačky Mk.10 byly však zachovány. [18] Od sedadel Mk.8 mají všechny navazující sedadla Martin-Baker madlo zahájení katapultáže umístěné mezi nohama pilota. Sedačka představovala inspiraci pro současná sedadla Mk.10 a Mk.14. [1]

Kvůli složitosti mechanismu a celkovému systému katapultáže byla navržena nová konstrukce sedadel označována jako Mk.9. Obecné konstrukční prvky katapultu, barostatická jednotka apod. se zachovaly. Došlo více ke změnám na kostře celkového sedadla. Zlepšilo se díky tomu pohodlí pilota. [19]

Postupem času byl kladen větší důraz na menší výrobní náklady sedadel a snížení finanční náročnosti procesu. Výrobce představil sedadlo Mk.12 a zároveň bylo dosaženo zlepšení úniku při nízkých rychlostech a v nepříznivé poloze. Vyznačuje se také mnohem nižšími požadavky na údržbu. [20] Vychází ze základů sedadla Mk.10. Vývoj tohoto sedadla přinesl významné zlepšení schopností výběru režimu katapultáže. Sedadlo dokáže snímat rychlost letu a podle toho vybrat jeden ze tří provozních režimů. Senzory sedadla dále umožňují řízení rozvinutí padáku takovým způsobem, aby se minimalizovalo jeho poškození. [1]



Obr. 4 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.8; (b) Mk.9; (c) Mk.12 [18] [19] [20]

Sedadlo Mk.14 a jeho počátky sahají až do roku 1983, kdy se americké námořnictvo začalo zabývat vývojem vystřelovacího sedadla pro všechna letadla námořnictva včetně těch budoucích. Mk.14 je nejmodernějším sedadlem používaným v americkém námořnictvu. Je více známé pod názvem NACES (Navy Aircraft Common Ejection Seat) a SJU-17. Tímto sedadlem disponují, nebo v historii disponovaly letouny F-14D Tomcat, T-45 a F/A-18. Jeho vývoj začal v roce 1985 a historicky první sedadlo Mk.14 v provozu bylo v roce 1990 ve stíhačkách F-14D. Ovšem dodnes se s nimi, a s jeho modernizovanou verzí, můžeme setkat v nejnovějších verzích stíhaček F/A-18 Super Hornet. [9] [21] [22]

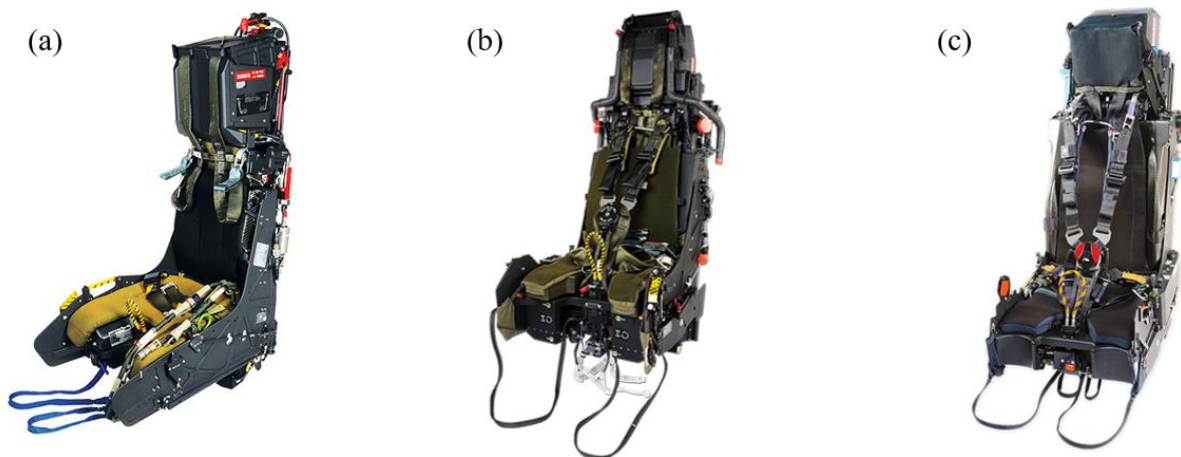
NACES vychází z koncepce a konstrukce rámu sedadla Mk.10. Sedadlo využívá konstrukce tří teleskopických trubek, které zároveň slouží i jako hlavní katapult. Osobní padák pilota je umístěn v opěrci hlavy. Pohonná jednotka byla nahrazena raketovým systémem umístěným pod sedadlo. Dále bylo osazeno elektronickým sekvencem, snímači letu a elektricky napájenými systémy. Elektronický sekvencer spolu se systémy má k dispozici až pět módů katapultáže, což posunulo bezpečnost sedadla a zvýšilo možnost na přežití. Provozní obálka sedadla je od charakteristik 0-0 až po rychlosti $M=2,5$, a výškách blízcím se 100 000 stop (30 480 m). [9] [22]

Pro letoun Eurofighter Typhoon bylo vyvinuto sedadlo Mk.16A. Jeho vývoj byl poněkud komplikovaný kvůli velké provozní obálce stíhacího letounu. Jednou z komplikací při vývoji sedadla bylo i přizpůsobení širší škále modelů pilotů pokrývající požadavky na výšku a hmotnost, stejně jako dosažení kompatibility s vybavením, jednotky chemické a biologické

ochrany a obecné vybavení posádky. Je zároveň vybaveno digitálním sekvencem jako všechna sedadla Mk.16, se strategií neustálého snímání parametrů vnějšího prostředí. Za určitých rychlostních a výškových podmínek se mění časy, při kterých se padák vypouští, aby se optimalizovala účinnost a bezpečnost katapultáže pilota. [23]

Na druhou stranu, lehké stíhací letouny jako Dassault Rafel, potřebují co nejnižší hmotnost jejich systémů, a právě proto bylo původní sedadlo Mk.16 upraveno a jeho váha výrazně snížena. Vzniklo tak modifikované sedadlo pod označením Mk. F16F, na kterém byly provedeny změny v konstrukci. Například kombinace konstrukce dvou trubek vnějšího katapultu pohonného systému jakožto i primární konstrukce sedadla. V závislosti na snížení hmotnosti sedadla se použily kompozitní materiály na některé dílčí části konstrukce. Tento typ konstrukce byl následně použit i do sedadel instalovaných do všech stíhaček F-35. Modulární konstrukce umožňuje bezpečnou demontáž nebo instalaci sedadla během několika minut bez nutnosti demontáže krytu kokpitu letadla. [24]

Výrobce se snaží modernizovat záchranný systém ve všech směrech, zároveň se snaží používat stejné součástky v různých sedadlech, pro zjednodušení jejich údržby. Cílem modernizace starších typů a sérií sedadel, které jsou stále používány a neplánuje se jejich nahrazení, je také zvětšit hmotností rozsah pilotů a umožnit tak větší výběr pilotů, a to včetně žen s menší postavou.



Obr. 5 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.14 (NACES); (b) Mk.16A; (c) Mk.F16F [21] [23] [24]

2.6 Historický vývoj prostředků McDonnell-Douglas

McDonnell-Douglas je americký výrobce dopravních i vojenských letadel. Firma se v miléniu spojila s firmou Boeing dnes známá jako The Boeing Company. Za své působení na trhu firma vyvinula stroje jako například AH-64, F-4 Phantom, F-15 Eagle, F/A-18 Hornet, nebo dopravní letadla DC-9, DC-10 a mnoho dalších.

Nejrozšířenější a nejznámější sedadlo je ACES II (Advanced Concept Ejecton Seat). Tímto typem sedadla byly nebo jsou osazeny letouny: stíhačky F-16, F-15, F-22, bitevník A-10, bombardéry B-1, B-2. Sedadlo ACES II je určeno pro katapultáž v rychlosti 0–1110 km/h. [7]

Sedadla ACES II vychází z koncepce série vystřelovacích sedadel Escapac od Douglas Aircraft. Escapac jsou jedny z nejvýznamnějších amerických navržených a zároveň vyráběných sedadel. Tímto záchranným systémem byla vybavena mnoha letadla amerického námořnictva včetně A-4 Skyhawk, A-7 Corsair II a S-3 Viking. Při použití mají velmi dobrou pověst. Existuje asi 20 variant Escapac pro různá letadla, každá s jiným označením. [7]



Sedadla se objevila v 60. letech 20. století a byla původně vyvinuta pro americké námořnictvo. Záchranný systém se ukázal natolik efektivní, že sloužil jako vývojový základ pro ostatní sedadla vyvíjená v USA, která vyvrcholila až do sedadel ACES II. Sedadla Douglas Escapac typu HS-1 prokázala svoji účinnost i během nouzové katapultáže za dob vietnamského konfliktu, při rychlosti zvuku a vyšší. [1]

Obr. 6 - ESCAPAC [7]

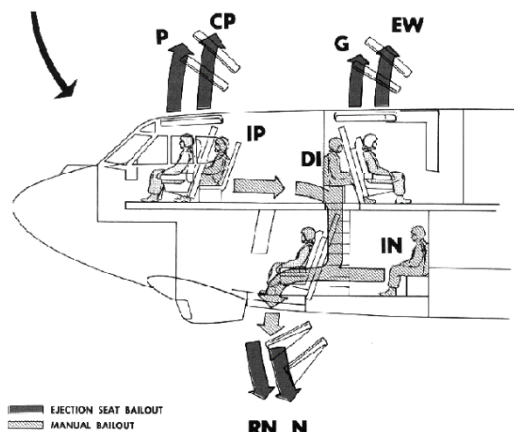
Sedadlo je tvořeno monokokovou neboli krabicovou konstrukcí, která byla následně použita i u sedadel ACES II. Sedačka je připevněna v kokpitu ke kolejnicím pomocí sady válečků podél zadních stran sedadla. Padák je uložen v pevném rámu. Souprava pro přežití je pevná schránka s vnitřní nouzovou kyslíkovou lahví. Kvůli nezavedení standardů při výrobě sedadel a letadel má tento systém cca 20 modifikací. Rozdíly v konstrukci sedadel jsou však malé, hlavním rozdílem v jednotlivých verzích systému je především šířka sedací části sedadla. Další větší rozdíly mezi jednotlivými sedadly jsou v opuštění sedadla z letadla. [7] [25]

Sedadla používána v námořnictvu byla zpravidla výkonnější než sedadla určena pro letectvo. Projevilo se to na vyšší trajektorii katapultáže a na výkonnějším raketovém systému. Původní sedadla řady Escapac neměla žádný systém stabilizace. Postupem času se přidal systém DART. Tento systém stabilizoval sedadlo pomocí šňůry připevněné k podlaze kokpitu. Šňůra byla vedena přes soustavu kladek a při odvíjení byla přibrzděována. S příchodem raketového pohonu byly pozdní sedačky Escapac vybaveny aktivní stabilizační raketou. Systém se nazýval STAPAC a byl později použit jako standardní vybavení sedaček ACES II. [1] [7]

2.7 Ostatní způsoby opuštění letadel používané v historii

2.7.1 Propadnutí sedadla směrem dolů

Používá se např. pro některé členy bombardérů B-52. Dva členové posádky z šesti se katapultují směrem dolů, kdežto zbytek posádky nahoru. Pod a nad sedadly byly dvířka, které se v případě katapultáže otevřely, aby tak nedošlo k zranění vlivem průchodu materiálem. [26] Tento způsob byl použit v letounech F-104 Starfighter kvůli riziku, které představovaly ocasní plochy letounu. Avšak tento typ opuštění letadla není vhodný, pokud letadlo lítá v malých výškách, nebo pokud opuštění letadla probíhá trupem vzhůru. [1] [27]



Obr. 8 - B-52 Egress Systém [27]



Obr. 7 - Záchranný systém letounu F-104 Starfighter

2.7.2 Úniková kapsle

Jedná se o plně zapouzdřený únikový systém posádky letadel. Tento systém záchrany posádky byl původně vyvinut pro strategický jaderný bombardér Convair B-58 Hustler, z důvodu vysokých nadmořských výšek a rychlostí nemálo přesahující rychlost zvuku. Katapultáž pomocí sedadla v takových podmínkách by byla pro piloty vysoce riziková. Tyto kapsle byly vybaveny vlastními kyslíkovými a přetlakovými systémy, které byly dále používány i v kapslích jiných strategických bombardérů. Záchrana posádky pomocí únikové kapsle byla použita i u letadel XB-70 Walkyrie a F-111. Pozdějším zkoumáním se ukázalo, že systém zapouzdřeného úniku používaný v letadlech F-111 byl jeden z nejspolehlivějších svého druhu, a dokazuje to i vysoká statistická úspěšnost katapultáže. [1]

Kapsle byly vybaveny vícečetnými padáky pro účinné zpomalení ve vzduchu. Dále disponovaly i airbagy, které zajišťovaly zmírnění dopadu na zem. Při přistání na vodě zastávaly funkci plovacích vaků, které udržely kapsli na hladině. Katapultáž kapsle byla zajištěna raketovým pohonem, součástí byly i stabilizační rakety a stabilizační padák, který byl účinný do dosažení vhodné rychlosti pro otevření hlavního vícečetného padáku. [1] [28]



Obr. 9 - Úniková kapsle letounu F-111 [28]

2.7.3 Stanley Aircraft – Yankee

Jedná se o jeden z nejstarších způsobů záchrany pilota v nouzi. Je vyvinut firmou Stanley Aircraft a byl použit v letadlech Douglas A-1 Skyraider. Principem je „katapultáž“ za pomoci vyprošťovací rakety, která se vypustí ze zadní strany kabiny, a pomocí dvojice provazových popruhů vytáhne pilota nahoru, ven z kokpitu letadla. Padák se následně automaticky otevře po odpojení raket. Systém byl dimenzován na nulovou rychlost a nulovou výšku, ale do maximální rychlosti použití cca 55 km/h. Výhodou byla účinnost systému i pro členy posádky nad běžný váhový limit. Byl testován pro použití v raketoplánech NASA, kde by astronauty v případě nouze vytáhl vstupním průlezem pro posádku ven. Nakonec byl systém zamítnut. [29]

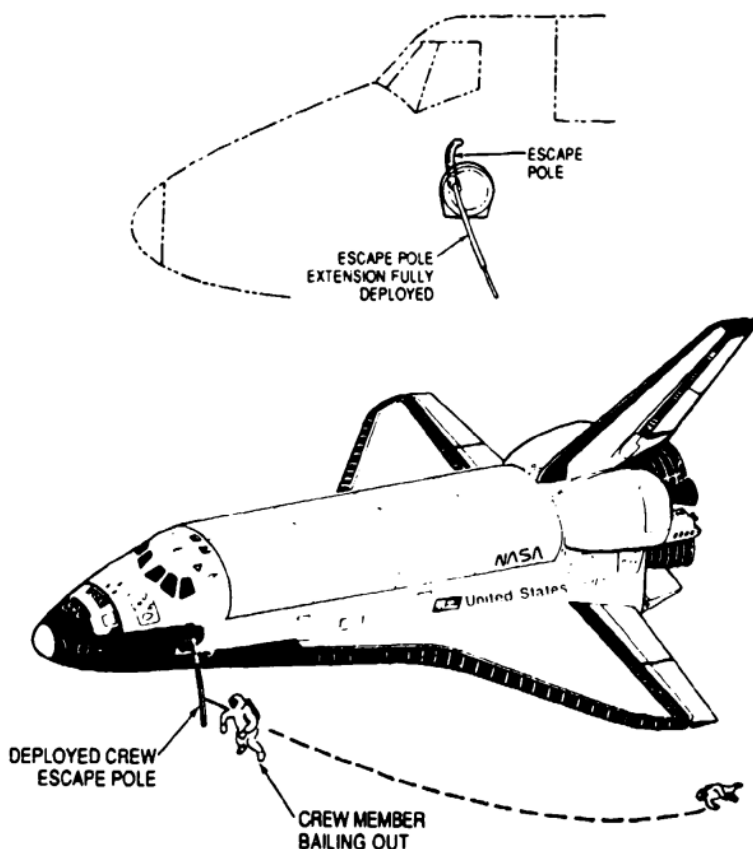
2.8 Záchrana posádek vesmírných prostředků

2.8.1 Spcae Shuttel Crew Escape System

V překladu systém úniku posádky raketoplánu. Systém záchrany astronautů pracoval na principu úniku z raketoplánu za pomoci teleskopické vodící tyče, po které se astronauti sklouzli dolů. Předcházelo se tak vzniku zranění způsobeného nárazem astronauta do křídla raketoplánu při pouhém vyskočení. [9]

Před havárií raketoplánu Challenger v roce 1986 astronauti neměli možnost záchrany za letu při nouzové situaci. I kdyby byla posádka při vědomí, a schopna něco podniknout, nebylo by jim to nic platné, protože neměli k dispozici ani katapultovací křesla ani padáky. Po havárii v roce 1986 se intenzivně pracovalo na systémech záchrany posádky raketoplánu. Bylo navrženo více variant, ale jako vhodnější a konstrukčně jednodušší byla zvolena metoda výstupu se zakřiveným pólem (Crew Escape Pole). [9]

Záchranná sekvence začíná ve výšce 60 000 stop (cca 18 300 m), raketoplán je řízen autopilotem a stabilizován v úhlu 15°. Samotná záchrana začíná až ve výšce 20 000 stop (cca 6 100 m), kde se každý člen posádky zahákne k únikové teleskopické tyči. Následně posádka opouští raketoplán s časovým rozestupem 15-20 vteřin, pokud to situace dovoluje. [9]



Obr. 10 - Schéma záchranného systému raketoplánu pomocí únikové teleskopické tyče [9]

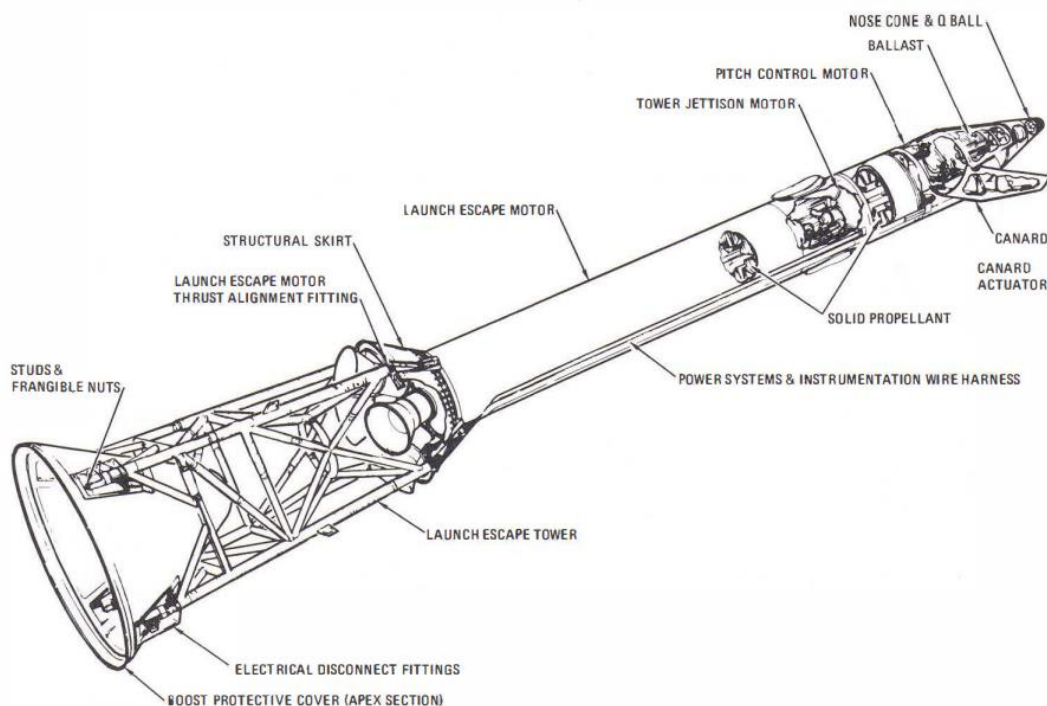
2.8.2 Launch Escape System

Tento záchranný systém se poprvé vyskytl na konci 50. let 20. století na kapslích Mercury, následně pak byla konstrukce použita i v programu Apollo. Dnes tento záchranný systém, zmodernizovaný, můžeme vidět u posádek CrewDragon společnosti Space X.

LES je systém záchrany posádek umístěn na vrcholu rakety, používá se v případech, kdy už není možnost opuštění kosmické lodi běžnou cestou. Únikový systém oddělí velitelský modul s posádkou od nosné rakety a dopraví jej do bezpečné vzdálenosti v případě nouzové situace na rampě či krátce po startu. Systém vypadá jako velká raketa spojená s velitelským modulem mřížovou věží. Je dlouhý 10 m a váží asi 8 000 kg. [30]

Tato malá věž je poháněna třemi raketovými motory na tuhé palivo. Motory jsou následující: únikový motor pro start, motor pro odhození věže a motor řízení letu. Raketová věž se postupně za letu demontuje, až nakonec zůstane pouze velitelský modul. V horní části LES je instalováno řídicí zařízení Q-ball. Je na něm 8 statických portů pro snímání úhlu letu modulu pomocí detekce změn atmosférického tlaku. To poskytuje informace o letu pro navigační počítač, který řídí směr letu. [30]

Systém nouzového startu se uvede do činnosti, když dojde ke ztrátě tahu dvou nebo více motorů, nebo když se úhel letu (náklon) odchýlí mimo nastavené parametry. Pokud je po startu do 100 sekund detekována nouzová situace, LES pracuje automaticky. V případě nouze jej mohou astronauti spustit ručně. Pokud k žádné mimořádné události nedojde, je LES odhozen ve výšce 295 000 stop (89 900 m) nebo asi 30 sekund po zážehu druhého stupně. [30]

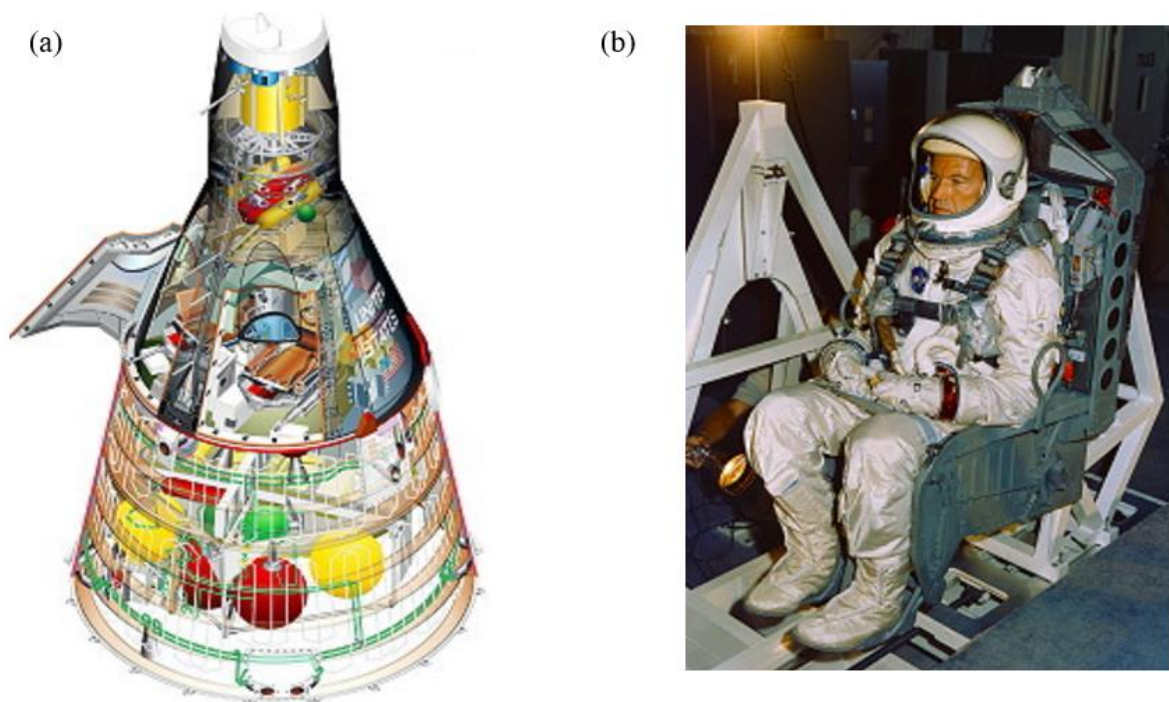


Obr. 11 - Schématický nákres Launch Escape Subsystem [30]

2.8.3 Gemini Ejection Seat

Na rozdíl od kosmických lodí Mercury a Apollo, které měly raketové únikové věže, kde se v případě nouze oddělila kapsle od nosné rakety se u programu GEMINI použila dvoumístná vystřelovací sedadla, která umožňovala astronautům únik. [31] [32]

Vystřelovací sedadlo je navrženo pro dvojí účel. Prvním z nich je zádržný systém pro běžné cestování a druhý je únik v případě přerušení letu neboli při výskytu nouzové situace. Sedadla Gemini musela fungovat od nulové rychlosti katapultáže z kosmické lodi při sezení na startovací rampě, až do výšky 100 000 stop (cca 30 500 m) a rychlosti mnohonásobně převyšující rychlost zvuku. Katapultovací sedadlo poháněl raketový motor. Sedadlo bylo navrženo tak, aby se dalo použít ve fázi vyložení, startu a pozdního návratu do atmosféry. Aktivační madla sedadla byla umístěna mezi nohy pilota a při vstupu do horních vrstev atmosféry byla přemístěna mimo dosah, z preventivních důvodů neúmyslného aktivování systému. Sedadla byla speciálně navržena na základě simulace poloměru ohnivé koule v případě, že by raketa Titan II explodovala na startovací rampě. I z toho důvodu byl systém navržen tak, aby při vystřelení sedačky byla překonána vzdálenost až 240 m od rakety na startovací rampě, z důvodu ochrany pilota i padáku před vyzářeným teplem. [31] [32] [33]



Obr. 12 - (a) Schéma kokpitu vesmírné lodi Gemini; (b) Sedadlo použito v Gemini [33]

3 Současná situace záchranných systémů posádek letadel

3.1 Problematika vystřelovacích sedadel

Katapultáž z letadla je otázkou několika sekund od okamžiku, kdy pilot zatáhne za madla. Přesná doba závisí na modelu sedadla, výšce katapultáže, rychlosti letu a tělesné hmotnosti člena posádky. V některých případech může pilot opustit letadlo dříve než v první sekundě katapultáže.

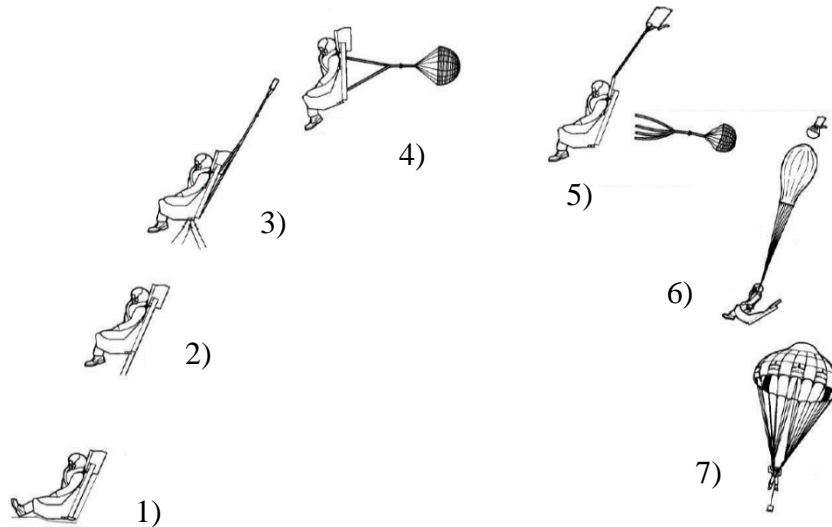
Jedná se o dvoufázový systém záchrany pilota, kde první fází je odhození krytu kabiny, nebo jiné způsoby odstranění krytu kabiny, z trajektorie sedadla. Druhá fáze je samotná katapultáž sedadla spolu s pilotem. Tzv. vyhození sedadla zajišťuje balistické zařízení, může se jednat o pyropatronu, raketový motor, výbušninu nebo zařízení se stlačeným plynem. Následné dopravení sedadla do dostatečné vzdálenosti od letadla a udržení pohybu sedadla má za úkol ve většině případů raketový pohon. Ve vhodné výšce se následně otevře osobní padák pilota, pilot se oddělí od sedadla a padá bezpečně na padáku dolů. Tyto sekvence se odehrávají ve zlomku několika málo vteřin. K jejich přesnému načasování slouží sekvencer, výškové a tlakové senzory. Při katapultáži více členů posádky, je katapultáž jednotlivých pilotů postupná, aby nedošlo k vzájemnému střetu.

Katapultáž se aktivuje zatažením za madla, v dnešní době nejčastěji umístěna na přední straně sedáku, mezi nohama pilota. Umístění mezi nohama pilota je nejpraktičtější a zároveň předchází zranění vlivem proudění vzduchu. Pilot má totiž ruce před a u těla a madel se může po celou dobu držet. Zároveň toto umístění madel šetří místo v kokpitu okolo sedačky. V historii jsme se mohli potkat s madly umístěnými za hlavou (některá letadla dodnes používají), anebo pomocí pák umístěných na boku sedadel. Důležitou součástí je taky postroj pilota. Jedná se o systém popruhů přes obě ramena a obě stehna s přezkou „na břicho“. Popruhy drží pilota na místě sedačky, ať už je v jakékoliv poloze, a při prudkých pohybech se utahují. Pokud dojde ke katapultáži, popruhy držící pilota se maximálně utáhnou ještě před opuštěním letadla. Po katapultáži a při nafukování osobního padáku pilota se pásy od sedačky odstříhnou a pilot se tak od sedadla uvolní. [25] [34]

3.1.1 Obecná sekvence katapultáže

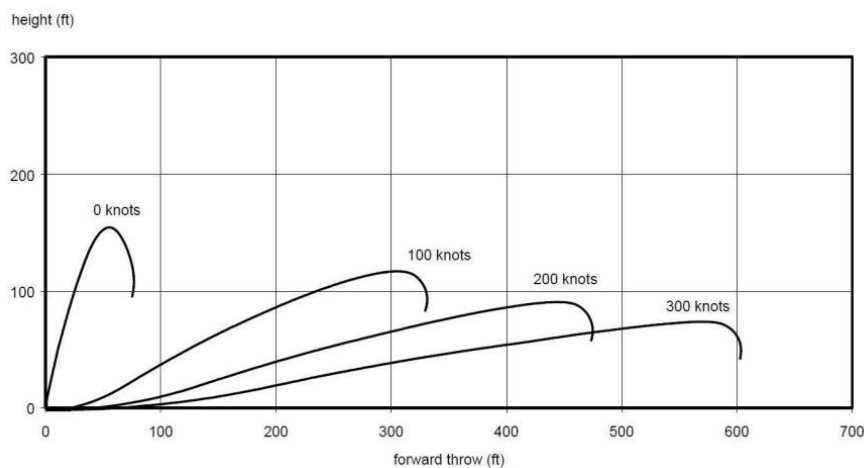
1. Pilot zatáhne za rukojeť katapultáže, tím se spustí sekvenční systém (sekvencer), překryt kokpitu se oddělí od letadla, zatahnou se popruhy pilota, a dojde ke katapultáži sedadla z kokpitu.
2. Katapult zajistí vyhození sedadla a odpojení sedadla od letadla. Dojde k přitáhnutí nohou k sedačce nejčastěji pomocí ocelových pásků.
3. Zažehne se raketový motor na tuhé palivo pro udržení pohybu sedadla. Spustí se nouzová aktivace kyslíku, aktivuje se časová spouštěcí barostatická jednotka a následuje vypouštění stabilizačního padáku, který sedačku při vysokých rychlostech zpomalí a stabilizuje.
4. Plně připoutaný pilot připojený na nouzový kyslík opustí letadlo a nafoukne se stabilizační padák. Časování padáků zajišťuje sekvencer. Časování závisí na zvoleném módu katapultáže sedadla. Mód si sedadlo určí samo zpravidla v závislosti na nadmořské výšce, rychlosti a tlaku vzduchu.

5. Sekvencer dokončí časování, odpojí se stabilizační padák, aktivuje se jednotka nasazení osobního padáku pilota.
6. Uvolní se ramenní popruhy postroje a osobní padák pilota se začne naplňovat vzduchem. To začne výrazně zpomalovat rychlost sedadla s pilotem.
7. Uvolní se i spodní popruhy postroje, padák se nafoukne a sedadlo se oddělí od pilota. Souprava pro přežití zůstane připnuta k pilotovi a aktivuje se vysílačka (radiomaják). Pilot sestupuje na padáku a maják začne vysílat signál. [35]

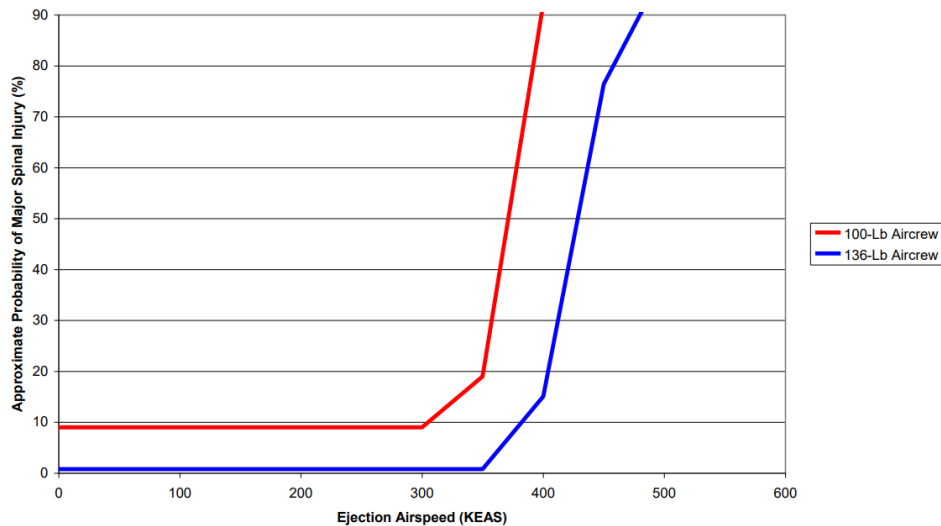


Obr. 13 - Průběh katapultáže sedadla s pilotem [35]

Hmotnost pilotů hraje velkou roli. Pro různé typy a modely letadel a do nich instalovaných sedadel, je taky určen hmotnostní rozsah pilota. Ideální případ je, že by na všech letadlech mohli létat všichni piloti, což bohužel není možné. Avšak například výběrové řízení do námořního letectva americké armády udává hmotnostní rozsah 136-213 lb (61-96 kg). Toto rozmezí je stanoveno z důvodu konstrukčních a praktických vlastností katapultovacích sedadel, konkrétně pro letadla F-18/T-45 (u ostatních letadel se váhový rozptyl může lišit). Obr. 14 ukazuje, jak se mění vertikální výška a dopředný výhoz posádky s maximální hmotností posádky. Z grafu je patrné, že čím vyšší rychlost letadla, tím větší bude dopředný výhoz posádky a nižší vertikální posun. Dopředný výhoz zajišťuje raketový motor v rámci pohonné jednotky sedadla [35]



Hmotnost pilota také hraje důležitou roli v riziku poranění pilota, zejména pak kvůli rozložení těžiště sestavy sedadla a pilota. Studie zabývající se rozsahem hmotnosti katapultovacích sedadel a jejich vlivem na výběr personálu, ukazuje, jak je důležitá hmotnost pilota, aby katapultáž z letadla probíhala za přijatelného rizika. Obr. 15 znázorňuje, jak narůstá riziko poranění páteře v závislosti na rychlosti při provedení katapultáže až do oddělení sedadla a pilota pro dvě různé váhové kategorie letecké posádky. [35]



Obr. 15 - Riziko poranění páteře při katapultáži [35]

K poranění páteře nejčastěji dochází při nafukování padáku, kdy dochází k rapidnímu snížení rychlosti sedadla a k vzrůstu přetížení. Čím je posádka lehčí, tím více se může při katapultáži z letadla vychýlit do horizontální polohy, což má za následek větší zatížení páteře při počáteční účinnosti padáku (při jeho naplnění). Jak je vidět na Obr. 15, posádka s menší hmotností má při rychlosti 300 KEAS vysokou pravděpodobnost poranění páteře. Obecně riziko poranění pilota při katapultáži rapidně roste nad cca 350 KEAS u lehčích posádek. U těžších posádek až od 400 KEAS. [35]

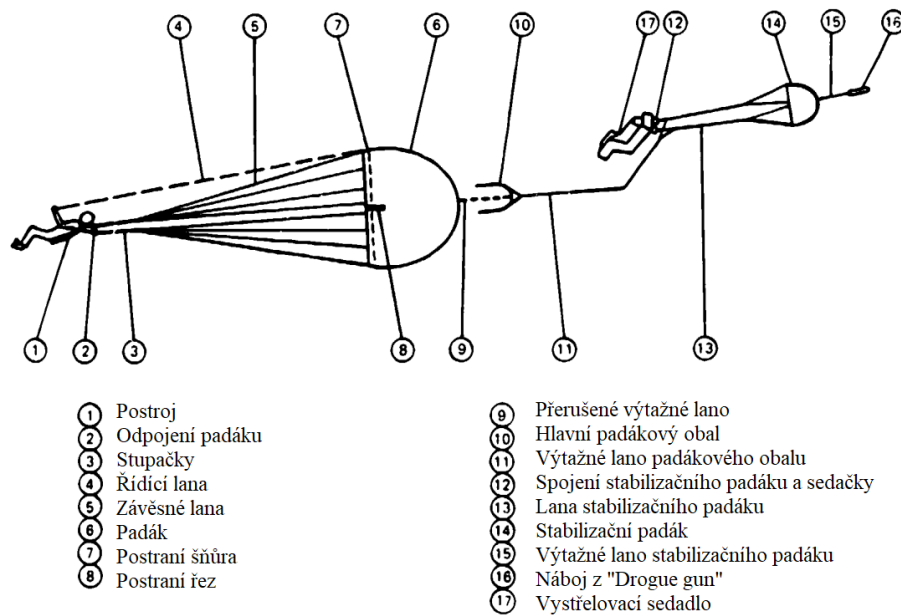
Nedílnou součástí katapultáže je i zmíněné odhození překrytu kabiny. U některých letadel jako jsou strategické výškové bombardéry apod. (např. B-52, B-1, B-2), které nemají překryt kabiny jako stíhací letouny, je tento problém řešen pomocí výbušných nebo otvírajících se poklopů. [26] U stíhacích letounů je překryt kabiny ve většině případů odpálen. Odpálení krytu je zajištěno šrouby naplněnými výbušninou. Malé raketové motory na tuhé palivo připevněné na přední hraně vrchlíku vytlačují překryt z cesty katapultáže zpravidla za letadlo. Jedná se o nejběžnější způsob.

U některých typů letadel (konkrétně např. u A-10 Thunderbolt) se můžeme setkat se systémem TCP (Trough the Canopy Penetration), skrz překryt kabiny. Sedadlo je vybaveno ostrým vrcholem, popřípadě vrcholy na opěrce hlavy a na ramenou. Při katapultáži se pomocí hrotu překryt roztříští a pilot se bezpečně katapultuje z letadla. Tento systém nelze použít u krytů kabiny vyrobených z pružných materiálů jako je polykarbonát.

Více využívaným způsobem pro situace, kdy nedošlo k odpálení krytu kabiny, je systém CD (Canopy Destruct), zničení překrytu. Překryt kabiny je v tomto případě vybaven detonační šňůrou nebo malými náložemi, které překryt kabiny roztrhají. Úlomky překrytu jsou proudem vzduchu odvedeny mimo dráhu pilota.

3.1.2 Typická sestava padáků vystřelovacího sedadla

Obr. 16 ukazuje pro představu z jakých komponent se padákový systém sedačky skládá. Jedná se o starší ilustraci, ale schéma je dostačující. Různé sestavy padáků sedadel se mohou lišit v závislosti na výrobci a na letadle. Toto základní schéma platí dodnes.



1 - 11 Sestava osobního padáku pilota

12 - 16 Sestava stabilizačního padáku

Obr. 16 - Schéma obecné sestavy padáků vystřelovacího sedadla [9]

Na Obr. 16 se můžeme setkat s pojmem „*Drogue gun*.“ Jedná se o zařízení používané při vypuštění padáku, kdy podobně jako pistole vystřelí projektil (v angličtině označováno jako *drogue slug*) a ten za sebou táhne padák, který se nafoukne díky dostatečnému proudění vzduchu, a zajistí tak pozici padáku a sedačky mimo dosah padajícího letadla, či mimo trosky letadla. Projektil je často omezen do hmotnosti cca 2 liber (cca do 1 kg), což omezuje jejich použití, avšak výhodou je, že mají nízkou reakční sílu a lze je tedy pohodlně uložit na různá místa dle potřeby. Zároveň pro potřeby na katapultovacím sedadle jsou dostačující. S podobným systémem se setkáme i u záchranných padákových systémů pro UL, kde se používá na vytažení padáku raketka. [9]

3.2 Záchranný systém Martin-Baker Mk.16 US16E

Sedadlo je další z produktů série sedadel Mk.16 a je vyvinuto a dodáváno pro stíhačky F-35. Je taky společné pro všechny tři verze stíhačky F-35: F-35A, F-35B a F-35C. Je navrženo s ohledem, jak na technické limity sedadla, tak i na fyziologické limity pilota, jako například vyšší hmotnost pilota a celkově větší postavu. Hmotnostní rozsah posádky je 47-112 kg, což umožňuje připustit k létání na F-35 mnohem větší počet pilotů. Sedadlo umožňuje samozřejmě i maximální možné přizpůsobení vůči váze i výšce pilota bez změn draku letadla, aby bylo dosaženo co největšího komfortu pilota. V dnešní době je přizpůsobivost sedaček pilotovi bez změn draku letadla samozřejmostí. Dle informací výrobce je operativní strop sedadla 50 000 stop (15 200 m) do maximální rychlosti 600 KEAS. Katapultáž je možná i v nadzvukové rychlosti. [34] [36]

Hlavní nosná konstrukce sedadla je tvořena dvěma teleskopickými trubkami, které slouží jako vnější katapult a jako primární konstrukce (podobně jako u Mk. F16F). Zároveň kostra sedáku je vyrobena převážně z kompozitních materiálů, což zajišťuje, společně s konstrukcí, snížení hmotnosti sedadla oproti předchozím verzím. Taková konstrukce také výrazně zjednodušuje údržbu. Potřebnou sílu pro vyhození sedadla z kokpitu zajišťuje plynový generátor a jako pohon sedadla po vyhození je použit podsedadlový raketový systém. Protože u letounů F-35 nedochází při katapultáži k odhození překrytu kabiny, ale k jeho destrukci, je sedadlo vybaveno malými hroty v záhlaví sedadla a klínem na opěrce hlavy. Tyto hroty a klín představují pojistku pro případ, že by selhala destrukce překrytu kabiny. [36]

Osobní padák pilota je umístěn v záhlaví, stabilizační padák pak v zadní části sedadla. Sedadlo disponuje také vlastním padákem. Ve vývoji sedadla se dbalo i na bezpečnost pilota spojenou s okolím při katapultáži. Mk.16 US16E disponuje bezpečnostními prvky, které předchází poranění pilota vlivem náporu vzduchu při katapultáži. Patří mezi ně aktivní systém zadržení rukou, který předchází poranění rukou v případě, že by pilot neudržel ruce u těla. Systém zadržení nohou. Jedná se o lanka přitahující nohy k sedadlu, aby během katapultáže udržela nohy pilota u sedáku, a tím se zabránilo zranění způsobené tzv. „máváním“. Dalším bezpečnostním prvkem je zařízení chránící krk, které chrání hlavu a krční páteř, jak před prouděním vzduchu, tak před velkými výkyvy a cukáním při katapultáži. Ochrana krku je zajištěna pomocí airbagů, které se při katapultáži nafouknou nad rameny pilota, okolo krku a za hlavou pilota. Součástí bezpečnostních prvků je taky nouzový přísun kyslíku, souprava pro přežití (survival pack) umístěna v sedáku, obsahující čun, vysílač, zdravotní pomůcky apod., v závislosti na verzi letadla. [37]

Sekvencer sedadla využívá strategie nepřetržitého snímání parametrů vnějšího prostředí. Za určitých rychlostních a výškových podmínek se mění časy při kterých se padák vypouští pro co nejefektivnější a nejbezpečnější katapultáž. Samotný proces opuštění sedadla je pak řízen digitálně, díky čemuž je vyproštění sedačky a pilota účinné při každé očekávané rychlosti a výšce (využití strategie nepřetržitého snímání okolí). Stejně je tomu tak i u dříve zmíněného sedadla Mk16A, pro stíhačku Eurofighter Typhoon. [34] [36]



Obr. 17. Mk.16 - US16E [34]

3.3 Záchranný systém McDonell-Douglas ACES II

Sedadlo vyvinuto společností McDonell-Douglas pro použití ve všech proudových letounech amerického letectva USAF. Od svého vývoje se používá/používalo v různých formách v následujících letounech: F-15, F-16, A-10, B-1B Lancer, T-46A, B-2 Spirit a F-22 Raptor. ACES II neboli Advanced Concept Ejection Seat II je sedadlo třetí generace s parametry katapultáže 0-0, až po maximální výšku, do rychlosti 640 KEAS s hmotnostním rozsahem posádky 60-100 kg. [25]

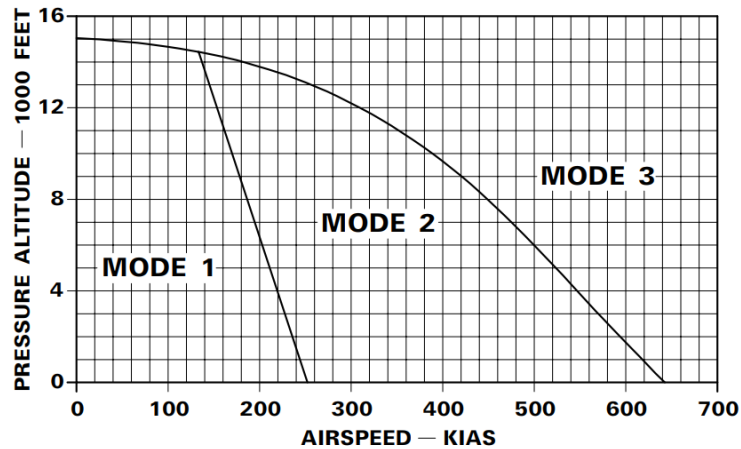
Sedadlo tvořené z monokokové konstrukce, někdy také označována jako krabicová konstrukce. Je vyrobeno převážně z lisované hliníkové slitiny s hřebeny pro zvýšení její pevnosti a samotná sedačka váží cca 60 kg. V kokpitu je připevněna pomocí sady tří válečků na každé straně zadní části sedadla. Válečky jsou vsunuty do dvou kolejnic, které při katapultáži vedou sedadlo ven z letadla pod předem stanoveným úhlem. Konstrukční návrh sedačky vychází ze sedadla Escapac, navrženého taktéž firmou McDonell-Douglas. Pro zahájení katapultáže jsou použity páky na bocích sedadla, které jsou spolu mechanicky spojeny a v případě zvednutí jedné, se zvedne i druhá. U letadel F-16 a F-22 je pro zahájení katapultáže použito madel mezi nohama pilota, ale i na bocích sedadla. Umístění madel mezi nohy pilota je častější a zároveň bezpečnější. [25] [38]

Vyhození sedadla z letadla zajišťuje raketový katapult. K udržení pohybu katapultáže slouží raketový motor. Obě tato balistická zařízení jsou poháněna na tuhé palivo. Katapult je připevněn k sedačce na konci opěrky hlavy. ACES II disponuje aktivním stabilizačním systémem STAPAC. Ten je namontován na naklápěcím zařízení řízeném gyroskopickým systémem pro měření náklonu. Tento systém je navržen tak, aby měl vektor tahu motoru vždy směr do společného těžiště sestavy pilota a sedadla. Díky tomu nedojde k vychýlení sedadla při katapultáži. [25] [38]

ACES II disponuje třemi padáky: stabilizační, padák sedačky a osobní padák pilota. Stabilizační padák je umístěn v zadní části opěrky sedadla. Osobní padák pilota je umístěn v záhlaví. Ve výbavě sedadla najdeme systém zadržení nohou (pomocí lanka) a aktivní systém zadržení rukou. Systémy předcházejí zranění díky odporu vzduchu při katapultáži. Dále sedadlo obsahuje nouzový kyslíkový systém, umožňující přístup kyslíku, dokud pilot nedosáhne výšky 10 000 stop (cca 3 050 m), kde může bezpečně dýchat (kyslíková bomba obsahuje plyn cca na 10 minut). Nesmí chybět ani souprava pro přežití (survival pack) umístěna v sedáku monokoku. Dle verze letadla pak souprava obsahuje člun, vysílačku, zdravotnické pomůcky apod. [25] [38]

Maximální zrychlení katapultu je asi 12 G, s pulsem 2 G navíc ze stabilizační rakety. Sekvencer sedadla ACES II snímá výšku a rychlost letu, přičemž při pokynu zahájit katapultáž vybere jeden ze tří módů katapultáže (1, 2, 3). Pro snímání okolí využívá sedadlo snímací jednotky okolí s Pitotovými trubnicemi. Stabilizační padák, který zároveň i zpomalí sedadlo se otevírá pouze v módu 2 a 3. V módu 1, který je určen pro rychlosti pod 250 KEAS a do výšky 15 000 stop (cca 4 500 m), se padák nafoukne do 2 sekund od zahájení katapultáže. Katapultáž za podmínek 0-0 je součástí módu 1. V módu 2, který je určen pro rychlosti od 250 do 640 KEAS a do výšky 15 000 stop, se padák nafoukne cca do 3 vteřin od zahájení katapultáže. V módu 3, katapultáž v rychlostech nad 640 KEAS, je nafouknutí

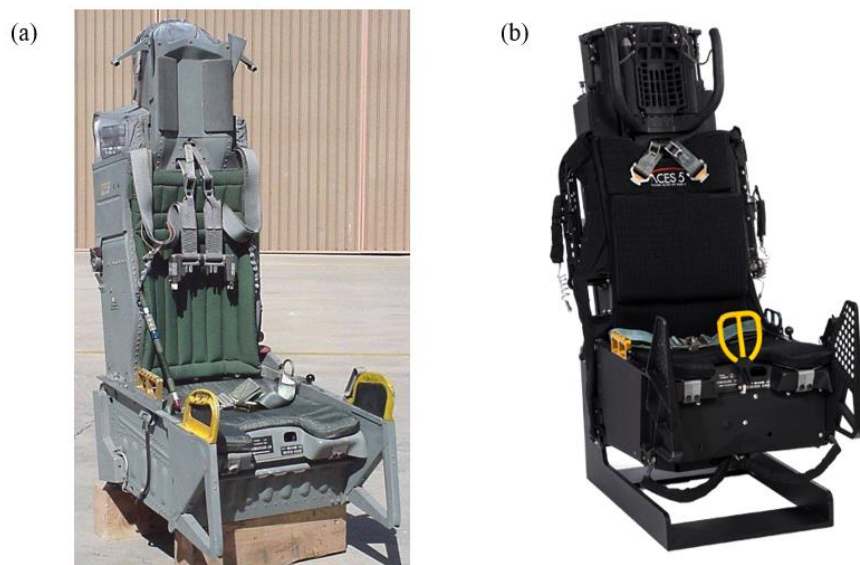
padáku zpožděno sekvencí, dokud sedadlo s pilotem nedosáhne podmínek módu 2 nebo módu 1, podle toho, co nastane dříve. Nadzvuková katapultáž je možná a spadá do módu 3. [25] [38]



Obr. 18 – Rozmístění módů katapultáže sedadla ACES II pro stíhačku F-16 [38]

3.3.1 ACES 5

Jedná se o nejnovější sedadlo od výrobce McDonell-Douglas. Vychází z konstrukce sedadla ACES II, nabízí více bezpečnostních prvků předcházejícím zranění pilota a tím pádem i celkově bezpečnější katapultáž sedadla. Oproti sedadlu ACES II obsahuje zařízení ochrany krku ve variantě airbagu kolem krku a hlavy, propracovanější aktivní systém zadržení rukou a samozřejmě je i systém zadržení nohou. Zlepšila se také samotná údržba, nyní je možné sedadlo z letadla vymontovat bez potřeby dočasného odstranění vrchlíku kabiny, což výrazně snížilo časovou náročnost údržby. Sedadlo je konstruováno pro katapultáž z podmínek 0-0 až do rychlosti 600 KEAS a výšky 60 000 stop (cca 18 300 m). [39]



Obr. 19 - Vystřelovací sedadla McDonell-Douglas; (a) ACES II; (b) ACES 5 [25] [39]

3.4 Problematika záchranných padákových systémů

Jedná se o zařízení zachraňující posádku letadla, popřípadě letadla, při ztrátě kontroly řízení, ať už v důsledku selhání konstrukce, nezvládnutí řízení (letadlo se ocitne v nenávratné spirále), nebo za jiných mimořádných situací. Zatím je toto bezpečnostní opatření dostupné jen pro lehká, ultralehká letadla, větroně, vírníky, paragliding, drony apod. Záchranné padákové systémy se stávají hodně populární a v dnešní době jsou instalovány do většiny vyráběných letadel kategorie UL a Experimental. Svědčí to o jejich kvalitě a spolehlivosti.

Záchranné padákové systémy jsou padáky umístěné převážně v zadní části zavazadlového prostoru letadla, společně s balistickým zařízením směřujícím ven. Balistické zařízení je ve většině případů malá raketa na tuhé palivo. Obecně, rozměry záchranného padákového systému rostou s výkoností a hmotností letadla, konkrétněji s rostoucí maximální provozní hmotností a rychlostí letadla.

3.4.1 Funkce záchranného padákového systému

Princip tohoto systému spočívá ve snesení letadla na padáku na zem. Využívá se kulatých neřiditelných padáků, protože jejich účelem je zpomalit letadlo na rychlost klesání, která umožňuje bezpečný dopad na zem. Právě tato jednoduchost zvyšuje jejich spolehlivost. Vrchlík padáku má ve svém středu větrací otvor, který umožňuje řízený únik části vzduchu, a tím snižuje oscilace a zajišťuje stabilní sestup. Nedá se konkrétně říct jakou rychlostí letadla klesají na padáku dolů. Závisí to převážně na provozní hmotnosti letadla a na velikosti vrchlíku padáku. Průměrně, ale rychlost klesání může dosahovat hodnot okolo 5 m/s u lehkých a ultralehkých letadel. [40] [41]

Proces probíhá následovně, pokud je potřeba, pilot zatáhne uvnitř letadla za páku, která v závislosti na letadle je umístěna na stropě kabiny, mezi sedadly, či pod palubní deskou. Raketa vystřelí a vytáhne padák s tzv. jezdcem (slider), který aerodynamicky zpevňuje padák a omezuje zatížení při nafukování. Jezdec je plochý látkový panel kruhového tvaru, který se při nafukování padáku posouvá od padáku k letadlu. Je důležitý z toho důvodu, aby nedošlo k prudkému zpomalení, a tak i velkému rázu, který by mohl poškodit drak letadla. Padák se postupně otevře za pomoci proudění vzduchu a postupně zvětšuje svůj objem a vlivem působení aerodynamických sil dochází k postupnému snižování rychlosti. Letadlo se spouští k zemi na padáku. ZPS jsou instalovány na letadla tak, aby při dopadu nejprve dosedl motor, který při dopadu pohltí nejvíce energie. Letadlo tak musí klesat s mírně nakloněným motorem dolů, umístěným v jeho přední části. Po aktivaci za pomoci ovládacího prvku je vše automatické. Letadlo a cestující uvnitř letadla sestupují dolů na padáku až do přistání. Neexistuje žádné opatření, které by umožňovalo "odříznout" nebo zrušit nasazení.

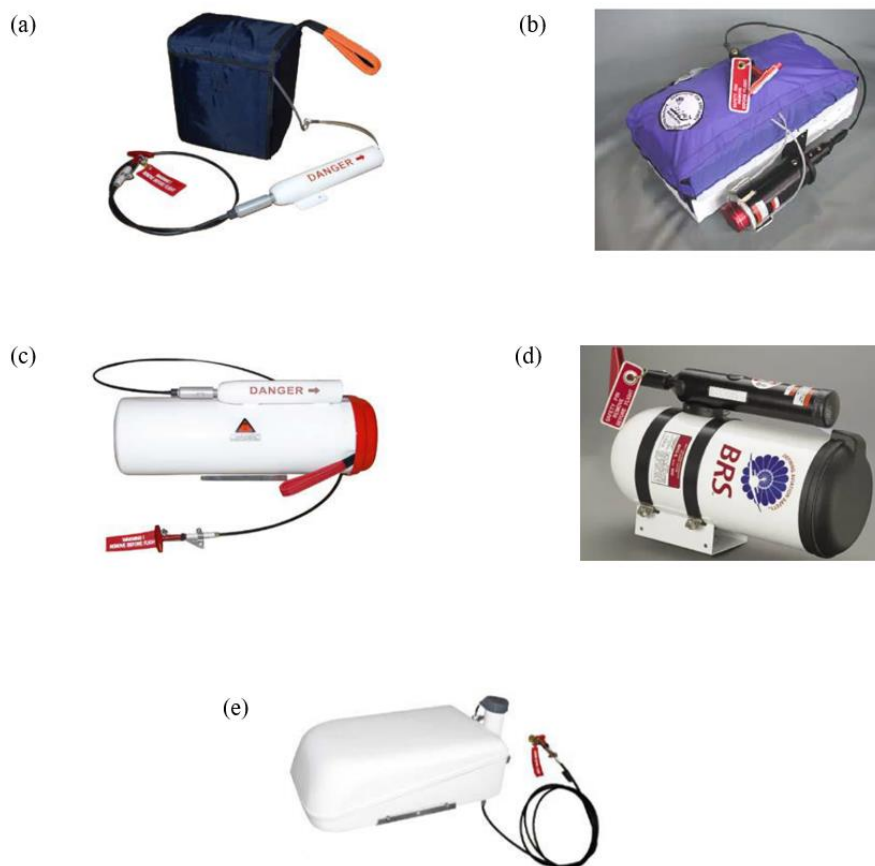
Co se výšky zahájení sekvence týče, výška je jednou z kritických proměnných, kterou je třeba vzít v úvahu při hodnocení bezpečnostního potenciálu systému. Vytažení padáku za letu a jeho alespoň částečné naplnění v jakékoli výšce velmi rychle sníží energii dopadu na zem. Čím nižší je energie dopadu, tím vyšší je šance na přežití. Avšak někteří výrobci i přesto uvádí minimální výšku použití záchranných padákových systémů z důvodů, aby došlo k úplnému nafouknutí padáku.

3.4.2 Uložení ZPS

Je možné využívat i více jak jeden padák pro ZPS. Tomu se pak říká vícečetné padákové systémy. Není však pravidlem, že čím větší letadlo, tím více padáků. Většinou záleží na výrobci, co preferuje, většinou se ale používají záchranné padákové systémy s jedním padákem. Místo umístění ZPS bývá označeno štítkem jako na Obr. 28. Používá se několik typů balení padáků ZPS. Prvním z nich je typ „Softpack“. Jedná se o padák umístěný v látkovém kontejneru a s raketou umístěnou zvlášť. Látkový kontejner je opatřen popruhy, které umožňují přichycení k letounu. Zároveň se jedná o nejčastější balení ZPS. [40] [42] [43]

Dalším hojně využívaným uložením ZPS je tzv. Canister. Jedná se o kulatou trubku, z pevného kovového materiálu (převážně dural), do níž je vlisován padák. Na jejíž vnější rám je přimontováno na pevně balistické zařízení. Setkáme se s tím méně než s uložením softpack. Použití to má převážně u letadel hmotnostní kategorie UL a nižší. [40] [42] [43]

Firmy BRS Aerospace a Stratos 07 dodávají ještě třetí způsob balení VLS System (Vertical Lunch System). Jedná se o laminátový kontejner, kde padák i balistické zařízení je schované uvnitř kontejneru, díky čemuž je padák odolný vůči klimatickým změnám. VLS je určen k vnější instalaci, nejlépe nad křídly letadla. Může být však umístěn pouze horizontálně. Je to poměrně nový a ojedinělý způsob usazení ZPS do letadla. Používá se převážně u kategorie letadel S-LSA. [42]

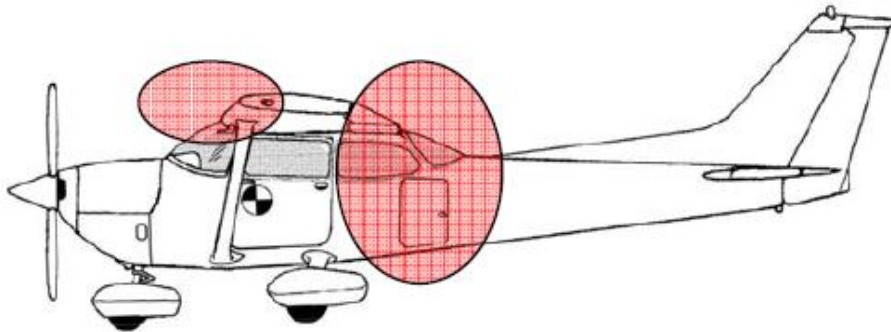


Obr. 20 - Typy záchranných padákových systémů; (a) Magnum Soft-pack; (b) BRS-6 Soft-pack; (c) Magnum Canister; (d) BRS-6 Canister; (e) Magnum VLS

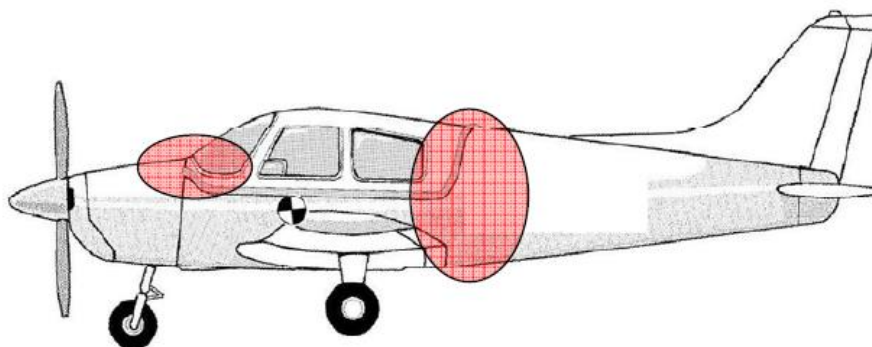
3.4.3 Upevnění kotevních lan padáku

Manuály výrobců záchranných padákových systémů popisují upevnění následovně. Padák musí být připevněn k letadlu nejméně třemi nebo čtyřmi kotevními lany. Minimálně třemi pro hornoplošník, minimálně čtyřmi pro dolnoplošník. Kotevní lana musí být připevněna ke kotevním bodům, schváleným výrobcí letadla. Tyto body jsou nejčastěji místa, kde jsou připevněny nosníky křídel. Kotevní body by měly být dimenzovány na zatížení alespoň nejméně 6 G, minimálně na 5,5 G. Pokud tomu tak není, závěsné popruhy musí být spojeny s podvozkem, nebo jinými místy, které tyto podmínky splňují. [40] [43]

Potah letadla v místech proniknutí rakety, a vedení lan skrz potah, musí být zeslaben. Zeslabení je nutné z důvodu bezproblémového utažení závěsných lan do správné polohy. Závěsná lana, která povedou skrz potah letadla, musí být vyrobena z oceli, aby při vzniku ostrých hran potahu nedošlo k přetržení lana. [40]



Obr. 21 – Oblasti umístění kotevních lan, High-Wing Aircraft [42]

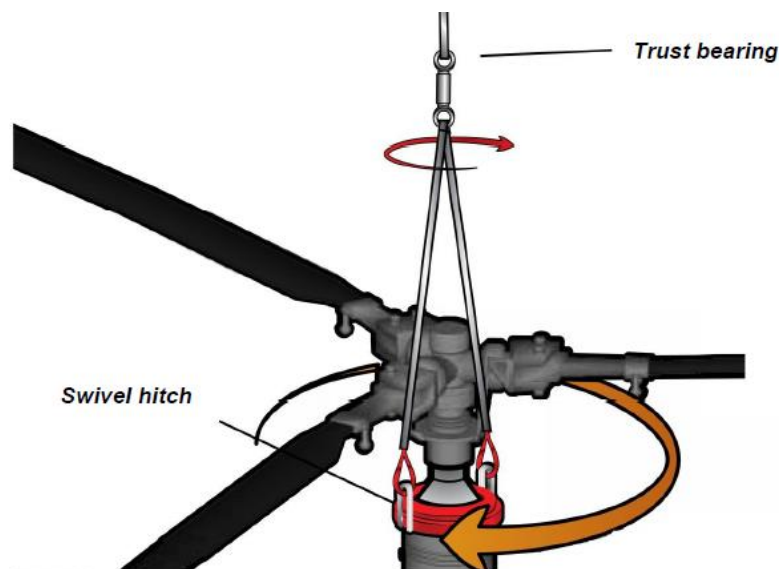


Obr. 22 – Oblasti umístění kotevních lan, Low-Wing Aircraft [42]

Záchranné systémy pro vrtulníky a vírníky jsou stále „relativně v plenkách“ a moc se s nimi nesetkáme, jejich využití je velké a mají obrovský potenciál do budoucna. U nás v ČR se záchrannou posádek vrtulníků a vírníků zabývají firmy Galaxy GRS a Stratos 07. Záchranné padákové systémy výrobce Galaxy GRS jsou určeny až do rychlosti vrtulníku 270 km/h a do hmotnosti 750 Kg. Zároveň poskytuje možnost záchrany posádky při nulové dopředné rychlosti ve výšce 110 m nad zemí. [44]

Způsob záchrany vrtulníků a vírníků probíhají následovně. Záchraný padákový systém je vystřelen vodorovně, kolmo ke směru letu na stranu proti otáčení rotorových listů. Po prosmeknutí kotevního lana přes otáčející se listy rotoru dojde k naplnění vrchlíku. Rotor se stále otáčí i při plně nafouknutém padáku. Aby nedošlo k namotání lan na rotor a zamotání padáku, kotevní body lan jsou umístěny těsně pod vrtulí a otáčí se společně s rotorem na otočném závěsu. Následně díky axiálnímu ložisku mezi spojovacími lany a padákovou šňůrou dojde k eliminaci vlivu otáčení rotoru a padáková šňůra se nezkrotí (padák se nebude otáčet společně s rotorem jako spojovací lana). [45] [44]

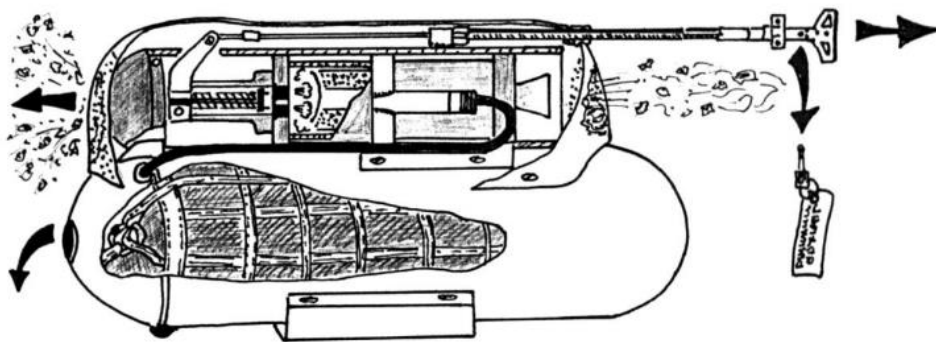
Systémy různých výrobců se nepatrně liší. Někteří výrobci používají místo axiálního ložiska volnoběžku pro eliminaci rotačního pohybu padáku. Drobné změny můžeme najít i u otočného závěsu, kde například u firmy Galaxy GRS se závěs postupně s nafukováním padáku suně nahoru po rotoru k vrtuli, kdežto u systému od firmy Stratos 07 je otočný závěs na konstantním místě. [45] [44]



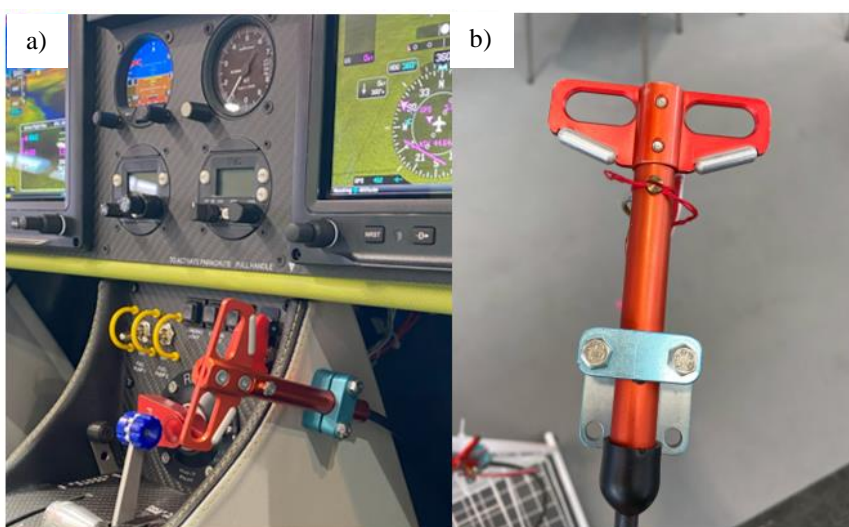
Obr. 23 - Schéma upevnění kotevních lan vrtulníku. [45]

3.4.4 Aktivace záchranného systému

Aktivaci záchranného systému lze zajistit zatažením za aktivační rukojeť spouštěče směrem k sobě. Systém je odpálen mechanicky při zatažení za rukojeť silou od 100 do 170 N, záleží na výrobcu. Aktivační páka je spojena s úderníkem pomocí pružného lana z nerezové oceli vedeného skrz pouzdro vyložené teflonem. Při vynaložené síle dojde pomocí dvojitého úderníku k zažehnutí zápalek, které vznikají prachovou nálož, která zapálí tuhou pohonnou hmotu raketového motoru. Odjistí se kryty raketnice a raketa vytáhne kontejner se záchranným padákem nad letoun. Systém je navržen tak, aby nedocházelo k velkému zpětnému rázu. V poslední době se do aktivace ZPS dostává i elektronika, a např. u letadel Cirrus už je aktivace balistického zařízení spuštěna elektronicky (aktivační páka stále zůstává). [40] [42] [43]



Obr. 24 - Schéma mechanismu aktivace ZPS [43]



Obr. 25 - Aktivační rukojeť systému Galaxy GRS;
a) umístění rukojeti na středovém panelu; b) samotná rukojeť

3.4.5 Konfigurace a údržba

Je třeba dodržovat údržbu záchranných padákových systémů, a proto výrobci udávají, že je padák třeba přebalit každých cca 6-10 let, vyměnit každých cca 20 let, a raketu vyměnit každých 10-13 let. V závislosti na výrobci se časové intervaly mohou lišit, konkrétně popsáno v manuálech. Manuály zároveň obsahují informace o balistickém zařízení jako jsou např.: raketa na vytažení padáku se nemůže samovolně vznítit a vystřelit; nemůže se samovolně odpálit, dokud pilot nezatáhne za aktivační rukojeť; raketa se nedá zapálit úderem, upuštěním ani žádným jiným úkonem. Jediný problém může být zahřátí, ale i toto je opatřeno (výrobce dále nespecifikuje v manuálech). [40] [42] [43]

Nabízené konfigurace od výrobců ZPS se odvíjí zejména od kategorie letadla (UL, Experimental, L-LSA, rogalo, vírník apod.). Neméně důležitými kritérii pro výběr jsou maximální provozní hmotnost, maximální provozní rychlost, hmotnost systému, rozměry systému, popřípadě minimální výška použití a čas otevření a naplnění padáku.

3.5 BRS Aerospace – Balistic Recorvery System

Jedná se o průkopníka a jednoho z hlavních výrobců a dodavatelů ZPS založeného v roce 1980. BRS Aerospace je jednou z prvních společností zabývajících se záchranným padákovým systémem. Podle údajů společnosti BRS bylo dodáno víc než 35 000 kusů padáků. Dodává a modernizuje ZPS do společností vyrábějící letadla jako jsou Vans Aircraft, Cessna, Cirrus Aircraft a do dalších 350 modelů letounů (letadla kategorie UL, LSA, kluzáky apod.). Cirrus SR-20 bylo první sériově vyráběné letadlo vybavené záchranným padákovým systémem. Navázal na něj model SR-22. [46]

V současné době je tento systém montován pouze do lehkých letadel s maximální hmotností do cca 820 kg. Výjimkou jsou pak i ZPS s maximální provozní hmotností do 1100 kg používané např. u letadel Cirrus. Firma BRS Aerospace vyvíjí i záchranný padákový systém pro letadla těžší jak 3500 kg a zároveň pro velmi lehká proudová letadla, jako je například Vision Jet společnosti Cirrus, využívající systém CAPS.

Firma BRS Aerospace se odlišuje od konkurence ve svém oboru tím, že vyvíjí a následně vyrábí a dodává záchranné padákové systémy pro konkrétní typy letadel. Většinou se jedná o spolupráci se společností vyrábějící lehká a ultralehká letadla, které chce do svých letadel zařadit tento bezpečnostní prvek. Výrobce ZPS následně dle charakteristik letadla, konstrukce a letových vlastností navrhne nový padák vyhovující konkrétnímu letadlu. Balistické zařízení není třeba navrhovat pro každé letadlo zvlášť. Součástí vývoje je i uložení ZPS do konstrukce letadla společně se systémem kotevních lan zvaným Harness. Samozřejmě BRS Aerospace nabízí i základní řadu záchranného systému, kterou je možno si nainstalovat do vlastního letadla, jehož součástí ZPS není. V těchto případech se pak výběr konfigurace řídí dle letových vlastností, pokud firma mezitím nevyvinula pro dané letadlo padákový systém. Často se s tímto postupem můžeme setkat u letadel Cessna 172 a 182, pro které je ZPS vyvinut a je možné ho instalovat i do starších modelů tohoto letadla. [41] [42]

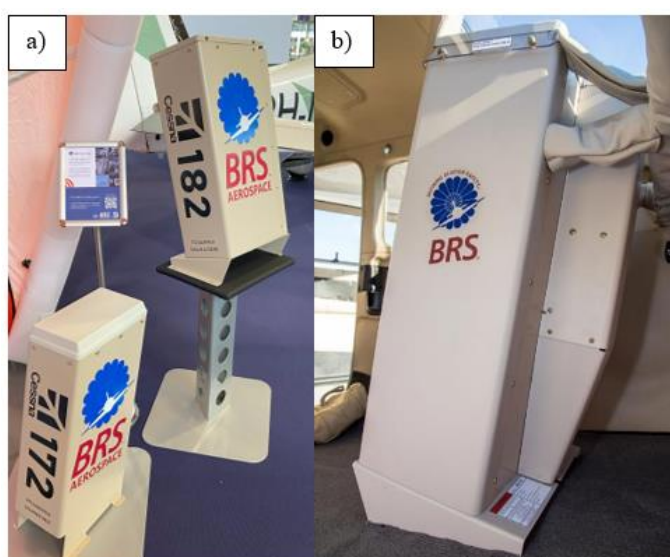
V Tab. 1 a Tab. 2 můžeme vidět konfigurace dodávaných padákových systémů výrobce BRS Aerospace pro letadla kategorie UL, řadu ZPS BRS-6.

Tab. 1 - Systémy BRS-6 - UL (1/2)

BRS AEROSPACE – BRS 6 – UL	600	800	1050 ASTM	1050 DEaC
Maximální provozní hmotnost (kg)	272	363	475	475
Maximální provozní rychlost (km/h)	222	222	222	276
Hmotnost systému Canister (kg)	10	10,4	12,7	12,7
Hmotnost systému VLS (kg)	10,4	11,3	13,2	N/A
Hmotnost systému Softpack (kg)	8,2	8,6	10,9	10,9
Rozměry systému Canister (cm)	46 x Ø18	55 x Ø18	55 x Ø18	55 x Ø18
Rozměry systému VLS (cm)	46x29x19	46x29x19	46x29x19	46x29x19
Rozměry systému Softpack (cm)	28x25x15	30x25x15	32x25x15	32x25x15

Tab. 2 - Systémy BRS-6 - UL (2/2)

BRS AEROSPACE – BRS 6 – UL	1350	1350 HS	1600	1800
Maximální provozní hmotnost (kg)	612	612	726	816
Maximální provozní rychlost (km/h)	222	296	222	282
Hmotnost systému Canister (kg)	N/A	N/A	N/A	N/A
Hmotnost systému VLS (kg)	15,4	N/A	N/A	N/A
Hmotnost systému Softpack (kg)	13,2	15	15,9	16,8
Rozměry systému Canister (cm)	N/A	N/A	N/A	N/A
Rozměry systému VLS (cm)	46x29x19	N/A	N/A	N/A
Rozměry systému Softpack (cm)	41x25x15	51x20x15	51x22x23	51x22x24



Obr. 27 – Kontejnery výrobce BRS pro uložení ZPS pro letadlo Cessna 172/182; a) prázdné kontejnery; b) instalovaný BRS v letadle Cessna 182 [46]



Obr. 26 - Aktivační páka a její umístění v letadle Cessna 182 [46]

3.6 CAPS – Cirrus Airframe Parachute System

Jedná se o záchranný padákový systém určený konkrétně pro letadla značky Cirrus, zejména pak pro modely letadel jako SR20 a SR22. Systém CAPS je standartně dodáván do těchto modelů letadel Cirrus již při jeho výrobě. CAPS vzniklo ve spolupráci s firmou BRS Aerospace. ZPS použit v letadlech Cirrus byl původně určen pro letadla Cessna 150 a byl upraven podle systému GARD (General Aviation Recovery Device) právě pro použití na letadlech Cirrus.

Než se objevili záchranné padákové systémy, muselo být u každého letadla prokázáno za pomoci letových zkoušek, že je možné letadlo vyvést z vývrtky. Pro dnešní letadla to platí také, avšak Cirrus SR-20 a Cirrus SR-22 nejsou schopny se z vývrtky dostat.

Letová příručka pilota k letadlu Cirrus SR20 zakazuje manévr zvaný výkrut. Schváleny jsou pouze takové operace zatáčení, při kterých je úhel náklonu omezen na 60°, protože letadlo je certifikováno v normální kategorii a není určeno pro akrobatický provoz, a má tak nepříznivé vlastnosti ve vývrťce (nebylo certifikováno pro návrat z vývrtky). Z tohoto důvodu je letadlo vybaveno záchranným padákovým systémem a je to pro něj nutností. Kdežto pro ostatní letadla prokazující tuto schopnost je to jen pojistka při jiné nouzové situaci. Příručka udává, že pokud se Cirrus SR20 dostane do nezvratné vývrtky, musí použít systém CAPS pro vyproštění z manévru a bezpečného návratu posádky na zem. Toto tvrzení a skutečnost hrají pak velkou roli v oblasti záchranných padákových systémů a v jejich vývoji. [47]

„Ve všech případech, pokud se letadlo dostane do neobvyklé polohy po přetažení nebo v souvislosti s ním, je třeba předpokládat, že došlo k vývrťce, a je nutné okamžité nasazení CAPS. Za žádných okolností by se nemělo pokoušet o obnovení rotace jinak než nasazením CAPS.“ „Letadlo není schváleno pro vývrtky a nebylo certifikováno pro tradiční charakteristiky pro návrat z vývrtky. Jedinou schválenou a prokázanou metodou obnovy po spinu je aktivace padákového systému Cirrus Airframe Parachute System (viz kontrolní seznam nasazení CAPS, tato část). Z tohoto důvodu, pokud se letadlo dostane do rotace, musí být CAPS okamžitě nasazen.“ [47]

Dle nezávislého rozhovoru se zaměstnanci společnosti Cirrus je letadlo Cirrus SR20 a SR22 schopné se dostat z vývrtky, informace o neschopnosti dostat se z vývrtky jsou chybné. Systém CAPS je tudíž instalován jako pojistka pro případy, kdy není kvůli nízké výšce či jiným vlivům možnost se z vývrtky dostat. Každopádně dle letové příručky pilota letadlo nebylo certifikováno pro tradiční charakteristiky pro návrat z vývrtky.

3.7 STRATOS 07 – Magnum parachute system

Firma STRATOS 07 s. r. o. jako taková vznikla v roce 1996 a zaměřuje se na výrobu a vývoj záchranných padákových systémů pro kategorie letadel UL a Experimental. Systémy Stratos Magnum jsou nejmodernější balistické padáky využívané mnoha výrobci letadel v Evropě a dalších zemích, včetně letadel SLSA dovážených do Spojených států. [48]

Konkrétněji balistické padákové systémy Magnum jsou určeny pro použití v závěsném létání, paraglidingu, motorovém létání na rogalech, motorovém paraglidingu, bezmotorových a motorových kluzácích, gyroplánech a také v široké škále dvoumístných a vícemístných lehkých letounů, sportovních letadlech, vrtulnicích a dronech, s maximální celkovou hmotností 1800 kg a rychlostí nasazení až 320 km/h. [40]

V Tab. 3, Tab. 4 a Tab. 5 můžeme vidět konfigurace dodávaných padákových systémů výrobce Stratos 07 pro letadla kategorie UL, Experimentnal,



Obr. 28 - Štítek označení ZPS na místě jeho uložení

Tab. 3 - Systémy Magnum – UL

MAGNUM – UL	M 250	M 300	M 450	M 450S	M 501	M 601
Maximální provozní hmotnost (kg)	300	325	450	450	475	759
Maximální provozní rychlost (km/h)	150	220	150	260	300	320
Hmotnost systému (kg)	6,8	7,75	9,95	11	9,2	12,4
Rozměry (cm)	28x17x25	27x16x28 21x14x45	28x16x39 24x20x38 20x19x45	28x16x41 20x19x48	24x19x35 28x16x38 41x17x24	24x20x43 25x17x49 41x20x25
Plocha vrchlíku (m ²)	65	66	102	102	86	130
Čas otevření při maximální rychlosti (s)	3	3	2,8	3	3	3
Minimální bezpečná výška použití při horizontálním letu (m)	80	80	80	80	180	180

Tab. 4 - Systémy Magnum – Experimental (1/2)

MAGNUM – EXP	M 601	M 650	M 800	M 901	M 1200	M 1201
Maximální provozní hmotnost (kg)	759	600	800	950	1200	1230
Maximální provozní rychlost (km/h)	320	250	250	320	250	250
Hmotnost systému (kg)	12,4	17	18,5	17,5	28	22
Rozměry (cm)	24x20x43 25x17x49 20x20x51 41x20x25	27x20x61 - - -	2x M501 - - -	24x28x50 - - -	3x M501 24x19x35 28x16x38 41x17x24	30x26x55 - - -
Plocha vrchlíku (m²)	130	150	172	206	258	252
Čas otevření při maximální rychlosti (s)	3	3	3	8	3,2	5
Minimální bezpečná výška použití při horizontálním letu (m)	-	-	-	-	-	-

Tab. 5 - Systémy Magnum – Experimental (2/2)

MAGNUM – EX	M 1401	M 1220	M 1800
Maximální provozní hmotnost (kg)	1400	1200	1800
Maximální provozní rychlost (km/h)	250	250	260
hmotnost systému (kg)	25	24	35
Rozměry (cm)	26x30x55	2x M601 24x20x43 25x17x49 41x20x25	3x M601 24x19x43 25x17x49 41x20x25
Plocha vrchlíku (m²)	252	260	390
Čas otevření při maximální rychlosti (s)	-	3	3,5
Minimální bezpečná výška použití při horizontálním letu (m)	-	-	-

3.8 Galaxy GRS Parachute System

Záchranný padákový systém výrobce GRS je navržen pro použití na lehkých a ultralehkých letadlech v extrémně malé výšce a v minimálním čase pro záchranu pilota a stroje zároveň. Systém je konstruován s dostatečně silným pohonným zařízením právě pro tyto extrémní případy záchrany posádek a letadel. Systém GRS je dodáván, jak v konfiguracích Softpack, tak i v konfiguracích Canister, vyráběných z duralu. Výrobce udává velké množství konfigurací padáků a raketového motoru v závislosti, zda se jedná o dron, kluzák, větroň, ultra lehké letadlo apod. Výrobce oproti firmě BRS vsází na velkou nabízenou škálu padáků a balistických zařízení, a má možnosti nakonfigurovat sestavu ZPS pro téměř každé letadlo ve zmíněných kategoriích. [43]

Padák systému není vytahován postupně z kontejneru a nafukován proudem vzduchu, jako u jiných dosud používaných systémů konkurenčních výrobců, ale je bezpečně vytažen v čase od 1,5 – 3,2 sekund, ve vzdálenosti 15-18 metrů ve směru nad letounem, nebo mírně šikmo dozadu ve speciálním kontejneru, a až poté dojde k jeho rozbalení a nafouknutí. To významně snižuje riziko průniku trosk letounu do vrchlíku padáku. [43]

V Tab. 6 a Tab. 7 můžeme vidět konfigurace dodávaných padákových systémů výrobce Galaxy GRS pro letadla kategorie UL a Experimental.

Tab. 6 - Systémy Galaxy GRS – UL

GALAXY GRS – UL	GRS 6 375 SD	GRS 6 473 SD	GRS 6 473 SD SPEED	GRS 600 SD SPEEDY	GRS 600 SD SPEEDY DAeC	GRS 600 SD SPEEDY FF
Maximální provozní hmotnost (kg)	375 415	473 500	473 525	600 -	600 -	600 600
Maximální provozní rychlost (km/h)	325 290	325 290	310 305	315 -	365 -	380 400
Hmotnost systému včetně raketového systému (kg)	9,2	9,5	10,8	12,3	12,3	12,3
Rozměry (cm)	44x25x15 37x27x16	50x25x15 42x27x16	50x25x15 42x27x16	54x25x16,5 49x25x19	54x25x16,5 49x25x19	44x28x23 36x38x20
Plocha vrchlíku (m²)	70	85	96	115	115	115
Čas otevření při maximální rychlosti (s)	4,3	5	4,6	5,2	6	5,6
Minimální bezpečná výška použití při horizontálním letu (m)	80 -	110 130	80 -	110 -	110 -	120 150

Tab. 7 - Systémy Galaxy GRS – Experimental

GALAXY GRS – EXP	GRS 6 800-900 SDS	GRS 6 1200-1390 SDS	GRS 6 1420-1640 SDS	GRS 6 1640-1750 SDS	GRS 6 1750-1950
Maximální provozní hmotnost (kg)	800 900 1050	1200 1390 -	1420 1640 -	1640 1750 -	1750 1950 -
Maximální provozní rychlost (km/h)	380 350 315	380 350 -	300 250 -	360 335 -	380 340 -
Hmotnost systému včetně raketového systému (kg)	21,7	31,5	31,5	41	45
Rozměry (cm)	48x34x23 48x38x21	67,5x38x23 72x38x21	67,5x38x23 72x38x21	58x40x30 -	68x40x30 -
Plocha vrchlíku (m²)	175	245	245	320	360
Čas otevření při maximální rychlosti (S)	5,7	5	6	5,4	6,2
Minimální bezpečná výška použití při horizontálním letu (m)	140	150	150	170	170

4 Porovnání prostředků dle vybraných kritérií

4.1 Porovnání vystřelovacích sedadel

Vystřelovací sedadla patří mezi nejdůležitější vybavení moderních stíhacích letounů. Mají za úkol zachránit pilota při nouzové situaci, kdy nezbyvá jiná možnost záchranu než opustit letadlo.

Následné porovnání se bude týkat vystřelovacích sedadel ACES II a Mk.16 – US16E (dále jen Mk.16), aktuálně patří mezi nejpoužívanější sedadla, která jsou prověřena historickým vývojem a velkým počtem zachráněných životů. Tato sedadla patří mezi špičku ve své kategorii aktuálně používaných sedadel. Vhodné je zmínit, že sedadlo ACES II je poněkud starší prototyp, respektive vychází z konstrukce sedadla z 80. let 20. století. Je však s vývojem technologií patřičně aktualizováno. V porovnání by se sedadlo ACES II dalo nahradit jeho novější verzí ACES 5, bohužel však o tomto prototypu není moc informací dostupných veřejnosti (aspoň zatím), ale bude taky zmíněno v porovnání.

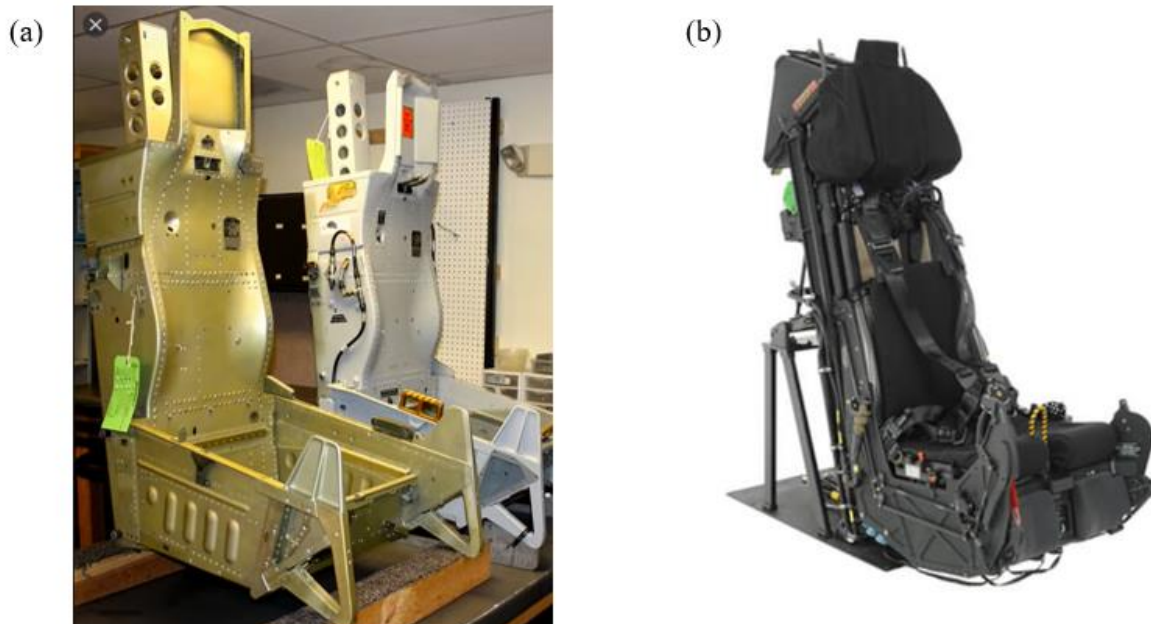
Sedadla jsou si velmi podobná, co se týče možností použití a rozmezí hmotnosti posádky. Obě sedadla jsou schopna katapultáže modu 0-0 (katapultáž za nulové výšky a rychlosti). Maximální rychlost pro katapultáž udává výrobce sedadla ACES II 640 KEAS a pro sedadlo Mk.16 pak 600 KEAS. Hmotnostní rozsah pilota pro sedadlo ACES II je 60-100 kg (v modernizovaných verzích může být rozsah větší), a pro sedadlo Mk.16 je hmotnostní rozsah pilota 47-112 kg. Jak je vidět, charakterové vlastnosti sedadel jsou velmi podobné. Mk.16 však dává možnost výběru většího množství pilotů do armády díky většímu hmotnostnímu rozsahu posádky sedadla až o 25 kg. V následujících podkapitolách bude provedeno porovnání sedadel po konstrukční stránce, po stránce výstroje a katapultáže.

4.1.1 Konstrukce a pohonné jednotky

Největší rozdíl mezi sedadly můžeme najít právě v jejich konstrukci (kostře či šasi). Sedadlo ACES II má monokokovou konstrukci tvořenou převážně z hliníkových slitin s hřebeny pro zvýšení pevnosti konstrukce. Jednotlivé díly konstrukce jsou většinou lisovány. Sedadlo je v kokpitu upevněno ke kolejnicím pomocí sady tří válečků na každé straně zadní části sedadla (identické jako u ESCAPAC). Vyproštění sedadla z kokpitu zajišťuje raketový katapult, k udržení pohybu slouží raketový motor (oboje na tuhé palivo). Katapult je připevněn k sedačce na konci opěrky hlavy. Stabilizační systém STAPAC je umístěn pod sedadlem u jeho zadní části, podobně jako raketový motor. Další rozdíl od sedadla Mk.16 je rukojeť aktivace katapultáže. Starší typy sedadel disponovaly touto rukojetí na bocích sedadla. Byly mechanicky spojeny, zvednutím jedné se zvedla i druhá. Do stíhaček F-16 a F-22 se následně začaly instalovat rukojeti aktivace katapultáže, jak na kraj sedačky, tak i mezi nohy pilota, na přední část sedáku. Výhodou rukojeti mezi nohama pilota je, že se tak předchází zranění, které by mohlo způsobit proudění vzduchu při katapultáži. Pilot má ruce před tělem a pevně se drží, nehrozí, že by pilotovi tzv. plandaly ruce (stávalo se u rukojetí na bocích sedadla).

Co se sedadla Mk.16 týče, jeho primární konstrukci tvoří dvě teleskopické trubky. Ty zároveň slouží jako hlavní katapult. Konstrukce sedáku je tvořena převážně z kompozitních materiálů a je podobná jako u sedadla ACES II. Konstrukci opěradla doplňují dvě teleskopické trubky

sloužící jako i hlavní katapult. Sedadlo je upevněno v kokpitu přes sestavu katapultu, kde katapultem je plynový generátor. Po vyhození sedadla z letadla je k udržení pohybu použit raketový systém umístěný taktéž pod sedadlem, jako u ACES II. Výrobce sedadel firma Martin-Baker instaluje madla pro zahájení katapultáže, již od výroby sedadel Mk.8, mezi nohy pilota, dopředu na kraj sedáku. Toto řešení předchází zranění a také zajišťuje více prostoru v kokpitu po stranách sedadla.



Obr. 29 - (a) Holá konstrukce sedadla ACES II; (b) Sedadlo Mk.16 US16E [34]

4.1.2 Výstroj sedadel

Obě sedadla mají velmi podobnou výstroj. Co se padáku týče, každý má sice jiný typ padáku, ale jejich funkce je shodná a umístění taktéž. Padák pilota je umístěn v záhlaví, konkrétně v opěrce hlavy sedadla a stabilizační padák je umístěn v zadní části opěradla sedadla v oblasti trupu pilota. Obě sedadla disponují padákem pro sedadlo.

Liší se v bezpečnostních prvcích. Mk.16 disponuje systémy aktivního zadržení rukou, zadržení nohou a zařízením chránící krk. Sedadlo ACES II disponuje bezpečnostními systémy zadržení nohou, rukou a jistou ochranou krční páteře, není tak efektivní jako u Mk.16, kde je toto řešeno za pomoci airbagů. V rámci budoucího vývoje sedadel ACES je vyvinuto sedadlo ACES 5, které disponuje všemi výše uvedenými bezpečnostními prvky. Aktuálně jsou nedostupné informace o používání tohoto sedadla v letadlech. Pro porovnání s Mk.16 by bylo zajímavějším konkurentem. Sedadlo Mk.16 se může díky větší škále bezpečnostních prvků zdát jako bezpečnější. Posouzení bezpečnosti sedadel by bylo vhodnější provést na základě statistických údajů o výsledcích katapultáže. Z technických parametrů není vhodné usuzovat, které ze dvou sedadel je bezpečnější, protože úspěšná katapultáž nezávisí pouze na konstrukci sedadla a jeho výstroji, ale na více faktorech.

Každé sedadlo obsahuje nouzový přísun kyslíku, který umožní pilotovi dýchat, dokud se nedostane do výšky, kde je to možné. Na sedadle ACES II umístěna plynová nádoba na vnější

straně levého boku sedadla. Na sedadle Mk.16 je tato nádoba na zadní straně sedadla. Plynová nádoba obsahuje kyslík cca na 10 minut.

Další výstrojí sedadla je souprava pro přežití, z anglického „personal survival pack“ (PSP). Jedná se o balík nebo krabici poskytující nejnútnější věci pro přežití na zemi, či na vodě v případě námořního letectva, po dopadu pilota na zem po katapultáži z letadla. U sedadla ACES II se jedná o měkký obal, který je uložen pod laminátovým víkem sedáku sedadla. Podobně je umístěn PSP i v sedadle Mk.16.

Obě porovnávaná sedadla disponují sekvencem, zařízení pro snímání okolí a vyhodnocení módů katapultáže. Rozdíl v sekvencerech jednotlivých sedadel je následující. Sekvencer pro sedadlo ACES II má na výběr ze tří módů katapultáže podle výšky a rychlosti letadla (respektive sedadla), spustí se při zahájení katapultáže a vysunutí pitotových trubic. Kdežto sedadlo Mk.16 využívá digitální sekvencer se strategií nepřetržitého snímání parametrů vnějšího prostředí. Díky tomu se za určitých výškových a rychlostních podmínek mění časy při kterých se padák vypouští, pro co nejlepší a nejbezpečnější katapultáž. V tomto ohledu rozhodně vede sedadlo Mk.16 a jeho sekvencer. Tři módy pro sedadlo ACES II jsou pravděpodobně dostačující a není nutnost je inovovat. ACES 5 je však sedadlo páté generace a je řízeno digitálně, podobně jako sedadlo Mk.16.

4.1.3 Katapultáž sedadel

Co se sedadla ACES II týče, jak bylo zmíněno, sekvencer má na výběr ze tří módů katapultáže. Přičemž nafouknutí padáku v modu 3 nastane po katapultáži a dosažení podmínek (rychlosti a výšky) modu 1 nebo 2. Do těchto módů se sedadlo dostane pomocí stabilizačního padáku, který sedadlo po katapultáži účinně brzdí.

Například podle manuálu pro katapultovací sedadlo pro letadlo F-16, se časy katapultáže liší následovně. Pro mód 1, nafouknutí padáku do 2 vteřin od zahájení katapultáže (včetně katapultáže za podmínek 0-0). Pro mód 2, nafouknutí padáku do 3 vteřin od katapultáže. Pro mód 3 je sekvence zpožděna, jak bylo zmíněno v kapitole 3.3. U sedadla Mk.16 nebyly nalezeny informace o časech katapultáže, ale vzhledem k fyzickým schopnostem pilota budou časy velmi podobné. Katapultáž jinak probíhá v obou případech prakticky stejně. Rozdíl můžeme najít u stabilizačního padáku. U sedaček ACES II se stabilizační padák vysouvá pouze v modech 2 a 3, kdežto u sedadla Mk.16 se stabilizační padák vysune v každém případě, a to i při katapultáži za podmínek 0-0. Obr. 18 ukazuje, jak jsou rozděleny módy pro sedadlo ACES II pro stíhačku F-16. Jedná se o závislost indikované vzdušné rychlosti a výšky letadla při zahájení katapultáže. Další rozdíl je v provedení katapultáže sedadel. Sedadlo ACES II je vedeno pomocí kolejnič s válečky na sedadle a za pomoci katapultu s raketovým pohonem. Sedadlo Mk.16 využívá k vytažení sedadla z trupu letadla katapult na principu plynového generátoru. Pro udržení pohybu pak obě sedadla využívají raketového pohonu.

4.2 Porovnání záchranných padákových systémů: UL

Tato kapitola bude zaměřena na porovnání tří záchranných padákových systémů pro kategorie letadel UL a bude se týkat ZPS typu Softpack, dle jejich nejdůležitějších vlastností jako je maximální provozní rychlost a hmotnost, váha ZPS, jejich rozměry, čas apod. Porovnání se týká dodávaných systémů uvedených v tabulkách: Tab. 1, Tab. 2, Tab. 3, Tab. 6.

Záchranné padákové systémy jsou klíčovou součástí bezpečnosti letadla při letu. V případě nouze mají zajistit bezpečný návrat posádky zpátky na zem. Na trhu existuje několik různých typů ZPS, které se od sebe liší možnostmi použití, kapacitou, rychlostí apod. Při výběru a instalaci správného záchranného padákového systému pro letadlo jsou nejdůležitějšími vlastnostmi maximální provozní hmotnost a rychlost letadla.

Porovnání se bude týkat ZPS výrobců BRS Aerospace, Straots 07 s. r. o. a GalaxySky GRS. Pro firmu BRS Aerospace bude porovnání ilustrativní. Jedná se sice o velkého průkopníka a dodavatele ZPS, má však poměrně omezenou dostupnost informací o systémech a jejich vlastnostech, zároveň ve většině případů vyvíjí pro každé letadlo konkrétní ZPS. Z toho důvodu, se bude porovnání týkat hlavně zbylých dvou výrobců, kteří dodávají veškeré informace o vlastnostech ZPS.

Důležité je také zmínit, že uvedený sortiment dodávaných ZPS pro obě kategorie letadel není úplný. ZPS byly vybírány tak, aby si byly jednotlivé typy podobné a mohly se mezi sebou porovnávat. Dalším kritériem výběru pro úplné porovnání je častější využití, doporučení výrobcem a krajní nabízené konfigurace záchranných padákových systémů.

4.2.1 Maximální provozní hmotnost a rychlost

Maximální provozní rychlost a hmotnost, jsou jedny z hlavních kritérií pro výběr ZPS pro dané letadlo. Jednotlivé maximální provozní hmotnosti a rychlosti ZPS jsou si podobné. Každý výrobce má trochu jiné váhové stupně, ale ve výsledku je jejich rozsah provozních hmotností od cca 300 do 800 kg.

Rozptyl maximální provozní hmotnosti u jednotlivých výrobců si je velmi podobný. Nicméně firma Galaxy GRS dodává ZPS pro letadla kategorie UL pouze do 600 kg, kdežto zbylí dva výrobci až do hmotnosti pohybující se okolo 800 kg. Co se týče kategorie prostředků s hmotností pod 300 kg, tak firmy Stratos 07 a Galaxy GRS dodávají ZPS i pro tuto kategorii. Jsou však primárně určeny pro závěsné létání, paraglaiding, drony apod. Firma BRS Aerospace dodává ve své základní řadě BRS-6 i padákový systém s hmotností pod 300 kg primárně určen pro UL.

Větší rozdíl je však v rozptylu maximální provozní rychlosti, kdy ZPS firmy Galaxy GRS jsou schopny zachránit posádku při podstatně vyšších rychlostech než jejich konkurence, konkrétně až do rychlosti 400 km/h. Zajímavé je že výrobce BRS Aerospace dimenzuje ZPS převážně na maximální provozní rychlost 222 km/h, oproti ostatním výrobcům, kde rychlost u některých systémů spíše roste se zvětšující se velikostí ZPS.

4.2.2 Rozměry, váha, plocha vrchlíku ZPS

Rozměry ZPS závisí hlavně na materiálu padáku, zejména pak na jeho složení do obalu. Nemá tedy moc smysl se tímto porovnáním zabývat. Padáky jsou složeny samozřejmě tak, aby došlo ke správnému nafouknutí padáku, a aby byly co možná nejmenší. Systémy Magnum a GRS mohou být dodány ve více rozměrech, kdežto systémy dodávány firmou BRS umožňují dle dostupných informací pouze jeden rozměr.

Hmotnost ZPS následně závisí na materiálu ZPS i na použitém balistickém zařízení. A protože každá firma používá jiné balistické zařízení, tak i toto vytváří poměrně velké rozdíly v hmotnostech ZPS pro srovnatelné rozsahy váhy a rychlosti letadel. Například záchranný padákový systém BRS-1800 s maximální provozní hmotností 815 kg můžeme porovnat s ZPS Magnum M601 s maximální provozní hmotností téměř 800 kg. Zároveň tyto dva ZPS mají stejnou hodnotu maximální provozní rychlosti, hmotnost ZPS BRS-1800 je až o 5 kg těžší než ZPS Magnum M601. Může to být způsobeno i tím, že firma Galaxy GRS dodává pouze padák v obalu a balistické zařízení, kdežto firma BRS ve většině případů řeší i uložení ZPS v letadle.

Při porovnání jednotlivých hmotností záchranných padákových systémů vyplývá, že váhy systémů Magnum a GRS jsou téměř shodné. Oba výrobci dodávají ZPS typu Soft-pack v podobné váhové kategorii.

Plocha padáků ZPS úměrně roste se vzrůstající maximální provozní hmotností a rychlostí letadla, viz. Obr. 30. Výjimkou je padák ZPS Magnum M501, který je určen pro vyšší rychlosti než M401, ale pro stejnou provozní hmotnost. Jeho plocha padáku je však výrazně menší, jeho minimální výška použití je o 100 metrů vyšší než u ZPS M401, což při záchraně posádky může hrát zásadní roli.

4.2.3 Čas naplnění padáku a minimální výška použití

Při porovnání časů a minimální výšky použití ZPS Magnum a Galaxy GRS je zřejmé, že ZPS Magnum jsou v obou směrech o něco popředu. Časy otevření padáků jsou kratší o cca 2 vteřiny. U systémů Galaxy se uvádí nejkratší čas otevření 4,3 vteřiny. Minimální výška použití Magnum je v průměru o 30 m menší.

U systémů Magnum je naplnění padáků velmi rychlé, zpravidla do 3 vteřin od začátku nafukování. Zároveň je systém účinný i při velmi malé výšce, udáváno 80 m. Úspěšnost záchrany v malé výšce bude vždy záviset na součiniteli horizontální a vertikální rychlosti v okamžiku použití záchranného systému. Padáky konstruované na maximální rychlosti 260 km/h, 300 km/h a vyšší, se budou otvírat déle, aby postupně zbrzdily pád letounu z vysoké rychlosti a nepřekročily přípustné násobky pevnosti (5,5 G) na kotevní body lan, a nedošlo k jejich destrukci nebo vytržení. Doporučuje se aktivovat záchranný systém ve výškách nad 200 m nad zemí. Avšak i v menších výškách může záchranný systém zachránit život. [49]

4.3 Porovnání záchranných padákových systémů: Experimental

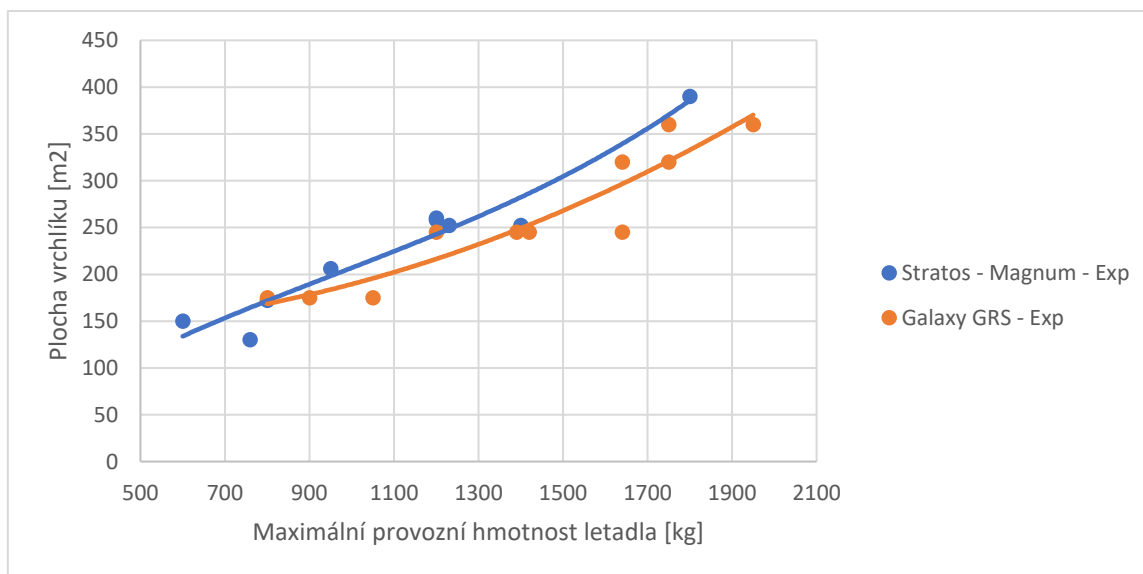
V této kapitole bude provedeno porovnání záchranných padákových systémů pro letadla kategorie Experimental výrobců Stratos 07 a Galaxy GRS. Při porovnání jsou informace čerpány z tabulek: Tab. 4, Tab. 5, Tab. 7.

4.3.1 Maximální provozní hmotnost a rychlost

Hmotnostní intervaly systémů jsou pro tuto kategorii letadel velmi podobné, cca od 800 kg do 1800 kg, až na výjimky. Záchranné systémy GRS mají však mírně navrch s nabízeným ZPS do hmotnosti až 1950 kg a maximální provozní rychlosti až 340 km/h. Na první pohled je patrné, že záchranné systémy Magnum zaostávají za konkurencí hlavně v oblasti maximální provozní rychlosti, a to docela výrazně. Ovšem pokud letadlo není tak výkonné, je instalace ZPS pro vyšší rychlosti nadbytečná. Maximální provozní rychlost systémů GRS je v průměru vyšší až o cca 80 km/h oproti systémům Magnum. Platí však u systémů GRS, že pro stejný padákový systém a pro letadla se stejnou maximální provozní hmotností, zpravidla klesá maximální provozní rychlost záchranného systému. Ve výsledku jsou ZPS Galaxy GRS více konzervativní než systémy Magnum a jsou určeny pro vyšší provozní rychlosti při stejné provozní hmotnosti. Na druhou stranu ZPS Magnum jsou nabízeny ve více konfiguracích, aby bylo dosaženo stejných výsledků.

4.3.2 Rozměry, váha, plocha vrchlíku ZPS

Rozměry opět závisí převážně na sbalení padáku. Váha ZPS se tu však výrazně liší. Například váhový rozdíl mezi výrobcí pro systémy s max. provozní hmotností do 800 kg je 9,3 kg. U systémů pro max. provozní hmotnost 1800 kg je rozdíl cca 10 kg. Co se ostatních váhových kategorií týče, je rozdíl cca 3,5 kg. Plochy vrchlíku padáků jednotlivých váhových kategorií jsou v porovnání mezi výrobcí velmi podobné. Stejně jako u ZPS pro UL platí, že s rostoucí maximální provozní hmotností a rychlostí roste plocha vrchlíku padáku, viz. Obr. 30.



Obr. 30 - Závislost plochy vrchlíku na maximální provozní rychlosti ZPS – kategorie Experimental

4.3.3 Čas naplnění padáku a minimální výška použití

Časy otevření padáku jsou opět menší u systémů Magnum, a to v průměru o cca 2 vteřiny. I tak malý rozdíl však může znamenat jisté riziko, hlavně při použití v minimální dovolené výšce udávané výrobcem. V porovnání systémů mezi kategoriemi letadel Experimental a UL, jsou časy otevření padáku u systémů Magnum velmi podobné. U ZPS Galaxy GRS je otevření padáku, oproti kategorii UL, o cca 1 vteřinu pomalejší.

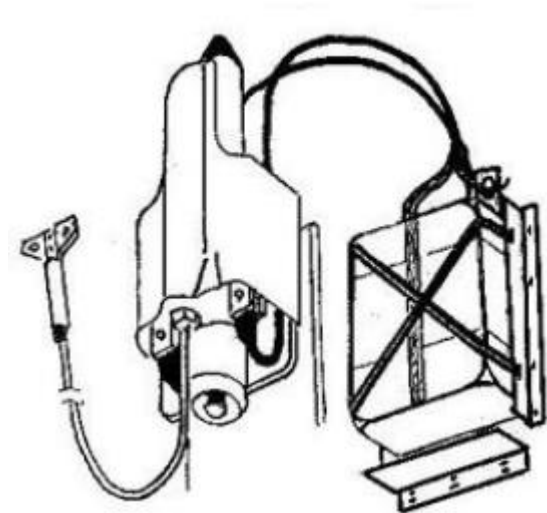
Co se minimální výšky použití týče, pro systémy Magnum kategorie letadel Experimental nejsou informace uvedeny. U záchranných systémů Galaxy GRS je však minimální výška použití od 140 do 170 m, a cca v průměru o 50 m větší než u letadel kategorie UL. Je možné použít záchranný padákový systém pod minimální dovolenou výškou použití udávanou výrobcem, ten však v této situaci nezaručuje pozitivní výsledek při nasazení ZPS.

Mezi padákovými systémy Magnum najdeme i vícečetné padákové systémy označené v rozměrech např. jako 3x M601. Toto konkrétní označení značí 3x systém Magnum 601 o rozměrech např. 24x195x430 mm. Je to velmi dobré řešení, jak zvětšit efektivitu systému a zároveň jak toto zařízení nainstalovat na větší a výkonnější letadla, relativně levně a snadno. To dává firmě Stratos 07 možnost zařadit více hmotnostních intervalů, zvětšit efektivitu padákového systému a rozšířit tak sortiment padákových systémů.

5 Konceptní návrh mechanického systému iniciace záchranného vybavení letounu

V této kapitole bude proveden konceptní návrh kladkového mechanismu pro přenos pohybu mezi aktivační rukojetí a pákou aktivace odpalovacího zařízení. Kladkový mechanismus patří mezi nejstarší a nejúčinnější strojní prvky pro přenos pohybu, a proto je vhodným řešením pro tento případ. Ve snaze navrhnout, co možná nejjednodušší a nejúčinnější mechanismus, je třeba zjistit, jak bude mechanismus zatěžován, jaké jsou požadavky dle EASA a jak je třeba konceptní návrh ověřit. Respektive, co bude následně důležité pro pevnostní výpočet.

V praxi se běžně používá lano vedené v bovdenu pro přenos pohybu mezi aktivační rukojetí a pákou aktivace odpalovacího zařízení ZPS. Vedení lana se většinou provádí pod nohama posádky, v zakryté části letadla. U letadel Cirrus je aktivační rukojeť umístěna na stropě kabiny, vedle hlavy pilota, rukojeť je opatřena krytkou. Lano vedené v bovdenu má však své omezení a pro jeho instalaci jsou uvedeny instalační doporučení a pokyny, například rádius zaoblění lana a bovdenu nesmí být menší jak 5 cm, umístění aktivační rukojeti nesmí být v místě umístění ostatních pák (klapky, ovládání podvozku apod.) a musí být v zorném poli posádky bez extrémního otáčení hlavy a další.



Obr. 31 - Schématický nákres sestavy ZPS



Obr. 32 - Vedení aktivačního lana v letadle Cirrus SR20 a SR22 [42]

Mechanismus a pevnostní výpočet konceptního návrhu mechanismu musí respektovat podmínky uvedené níže, stanovené dle certifikace specifikace CS-23 dodatku 3 (Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu), vydané Evropskou agenturou pro bezpečnost letectví (EASA). Dále dle CS 23.303 pro součinitel bezpečnosti musí být používána hodnota 1,5, pokud není stanoveno jinak. [50]

CS 23.305 následně upřesňuje pevnost a deformaci [50]:

- a) Konstrukce musí být schopna snášet provozní zatížení bez výskytu škodlivých trvalých deformací. Při každém zatížení až do provozního zatížení nesmí deformace narušit bezpečný provoz.
- b) Konstrukce musí být schopna snášet početní zatížení bez porušení po dobu nejméně 3 sekund, mimo lokální poruchy nebo konstrukční nestability, které se vyskytnou v rozmezí provozního a početního zatížení, ale které jsou přípustné jen v případě, že konstrukce odolá požadovanému početnímu zatížení po dobu nejméně 3 sekund.

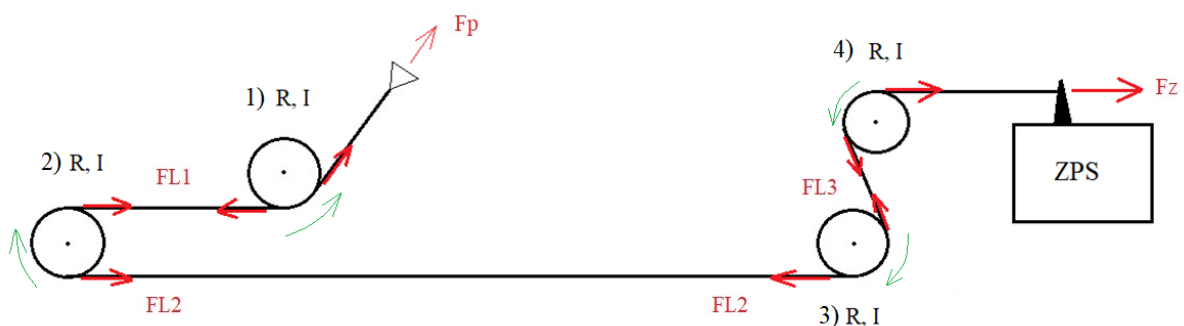
Průkaz pevnosti konstrukce dle CS 23.307 je vyhovění požadavkům na pevnost a deformaci dle CS 23.305 a musí být prokázáno pro všechny kritické podmínky zatížení. [50]

5.1 Schéma a popis koncepčního návrhu mechanismu

Mechanismus iniciace aktivace záchranného vybavení není navrhnout na konkrétní letoun, a tudíž ani nejsou dány rozměry mechanismu co do vzdálenosti středů kladek, délka lana, či kde bude mechanismus uložen a jak. Jedná se o koncepční návrh neboli, jak by tento problém mohl být vyřešen. Pro konkrétní použití v letadle by se dal následně koncept modifikovat.

Schéma kladkového mechanismu pro koncepční návrh je zobrazeno na Obr. 33. Červeně jsou označeny působící síly a zeleně směr otáčení kladek. Celý mechanismus se skládá ze čtyř stejných kladek, lana, aktivační rukojeti a páky aktivace odpalovacího zařízení ZPS. Všechny kladky jsou voleny stejně velké, z důvodu snížení rizika záměny při montáži mechanismu a zjednodušení výroby. Aktivační rukojeť je madlo, za které při nouzové situaci zatáhne pilot, či jiný člen posádky a aktivuje záchranný padákový systém. Páka aktivace odpalovacího zařízení ZPS je páka v samotném zařízení, která spouští balistické zařízení systému a tím i celý záchranný padákový systém.

O kladkovém mechanismu se dá říci, že jeho konstrukce je relativně jednoduchá, je téměř bez údržbový, je schopen snášet relativně velké zatížení a jeho instalace pomocí nýtování je relativně jednoduchá. Na druhou stranu je mechanismus těžší než pouhé ocelové lano vedené v bovdenu. V leteckém průmyslu je kladen velký důraz na hmotnost, a proto je snaha navrhnout mechanismus menších rozměrů, aby nedošlo ke zbytečně velkému nárůstu hmotnosti.



Obr. 33 - Schéma kladkového mechanismu pro aktivaci ZPS

Návrh koncepčního mechanismu bude obsahovat charakter zatížení systému jako celku, zatížení jednotlivých prvků a jejich kontrolu vůči mezním stavům. Bude diskutováno konstrukční řešení každého prvku od kladky až po její možné uložení v draku letadla. Po vyřešení problému vnitřních částí systému (kladky, čepy, uložení apod.) bude návrh zaměřen na vnější části mechanismu a bude řešeno působení sil a bezpečnost aktivační rukojeti a páky odpalovacího zařízení.

5.2 Popis zatížení v mechanismu a kritické místo

Nejedná se o primární soustavu řízení, nýbrž o sekundární soustavu řízení, která se řídí stavebními předpisy certifikace CS-23 dle dodatku AMC CS 23.405. Dodatek říká „*Soustava sekundárního řízení, jako je ovládání podvozkových brzd, rušiče vztlaku a pomocných plošek, musí být navržena na maximální síly, kterými bude pilot pravděpodobně na tyto řídicí prvky působit.*“ [50]

Dle certifikační specifikace CS-23 dodatku 3, AMC CS 23.405, zaměřený na systém sekundárního řízení, je předepsané maximální zatížení rukou a nohou předpokládané pro konstrukci sekundárních řídicích systémů a ovládacích prvků motoru následující. [50]

- 1) Ruční zatížení malých ručních kol, klik apod., působící silou prstů nebo zápěstí: $P = 150 \text{ N}$
- 2) Zatížení rukou na páky a ruční kola působící silou nepodepřené paže bez využití hmotnosti těla: $P = 350 \text{ N}$
- 3) Zatížení rukou na páky a rukojeti působící silou podepřené paže nebo s využitím hmotnosti těla: $P = 600 \text{ N}$
- 4) Zatížení nohou působící na pilota vsedě s oporou zad (např. zatížení při ovládání brzdy kola): $P = 750 \text{ N}$

Pro následný konstrukční návrh bude uvažováno zatížení systému silou 350 N, protože popis zatížení 2) více odpovídá případu aktivace ZPS. V nouzových situacích člověk může zatáhnout za aktivační páku silou větší, než je potřeba. Výrobci záchranných systémů uvádí nárůst síly při zatažení za aktivační rukojeť cca 10-12 kg.

Provozní zatížení pro mechanismus je určeno maximální možnou silou působící od pilota, specifikováno dle CS 23.405. Početní zatížení je dáno jeden a půl násobkem provozního zatížení, jakožto návrhovým součinitelem 1,5 dle CS 23.303.

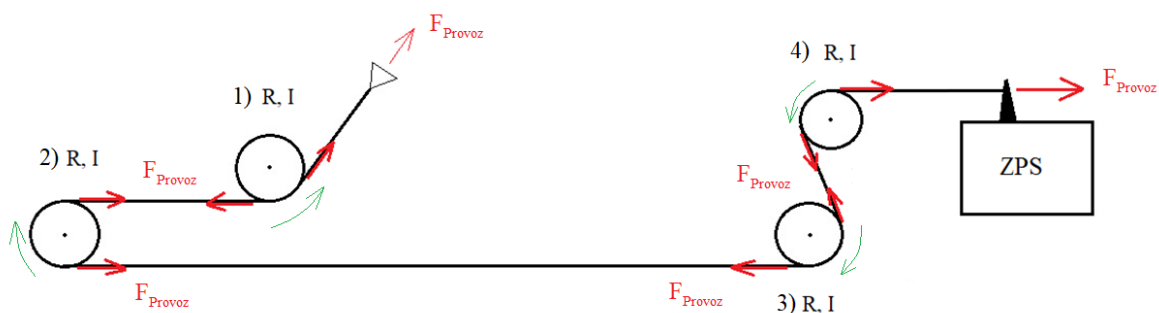
V celém laně mechanismu bude stále působit stejná síla. Jedná se o reakční sílu mezi pilotem a ZPS, z čehož vyplývá, že síla, kterou pilot musí vyvinout, je odporová síla při aktivaci zařízení (10-12 kg). Pro nadcházející výpočty $F_{\text{provoz}} = 350 \text{ N}$ jako provozní síla a $F_{\text{počet}} = 525 \text{ N}$ jako početní síla.

Kladkový mechanismus se často navrhuje pro zmenšení síly potřebné např. k zvedání břemene, v tomto případě to však neplatí. Síla v kladkovém mechanismu svou velikost nemění, respektive její změna je zanedbatelná. Zároveň dle výpočtu statické rovnováhy lze dokázat totéž.

Momentová rovnováha pro kladku č.1:

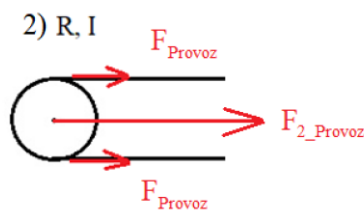
$$\begin{aligned} F_{Provoz} \cdot R - F_{L1} \cdot R &= 0 \\ F_{Provoz} &= F_{L1} \end{aligned} \quad (1)$$

Analogickou statickou rovnováhu lze provést pro každou následující kladku v systému, protože všechny fungují stejně. Z toho vyplývá že $F_{Provoz} = F_{L4}$, síla od pilota při aktivaci (provozní / početní síla) a odporová síla při aktivaci odpalovacího zařízení jsou síly reakční a musí si být rovny. Schéma mechanismu následně vypadá jako na Obr. 34, kde provozní síla může být pro účely návrhu nahrazena silou početní $F_{Počet}$. Při provozní síle nehrozí žádné nebezpečí.



Obr. 34 - Korekce působících sil na kladkovém mechanismu

Kritická neboli nebezpečná místa v mechanismu jsou určena dle směrů vektorů působících sil na jednotlivé kladky systému. Kladka musí být uložena na čepu, konkrétněji kritickým místem bude čep na nejvíce namáhané kladce. Nejvíce namáhaná kladka bude ta, na které lana svírají nejmenší úhel. Za pomoci součtu vektorů působících sil je stanovena maximální síla působící v systému při provozním a početním zatížení. Z toho lze usoudit, že nejkritičtější místo v kladkovém mechanismu bude kladka 2. Na kladce 2 vektory sil působí stejným směrem a jsou spolu rovnoběžné, viz Obr. 35. To dává úplný součet vektorů, ostatní kladky, popřípadě čepy v systému budou namáhány menší silou.



Obr. 35 - Kritické místo mechanismu – silové působení

Určení maximální působící provozní síly:

$$F_{2_Provoz} = F_{Provoz} + F_{Provoz} \cdot \cos(0^\circ) = 700 \text{ [N]} \quad (2)$$

Určení maximální působící početní síly:

$$F_{2_Počet} = F_{Počet} + F_{Počet} \cdot \cos(0^\circ) = 1050 \text{ [N]} \quad (3)$$

5.3 Návrh lana mechanismu

Dle specifikací CS-23 je minimální průměr lana pro primární soustavu řízení předepsán 3,2 mm. V tomto případě koncepčního návrhu mechanismu se o primární soustavu řízení nejedná. Jedná se o sekundární soustavu řízení, což dává možnost použít lano o průměru menším než 3,2 mm. Záchranný padákový systém je při nouzových situacích skoro stejně důležitý jako primární systém řízení, ne-li více. [50]

Je zvoleno lano dle normy ČSN EN 12 385-4+A1 – Ocelová drátěná lana, pramenná lana pro všeobecné zdvihací účely. Vícepramenná lana jsou zpravidla měkčí, pružnější a ohebnější než lana jednopramenná, tudíž jsou vhodnější do kladkového mechanismu. [51]

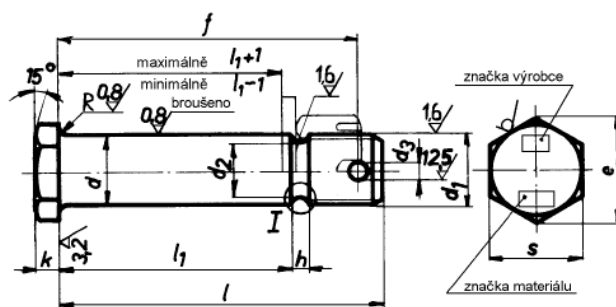
Vzhledem k důležitosti ZPS v letadle při nouzových situacích je vybráno lano o podobném předepsanému průměru jako pro primární soustavu řízení, a to 3 mm o třídě lana 6x7 s duší z vláken a třídou pevnosti 1770. Lano o těchto parametrech má hmotnost 3,11 kg/100 m, je cca o 300 g na 100 m lana lehčí než lano s duší z oceli. Třída pevnosti lana 1770 udává, při průměru lana 3 mm, minimální sílu při přetržení $F_{min} = 5,29$ kN. Kontrola lana je provedena pouze k početní síle, protože při provozní síle nic nehrozí. Únavové porušení lana v tomto případě nehraje roli, vzhledem k tomu, že systém je aktivován pouze jednou za svou životnost. Součinitel rezervy lana následně:

$$k = \frac{F_{min}}{F_{počet}} = \frac{5290}{525} = 10,08 \quad (4)$$

5.4 Volba šroubu uložení kladky

Pro funkci čepu kladky bude použit šroub s korunkovou maticí a závlačkou, jak je zobrazeno na Obr. 36. Čepy jsou zpravidla namáhány na ohyb a platí to i v tomto případě. V závislosti uložení kladky na šroubu se na něm bude průběh ohybového momentu lišit. Pomocí napětí vyvolaného ohybovým momentem bude určen minimální průměr čepu a dle normy ONL 3120a bude vybrán konkrétní šroub.

Kladka bude uložena na šroubu za pomoci jednoho ložiska. Uložení kladky na dvě ložiska by se snížila hodnota maximálního ohybového momentu díky rozložení sil po délce. V tomto případě to však není třeba, došlo by tím ke zvýšení celkové hmotnosti systému, což není žádoucí. Pomocí průběhu vnitřních výsledných účinků sil a momentů (VVU) se stanoví maximální ohybový moment.

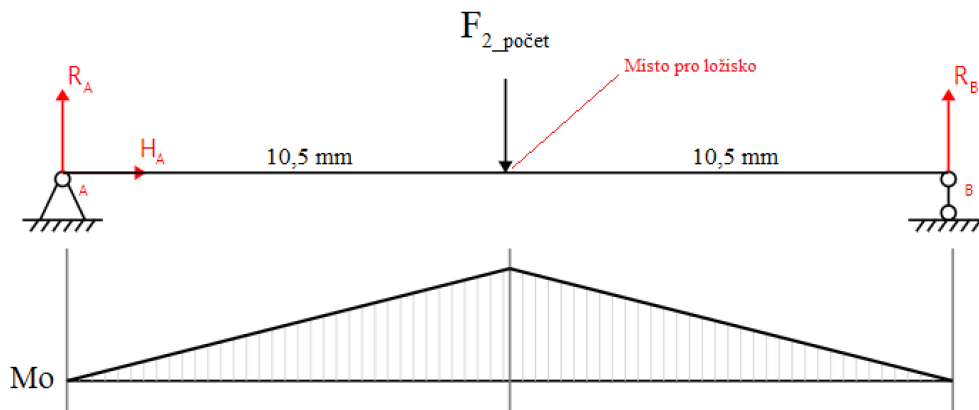


Obr. 36 – Šroub se šestihrannou hlavou dle ONL 3120a

Norma předepisuje materiál L-ROL.7 jehož mez kluzu je $R_e = 930$ MPa. Pro výpočet označena jako dovolené napětí šroubu $\sigma_{Dš} = 930$ MPa. Za pomoci četných iterací při návrhu v souladu se zmíněnou normou je jmenovitá délka šroubu $l_š = 21$ mm. Pro určení minimálního průměru šroubu je třeba počítat se zatížením v kritickém místě $F_{2_počet} = 1050$ N, což je v tomto případě síla působící na kladce 2. [52] [53]

Maximální ohybový moment působící na čep:

$$M_{o_{max}} = R_A \cdot \frac{l_š}{2} = \frac{F_{2_počet}}{2} \cdot \frac{l_š}{2} = \frac{1050}{2} \cdot \frac{21}{2} = 5512,5 \text{ [Nmm]} \quad (5)$$



Obr. 37 - Průběh vnitřních výsledných účinků sil a momentů na šroubu

Ze vzorce pro ohybové napětí je minimální průměr šroubu:

$$\sigma_{Dč} = \frac{M_{o_{max}}}{W_o} = \frac{32 \cdot M_{o_{max}}}{\pi \cdot d_{šn}^3}$$

$$d_{šn} = \sqrt[3]{\frac{32 \cdot M_{o_{max}}}{\pi \cdot \sigma_{Dš}}} = \sqrt[3]{\frac{32 \cdot 5512,5}{\pi \cdot 930}} = 3,923 \text{ [mm]} \quad (6)$$

Dle vypočteného minimálního průměru má zvolený šroub se šestihrannou hlavou a dírou pro závlačku dle letecké normy ONL 3120a následující parametry. Jmenovitá délka šroubu využitá v uložení $l_1 = 21$ mm, celková délka šroubu $l = 30$ mm, průměr $d = 5$ mm [53]

Napětí od provozní síly:

$$\sigma_{D_Provoz} = \frac{M_{o_provoz}}{W_o} = \frac{32 \cdot M_{o_provoz}}{\pi \cdot d^3} = \frac{32 \cdot \frac{F_{2_Provoz} \cdot l_1}{2}}{\pi \cdot d^3} = 299,47 \text{ [MPa]} \quad (7)$$

Součinitel rezervy šroubu k MSP vůči početnímu zatížení:

$$k = \frac{\sigma_{Dš}}{\sigma_{D_Provoz}} = \frac{930}{299,47} = 3,105 \quad (8)$$

Ohybové napětí od početní síly:

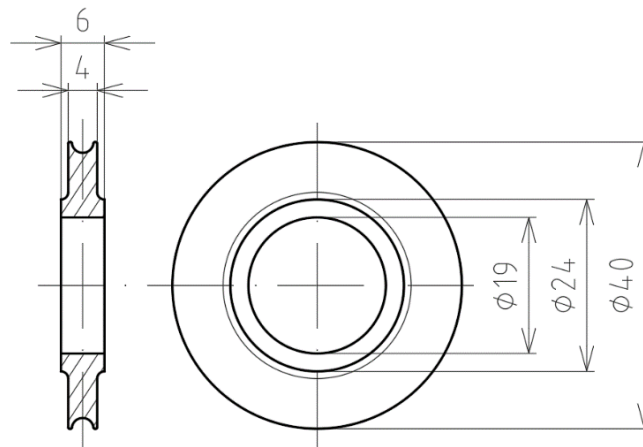
$$\sigma_{D_Počet} = \frac{M_{omax}}{W_o} = \frac{32 \cdot M_{omax}}{\pi \cdot d^3} = 449,2 [MPa] \quad (9)$$

Součinitel rezervy šroubu k MSP vůči početnímu zatížení:

$$k = \frac{\sigma_{Dš}}{\sigma_{D_Počet}} = \frac{930}{449,2} = 2,07 \quad (10)$$

5.5 Volba rozměrů kladky a volba ložiska

Kladky v mechanismu jsou všechny stejně velké, proto jsou všechny popsány stejným poloměrem R a momentem setrvačnosti I. Rozměry kladky jsou zvoleny v závislosti na tloušťce lana, průměru šroubu a volbě ložiska. Na Obr. 38 jsou zobrazeny konkrétní rozměry kladky koncepčního návrhu pro řešený případ.



Obr. 38 - Rozměrový náčrt kladky

Jak už bylo zmíněno, kladka bude umístěna za pomoci jednoho ložiska umístěného ve středu jmenovité délky šroubu. Jedná se o ložisko z katalogu výrobce SKF. V koncepčním návrhu bude použito jednořadé kuličkové ložisko SKF 635, s vnějším průměrem $D = 19$ mm, tloušťkou $B = 6$ mm a dynamickou únosností $C = 2,34$ kN.

V mechanismu není třeba kontrolovat životnost ložisek vzhledem k jejich krátké provozní době. Vhodnější je zde provést kontrolu ložisek a šroubu na otláčení. Ta bude provedena k základní hodnotě tlaku pro náboj z oceli $p_d = 150$ MPa, Hodnotu dovoleného tlaku není třeba nijak modifikovat. [54]

Měrné zatížení šroubu provozní silou:

$$p_{mč_Provoz} = \frac{F_{2_Provoz}}{d \cdot B} = \frac{700}{5 \cdot 6} = 23,33 [MPa] \quad (11)$$

Kontrola šroubu na otláčení provozní silou:

$$k_{pm\check{c}_Provoz} = \frac{p_d}{p_{m\check{c}_Provoz}} = 6,43 \quad (12)$$

Měrné zatížení šroubu početní silou:

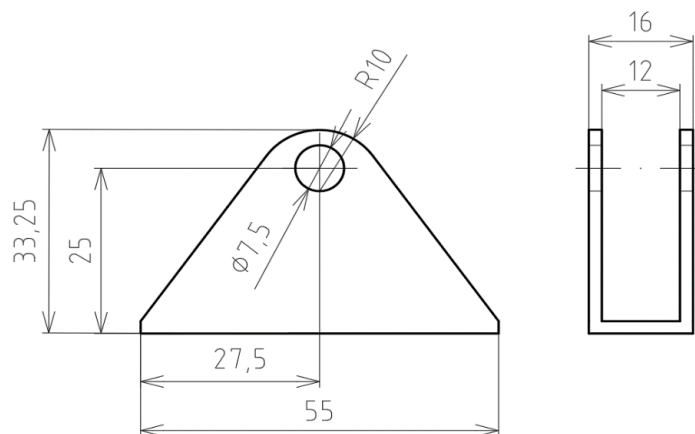
$$p_{m\check{c}_Počet} = \frac{F_{2Počet}}{d \cdot B} = \frac{1050}{5 \cdot 6} = 35 [MPa] \quad (13)$$

Kontrola šroubu na otláčení početní silou:

$$k_{pm\check{c}_Počet} = \frac{p_d}{p_{m\check{c}_Počet}} = 4,28 [MPa] \quad (14)$$

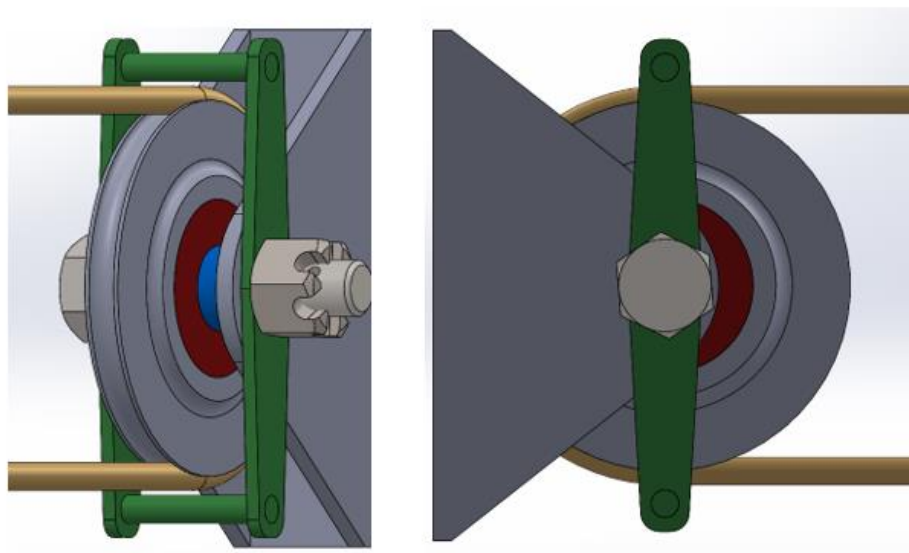
5.6 Uložení mechanismu v letadle

Pro uložení systému v letadle bude použita konzola z ohýbaného plechu tloušťky 2 mm do tvaru písmene U. Toto uložení je inspirováno uložení kladkových mechanismů v ostatních letadlech a bude přinýtováno k vyztužení pláště letadla. Konzola bude vyrobena z nerezové oceli PH 13-8Mo + H1000 s mezí kluzu $R_e=1310$ MPa. Rozměry konzoly jsou odvozeny z rozměrů kladky a jsou zobrazeny na Obr. 39. [55]

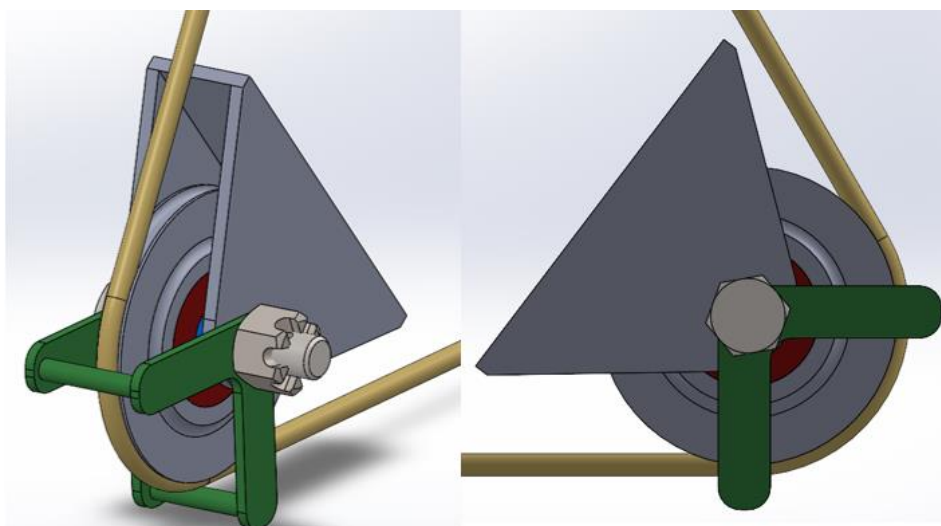


Obr. 39 - Rozměrový náčrt konzoly

Dle CS 23.689 Lanové systémy musí být každá kladka opatřena těsně přiléhajícími chrániči, bránícími vypadnutí nebo zaseknutí lan, i v případě jejich prověšení. Toto je vyřešeno přiléhajícími válečky po vnějším obvodu kladky, které jsou pomocí vidlice uloženy na šroubu po vnějších stranách konzoly. Pro koncepční návrh jsou provedeny dvě demonstrativní varianty chráničů, jak je ukázáno na Obr. 40 a Obr. 41 (součásti znázorněné zelenou barvou). Dle potřeby je možno navrhnout chrániče jiných úhlů, nebo jen s jedním přiléhajícím válečkem apod., koncepce zůstane stejná.



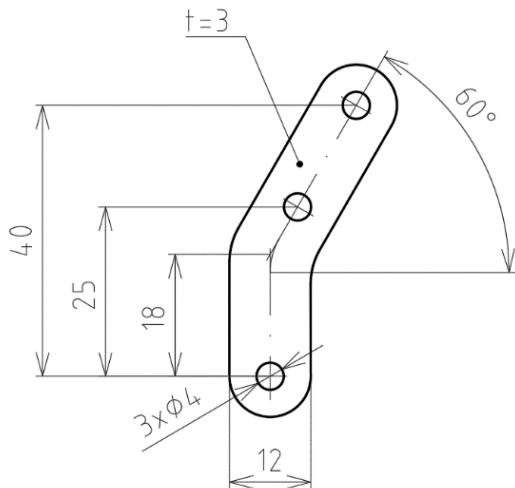
Obr. 40 - Uložení kladky ver.1



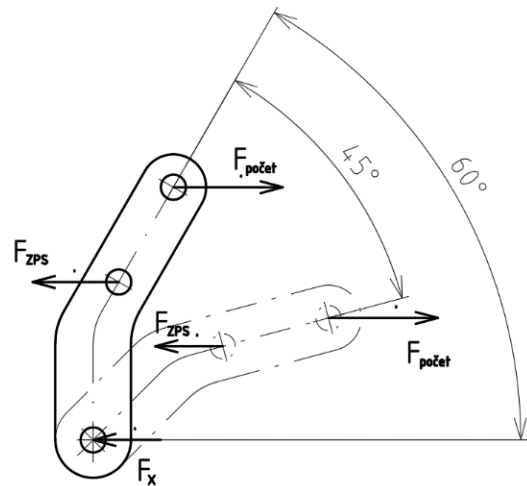
Obr. 41 - Uložení kladky ver.2

5.7 Páka aktivace odpalovacího zařízení ZPS

Pro návrh konceptu mechanismu aktivace záchranného vybavení letounu je navržena páka aktivace odpalovacího zařízení tvaru a rozměrů jako na Obr. 43. Na páce se nachází tři oka. V horním oku páky je připojeno lano mechanismu spojující tuto páku s aktivačním madlem. V prostředním oku páky je připojen systém aktivace odpalovacího zařízení. Páka bude vyrobena z uhlíkové oceli AISI 1045 s mezí kluzu $R_e = 530$ MPa a mezí pevnosti $R_m = 625$ MPa. Páka bude uložena v systému ve spodním oku páky, které je uvažováno jako střed otáčení. Předpokládaný rozsah pohybu při aktivaci a síly působící na páku jsou zobrazeny na Obr. 42, kde je tento rozsah znázorněn čerchovanou čarou a okótovaným úhlem.



Obr. 43 - Páka aktivace odpalovacího zařízení ZPS



Obr. 42 - Rozsah pohybu páky a působící síly

Pro pevnostní výpočet páky je třeba nejdříve vyřešit statickou rovnováhu, určit působení vnitřních sil a momentů v páce (VVU), které pomohou v návrhu páky najít její kritická místa. Následuje pevnostní kontrola kritických míst k různým mezním stavům. Úplné uvolnění páky je souhlasné jako s uvedením sil v Obr. 42, pro páky v neaktivní poloze.

Počet stupňů volnosti z rovnice:

$$i_v = 3; \xi = 3; \eta = 0$$

$$i_T = i_v - (\sum \xi_i - \eta) = 1 \quad (15)$$

Statická rovnováha platí dle rovnice:

$$\mu = 3; \nu = 3$$

$$S = \mu - \nu = 0 \quad (16)$$

Z podmínek statické rovnováhy:

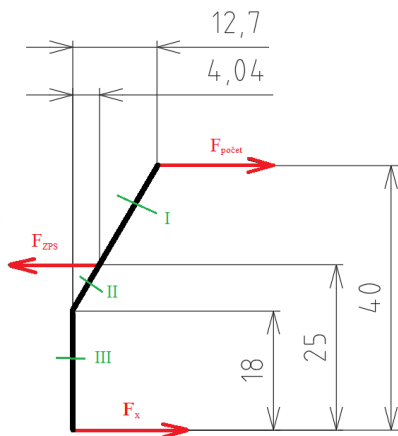
$$\sum M_o = 0: -F_{počet} \cdot 40 + F_{ZPS} \cdot 25 = 0 \quad (17)$$

$$\sum F_x = 0: F_{počet} - F_{ZPS} + F_x = 0 \quad (18)$$

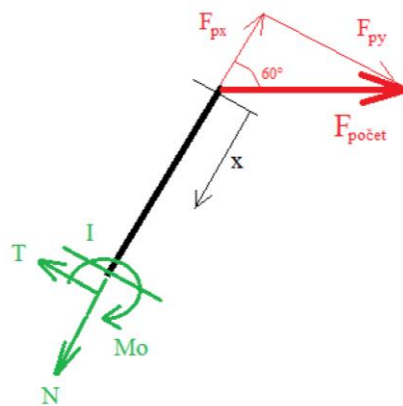
$$\sum F_y = 0: F_y = 0 \quad (19)$$

$$F_{ZPS} = 840 [N]; F_x = 315 [N]; F_y = 0 [N]$$

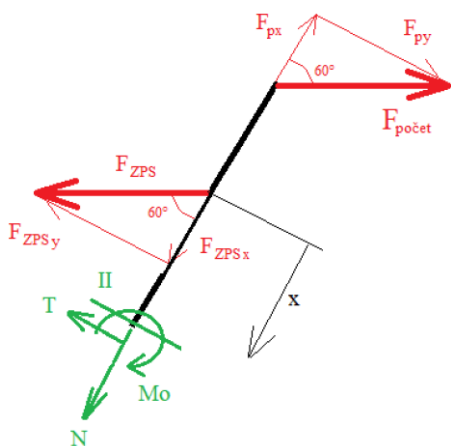
Statická rovnováha je provedena pro namáhání páky početní silou. Pro namáhání páky provozní silou je výpočet proveden stejně. Pro vyšetření VVU se provede zjednodušení páky na lomený prut (viz. Obr. 44), to pomůže určit působení ohybového momentu po délce páky. Černě je zobrazený prut, zeleně jsou znázorněny čáry číslované I, II, III, představující jednotlivé řezy při určování VVU. Hodnota intervalu vzdálenosti x je dopočtena z rozměrů páky pomocí Pythagorovy věty.



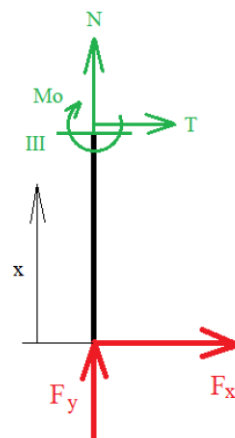
Obr. 44 - Páka zjednodušená na prut



Obr. 45 - Řez I prutu



Obr. 47 - Řez Obr. 46 - Řez III prutu



Rovnice sil řezu I (Obr. 45):

$$F_{px} = F_{počet} \cdot \cos(60^\circ) = 262,5 \text{ [N]} \quad (20)$$

$$F_{py} = F_{počet} \cdot \sin(60^\circ) = 454,66 \text{ [N]} \quad (21)$$

$$N = F_{px}$$

$$T = F_{py}$$

$$M_o = -F_{py} \cdot x; \quad x \in (0; 17,32) \text{ mm}$$

$$M_o(x = 0) = 0 \text{ [Nmm]} \quad (22)$$

$$M_o(x = 17,32) = -7874,7 \text{ [Nmm]} \quad (23)$$

Rovnice sil řezu II (Obr. 47):

$$F_{ZPSx} = F_{ZPS} \cdot \cos(60^\circ) = 420 \text{ [N]} \quad (24)$$

$$F_{ZPSy} = F_{ZPS} \cdot \sin(60^\circ) = 727,5 \text{ [N]} \quad (25)$$

$$N = F_{px} - F_{ZPSx} = -157,5 \text{ [N]} \quad (26)$$

$$T = F_{py} - F_{ZPSy} = -272,84 \text{ [N]} \quad (27)$$

$$M_o = -F_{py} \cdot (17,32 + x) + F_{ZPSy} \cdot x; \quad x \in (0; 8,08) \text{ mm}$$

$$M_o(x = 0) = -7874,7 \text{ [Nmm]} \quad (28)$$

$$M_o(x = 8,08) = -5670 \text{ [Nmm]} \quad (29)$$

Rovnice sil řezu III (Obr. 46):

$$N = 0$$

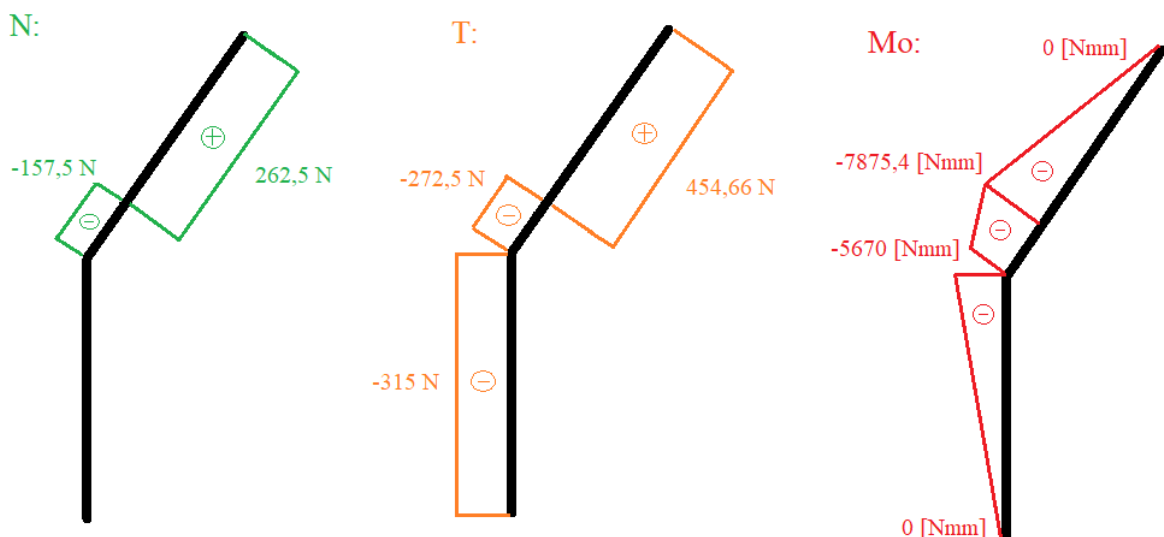
$$T = -F_x$$

$$M_o = -F_x \cdot x; \quad x \in (0; 18) \text{ mm}$$

$$M_o(x = 0) = 0 \text{ [Nmm]} \quad (30)$$

$$M_o(x = 18) = -5670 \text{ [Nmm]} \quad (31)$$

Z vypočtených hodnot VVU je sestaven průběh ohybového momentu po délce prutu (páky aktivace odpalovacího zařízení) na Obr. 48. Největší ohybový moment je ve středním oku páky, kde je připojeno odpalování systému. Bude se jednat o kritické místo páky. Zároveň se nedá vyloučit jako kritické místo horní oko páky, za které tahá lano spojovací páku a aktivační rukojeť. Bude provedena pevnostní kontrola všech tří ok páky.



Obr. 48 - VVU páky aktivace odpalovacího zařízení

Pevnostní výpočet horního oka páky vychází z metodiky doporučené vedoucím práce, vybrané z literatury v knihovně Leteckého ústavu VUT v Brně. [56]

Pevnostní výpočet horního oka na utržení:

F_1 je označena plocha průřezu oka kolmo k ose, P představuje zatížení oka, v tomto případě $P = F_{\text{počet}}$. Vypočtená hodnota napětí je porovnána s mezí pevnosti materiálu, z něhož je páka vyrobena $R_m = 625$ MPa.

$$F_1 = 2 \cdot c \cdot t = 24 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (32)$$

$$\sigma = (1,15 \div 1,2) \cdot \frac{P}{F_1} = 26,25 \text{ [MPa]} \quad (33)$$

$$\frac{R_m}{\sigma} = 23,81 \quad (34)$$

Pevnostní výpočet horního oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení):

Pro určení hodnoty σ_{pkotl} je třeba vypočítat hodnoty rozměrových poměrů $t/d = 0,75$ a $a/d = 1,5$, s jejichž pomocí se odečte hodnota $\sigma_{\text{pkotl}}/R_m = 1,4$ z grafu přiloženého v literatuře. Z toho vyplývá $\sigma_{\text{pkotl}} = 875$ [MPa].

$$F_2 = d \cdot t = 12 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (35)$$

$$\sigma_{\text{otl}} = \frac{P}{F_2} = 43,75 \text{ [MPa]} \quad (36)$$

$$\frac{\sigma_{\text{pkotl}}}{\sigma_{\text{otl}}} = 20 \quad (37)$$

Pevnostní výpočet horního oka s ohledem na deformaci oka při utržení:

Kde koeficienty $f_1 = 1,05$ a $f_2 = 0,95$ pro výpočet σ_{pk} jsou odečteny z přiložených grafů v literatuře, hodnoty koeficientů $f_3 = 1$ a $f_4 = 1$ jsou určeny dle uložení, koeficienty $k_1, k_2 = 1$ jsou doporučeny vedoucím práce.

$$\sigma = \frac{P}{F_1} = 21,875 \text{ [MPa]} \quad (38)$$

$$\sigma_{pk} = 0,735 \cdot R_e \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} = 493,43 \text{ [MPa]} \quad (39)$$

$$\frac{\sigma_{pk}}{\sigma} = 22,56 \quad (40)$$

Pevnostní výpočet horního oka páky s ohledem na deformaci oka při vysmyknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení):

$$\sigma_{\text{otl}} = \frac{P}{F_2} = 43,75 \text{ MPa} \quad (41)$$

$$\sigma_{pk \text{ otl}} = R_e \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} = 671,33 \text{ [MPa]} \quad (42)$$

$$\frac{\sigma_{pk \text{ otl}}}{\sigma_{\text{otl}}} = 15,35 \quad (43)$$

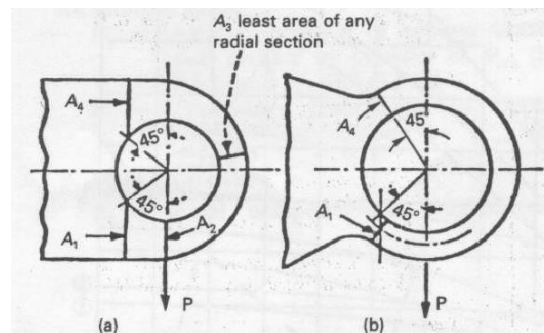
Pro pevnostní výpočet prostředního oka páky (kde je připojeno odpalovací zařízení) bude provedena pouze kontrola na otláčení. Respektive porovnání hodnot meze kluzu s působícím napětím v oku páky. Pokud napětí nebude větší, jak mez kluzu, nebude v tomto oku hrozit poškození páky. Na oko působí síla $F_{ZPS} = 840 \text{ N}$.

$$S = 2 \cdot c \cdot t = 24 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (44)$$

$$\sigma_{otl} = \frac{F_{ZPS}}{S} = 35 \text{ [MPa]} \quad (45)$$

$$\frac{R_e}{\sigma_{otl}} = 15,14 \quad (46)$$

Pro spodní oko (osu otáčení) páky bude proveden pevnostní výpočet opět dle doporučené metodiky vedoucím práce, vybrané z knihovny Leteckého ústavu VUT v Brně. [57]



Obr. 49 - pozice průřezů $A_1 - A_4$

Pevnostní výpočet spodního oka zatíženého kolmo k ose:

Pro pevnostní výpočet spodního oka páky zatíženého kolmo k ose je potřeba nejdříve určit průměr průřezů projektované nosné plochy A_{br} průřezů A_1 až A_4 , viz. Obr. 49 část a).

$$A_1 = 13,77 \text{ mm}^2; A_2 = 12 \text{ mm}^2; A_3 = 12 \text{ mm}^2; A_4 = 13,77 \text{ mm}^2;$$

$$A_{av} = \frac{6}{\left(\frac{3}{A_1}\right) + \left(\frac{1}{A_2}\right) + \left(\frac{1}{A_3}\right) + \left(\frac{1}{A_4}\right)} = 13,125 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (47)$$

$$A_{br} = D \cdot t = 12 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (48)$$

$$\frac{A_{av}}{A_{br}} = 1,094 \quad (49)$$

Z podílu ploch jsou odečteny z grafu, přiloženého ve výpočtech, koeficienty $K_{try} = 0,7$ a $K_{tru} = 1,12$. Pro výpočet dovoleného a mezního zatížení jsou hodnoty pro pevnost v tahu materiálu $F_{tux} = 625 \text{ [MPa]}$ a pro mez kluzu v tahu materiálu $F_{tyx} = 530 \text{ [MPa]}$.

Dovolené mezní zatížení:

$$P_{tru} = K_{tru} \cdot A_{br} \cdot F_{tux} = 9187,5 \text{ [N]} \quad (50)$$

Přípustné zatížení oka:

$$P_{try} = K_{try} \cdot A_{br} \cdot F_{tyx} = 4869,4 [N] \quad (51)$$

Kontrola oka vůči provoznímu zatížení:

$$F_{x\text{ provoz}} = \frac{F_x}{1,5} = \frac{840}{1,5} = 560 [N] \quad (52)$$

$$\frac{P_{try}}{F_{x\text{ provoz}}} = 8,7 \quad (53)$$

Kontrola oka vůči početnímu zatížení:

$$F_{x\text{ počet}} = F_x = 840 [N] \quad (54)$$

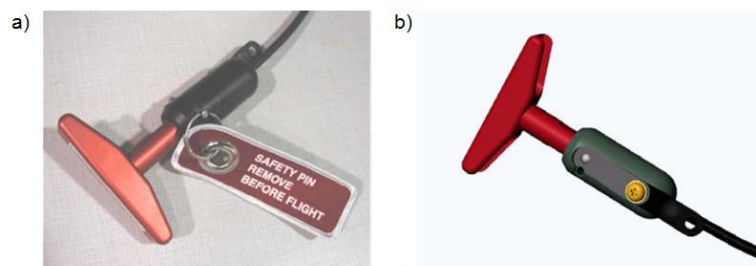
$$\frac{P_{tru}}{F_{x\text{ počet}}} = 10,93 \quad (55)$$

5.8 Aktivační rukojeť

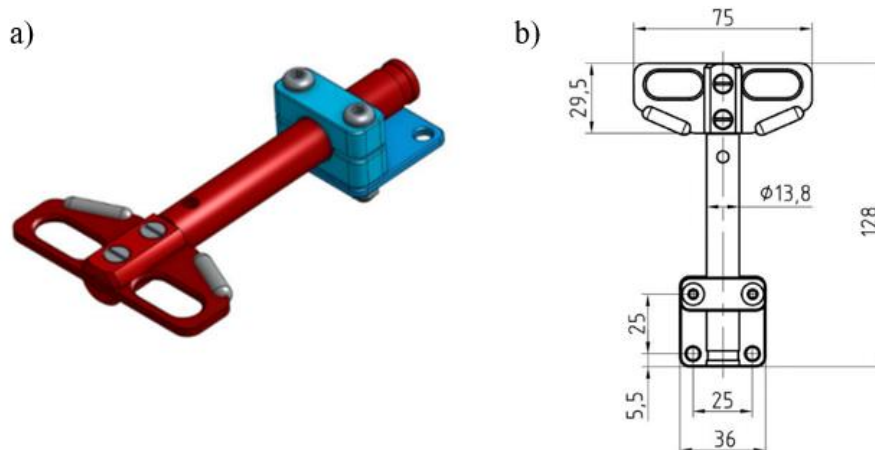
Nejčastější provedení aktivační rukojeti je ve tvaru písmene T, zároveň toto provedení patří mezi konstrukčně jednodušší a při použití přirozeně drží v ruce. Většina výrobců se přiklání k jednodušší konstrukci rukojeti (Obr. 50, Obr. 51). Výrobce Galaxy GRS používá aktivační páku jiné konstrukce, která je rovněž ve tvaru písmene T, viz Obr. 52. Tuto konstrukci výrobce obhájuje svým dlouholetým vývojem záchranných padákových systémů a příslušenství.



Obr. 50 - Aktivační rukojeti systémů Magnum [49]



Obr. 51 - Aktivační rukojeť systému BRS Parachute System; a) skutečná; b) model [42]



Obr. 52 - Aktivační rukojeť výrobce Galaxy GRS; a) mdoel;
b) rozměrový náčrt [43]

Pro koncepční návrh mechanismu iniciace aktivace záchranného systému bude použita rukojeť výrobce Galaxy GRS jako na Obr. 52. Rukojeť je vyrobena z eloxovaného hliníku. Hliník je korozivzdorný a lehký, což je u výrobců žádoucí. Konkrétně by se mohlo jednat například o materiál AlMg3, je to slitina hliníku a hořčíku, která je dobře svařitelná a dá se eloxovat. [52]

Většinu zatížení na aktivační páce přenáší šrouby spojující madlo rukojeti a tyč. Šrouby jsou při zatažení páky namáhány na stříh. Proto bude provedena kontrola šroubů na stříh. Šrouby jsou nadimenzovány tak, aby pro přenášení zatížení stačil jeden ze dvou šroubů, i když se při zatížení tato síla rozloží na oba šrouby. Toto řešení udrží návrh konzervativní. Zároveň z hlediska sestavení páky a její funkčnosti je lepší použít šrouby dva, místo jednoho.

Pro aktivační rukojeť koncepčního návrhu mechanismu aktivace záchranného vybavení letounu jsou použity šrouby se zápustnou hlavou dle normy ČSN EN ISO 2009 (02 1151). Konkrétně se jedná o šrouby M3x12 - 4.8 o průměru $d_s = 3\text{mm}$, pevnostní třídy 4.8 s mezí kluzu $R_e = 320\text{MPa}$ ke které bude určena bezpečnost, respektive součinitel rezervy.

Působící napětí ve stříhu:

$$\tau = \frac{F}{S} = \frac{F_{počet}}{\frac{\pi \cdot d_s^2}{4}} = \frac{525}{\frac{\pi \cdot 3^2}{4}} = 74,27 [\text{MPa}] \quad (56)$$

Součinitel rezervy šroubu k mezi kluzu:

$$k = \frac{R_e}{\tau} = \frac{320}{74,27} = 4,31 \quad (57)$$

6 Závěr

Záchrana posádek letadel za letu prošla během své historie významným vývojem a dnes jsou tyto prostředky schopny poskytnout vysokou úroveň bezpečnosti. Bakalářské práci na téma Technické prostředky pro záchranu posádek letadel v nouzi obsahuje historický vývoj vystřelovacích sedadel cca od konce druhé světové války, zejména pak vývoj výrobců Martin-Baker a McDonell-Douglas, s větším zaměřením na výrobce Martin-Baker, který je průkopníkem této technologie, má bohatější historii a více dostupných informací. Současný stav vystřelovacích sedadel pojednává o sedadlech ACES II a Martin-Baker Mk.16 US16E, které jsou v současné době stále používány. Tyto prostředky jsou však používány primárně v armádním letectví. Práce se následně soustředí na záchranu posádek letadel za letu v civilní letecké dopravě, kde jsou využívány záchranné padákové systémy, které umožňují záchranu posádky bez opuštění letícího letadla. Jejich použití je omezené zejména na letadla kategorie UL, Experimental a nižší váhové kategorie, popřípadě drony, kluzáky a vírníky. Při jejich instalaci hraje velkou roli maximální provozní hmotnost a rychlost letounu. V práci jsou uvedeny tři největší výrobci padákových systémů a výběr jejich nabízených padákových systémů. Jedná se o BRS Aerospace, Galaxy GRS a Stratos 07, z nichž poslední dvě jmenované jsou české firmy.

Porovnání prostředků bylo provedeno k jejich charakteristickým vlastnostem, ať už se jedná o vystřelovací sedadla nebo záchranné padákové systémy. U vystřelovacích sedadel bylo provedeno porovnání jejich konstrukce, výstroje a průběh katapultáže. Nedá se dle toho technických parametrů vyhodnotit, které sedadlo je bezpečnější. Sedadlo Mk.16 US16E obsahuje více bezpečnostních prvků, naopak sedadlo ACES II vychází ze staršího konceptu a může být oproti konkurenci trochu pozadu. Pro lepší porovnání sedadel co do bezpečnosti, bylo vhodnější vycházet ze statických záznamů o katapultáži, dle kterých by se následně dalo vyhodnotit, kde hrozí vyšší riziko poranění, tudíž které sedadlo je bezpečnější. Záchranné padákové systémy jsou porovnány dle maximální provozní rychlosti a hmotnosti, váhy, plochy vrchlíku, času naplnění padáku a minimální povolené výšky použití. Z těchto dostupných informací vychází jako nejúčinnější prostředky pro záchranu systémy Magnum výrobce STRATOS 07 s. r. o., které mají nejkratší časy nafukování padáku a nejmenší minimální výšku použití. Pro vysoké maximální provozní rychlosti je lepší použít padákové systémy výrobce Galaxy GRS.

Koncepční návrh mechanismu iniciace aktivace záchranného vybavení letounu se zabývá přenosem pohybu mezi aktivační rukojetí v kokpitu a pákou aktivace odpalovacího zařízení záchranného padákového systému. Pro přenos pohybu na vzdálenost mezi rukojetí a pákou je zvolen kladkový mechanismus s ocelovým lanem. Kladkový mechanismus byl vybrán kvůli jeho spolehlivosti, velké únosnosti, snadné údržbě a vysoké a schopnosti efektivně přenášet sílu. Zároveň jako koncept je jeho modifikace do konkrétního letadla relativně jednoduchá. Mechanismus byl navržen v souladu se stavebními předpisy CS-23 vydanými agenturou EASA a dle pevnostního výpočtu je schopen snášet předpokládané zatížení. Pro mechanismus byla navržena každá jeho součást, stejně tak byla každá zkontrolována k různým mezním stavům dle zatížení. Ke konci je vhodné zmínit, že vypočtené koeficienty „k“ a poměry dovolených a působících napětí jsou koeficienty rezervy.

7 Seznam použitých zdrojů

- [1] T. CAREY, Christopher. *A Brief History Of The Development: WESTERN AIRCRAFT EJECTION SEAT SYSTEMS*. Kalikiano Kalei, 2004. Dostupné také z: https://www.academia.edu/11961151/A_BRIEF_HISTORY_OF_THE_DEVELOPMENT_OF_WESTERN_AIRCRAFT_EJECTION_SEAT_SYSTEMS
- [2] *About: Martin-Baker* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/about/>
- [3] *Mk 2 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk2/>
- [4] *Mk 5 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk5-ejection-seat/>
- [5] *Mk 6 Ejection Seat* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk6-ejection-seat/>
- [6] F-84 Ejection Seat. In: *The Ejection Site* [online]. Kevin Coyne, 1996-2022 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/p84seat.htm>
- [7] *ESCAPAC: MDC Ejection Seat* [online]. Los Angeles: Kevin Coyne, 2015 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: https://www.ejection-site.com/frame_escapac.htm
- [8] *ACES II History* [online]. Los Angeles: Kevin Coyne, 2015 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/acesii.htm>
- [9] KNACKE, T.W. *Parachute recovery systems: design manual*. Santa Barbara: Para, 1992. ISBN 09-155-1685-3.
- [10] L-39 Albatros. In: *Aero Voduchy* [online]. Odolena Voda: Aero Voduchy, 2014 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://www.aero.cz/cz/letouny/programy/l-39-albatros/>
- [11] L-39 Albatros: Záchraný systém osádky. In: *L-39* [online]. Miroslav Hančr, 2015-2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: http://l-39.cz/L-39_popis.html#zachrana
- [12] VS-20. In: *Aeroweb* [online]. Aeroweb.cz, 2005 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/1361-obrazem-vystrelovaci-sedacka-vs-2-v-akci>
- [13] AERO VODUCHY. VS-20: Test nové verze sedadla. In: *MagnetPress* [online]. MAGNET PRESS, SLOVAKIA s.r.o., 2016 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://www.vydavatelstvo-mps.sk/letectvi-kosmonautika/2445-aero-otestovalo-novou-verzi-sedadla-vs-20.html>
- [14] *Mk 1 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk1-ejection-seat/>
- [15] *Mk 3 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk3/>
- [16] *Mk 4 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk4-ejection-seat/>
- [17] *Mk 7 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk7->

- ejection-seat/
- [18] *Mk 8 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk8-ejection-seat/>
 - [19] *Mk 9 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk9/>
 - [20] *Mk 12 Ejection Seat: Martin Baker - Products* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk12/>
 - [21] *Mk 14 Ejection Seat: NACES / SJU-17* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-27]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk14-ejection-seat/>
 - [22] *SJU-17 (Mk.14): NACES* [online]. Los Angeles: Kevin Coyne, 2015 [cit. 2023-02-27]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/sju17seat.htm>
 - [23] *Mk 16A* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-02-27]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk16-ejection-seat-for-eurofighter/>
 - [24] *Mk. F16F*. In: *Martin-Baker* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit. 2023-03-11]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk16-ejection-seat-for-rafale/>
 - [25] *ACES II: Technical Information* [online]. Los Angeles: Kevin Coyne, 2015 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/acesiitech.htm>
 - [26] *B-52 Egress System*. In: *The Ejection Site* [online]. Kevin Coyne, 1996-2022 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/b-52.htm>
 - [27] *Flying in the BUFF (Part Two): Boeing B-52 Stratofortress*. In: *Jeffrey K. Walker* [online]. 2020 [cit. 2023-03-11]. Dostupné z: <https://jeffreykwalker.com/flying-in-the-buff-part-two/>
 - [28] *General Dynamics F-111 Aardvark*. In: *Si Vis Pacem, Para Bellum* [online]. 2022 [cit. 2023-03-11]. Dostupné z: <https://svppbellum.blogspot.com/2019/02/il-general-dynamics-f-111-aardvark.html>
 - [29] *Stanley YANKEE*. In: *The Ejection Site* [online]. Kevin Coyne, 1996-2022 [cit. 2023-02-26]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/yankee.htm>
 - [30] *Launch Escape Subsystem: Strana 137-146* [online]. Washington, D. C.: National Aeronautics and Space Administration. Dostupné také z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/CSM15_Launch_Escape_Subsystem_pp137-146.pdf
 - [31] RAY, Hilary a Frederic BURNS. *Development And Qualification of Gemini Escape System* [online]. Washington, D. C.: National Aeronautics And Space Administration, 1967. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19670019706/downloads/19670019706.pdf>
 - [32] *NASA Ejection Seats: Gemini Spacecraft*. In: *The Ejection Site* [online]. Kevin Coyne, 2022 [cit. 2023-03-12]. Dostupné z: http://www.ejection-site.com/frame_sg.htm
 - [33] *Gemini 5*. In: *Space Facts* [online]. Joachim Wilhelm Josef Becke, 2023 [cit. 2023-03-12]. Dostupné z: <http://www.spacefacts.de/mission/english/gemini-5.htm>
 - [34] *Mk 16-US16E Ejection Seat* [online]. Uxbridge: Martin-Baker Aircraft Co., 2023 [cit.

- 2023-02-27]. Dostupné z: <https://martin-baker.com/products/mk16-ejection-seat-for-f-35/>
- [35] JONES, Thomas C. *Human Systems Integration Capstone: Certified Ejection Seat Weight Ranges And Their Effects On Personal Selection*. Monterey, California, 2014. Bakalářská práce. Naval Postgraduate School. Vedoucí práce Lawrence Shattuck.
- [36] *Mk 16-US16E* [online]. Los Angeles: Kevin Coyne, 2015 [cit. 2023-02-27]. Dostupné z: <http://www.ejection-site.com/jsfseat.htm>
- [37] Mk 16-US16E Ejection Seat F-35 Lighting II. In: *MilitaryLeak* [online]. 2023 [cit. 2023-03-11]. Dostupné z: https://militaryleak.com/2019/02/13/martin-baker-us16e-f-35-ejection-seat/?utm_content=cmp-true
- [38] *Flight Manual HAF Series Aircraft F-16C/D* [online]. BlockS 50 And 52+. Lockheed Martin Corporation, 2002 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://info.publicintelligence.net/HAF-F16.pdf>
- [39] ACES 5. In: *Collins Aerospace* [online]. Charlotte: Collins Aerospace, 2023 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/industries/military-and-defense/interiors/aces-5-next-generation-ejection-seat>
- [40] STRATOS 07 S. R. O. *Magnum Instalation and user manual* [online]. 02 –2014/04. 2014 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://www.stratos07.cz/files/5c6fc98e65030>
- [41] BRS Parachute system FAQs. In: *BRS Aerospace* [online]. Pinebluff, 2022 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://brsaerospace.com/questions/>
- [42] *Owner Manual And General Installation Guide For BRS-6 Parachute Recovery Systems* [online]. BRS Aerospace, 2011 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: http://www.brs-vertrieb.de/wp-content/uploads/pdf/owners_manual.pdf
- [43] *Galaxy GRS Příručka Pro Montáž a Použití* [online]. GALAXY HOLDING s.r.o., 2016 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://www.galaxysky.cz/manual/cze.pdf>
- [44] Gyro & Helicopters Galaxy GRS. In: *Galaxy GRS* [online]. 2022 [cit. 2023-03-10]. Dostupné z: <https://www.galaxysky.cz/gyro-amp-helicopters-s65-cz>
- [45] Záchranné systémy - Vrtulníky. In: *STRATOS 07 s. r. o.* [online]. 2022 [cit. 2023-03-10]. Dostupné z: <https://www.stratos07.cz/cz/zachranne-systemy-pro-vrtulniky-a-virniky>
- [46] *BRS Aerospace TM* [online]. Pinebluff NC, 2022 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://brsaerospace.com/>
- [47] *SR20 Pilot's Operating Handbook: Pilots Operating Handbook And FAA Approved Airplane Flight Manual* [online]. Duluth: Cirrus Design Corporation, 2019 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: http://servicecenters.cirrusdesign.com/tech_pubs/SR2X/pdf/POH/SR20-005/pdf/Online11934-005.pdf
- [48] O Společnosti - Stratos 07. In: *STRATOS 07 s. r. o.* [online]. 2022 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://www.stratos07.cz/cz/o-spolecnosti>
- [49] Magnum Záchranné Systémy Pro Letadla: Tabulky všech záchranných systémů. In: *Záchranné systémy Stratos 07 s.r.o.* [online]. 2022 [cit. 2023-03-01]. Dostupné z: <https://www.stratos07.cz/cz/zachranne-systemy-pro-letadla/tabulky-vsech-zachrannych-systemu>

- [50] *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. CS-23 Amendment 3.* Kolín nad Rýnem: European Aviation Safety Agency, 2012.
- [51] ČSN EN 12385-4+A1. *Ocelová drátěná lana - Bezpečnost: Část 4: Pramenná lana pro všeobecné zdvihací účely. Část 4.* Ostrava: Český normalizační institut, 2008.
- [52] Hliníková slitin: EN AW-5754 (AlMg3). In: *PROAL - Hliníkové profily* [online]. [cit. 2023-04-24]. Dostupné z: <https://proal.cz/hlinik/slitiny-hliniku/en-aw-5754/>
- [53] *ONL 3120a - Šrouby lícované se šestihrannou hlavou: Česká letecká norma.* Praha: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s., 2012.
- [54] SHIGELY, J.E, C.R MISCHKE a R.G BUDYNAS. *Konstruování strojních součástí.* Vyd. 1. Brno : Vysoké učení technické v Brně, VUTIUM, 2010. ISBN 978-80-214-2629-0.
- [55] *PH 13-8 Mo Stainless steel: Product Data Bulletin* [online]. AK Steel International, 2019. Dostupné také z: <https://www.aksteel.eu/products/stainless-bar/#ph-grades>
- [56] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PÍŠEK. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí.* Brno, 1997.
- [57] CHUN-YUNG, Michael. *Airframe structural design.* 2nd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1999. ISBN 962-7128-09-0.

8 Seznam obrázků

Obr. 1 - Pilot ve výškové výstroji na sedadle VS1-BRI [11].....	17
Obr. 2 - Sedadlo Mk.1	18
Obr. 3 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.2; (b) Mk.4; (c) Mk.5 [3] [4] [16].....	19
Obr. 4 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.8; (b) Mk.9; (c) Mk.12 [18] [19] [20]...	20
Obr. 5 - Vystřelovací sedadla Martin-Baker; (a) Mk.14 (NACES); (b) Mk.16A; (c) Mk.F16F [21] [23] [24].....	21
Obr. 6 - ESCAPAC [7].....	22
Obr. 7 - Záchranný systém letounu F-104 Starfighter.....	23
Obr. 8 - B-52 Egress Systém [27]	23
Obr. 9 - Úniková kapsle letounu F-111 [28]	24
Obr. 10 - Schéma záchranného systému raketoplánu pomocí únikové teleskopické tyče [9] .	25
Obr. 11 - Schématický náčrt Launch Escape Subsystem [30].....	26
Obr. 12 - (a) Schéma kokpitu vesmírné lodi Gemini; (b) Sedadlo použito v Gemini [33].....	27
Obr. 13 - Průběh katapultáže sedadla s pilotem [35]	29
Obr. 14 – Závislost výšky a rychlosti sedadla při katapultáži [35]	29
Obr. 15 - Riziko poranění páteře při katapultáži [35]	30
Obr. 16 - Schéma obecné sestavy padáků vystřelovacího sedadla [9].....	31
Obr. 17. Mk.16 - US16E [34].....	32
Obr. 18 – Rozmístění módů katapultáže sedadla ACES II pro stíhačku F-16 [38]	34
Obr. 19 - Vystřelovací sedadla McDonell-Douglas; (a) ACES II; (b) ACES 5 [25] [39]	34
Obr. 20 - Typy záchranných padákových systémů; (a) Magnum Soft-pack; (b) BRS-6 Soft-pack; (c) Magnum Canister; (d) BRS-6 Canister; (e) Magnum VLS	36
Obr. 21 – Oblasti umístění kotevních lan, High-Wing Aircraft [42]	37
Obr. 22 – Oblasti umístění kotevních lan, Low-Wing Aircraft [42].....	37
Obr. 23 - Schéma upevnění kotevních lan vrtulníku. [45]	38
Obr. 24 - Schéma mechanismu aktivace ZPS [43].....	39
Obr. 25 - Aktivační rukojeť systému Galaxy GRS; a) umístění rukojeti na středovém panelu; b) samotná rukojeť	39
Obr. 26 - Aktivační páka a její umístění v letadle Cessna 182 [46].....	41
Obr. 27 – Kontejnery výrobce BRS pro uložení ZPS pro letadlo Cessna 172/182; a) prázdné kontejnery; b) instalovaný BRS v letadle Cessna 182 [46].....	41
Obr. 28 - Štítek označení ZPS na místě jeho uložení.....	43
Obr. 29 - (a) Holá konstrukce sedadla ACES II; (b) Sedadlo Mk.16 US16E [34]	48
Obr. 30 - Závislost plochy vrchlíku na maximální provozní rychlosti ZPS – kategorie Experimental	52
Obr. 31 - Schématický náčrt sestavy ZPS.....	54
Obr. 32 - Vedení aktivačního lana v letadle Cirrus SR20 a SR22 [42].....	54
Obr. 33 - Schéma kladkového mechanismu pro aktivaci ZPS	55
Obr. 34 - Korekce působících sil na kladkovém mechanismu	57
Obr. 35 - Kritické místo mechanismu – silové působení	57
Obr. 36 – Šroub se šestihrannou hlavou dle ONL 3120a.....	58
Obr. 37 - Průběh vnitřních výsledných účinků sil a momentů na šroubu	59
Obr. 38 - Rozměrový náčrt kladky	60
Obr. 39 - Rozměrový náčrt konzoly	61
Obr. 40 - Uložení kladky ver.1	62

Obr. 41 - Uložení kladky ver.2.....	62
Obr. 42 - Rozsah pohybu páky a působící síly.....	63
Obr. 43 - Páka aktivace odpalovacího zařízení ZPS	63
Obr. 44 - Řez I prutu	64
Obr. 45 - Páka zjednodušená na prut.....	64
Obr. 46 - Řez III prutu.....	64
Obr. 47 - Řez II prutu	64
Obr. 48 - VVU páky aktivace odpalovacího zařízení	65
Obr. 49 - pozice průřezů A ₁ – A ₄	67
Obr. 50 - Aktivační rukojeti systémů Magnum [49].....	68
Obr. 51 - Aktivační rukojeť systému BRS Parachute Systém; a) skutečná; b) model [42]	68
Obr. 52 - Aktivační rukojeť výrobce Galaxy GRS; a) model; b) rozměrový náčrt [43].....	69