



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH ZÁCHRANNÉHO SYSTÉMU PRO MALÝ BEZPILOTNÍ LETOUN

SMALL UAV PARACHUTE RECOVERY SYSTEM DESIGN

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. JAN PEJCHAR

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. ROBERT POPELA, Ph.D.

BRNO 2011

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/2011

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Jan Pejchar

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh záchranného systému pro malý bezpilotní letoun

v anglickém jazyce:

Small UAV parachute recovery system design

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Analýza požadavků a návrh záchranného systému pro malý bezpilotní letoun s maximální vzletovou hmotností 20kg. Výběr vhodného principu vystřelení padáku a jeho uchycení na letounu. Základní konstrukční návrh.

Cíle diplomové práce:

Aerodynamická a pevnostní analýza vlivu záchranného systému na bezpilotní letoun. Výběr principu funkce a konstrukční návrh systému.

Seznam odborné literatury:

[1] Knacke T.W.: Parachute Recovery Systems Design Manual, Para Pub, 1992

Vedoucí diplomové práce: Ing. Robert Popela, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/2011.

V Brně, dne 26.11.2010

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

ABSTRAKT

Diplomová práce je zaměřena na návrh záchranného systému pro malý bezpilotní letoun. Práce je řazena do navazujících oddílů tak, jak bylo při návrhu postupováno. První část se věnuje obecné problematice padákové techniky. Následně jsou posuzovány kritické situace při ručním a autonomním řízení letounu, od kterých se odvíjí návrh zpomalovacího zařízení a také výpočet zatížení konstrukce. Dále navazuje popis a vyhodnocení provedených experimentů pro ověření výkonů moderních padáků. Součástí práce je i zjednodušený návrh vystřelovacího mechanismu konstruovaného v 3D softwaru a také dokumentace stavby modelu letadla pro testování a predikci chování v autonomním režimu letu.

ABSTRACT

The thesis is focused on the small UAV's rescue system design. The thesis is divided into related sections reflecting the design process. The first part deals with general problems of parachute equipment. Another part is evaluating critical situations in manual and autonomous control of the airplane. The deceleration device is based on this critical situations as well as the calculated structure loading. Next is the description and evaluation of experiments to verify the performance of modern parachutes. The thesis also includes a simplified proposal ejection mechanism designed in 3D software and documentation of the of model aircraft construction for testing and predicting behaviour in autonomous flight mode.

KLÍČOVÁ SLOVA

Záchranný systém, padák, kritická situace, testování padáků, autopilot, vystřelovací mechanismus

KEYWORDS

Rescue system, parachute, critical situation, parachute testing, autopilot, ejection mechanism

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

PEJCHAR, Jan. Název: *Návrh záchranného systému pro malý bezpilotní letoun*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 116s. Vedoucí práce Ing. Robert Popela, Ph.D.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod odborným vedením vedoucího diplomové práce a že jsem uvedl v seznamu literatury všechny použité zdroje.

V Brně 24. května 2011

.....
Jan Pejchar

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych touto cestou poděkoval vedoucímu diplomové práce Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. za vždy vstřícný přístup a cenné připomínky při tvorbě diplomové práce.

Obsah

1. Úvod.....	9
2. Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů	10
2.1. Letoun VUT 700 Specto a jeho předpokládané využití	10
2.2. Geometrie a aerodynamické charakteristiky letounu	11
2.3. Používaná řešení záchranných a sestupných systémů	13
2.4. Požadavky kladené na konstrukci záchranného zařízení	18
3. Vlastnosti a výkony padáků	20
3.1. Charakteristické prvky a geometrie padáků	20
3.2. Silová rovnováha v ustáleném režimu klesání	21
3.3. Vliv Reynoldsova čísla, proudění kolem padáku.....	22
3.4. Stabilita padákových systémů	23
3.5. Nafukování padáků	26
3.6. Farebody efekt	28
3.7. Závěsná lanka	30
4. Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému	32
4.1. Komunikační vybavení letounu Specto pro ruční řízení	32
4.2. Komunikační vybavení letounu Specto pro automatické řízení.....	33
4.3. Zjednodušený rozbor spolehlivosti systému.....	34
4.4. Cvičný letoun pro testování vlastností autopilota	35
5. Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto	37
5.1. Stabilita pro letoun sestupující na padáku.....	37
5.2. Ochrana před rotujícími vrtulovými listy	40
5.3. Omezení rozsahem rychlostí a minimální výšky	42
a) Velikost ustálené sestupové rychlosti.....	42
b) Doba reakce na poruchu	42
c) Kritické případy zatížení	46
d) Rozsah rychlostí a minimální výška použitelnosti	46
e) Určení minimální výšky	50
5.4. Velikost zástavbového prostoru	51
6. Zkoušky výkonnostních parametrů padáků	55
a) Zkouška v rozrušeném proudu vzduchu.	57
b) Zkouška v ustáleném proudu vzduchu.....	60
7. Konstrukce a výpočet padáků.....	64
7.1. Používané materiály	64
7.2. Forebody efekt sestupujícího letounu	65

7.3.	Výpočet výkonů a zatížení padáku.....	66
a)	Padák polosférický	66
b)	Padák typu křídlo.....	68
7.4.	Zatížení závěsů a závěsných lanek	70
7.5.	Používané prvky pro snížení rázové síly do konstrukce	72
7.6.	Zhodnocení a výběr vhodné varianty záchranného systému	73
8.	Balení a údržba záchranných zařízení.....	76
8.1.	Balení padáků	76
a)	Mechanické pomoci přípravku	76
b)	Vakuové balení.....	77
c)	Strojní balení	77
9.	Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba	79
9.1.	Principy vypouštění	79
9.2.	Vystřelovací mechanismus.....	79
9.3.	Plánovaná zástavba	82
	Závěr.....	83
	Použitá literatura.....	84
	Použitá označení	86
	Seznam příloh	89

1. Úvod

Diplomová práce vznikla jako reakce na potřebu uvedení do provozu malého bezpilotního letounu VUT 700 Specto. Tento letoun se zrodil na půdě Leteckého ústavu při Vysokém Učení Technickém v Brně. Používání konečné verze letounu se předpokládá pro průzkumné a telemetrické lety řízené autopilotem.

Nasazení letounu řízeného autopilotem lze očekávat poblíž letových prostor, jako jsou obydlené oblasti s hustou sítí telekomunikačních kanálů a silným rušivým elektromagnetickým zářením. V operačním prostoru se mohou vyskytovat turbulence a jiné ohrožující vlivy a nelze ani vyloučit selhání techniky. Předpokládá se, že při plně autonomním letu nebude mít operátor dostatečný vizuální kontakt na provedení zásahu dálkovým řízením.

Prioritní funkce záchranného systému je, jak plyne z názvu práce, zachraňovat. Letoun je vybaven nákladným měřicím a telemetrickým zařízením a ani hodnota samotné konstrukce není zanedbatelná. Záchranný systém by měl zmírnit jak následky poškození pro samotný letoun, tak i ohrožení zdraví a majetku třetí strany.

Nasazení moderní rozvíjející se technologie vyžaduje zařízení pro snížení rizik provozu a zachování operativnosti tak, že budou minimalizována veškerá možná omezení na to, kdy a kde může být letoun používán. Tímto zařízením by se měl stát záchranný systém.

Cíle práce jsou:

- vytvoření ucelené metodiky výpočtu padáků
- rozbor a hodnocení kritických situací
- zhodnocení různých návrhů a jejich vlivů na konstrukci
- praktická ověření aerodynamických charakteristik padáků
- výroba cvičného modelu pro ověření vlastností autopilota
- výpočet a stanovení geometrie pro zvolený padák
- volba finální zástavby a výpočet zatížení hlavních konstrukčních uzlů
- zjednodušený návrh vypouštěcího mechanismu

2. Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

2.1. *Letoun VUT 700 Specto a jeho předpokládané využití*

První zmínky o použití bezpilotních prostředků sahají do roku 1849, kdy se Rakousko-uherská armáda pokusila vybombardovat italské Benátky pomocí dvou stovek volných balonů. Pokus tehdy zhatil nevypočitatelný vítr, nicméně objevený potenciál dovolil se této kategorii létání směle rozvíjet. Od této doby bezpilotní prostředky, nebo také UAV (Unmanned Aerial Vehicle), urazily velmi dlouhou cestu a zvláště v poslední době se jejich vývoji věnuje nebývalý a stále rostoucí zájem.



Obr. 2.1 Letoun VUT 700 Specto na stojánce

Letoun VUT 700 Specto je bezpilotní prostředek vyvíjený na Leteckém ústavu Vysokého učení technického v Brně. Vznikl za účelem seznámení se s problematikou využitelnosti bezpilotních prostředků a zařízení k nim používaným. V blízké budoucnosti lze i nadále očekávat velký zájem o tento typ letounů.

Progresivním uplatněním se zdá být civilní sektor, například při monitorování dopravy (dopravní špičky ve městech, zácpy či nehody) nebo během nepředpokládaných situací. Například se jedná o hledání osob v nepřehledném terénu za pomoci termokamery nebo při průzkumu nebezpečných prostor, kde není vhodné nasazení lidských zdrojů. Tato podpora je využitelná nejen pro civilní potřeby, ale také pro ozbrojené složky.

Větší počet strojů je schopen provádět skupinový let ve formaci a pracovat tak koordinovaněji a systematicky prozkoumávat daný prostor s velkým pokrytím sledované plochy v daný časový okamžik. Snížení časové náročnosti způsobí také redukci finančních nákladů oproti stavu, jakým se podobné průzkumy provádějí v současné době například pomocí vrtulníků.

Letoun je koncepčně navržen jako motorový hornoplošník s pohonnou jednotkou v tlačném uspořádání. Použití spalovacího motoru umožňuje let až několik hodin dle zvoleného režimu letu a s tím související spotřeby paliva. Naproti tomu stroj vykazuje zvýšenou hlučnost a vibrace přenášené do konstrukce draku, prvky řízení a telemetrie.

Tvar a konstrukce trupu jsou podřízeny jejich použití, kterým je přeprava zařízení pro monitorovací, telemetrickou a komunikační činnost.

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

Křídlo má vysokou štíhlost a letounu dává dobré letové vlastnosti, jak v rovnovážném ustáleném horizontálním letu, tak i v kroužení. Jak již letové testy ukázaly, letoun je schopný bezpečně přistát i s vysazenou pohonnou jednotkou jako kluzák. Elektrické servomechanizmy ovládají na křídle nezávisle křídélka a klapky. Brzdící štíty pro přistání nahrazuje výchylka klapek dolů a křídélek nahoru, která je označována jako konfigurace „butterfly“ neboli motýl.

Ocasní část se skládá z vodorovné ocasní plochy posazené na horní hraně dvou nezávisle řízených směrových kormidel. Spojení s křídlem letounu je realizováno pomocí dvou silnostěnných trubek z uhlíkové pleteniny a jednosměrných vláken.

Při výrobě letounu bylo použito kompozitních materiálů, to jak na primárních, tak i sekundárních částech draku, a v menší míře dřevo. Výroba draku probíhala standardní metodou mokrého laminování do negativních forem s podporou podtlakové vývěvy. Pro namáhané díly primární konstrukce bylo využito výhod uhlíkových vláken, sekundární prvky byly vyrobeny z vláken skelných. Výztužným materiálem použitým u vrstvených kompozitních materiálů byl Herex.

2.2. Geometrie a aerodynamické charakteristiky letounu

Parametry

- hmotnost vzletová	m_{TOW}	20 kg
- rameno ocasních ploch	A_{vop}	1,31 m
- sklon vztlakové čáry letounu	$C_{L\alpha}$	5,02 deg ⁻¹
- výkon pohonné jednotky	P_{PJ}	3,83kW
- cestovní rychlost	v_C	120 km.h ⁻¹
- pádová rychlost	v_S	46,5km.h ⁻¹
- nepřekročitelná rychlost	v_{NE}	250,6km.h ⁻¹

Křídlo

- plocha křídla	S_K	1,6 m ²
- rozpětí	b	4200 mm
- max. součinitel vztlaku křídla (bez mechanizace)	C_{Lmax}	1,2
- max. součinitel vztlaku křídla (s mechanizací)	C_{Lmax15}	1,4715
- sklon vztlakové čáry křídla	$C_{L\alpha k}$	5,209 deg ⁻¹
- aerodynamická tětiva	C_{SAT}	337 mm

Klapky

- poloha klapky, řez 1	x_{kl1}	495 mm
- poloha klapky, řez 2	x_{kl2}	1235 mm
- hloubka klapky	h_{kl}	12,5 %c
- výchylka klapky	δ_{kl}	+15°

Křídélka

- poloha křídélka, řez 1	$x_{kř1}$	1235 mm
- poloha křídélka, řez 2	$x_{kř2}$	2021 mm
- hloubka křídélka	$h_{kř}$	12,5 %c
- výchylka křídélka nahoru při cestovní rychlosti	$\delta_{kř.hor}$	-14 °
- výchylka křídélka dolů při cestovní rychlosti	$\delta_{kř.dol}$	+9 °

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

Trup

- šířka trupu

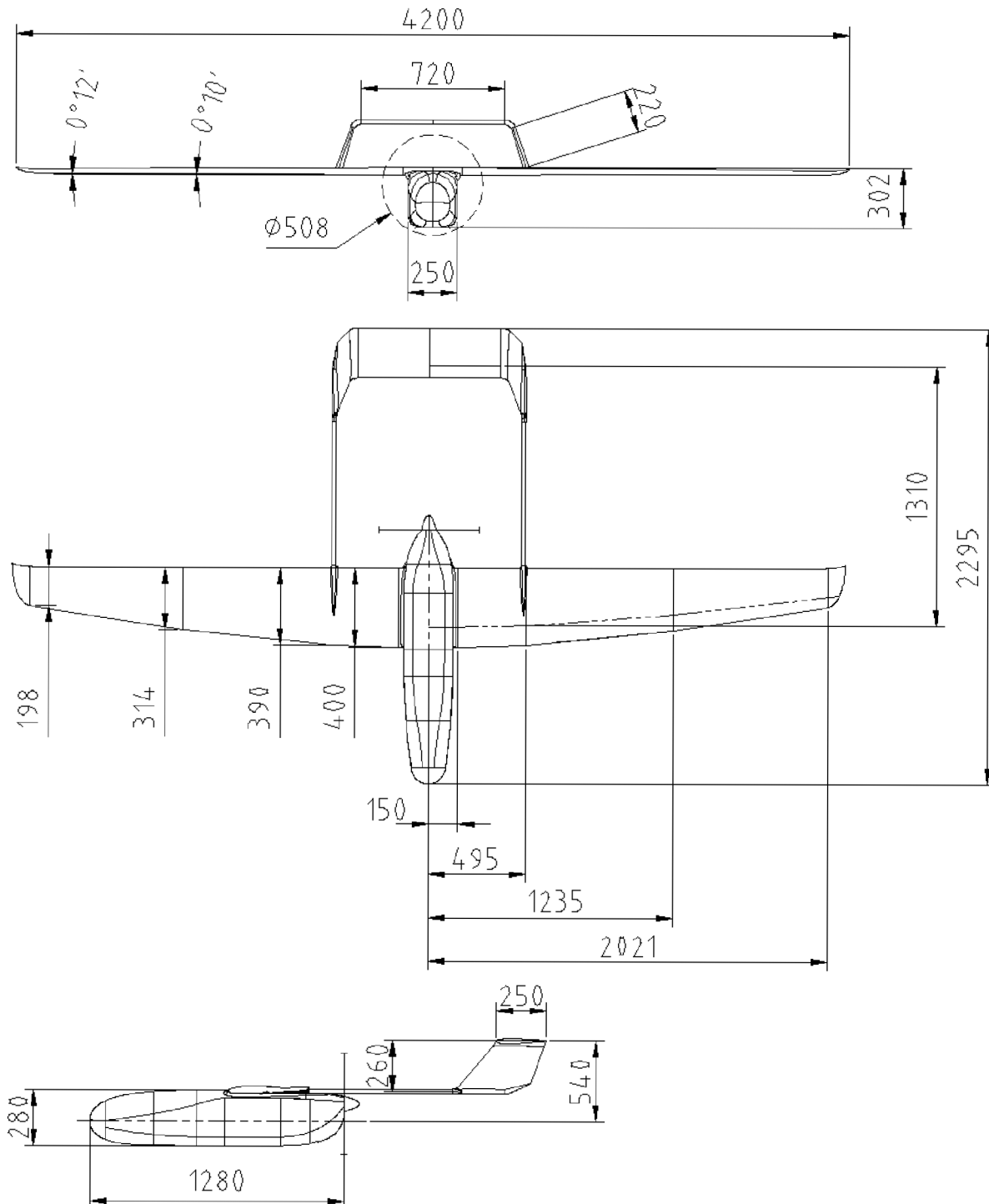
A_T

250 mm

- výška trupu

B_T

280 mm



Obr. 2.2 Geometrie letounu VUT 700 Specto

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

2.3. Používaná řešení záchranných a sestupných systémů

Padáky jsou známy světu už více než dva tisíce let a první zmínky pocházejí z Číny. Je znám také návrh z patnáctého století od Leonarda da Vinciho. Masovější rozšíření je však zaznamenáno až koncem 18. století, kdy k jejich popularitě přispěly války a rozmach letectví obecně.

V současné době existuje několik typů a geometrií padáků s ověřenou velkou produkcí odporu:

a) Kuželový, více kuželový nebo čtvrtsférický tvar

- generují vyšší odpor v porovnání s padáky polosférickými

b) Obdélníkový nebo trojúhelníkový tvar

- při malých rychlostech vyvíjí vysoký koeficient odporu, avšak jejich nekrhový tvar neumožňuje udržet napětí na všech částech padáku během nafukování a vrchlíky mají tendenci kolabovat

c) Padáky typu křídlo

- složka sestupné rychlosti se rozkládá pomocí úhlu klouzání a lze jí snížit s rostoucí klouzavostí křídla padáku

d) Anulární tvar vrchlíku

- vrchlík tohoto typu padáku má tvar odřízlého anuloidu

e) Rotující padáky

- rotující padáky byly úspěšně použity s průměrem až 3,3m, nad tuto hranici mají vrchlíky nestabilní chování a tendenci kolabovat

Odpor lze dále navýšit:

f) Zavěšení na dlouhých lanech

- dlouhá závěsná lana zvětšují efektivní průměr a tím i generovaný odpor pro danou rychlost klesání, z toho plyne možnost snížit průměr vrchlíku, ovšem s délkou závěsných lan narůstá hmotnost celé soustavy

g) Nízkou pórovitostí vrchlíku

- snížení pórovitosti zvyšuje odpor vzduchu, ale také snižuje stabilitu padáku a zvyšuje otevírací sílu.

Na následujících obrázcích jsou uvedena některá z typických řešení s charakteristickými odlišnostmi pro specifická použití. Podrobnější popis k obrázkům následuje pod nimi.

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů



Obr. 2.3 [15]



Obr. 2.4 [16]



Obr. 2.5 [20]



Obr. 2.6 [11]

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů



Obr. 2.7 [21]



Obr. 2.8 [22]



Obr. 2.9 [23]

Popis obrázků:

Obr. 2.3

Padák polosférický se stabilizujícím padákem, který je po vytažení padáku hlavního k němu stále připevněný. Princip této varianty nepoužívá rukáv pro hlavní padák a kladou se tedy vyšší nároky na precizní zabalení. Rukáv je látkový vak, do kterého se balí hlavní padák, aby se předcházelo nesprávnému rozbalení, po vystřelení a natažení lanek ho většinou stáhne stabilizující padák. U nesymetrických těles je typické zavěšení minimálně na 4 body rozmístěných po tělese k zajištění dostatečné podélné i příčné stability.

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

Obr. 2.4

Padák polosférický s hustou sítí závěsných lanek v provedení bez slideru (viz kap. 3.5) a stabilizujícího padáku. Pro symetrické těleso je zavěšení realizováno jednobodovým závěsem, osa padáku prochází osou symetrie a zároveň těžištní osou tělesa.

Obr. 2.5

Padák typu křídlo použitý na letadle X38, funkce je odlišná od standardních typů. Soustava se pohybuje jak vertikální (sestupnou), tak i horizontální (dopřednou) rychlostí. Výpočet výkonů a vlastností je obdobný jako pro kluzák, charakteristické veličiny jsou například štíhlost, klouzavost, rychlost opadání, říditelnost, stabilita atp. Na obrázku je vidět způsob více bodového zavěšení, které zaručuje stabilitu podvěšeného tělesa.

Obr. 2.6

Polosférický typ padáku jako příklad použití slideru. Sliderem se nazývá látkový prstenec umístěný na obrázku přibližně v poloviční vzdálenosti závěsných padákových lan. Jeho funkce spočívá ve snížení rychlosti otevření a tím snížení otevírací rázové síly potažmo násobku zatížení a sil převáděných do konstrukce. Velký slider znatelně prodlužuje dobu otevření a naproti tomu malý slider nesnižuje dostatečně otevírací sílu. Pečlivé naladění velikosti slideru je často klíčem k správné funkci celé soustavy. Problematice otevírání padáků se podrobněji věnuje kap. 3.5.

Obr. 2.7

Uvedený příklad na obrázku je klasický cluster. Vytvořený je z polosférických padáků a je používán pro těžší břemena, jako jsou sondy, záchranné moduly nebo vojenské vybavení. Způsob zavěšení je na 3 nezávislá lana. Toto řešení používá jak z důvodu bezpečnosti a spolehlivosti, tak i pro rozložení sil od padáku do 3 nezávislých lan. U návratových modulů se používá nejprve vystřelení malého stabilizujícího padáku, který těleso částečně zbrzdí a následně vysune hlavní cluster. Ke snížení otevírací síly se nepoužívá slideru ale nejčastěji konstrukce prstencového padáku. Prstence jsou umístěny v horizontální rovině. V nerozvinutém tvaru jimi může proudit masa vzduchu bez výrazného odporového efektu. Směrem od vrcholu padáku se postupně prstence uzavírají a rovnoměrně tak rozkládají rázovou otevírací sílu.

Obr. 2.8

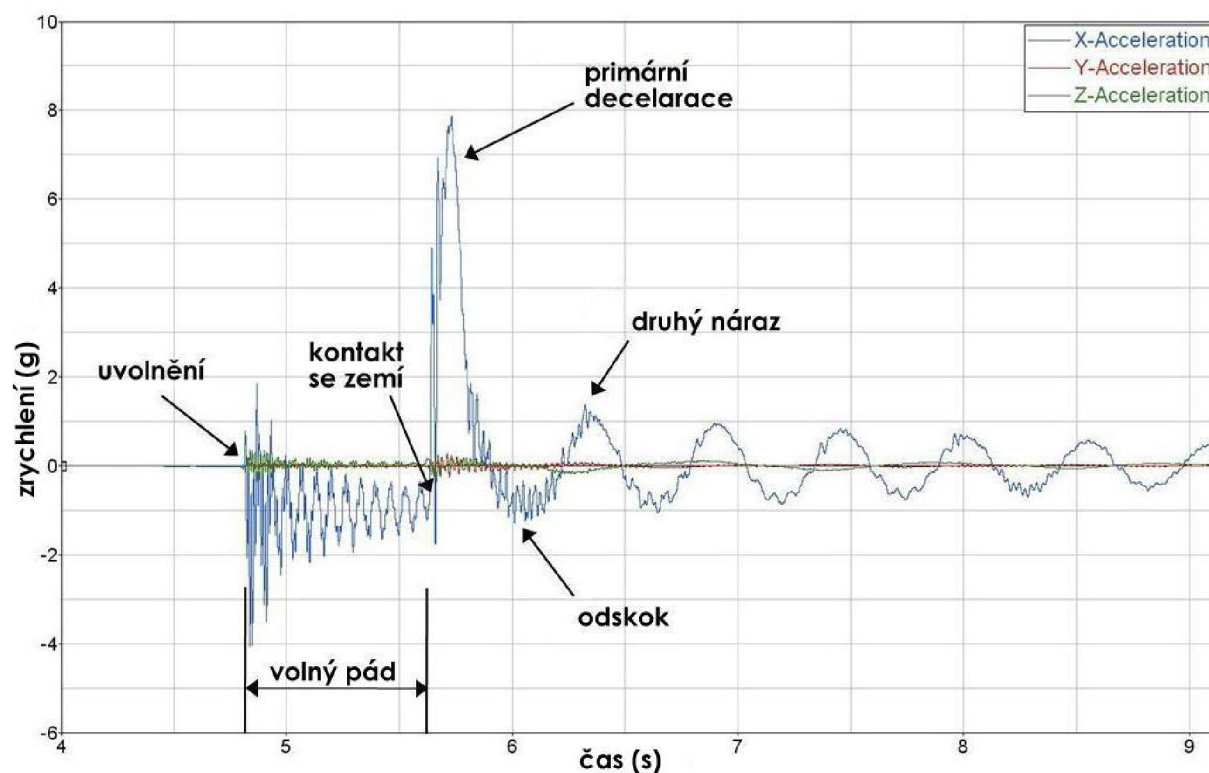
Tento příklad uvádí způsob v netypickém provedení, se složitým výpletem lany mezi jednotlivými padáky. To napovídá, že se jedná o provedení nazývané jako rotující padák. Rotaci způsobuje nasměrování výstupů vzduchu ve vrchlíku padáku. Vzniklá odstředivá síla rozrotuje jak vrchlík, tak i závěsná lana a zvětší účinný průměr, respektive koeficient odporu. Tento způsob decelerace byl již úspěšně použit pro průměry vrchlíku přibližně 3,3m. Nad tuto velikost však docházelo ke zborcení vrchlíku. Charakteristická je také relativně nízká hmotnost v poměru k získanému koeficientu odporu. Použití se nabízí pro velký útlum klesací rychlosti. U zveřejněných aplikací bylo prozatím pravidlem, že se jednalo o symetrická tělesa s jednobodovým zavěšením v těžištní ose.

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

Obr. 2.9

Nekonvenční, avšak stále hojněji používaný systém, který lze přirovnat k airbagu v osobním automobilu. V určité výšce nad povrchem se chemické vyvíječe plynu aktivují a naplní vaky. Signál o startu reakce může být iniciován systémem GPS nebo optickou závorou, kdy se vyslaný paprsek odrazí od povrchu a vyhodnocuje se délka jeho návratu a dopočítává se zbývající vzdálenost. Výhodou tohoto systému je jeho velikost (objem) ve složeném stavu a velký útlum energie při dopadu. Uplatnění lze najít pro mimozemské sondy a jiná objemnější tělesa při sestupu vysokou rychlostí v místech s řidší atmosférou, kde je funkce odporových padáků omezená. Systém je často kombinován s konvenčními clustery a toto řešení bylo už použito i pro letouny UAV.

Následující graf 2.1 ukazuje záznam z měření pozemní pádové zkoušky modulu Orion [23] osazený právě airbagy.



Graf 2.1 Záznam z pádových zkoušek s využitím airbagů modulu Orion [23]

Hlavní požadavky kladené na sestupné systémy a padáky obecně:

- vyprodukování vysokého součinitele odporu
- plynulé a kontrolované nafukování
- nízký otevírací ráz
- stabilita a malé oscilace
- nízká hmotnost a malý objem
- krátký čas potřebný pro otevření
- jednoduchá konstrukce
- nízké nároky na údržbu

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

2.4. Požadavky kladené na konstrukci záchranného zařízení

Uvedené požadavky a z nich plynoucí omezení jsou vybrány po širší rozvaze a vymezují hranice, podle kterých se stanovují pravidla pro výběr správné funkce mechanismu. V prvotní fázi návrhu nejsou všechny požadavky přesně známy a předpokládá se, že se budou další problémy objevovat až během řešení. Podle těchto omezení a požadavků jsou řazeny následující kapitoly podrobněji popisující klíčová omezení.

a) Spolehlivost a funkčnost

- rozbor kritických situací dle závažnosti na ty prvky (elektronika, řízení nebo části draku), které jsou s ohledem na spolehlivost nebezpečné pro letový provoz letounu

b) Efektivita

- padák by měl být navržen tak, aby co nejefektivněji plnil danou funkci, především, vysoký poměr váha a generovaná odporová síla

c) Stabilita

- stability pro různé druhy, typy a konfigurace padáků
- způsob dosednutí na pevnou zem
- způsob uchycení padákového systému k draku letounu tak, aby byla zaručena stabilita v co nejširším rozsahu povětrnostních podmínek

d) Rychlost a výška

- maximální rychlosti letu, při které se zařízení bude aktivovat
- velikost ustálené sestupové rychlosti s ohledem na poškození instalací
- minimální výška, kdy je ještě systém schopen zbrzdit pád a zmírnit škody

e) Konstrukce

- minimální ovlivnění konstrukce draku letounu záchranným zařízením a omezení zásahů do konstrukce s ohledem na její únosnost
- návrh umístění by měl směřovat mimo nosné prvky letounu a ukotvení mechanismu by mělo být provedeno právě v návaznosti na nosné prvky konstrukce
- spolehlivý provoz a celková jednoduchost
- maximální přistávací násobek by měl být volen s ohledem na únosnost podvozku letounu

f) Prostor

- limitní velikost využitelných prostorů

g) Hmotnost

- minimální hmotnost záchranného systému, nízký poměr vůči hmotnosti celku
- použití lehkých materiálů při konstrukci

Bezpilotní letouny a používaná řešení záchranných systémů

h) Vrtulový disk

- nebezpečí poškození vystřeleného padáku nebo jeho závěsných lanek rotujícími listy vrtule

i) Energetické spouštění

- omezení maximální silou a maximální úhlovým rozsahem servomechanizmu
- elektrická energie pro spuštění mechanismu (pro servomechanizmus)
- pyrotechnicky (balistická raketa)
- pneumaticky (systém na stlačený vzduch)
- mechanicky (naakumulovanou energií v pružině nebo gumě)

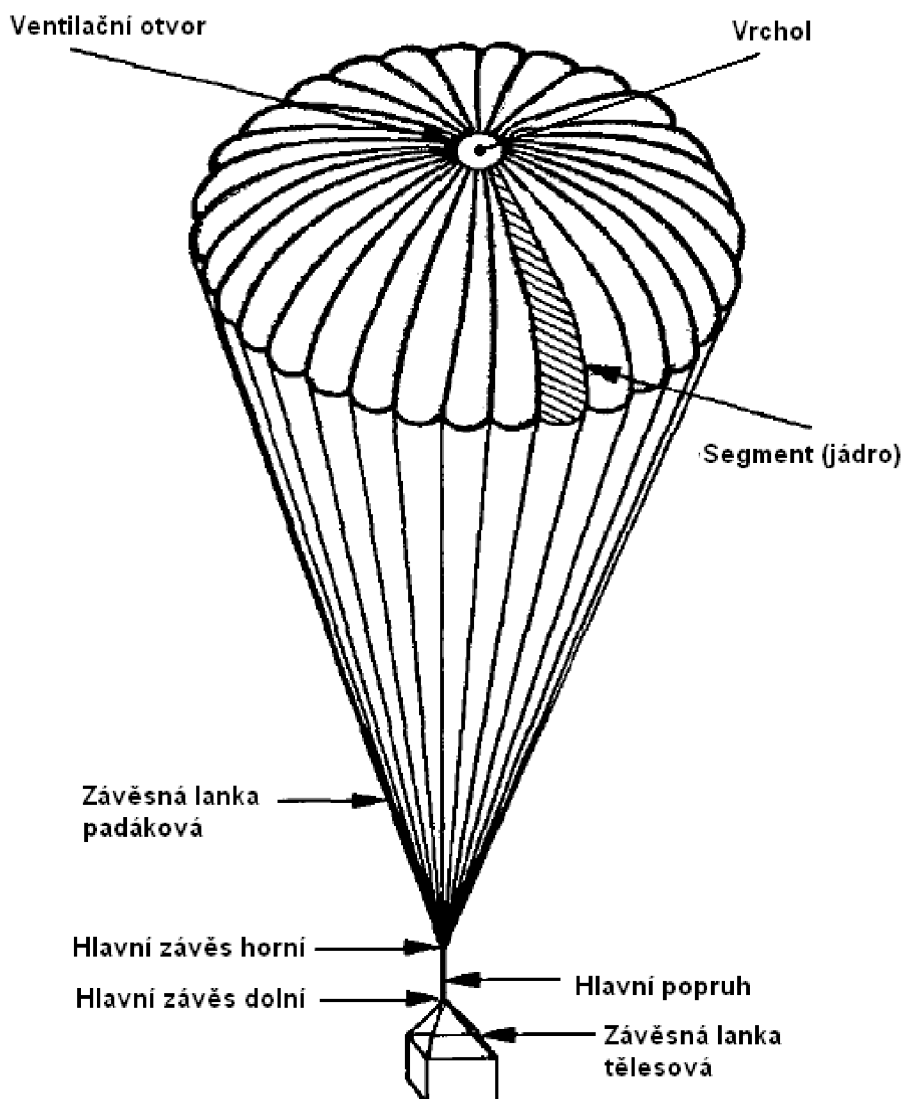
j) Skladování a používání

- snadná možnost kontroly a údržby
- maximální počet použití do výměny
- skladování a kontroly funkčnosti

3. Vlastnosti a výkony padáků

Tato kapitola se věnuje charakteristice padáků a jejich výkonům. Především se jedná o geometrii, aerodynamické výkony a mechaniku letu. Problematika padáků je velmi široká a tak zmíněná teorie je zestručněná. Uvedené souvisí konkrétně s navrhovaným záchranným systémem. Osnovu z části tvoří vybrané klíčové požadavky z kapitoly 2.4.

3.1. Charakteristické prvky a geometrie padáků



Obr. 3.1 Obecná geometrie kruhového padáku [5]

Pro popsání rozměrů a velikosti padáků se používají různé metody. Jedním způsobem je definování nominální plochy S_0 a průměru D_0 . Nominální plocha S_0 je skutečná trojrozměrná plocha vrchlíku. Pro většinu návrhů jsou do S_0 zahrnuty ventilační otvor, plochy slotů, žeber, prvků nafukovaných mimo hlavní vrchlík atp. Nominální průměr D_0 je pak průměr kruhu dopočtený z ekvivalentní plochy S_0 .

Vlastnosti a výkony padáků

Druhý způsob popisu rozměrů uvádí konstrukční průměr D_C . D_C je průměr změřitelný podél vnějšího radiálního švu a promítnutý do základní roviny. Pro ploché kruhové vrchlíky je D_C zároveň stavebním průměrem. Konstrukční plocha S_C je kruhová plocha, jejímž průměrem je D_C .

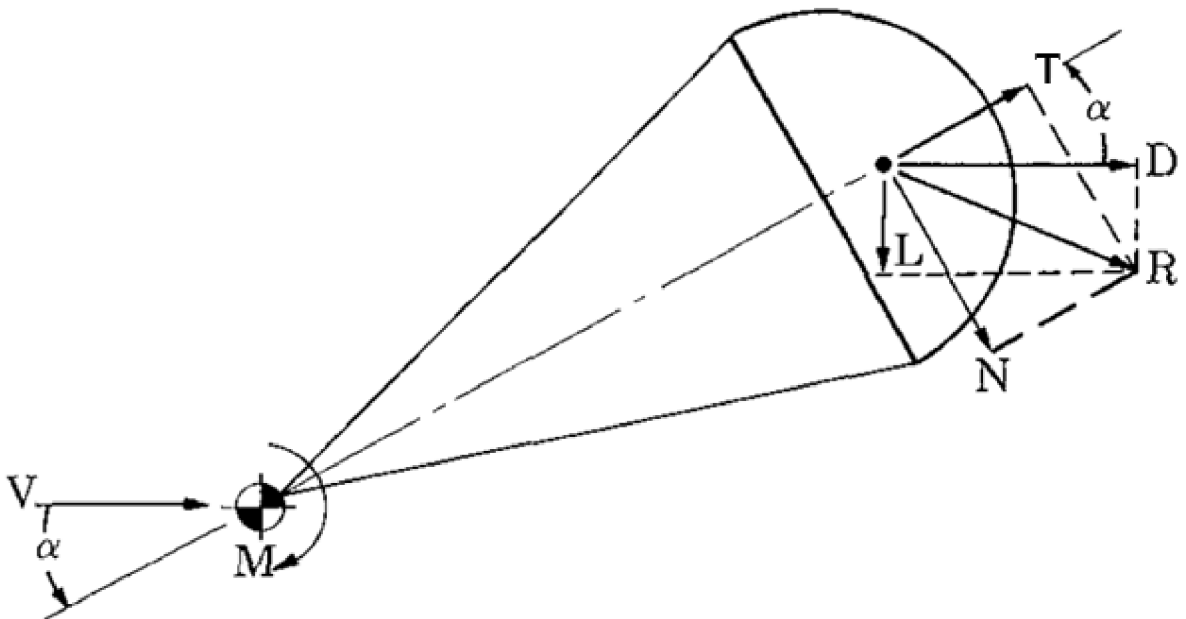
Aerodynamické síly mění tvar vrchlíku z konstruovaného na protáhlý konkávní tvar v nafouklém stavu. Charakteristickým rozměrem nafouklého vrchlíku za konstantní rychlosti klesání je plocha promítnutá do základní roviny. Ta se nazývá projekční plocha S_P a dopočtený průměr z plochy kruhu je pak D_P .

Poměry těchto popisných veličin (D_C/D_0 , D_P/D_0) pro různé konstrukce padáků uvádí přehled v příloze [B]. Poměry slouží k dopočtu geometrie při výrobě nebo při výpočtech.

3.2. Silová rovnováha v ustáleném režimu klesání

Síly působící na padák lze rozložit do dvou používaných souřadnicových soustav a to letadlová - absolutní (tečná síla působí ve směru osy symetrie) a aerodynamická (odporová síla působí ve směru vektoru rychlosti). Pokud je úhel náběhu $\alpha=0^\circ$, pak jsou obě soustavy totožné. V případě, že $\alpha \neq 0$, vzniká moment M .

Na obrázku 3.2 je uveden silový rozklad do obou používaných souřadnicových soustav pro úhel náběhu $\alpha > 0$. Stabilizující moment M jako kladný.



Obr. 3.2 Silová rovnováha působící na padák (konvenční) v ustáleném režimu [5]

Síly zapsané do letadlové souřadné soustavy:

Tangenciální složka:

$$T = C_T \cdot S \cdot q \quad (3.1)$$

Normálová složka:

$$N = C_N \cdot S \cdot q \quad (3.2)$$

Vlastnosti a výkony padáků

Analogicky i do aerodynamické souřadnicové soustavy:

Složka vzlaku:

$$L = C_L \cdot S \cdot q \quad (3.3)$$

Složka odporu:

$$D = C_D \cdot S \cdot q \quad (3.4)$$

Nebo:

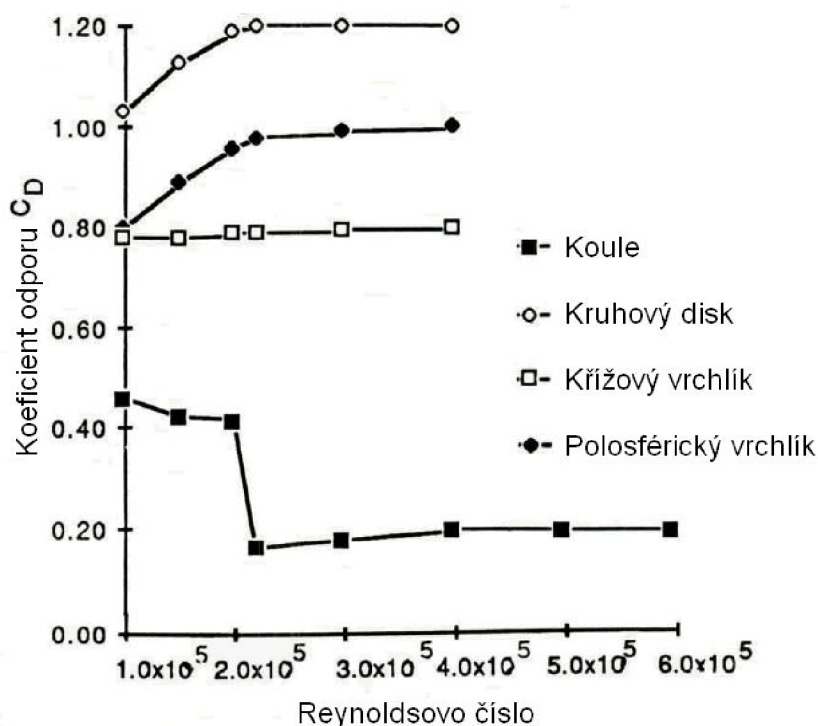
$$D = T \cdot \cos(\alpha) + N \cdot \sin(\alpha) \quad (3.5)$$

Kde:

- C_T koeficient tangenciální složky
- C_N koeficient normálové složky
- C_L koeficient vzlakové složky
- C_D koeficient odporové složky
- S obecná plocha padáku
- q dynamický tlak

3.3. Vliv Reynoldsova čísla, proudění kolem padáku

Na rozdíl od profilů křídel pracují vrchlíky padáků v turbulentním proudu, který je výhradně generovaný na náběžné hraně vrchlíku. Z tohoto důvodu nelze očekávat významný vliv Reynoldsova čísla na výsledný odpor. Publikovaná data rozličných typů padáků ukazují souvislost mezi Reynoldsovým číslem a generovaným odporem. Data jsou porovnávána s měřením koule.



Obr. 3.3 Vliv Reynoldsova čísla na generovaný koeficient odporu [6]

Vlastnosti a výkony padáků

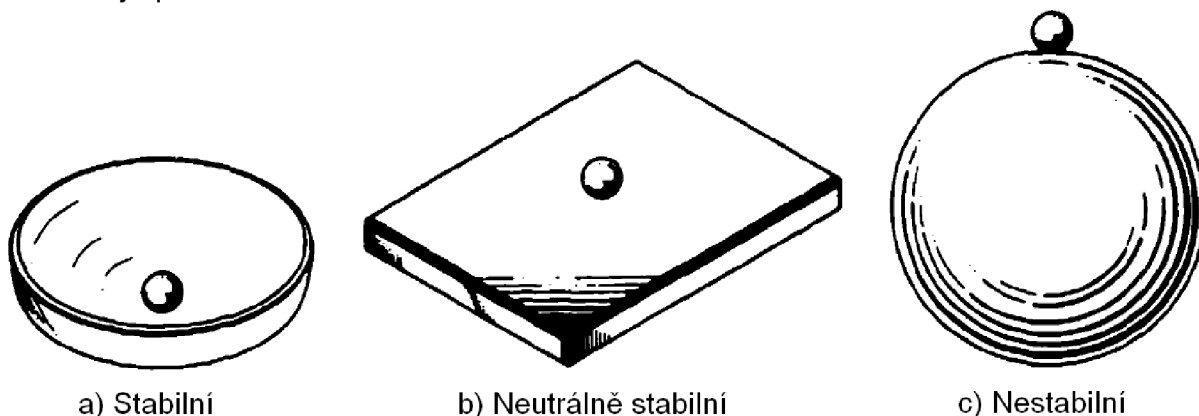
3.4. Stabilita padákových systémů

a) Statická stabilita

Obecně lze na stabilitu nahlížet jako na schopnost tělesa vrátit se do rovnovážné polohy nebo stavu rovnováhy, z něhož bylo vychýleno. Stabilitu demonstrují jednoduché příklady, například na obrázku 3.4a se kulička při vychýlení v konkávní misce uvede do klidu vlivem gravitace a vrátí se vždy do své původní polohy. Tento stav se nazývá stabilním.

Obrázek 3.4b, pokud je kulička umístěna na rovném povrchu, pak vychýlení z její klidové polohy způsobí, že k ustálení může dojít na jakémkoli místě ploché desky. Na nové poloze nemá kulička tendenci se koulet nebo se vrátit do své původní polohy, tento stav se nazývá neutrální stabilitou.

Obrázek 3.4c ukazuje kuličku umístěnou do rovnovážného stavu na vrcholu většího kulového tělesa. Je zřejmé, že každý posun malé kuličky způsobí, že se bude neustále pohybovat a oddalovat se od své původní polohy stability. Tato chování je považováno za nestabilní.



Obr. 3.4 Znárodnění statické stability [1]

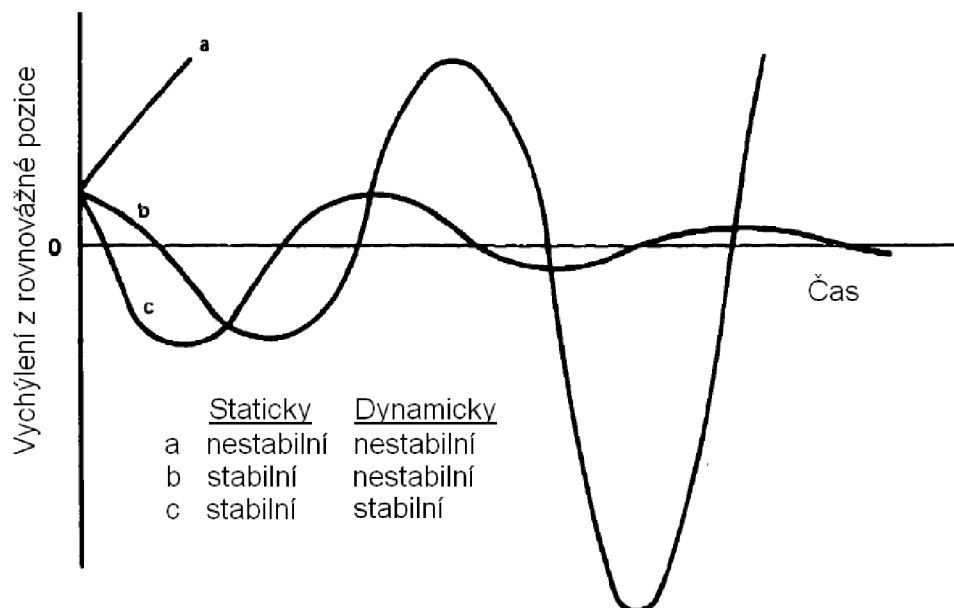
b) Dynamická stabilita

Předchozí tři případy se zabývaly stabilitou statickou, oproti tomu dynamickou stabilitou je možné popsat pokračující pohyb již pohybujícího se tělesa, tak jako kulička v konkávní misce na obrázku 3.4 a). Třecí síly na kuličku působí vždy v opačném směru jejího pohybu. Společně se složkou tíhové síly mají pozitivní vliv na tlumení. Prvotní rozkmitání je potlačováno (amplituda klesá) až nakonec dosáhne pozice statické stability. Tento stav se nazývá zároveň dynamická stabilita.

Pokud aerodynamické odporové síly a mechanické třecí síly nemohly být sníženy na nulu a neexistovaly by žádné tlumicí síly, pak by i malé působení vnějších vlivů proti kuličce způsobilo konstantní amplitudu kmitání. Takový stav lze nazvat neutrální dynamickou stabilitou.

Je-li například třecí síla překonána některou z vnějších sil (pohybová síla), pak amplituda výchylek roste a kulička se nedokáže ustálit. Tento stav je nazývána dynamickou nestabilitou.

Vlastnosti a výkony padáků

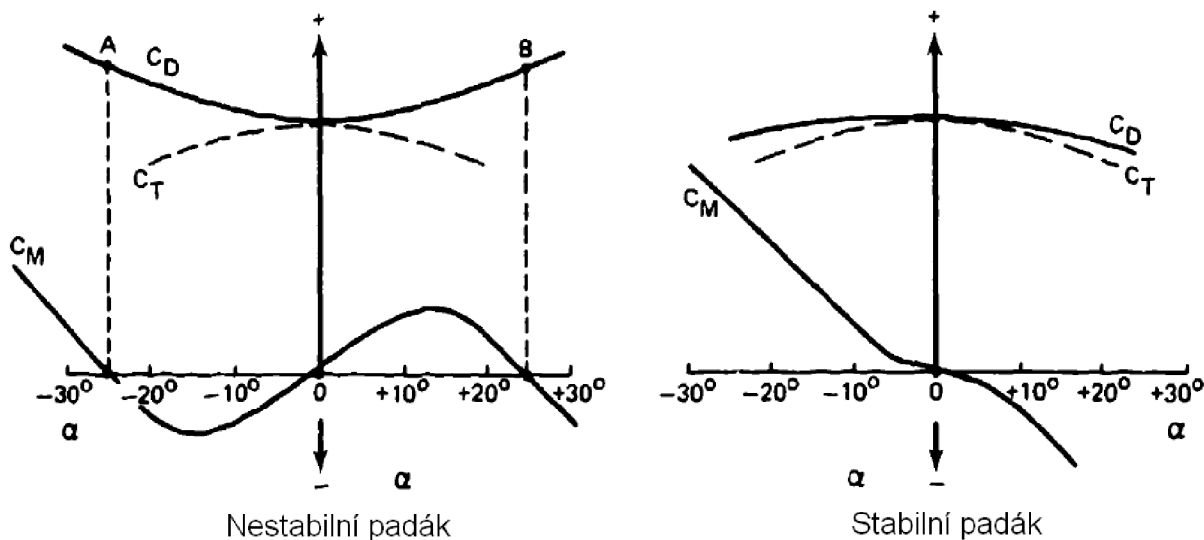


Graf 3.1 Grafická ilustrace dynamické stability [1]

c) Stabilita padáků

Stabilitu padáků lze zjednodušeně popsat (stejně jako u tělesa) jako tendenci vrátit se do rovnovážné polohy po vychýlení. Za vysoce odporové padáky, které jsou zároveň stabilní a také odolné vůči interferencím za letounem jsou považovány žebrované, prstencové a křížové.

Padák je staticky stabilní pro úhly náběhu, kde koeficient klopivého momentu klesá s rostoucím úhlem náběhu. Pro rovnovážný úhel náběhu α_R platí:



Graf 3.2 Koefficient C_M v závislosti na úhlu náběhu pro nestabilní a stabilní padák [1]

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0 \quad \text{pro } \alpha < 0^\circ \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0 \quad \text{pro } \alpha > 0^\circ \quad (3.7)$$

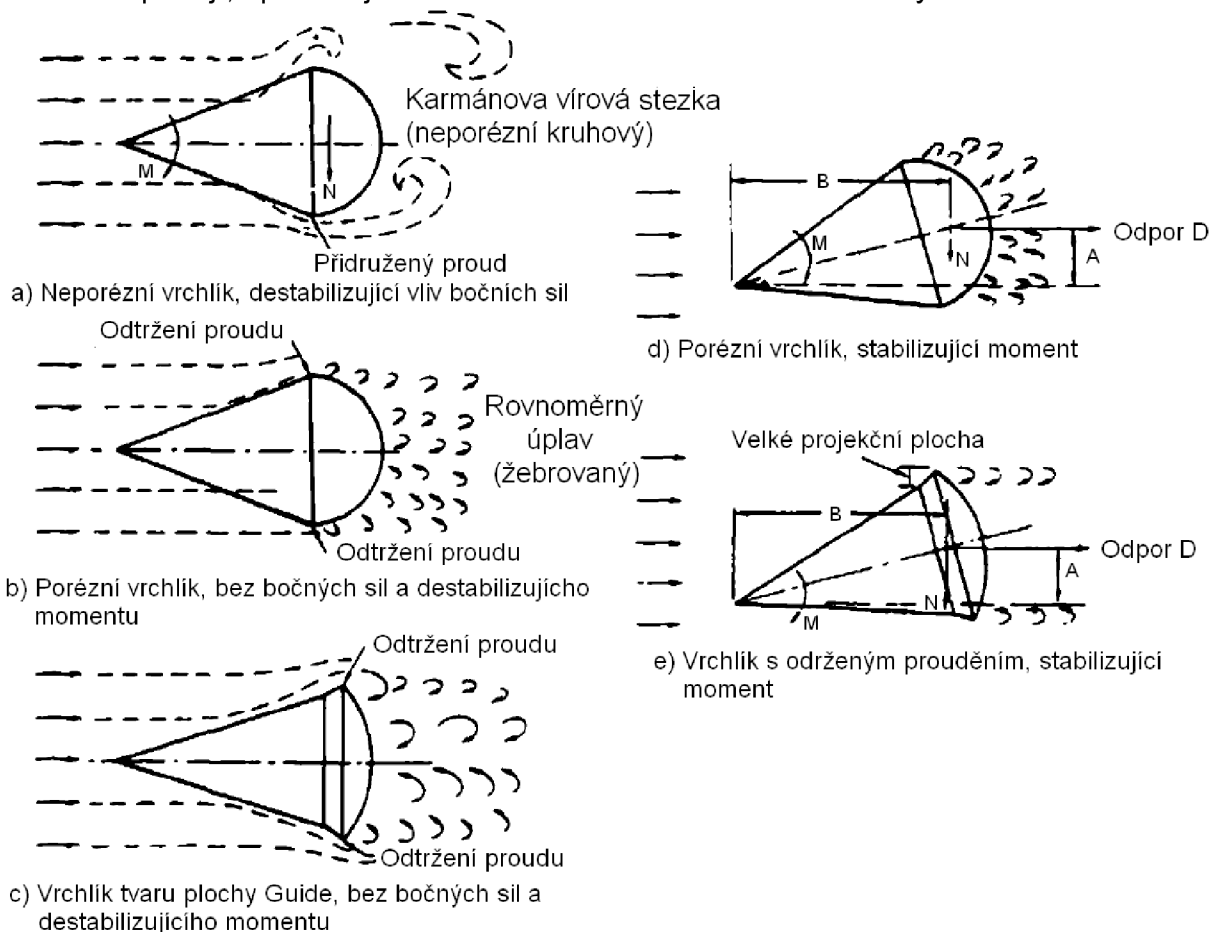
Vlastnosti a výkony padáků

Pro nestabilní padák je poměr $\partial C_m / \partial \alpha$ dle grafu 3.2 kladný v rozsahu $+/-25^\circ$, což je také přibližně rozsah v kterém bude padák oscilovat. Derivace $\partial C_m / \partial \alpha$ pro stabilní padák je záporná v celém rozsahu úhlu náběhu. Větší strmost křivky $\partial C_m / \partial \alpha$ znamená větší stabilizující účinek proti destabilizujícím silám, jako jsou poryvy větru.

d) Proudění kolem padáku

Na stabilitu má vliv také pórovitost a obtékání padákového vrchlíku. Obrázek 3.5 popisuje záznam měření v aerodynamickém tunelu, které bylo zviditelněno kouřovou stopou.

Pozice a) znázorňuje proud vzduchu, který nemůže projít skrze pevnolátkový vrchlík. Proud se za náběžnou hranou vrchlíku odtrhává a generuje Karmánovu vírovou stezku. Střídavé odtrhávání tlakových polí na opačných stranách vrchlíku, která se opakují, způsobuje kmitání a nestabilní chování soustavy.



Obr. 3.5 Vztah mezi proudem vzduchu a stabilitou pro různé druhy padáků [1]

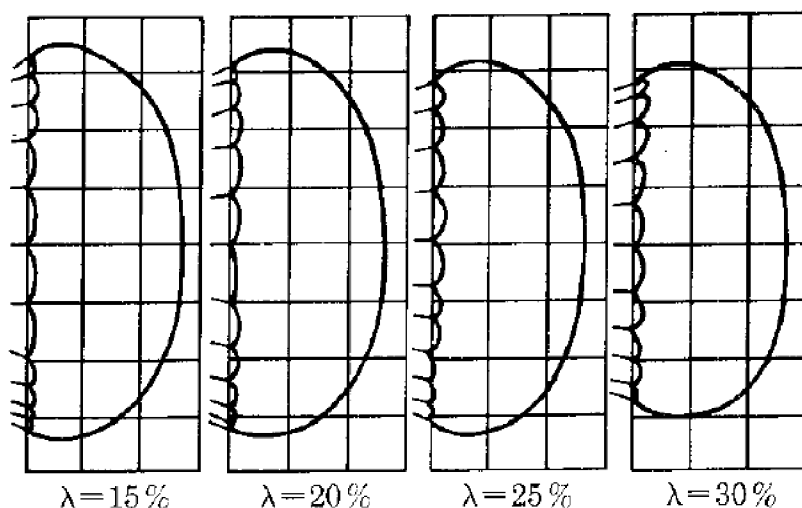
Další ukázka, pozice 3.5b, popisuje žebrované a slotové padáky, jejichž vrchlíkem proudí vzduch skrz. Vytváří se slabé, ale rovnoměrné víry, a omezuje se tím možnost vzniku Karmánovy vírové stezky a tento typ lépe tlumí oscilaci oproti předchozímu. Jak ukazuje pozice 3.5d soustava s porézním vrchlíkem vytváří stabilizující moment a pomáhá opět získat stabilní polohu.

Vlastnosti a výkony padáků

Další znázornění, 3.5c, zobrazuje chování proudu vzduchu obtékajícího ostré náběžné hrany vrchlíku u naváděcího (guide) padáku. Na náběžné hraně, po celém obvodu, se proud odtrhává. Vystouplé plochy vytváří složky normálové a odporové síly, které vytváří stabilizující moment, jak je vidět na pozici 3.5e.

e) Pórovitost padákových vrchlíků

Jak je uvedeno v předchozím oddílu, pórovitost kladně působí na stabilitu. Větší pórovitost vrchlíku znamená menší okrajové víry a tedy i méně intenzivní tvorbu Karmánovy vírové stezky. Nevýhodou je, že se zvýšenou řídkostí látky vrchlíku klesá i jeho odpor nebo spíše jeho koeficient odporu, jak demonstruje obrázek 3.6. S nárůstem pórovitosti klesá i množství vzduchu, které do vrchlíku vstupuje a mění se dynamický tlak, který přímo ovlivňuje koeficient odporu. λ definuje pórovitost (množství vzduchu které projde vrchlíkem v porovnání s vrchlíkem pevnolátkovým), L_{SL} je délka závěsných lanek a D_C je konstrukční průměr padáku.



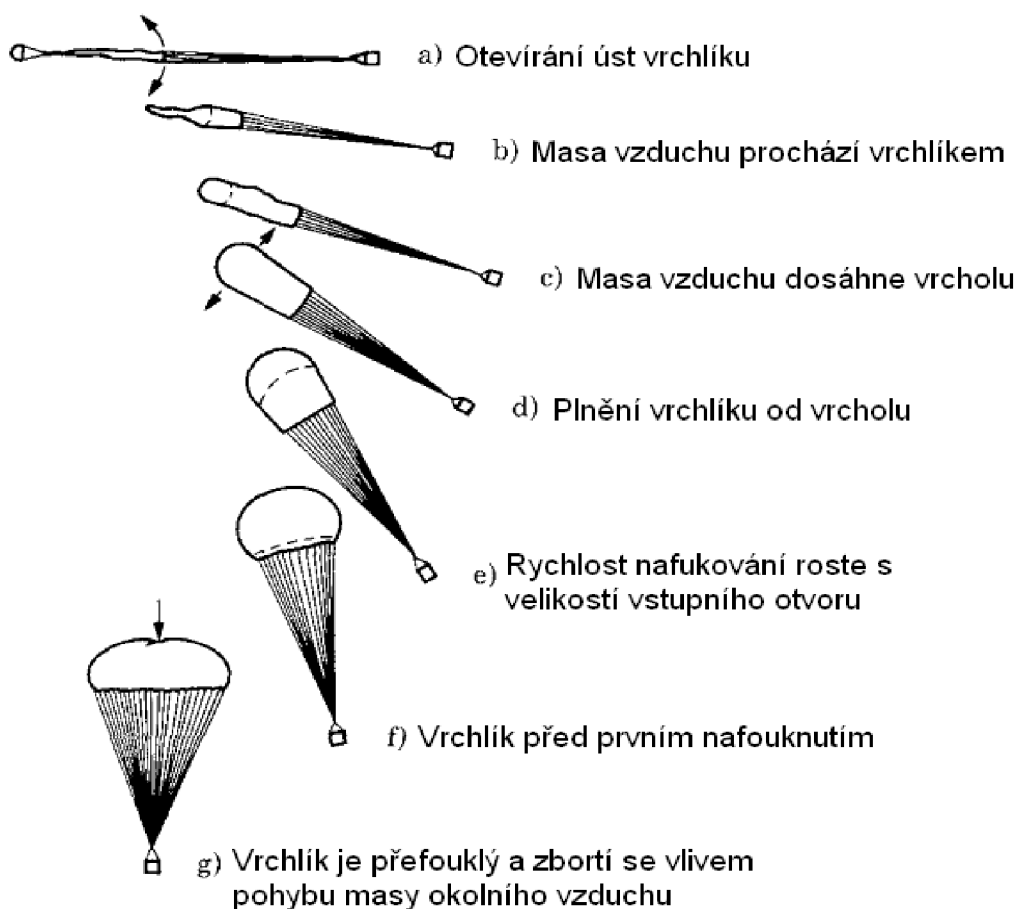
3.6 Boční pohled na nafouklé vrchlíky ($L_{SL}/D_C=1$) s různou pórovitou [5]

3.5. Nafukování padáků

Doba nafukování je definovaná jako interval od doby, kdy je vrchlík a lana natáhlá, do doby prvního plného nafouknutí. Obrázek 3.7 popisuje jednotlivé fáze otevírání vrchlíku. Plnicí proces začíná, když jsou lana protáhlá a od spodní hrany vrchlíku vstupuje vzduch, figura a). Poté se spodní obvod lehce otevře, vrchlíkem prostupuje vlna vzduchu b).

Jakmile vlna dosáhne ventilačního otvoru ve vrcholu vrchlíku c), přídavný vzduch začíná vrchlík plnit směrem od ventilačního otvoru k vnějšímu okraji d). Proces nafukování je ovlivněn tvarem, pórovitou, velikostí vrchlíku, hustotou vzduchu a rychlostí vzduchu, která započala nafukování. Nafukování začíná pomalu, ale urychluje se, jak se zvětšuje otvor pro vstup vzduchu e) až vrchlík dosáhne prvního plného nafouknutí f). Většina textilních vrchlíků má snahu se přefouknout a poté částečně zkolabovat vlivem pohybu okolního vzduchu a setrvačností vzduchu nad vrchlíkem g).

Vlastnosti a výkony padáků



Obr. 3.7 Průběh nafukování padáku [1]

Existuje několik faktorů, které přispívají k plynulému nafukování, nižší a spojitější otevírací síle. Používaná řešení souvisí s velikostí vlny (koule) vzduchu, která směřuje k ventilačnímu otvoru mezi pozicemi c) a f) na obrázku 3.7. Pak také s prodloužením intervalu nafukování, čímž způsobí snížení rázové síly. Lze například použít větší ventilační otvor, čímž se ale snižuje účinná plocha padáku nebo zařízení nazývané „slider“.

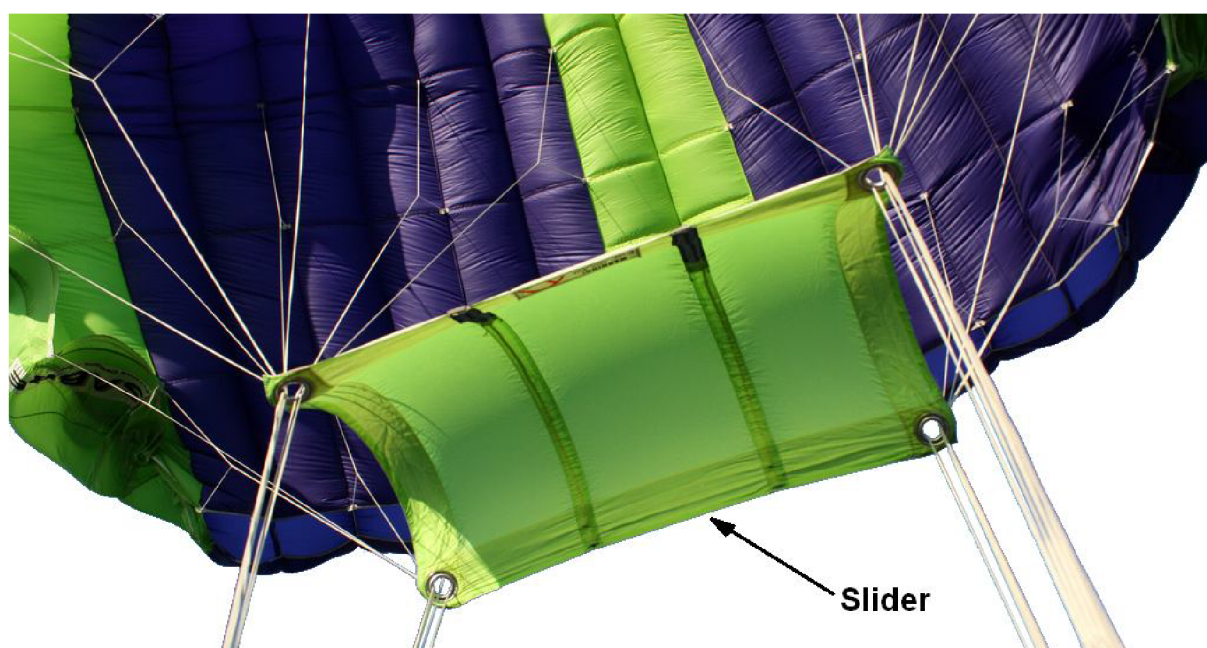
Slider je primárně určen pro snížení otevíracího rázu, ale jeho použití také redukuje možnost překroucení lanek a vznik nehody. Je obvykle vyroben z látky nebo síťoviny a jeho tvar souvisí s tvarem vrchlíku, může být kruhový, prstencový, obdélníkový nebo mít tvar kapsy. Jak slider vypadá je zobrazeno na obrázku 2.7 a také 3.8. Po obvodu nebo v rozích látky jsou umístěna oka, kterými jsou protažena závěsná padáková lana.

Když je padák složený, je slider umístěn u vrchlíku a po započetí otevírání sjíždí dolů k hlavnímu padákovému závěsu. Pohyb slideru vyvolává radiální síla, která chce otevřít vrchlík a proti jeho pohybu působí odporová síla vzduchu. Odladění velikosti slideru je většinou otázkou zkoušek a hledá se kompromis mezi otevírací silou, násobkem zatížení a dobou otevření. Jednotlivé parametry jsou upřednostňovány podle specifčnosti použití.

Vlastnosti a výkony padáků



Graf 3.3 Typický průběh zatížení pro vrchlíky náchylné ke zborcení [10]



Obr. 3.8 Funkce slideru při otevírání vrchlíku [23]

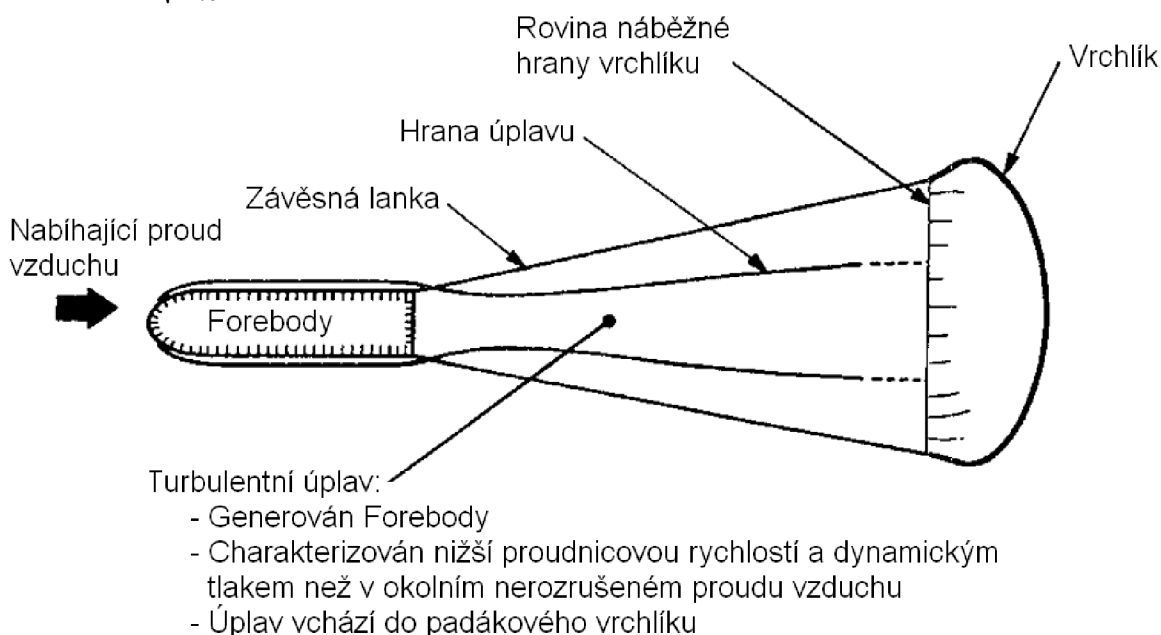
3.6. Farebody efekt

Každé těleso podvěšené pod padákem (také nazývané forebody) produkuje úplav, který zasahuje vrchlík padáku a ovlivňuje jeho chování a výkony. Situaci ilustruje obrázek 3.9. Velikost úplavu závisí na vztahu ofukovaného průměru D_P a průměru forebody D_B a také na vzdálenosti mezi koncem forebody a náběžné hrany vrchlíku. Vliv úplavu lze zanedbávat, jen pokud je průměr D_P výrazně větší než D_B .

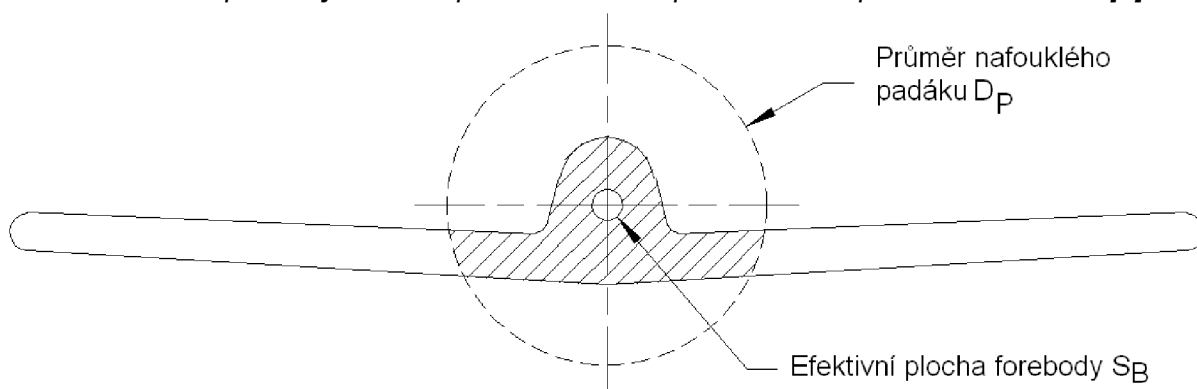
Vlastnosti a výkony padáků

Pro tělesa nekruhová se průměr D_B určí dle obrázku 3.10 ze vztahu:

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \cdot S_B}{\pi}} \quad (3.8)$$



Obr. 3.9 Popis vzájemného působení mezi padákem a úplavem od tělesa [6]



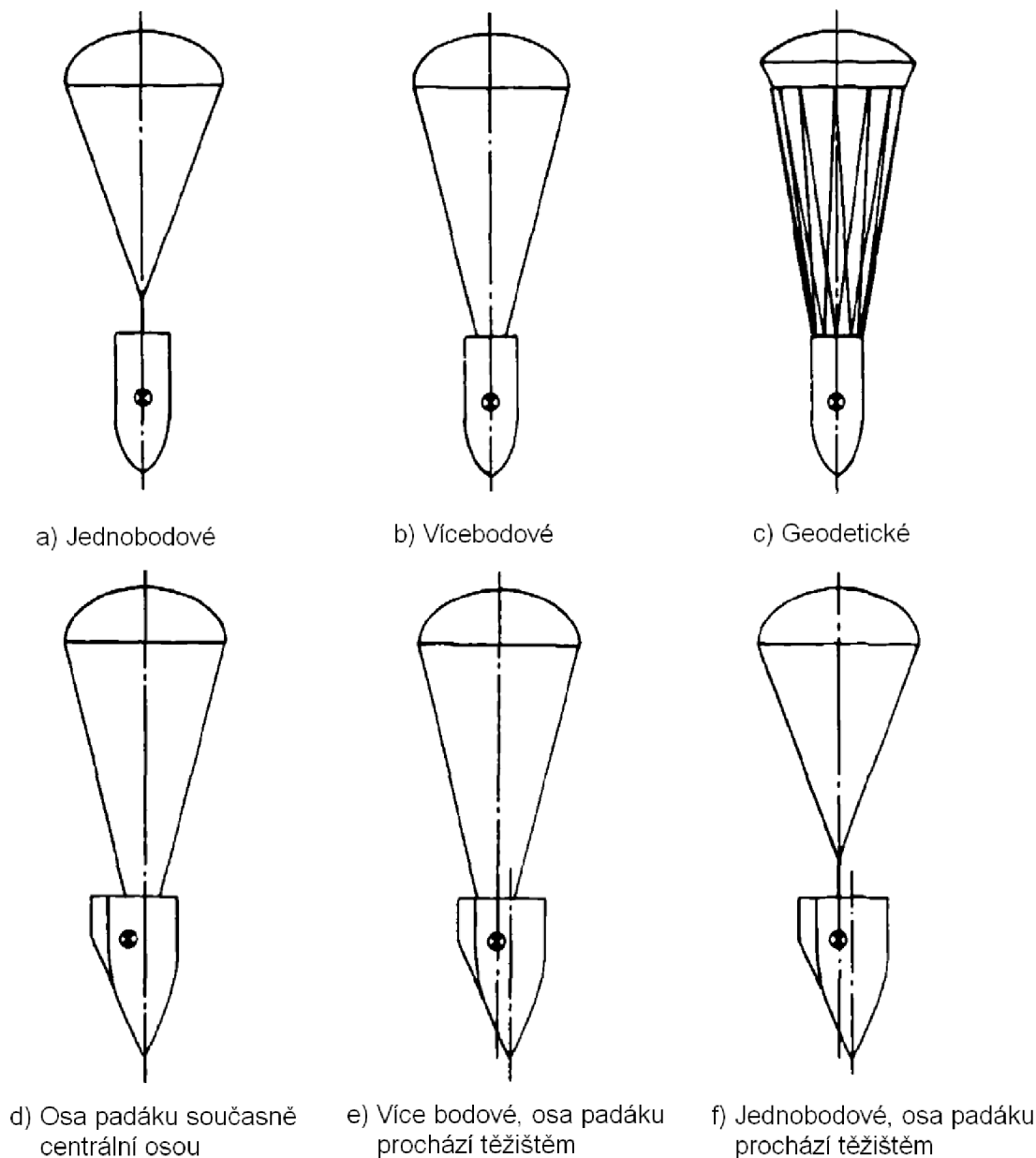
Obr. 3.10 Ilustrace pro určení plochy S_B respektive průměru D_B

Pro vzdálenost, ve které padák může bezpečně fungovat bez výrazného ovlivnění úplavem od tělesa, existují empirické vztahy a převážně se doplňují zkouškami. Délka lanek obecně přináší zvýšení neúčinné hmotnosti, ale souvisí s funkčností a bezpečností padáku. V grafu 1 a tabulce 1 v příloze B je vykreslen průběh měření NASA pro moduly Apollo. Zohledňuje délku závěsných padákových lanek a poměr průměru D_P a D_B .

Literatura [1], [6] doporučuje vystřelit vrchlík padáku do vzdálenosti minimálně 4x až 6x průměr forebody do klidného proudu vzduchu za forebody. Zároveň je ale doporučováno dopravit vrchlík do vzdálenosti až 10x průměr forebody, aby bylo zaručeno, že úplav nebude ovlivňovat statickou stabilitu.

Vlastnosti a výkony padáků

Nedílnou součástí správně pracujícího systému je zavěšení. Délka a počet lanek ovlivňuje velikost rozvířeného proudu vzduchu. Používané způsoby zavěšení tělesa jsou na obrázku 3.11. Pozice a), b), c) naznačují zavěšení symetrických těles, jako jsou bomby. Pozice d), e), f) se věnují asymetrickým tělesům s těžištěm mimo osu symetrie. Jako nejjednodušeji proveditelné řešení v kombinaci s dostatečnou vzdáleností závěsů na letadle, se jeví řešení založené na vyobrazení f).

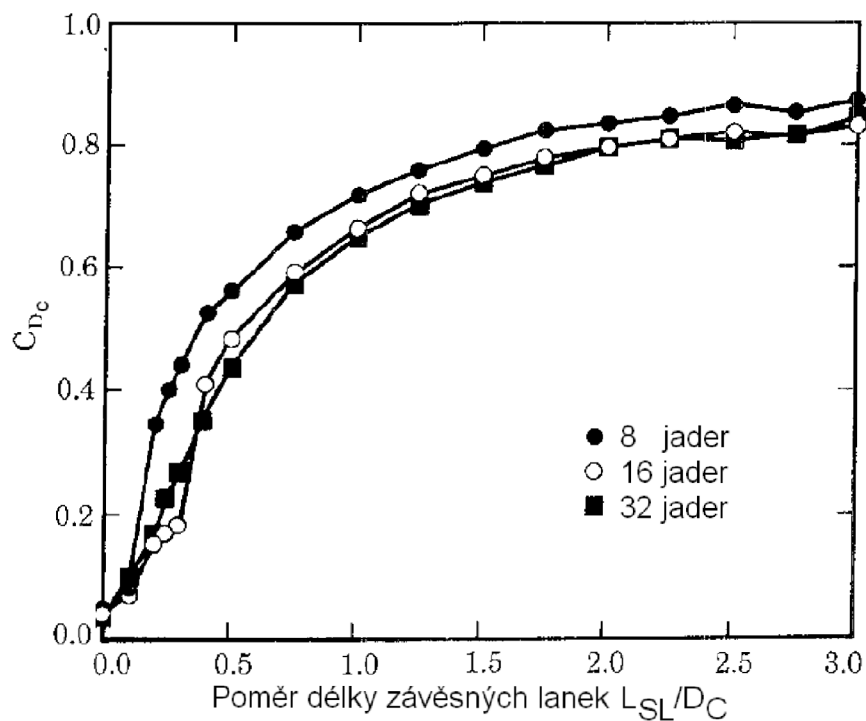


Obr. 3.11 Různé konfigurace zavěšení těles [1]

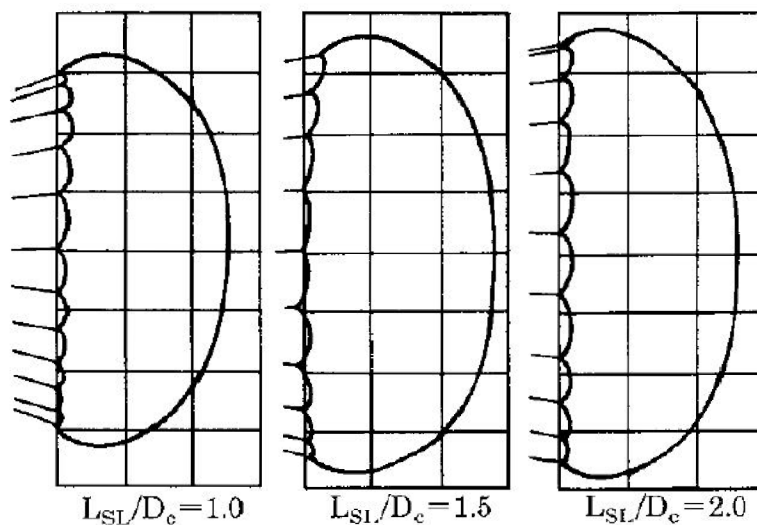
3.7. Závěsná lanka

Délka závěsných lanek ovlivňuje získaný koeficient odporu. Pokud jsou příliš krátká, snižuje se, protože vzniká silný úplav od podvěšeného tělesa a pokud naopak příliš dlouhá roste hmotnost soustavy.

Vlastnosti a výkony padáků



Graf 3.4 Závislost koeficientu odporu na délce závěsných lanek pro různý počet jader (segmentů) vrchlíku [6]



Obr. 3.12 Pohled na plně nafouklé padákové vrchlíky pro daný poměr závěsných lanek L_{SL} a konstrukčního průměru padáku D_c pro konstantní pórovitost vrchlíku $\lambda = 25\%$ [5]

4. Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému

V návrhu záchranného systému není možné pokračovat bez stanovení rizikových letových případů. Podle těchto rizikových situací je posléze možné stanovit zatěžovací veličiny, časové průběhy a vhodně systém dimenzovat. Nejprve jsou rozebrány komunikační schopnosti letounu a posléze vyhodnocen samotný spolehlivostní rozbor.

4.1. *Komunikační vybavení letounu Specto pro ruční řízení*

K ovládání modelu, prozatím jen s vizuálním kontaktem z pozemní stanice, slouží operátorovi komunikační vybavení *DUPLEX* od české firmy *Jeti Model* specializující se na modelářskou elektrotechniku.

Moderní technologie přenosu informace pracuje na bezkrystalovém principu, kde je téměř odstraněný problém rušení signálu při vysílání na stejných kmitočtech. Při zapnutí vysílače a následně přijímače dojde ke spárování. Přitom se analyzuje šířka pásma volných kanálů, které lze používat v celém pásmu 2,4 GHz. Z používaných kanálů se na základě intenzity signálu, počtu korigovaných chyb, použité antény a dalších faktorů vytváří statistika úspěšnosti a kvality přenosu dat. Pokud je během provozu na základě této statistiky vyhodnocen některý kanál jako nevhodný (obsazený, rušený, atp.), je pak tento kanál nahrazen novým. Před samotným vysláním dat navíc dochází k prověření daného kanálu, aby se minimalizovaly případné kolize s jiným vysílačem (popř. s jiným systémem používaným v pásmu 2,4 GHz) čímž je umožněn společný provoz mnoha vysílačů současně.

Model je osazený přijímačem Duplex R14 vhodným pro střední a velké modely. Přijímač je osazen stabilizátorem napětí MAX BEC 2, jež podporuje dvě nezávislé vstupní napájecí napětí a zabezpečuje tak spolehlivé napájení palubní sítě.

Přijímač lze programovat a to zařízením Jeti Box. Programováním lze nastavit mimo jiné i chování přijímače při ztrátě signálu. Především se jedná o funkce „Signal Fault“ a „Fail Safe“.

a) *Signal Fault*

V případě výpadku spojení a pokusů o jeho obnovení přijímač používá funkci repeat (opakování). Jedná se o opakování posledního povelu respektive posledních platných výchylek, které byly detekovány. Chyba v signálu je maskována po určitou přednastavitelnou dobu a poté přijímač přejde do režimu Failsafe.

b) *Failsafe*

V případě neobnovení signálu se zaktivuje funkce Fail Safe. Ta převede servomechanizmy do přednastavených výchylek. Většinou se nastavuje přistávací konfigurace se zvýšeným koeficientem vztlaku a odporu, pro případ snížení rychlosti strmého pádu. Zapojením nezávislého servomechanizmu lze této funkci využít jako iniciátora povelu pro vypuštění záchranného systému.

Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému

4.2. Komunikační vybavení letounu Specto pro automatické řízení

Autopilot nese označení *Kestrel Autopilot System* a je určen pro autonomní řízení malých bezpilotních letounů (UAV). V autonomním režimu je schopen jak startu, tak přistání (pro menší UAV letouny). Systém *Kestrel* je doplněn o funkci virtuálního kokpitu k podpoře ovládání a monitoringu. Lze jej tedy plně využívat pro civilní nebo vojenské letectví.

Pro vlastní navigaci je používán systém GPS, který pracuje s předem vloženými souřadnicemi, které ale mohou být zadávány nebo měněny pomocí bezdrátového modemu pozemní stanice. UAV model může být řízen také ručně a využívat pouze funkce virtuálního kokpitu k monitoringu, například pro živý průzkum s podporou videokamery, termovize atp.

Autopilot je osazen měřícími senzory jako je 3osé gyro, jemné akcelerometry pro indikaci změny výšky, diferenciální a absolutní čidlo tlaku vzduchu pro indikaci výšky a rychlosti IAS.

Software autopilota je velmi intuitivní a podporuje funkce (výkonné plánování mise a monitoring) plně měnitelné pomocí počítače pozemní stanice. Systém zahrnuje také předprogramované letové mise, jakými jsou udržování neměnné výšky a rychlosti letu, dynamické trasování zadaných bodů, kroužení nad zadanou souřadnicí a jiné automatické a poloautomatické letové funkce a režimy.

Technická data:

Vstupní napětí	0,3-16,5V
Výstupní napětí	500mV, (3,3-5V)
Rozsah teplot	od -40°C do 125°C
Maximální absolutní tlak	400kPa
Maximální diferenciální tlak	75kPa
Vlhkost	od 5% do 95% (bez kondenzace)
Akcelerace	od -200g do +200g

Tab. 4.1 Rozsah měřících senzorů používaných autopilotem [9]

Autopilot umožňuje uživatelsky definovat zabezpečení proti nenadálým situacím:

- ztráta komunikace
- ztráta GPS signálu
- nízké a kritické napětí baterií
- ztráta komunikace v RC modu
- různá letová omezení
- nadmořská výška – systém využívá výškových terénních dat

Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému

4.3. Zjednodušený rozbor spolehlivosti systému

V příloze [C] je uveden stručný rozbor spolehlivosti zaměřený na způsoby a příčiny poruchy, jejich detekci a následná navrhovaná protiopatření. Zde jsou uvedena jen vysvětlení sporných výrazů. Výsledkem analýzy je ucelený seznam všech možných závažných poruch. Zhodnocení všech vlivů by také mělo pomoci při rozhodnutí, zda používat záchranný systém automatický nebo se spolehnout na úsudek operátora. Při tvorbě rozboru byla využita literatura [7], [9], [10].

Zavedené pojmy:

a) Automatický režim

Řízení zajišťuje pouze autopilot. Obsahuje schopnost se po ztrátě datového signálu vrátit nad místo vypuštění a pokoušet se o obnovení spojení. Pokud nedojde k obnovení signálu a není předem naprogramováno automatické přistání, smí se po prodlevě 3 minut vystřelit padák. Letoun nesmí manévr provádět níže než v minimální výšce.

b) Poloautomatický režim

Řízení autopilotem je doplněno o zásahy operátora. Ten má přehled o situaci a může vydat povel k vystřelení padáku. Letounu není doporučeno provádět let níže, než je minimální výška, protože se zkracuje doba reakce záchranného systému.

c) Minimální výška

Je výška, pod kterou nelze zajistit plné otevření padáku, aby následně došlo k potřebnému zbrzdění a dosednutí ustálenou rychlostí. Na výpočet výšky má vliv doba reakce kontrolního systému nebo operátora zastavení motoru, vystřelení a otevření padáku. Výpočet minimální výšky je po upřesnění všech vstupních hodnot uveden v kapitole 5.3 e).

d) Palubní napětí

Stanovení minimálního palubního napětí vyplývá z vybíjecích charakteristik použitých akumulátorů.

- Pro NiCd baterie je neúnosná hranice stanovena na 0,8V/článek (4V pro 5ti článkovou sadu). Systém by ale měl včas varovat před touto hranicí přibližně od 1,05V na článek (5,25V pro 5 článkovou sadu)
- Pro baterie Lipol je neúnosná hranice při 3V na jeden článek a varování by mělo být poskytováno od hranice 3,2V na jeden článek.

Při započítání varování na nízké napětí baterií je doporučeno začít postupně vypínat přídatné sledovací systémy, které nejsou pro let nezbytně nutné a ihned zahájit návratový manévr. Pokud napětí klesá příliš rychle při minimální hodnotě napájení je doporučeno vystřelit padák. Přibližovací manévr se nesmí provádět pod minimální výškou. Při nejistotě obsluhy nad výdrží akumulátorů během přistávacího manévru vystřelit padák nejpozději v minimální výšce.

Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému

Závěr z rozboru spolehlivosti je doporučení umístit na palubu letounu kontrolní zařízení spolupracující s bezpečnostními prvky autopilota. Zařízení má vyšší prioritu v otázce bezpečnosti a rozhoduje o vystřelení padáku, pokud data autopilota nejsou k dispozici nebo hrubě nekorespondují s vlastními měřenými daty. Pro jeho vlastní schopnost rozhodování by měl být osazen senzory zaznamenávající kritické letové úhly, zrychlení ve všech osách a také dynamický a statický tlak (nárůst rychlosti a ztráta výšky) a zjednodušeným navigačním systémem (indikace chybného kurzu). Kombinace všech těchto parametrů při detekci současně zaručuje určitou imunitu proti nechtěnému vystřelení při běžných letových manévrech.

Pokud je letoun pod plnou kontrolou, má operátor vždy právo padák vystřelit bez ohledu na kontrolní systém. Jeho využití by se tedy nabízelo hlavně pro situace mimo dobrý optický kontakt operátora, pro rychlejší reakci na kritický stav.

Systém také musí být schopen snížit otáčky motoru (problém s komunikací) nebo motor úplně zastavit (destrukce draku). Dále detekovat stav, kdy není fungující spojení s pozemní stanicí a zároveň autopilot nepokračuje v letu v daném kurzu.

4.4. Cvičný letoun pro testování vlastností autopilota

Pro seznámení se s autopilotem, jeho funkcemi, vlastnostmi a také reakcemi na poruchové stavy bylo rozhodnuto postavit cvičný model. Tento model ponese základní elektroniku potřebnou pro autonomní let a je oproti modelu Specto jednodušší a také cenově méně nákladný. Zvolené materiály a konstrukce musí být odolné a také dobře chránit citlivou elektroniku.

Zvolen je výrobek české firmy *Telink*, *Tornádo II* [8]. Modelem je samokřídlo z extrudovaného polypropylénu (EPP). Materiál je volen záměrně tak, aby odolal nešetnému zacházení a případným nehodám během osvojování.

Vybavení je standardní. Baterie Lithium polymerové jsou zvoleny pro vysoký poměr kapacita/váha. Při 3/4 výkonu pohonné jednotky se předpokládá výdrž letounu přibližně 0,5 hodiny. K řízení samokřídla slouží dva elevony poháněné modelářskými servomotory.

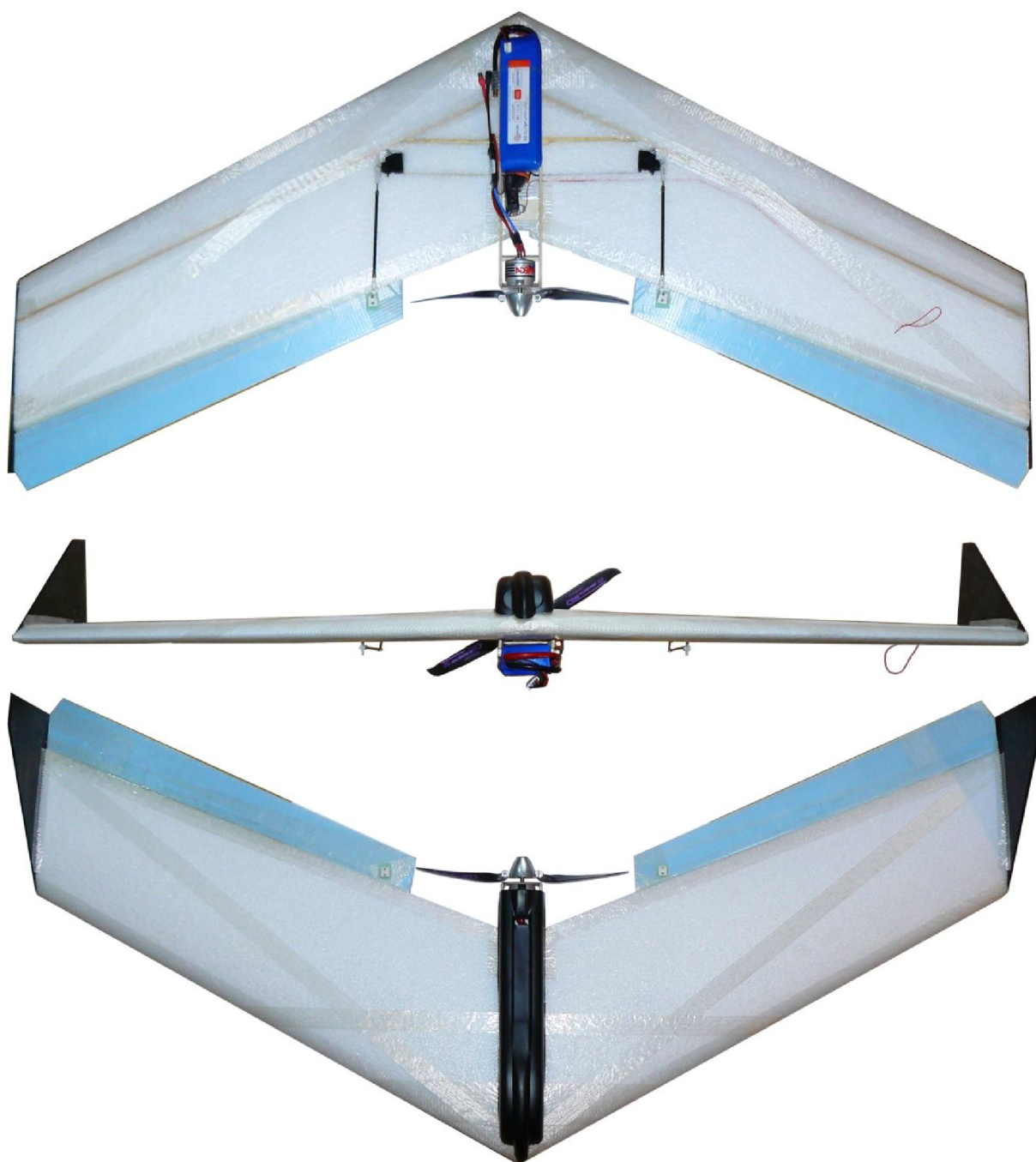
Fotodokumentace konstrukce modelu obsahuje příloha [E].

Technická data:

Rozpětí	1220mm
Plocha křídla	34,2dm ²
Kořenová hloubka křídla bez elevonů	270mm
Hmotnost prázdná	0,216kg
Hmotnost vzletová bez autopilota	0,912kg
Hmotnost vzletová s autopilotem	0,998kg
Pohonná jednotka	Mega RC 600/10/11
Regulátor otáček	Dualsky XC 3012 BA, 30A
Vrtule	Sklopná 10x6"
Baterie	LiPol, Hyperion G3, 3S, 5000mAh
Servomechanizmy řízení	Hitec HS-81
Radiová komunikace	Futaba

Tab. 4.2 Technická data cvičného modelu *Tornádo II* [8]

Zjednodušený spolehlivostní rozbor systému



Obr. 4.1 Celkový pohled na dokončený model samokřídla Tornádo II

5. Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

V návaznosti na kapitolu 2.4 a teorii zmíněnou v kapitole 3 je tato kapitola věnována rozboru klíčových parametrů s návazností na potřeby zástavby do modelu Specto.

5.1. *Stabilita pro letoun sestupující na padáku*

a) *Způsob dosednutí*

Pro kontakt modelu se zemí lze, posouváním polohy hl. závěsu (respektive délky závěsných lan) vůči těžišti letounu, zvolit pozici dosednutí. Uvažuje se dosednutí na předové kolo, hlavní podvozek nebo na kombinaci obou dvou variant.

Záchranné zařízení bude používáno jen ve výjimečných situacích nikoliv pro každé přistání. Podvozek tedy může být posuzován jako deformační zóna, která utlumí část nárazové energie. Maximum deformační pádové energie pohltí přistání na 3 body. Schopnost podvozku pohlcovat deformační energii musí prokázat pádová zkouška.

Pozice dosednutí je volena stejně jako u jiných záchranných zařízení nejprve na přední kolo, které se pružně zdeformuje a následně na hlavní podvozek. Přední kolo je osazeno vinutou pružinou a dovoluje značné deformace, hlavní podvozek je oproti němu podstatně tužší.

b) *Způsob uchycení padákového systému na konstrukci draku*

Musí být provedeno s ohledem na umístění systému a tak, aby při ustáleném klesání byla zaručena stabilita podvěšeného letounu a nedocházelo ke kyvadlovému efektu, který by během přistání zapříčinil s velkou pravděpodobností kontakt se zemí jiné části letounu než té k tomu určené a absorbovaná energie by způsobila zbytečné škody na konstrukci. Tento požadavek upřednostňuje velkou vzdálenost mezi závěsy a těžištěm.

Rozmístění závěsů nemůže být příliš vzdálené od těžiště letounu, protože způsobený moment vyvolaný maximální silou pak nadměrně zatěžuje konstrukci.

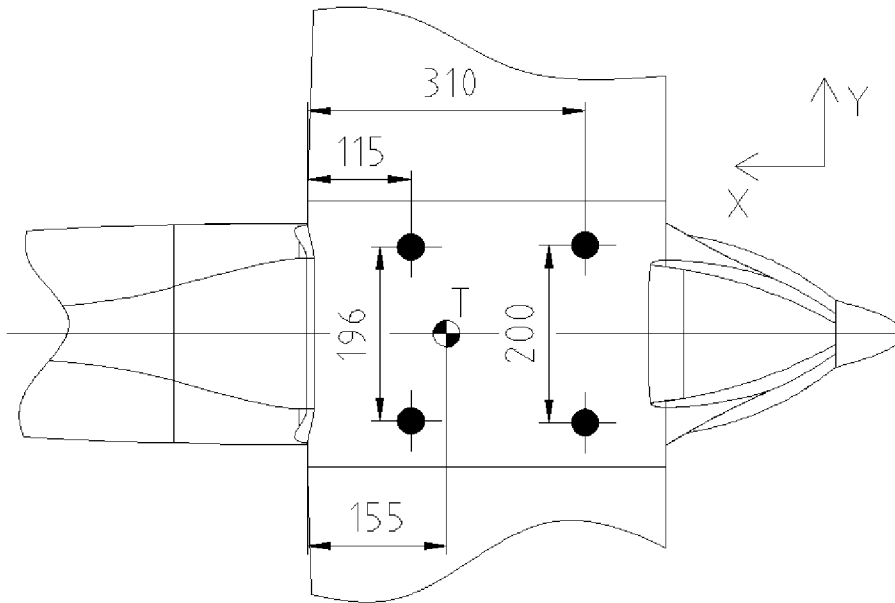
Vzhledem k podélné symetrii letounu je vhodné zavěsit model na 4 podpory symetrické k podélné ose letounu, dle variant A (Obr. 5.1), B (Obr. 5.2) a C (Obr. 5.3).

Zvažované varianty:

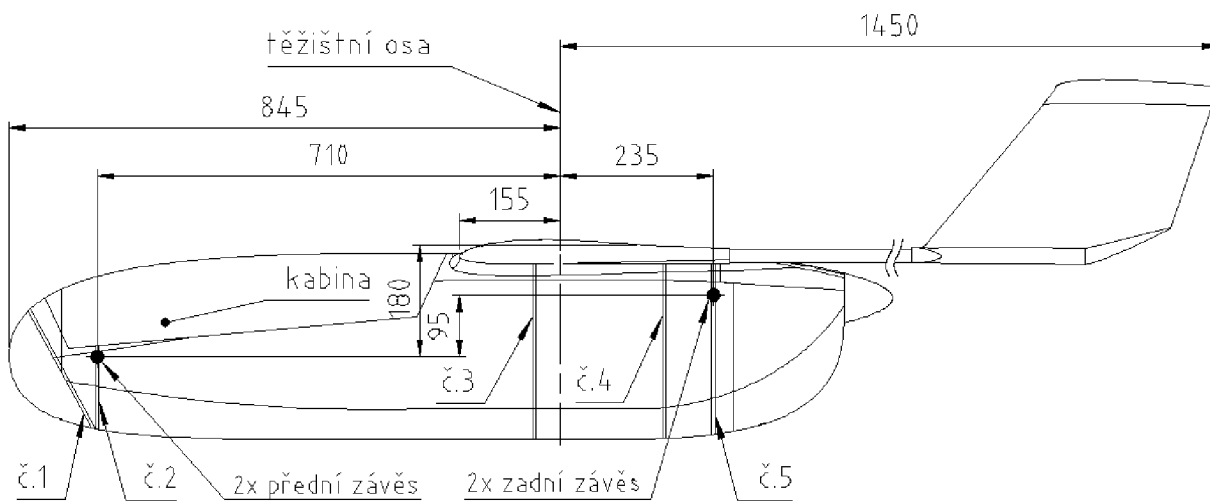
- A) Pro danou konstrukci se nabízí využití šroubového spoje spojovacího centroplán s trupem (obrázek 5.1). Zavěšení padáku tímto způsobem by mělo čtyři závěsy a zásah do konstrukce by byl minimální.
- B) Další možností pro vytvoření závěsů je využití systému příčných přepážek trupu a to jmenovitě číslo 1, (2) a číslo 5 viz obrázek 5.2. Dosáhlo by se podélného i příčného rozšíření zavěšení a tím stabilnějšího chování při sestupu. Komplikací by ale působil nadměrný ohybový moment od předního závěsu.

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

- C) Možnou úpravou rozmístění přepážek vzniká další varianta řešení (obrázek 5.3). Přední závěs umístěný v doplněné trupové přepážce před náběžnou hranou křídla, 235mm od těžiště letounu. Zadní závěs na stejném místě jako u varianty B, tak, aby vznikla symetrie mezi oběma závěsy. Rozšíří se podélná stabilita oproti variantě A. Vzniklé momenty budou menší oproti variantě B.



Obr. 5.1 Varianta A - Pohled shora na uchycení křídlo trup



Obr. 5.2 Varianta B - Pohled na uchycení za trupové přepážky, šířka trupu 250mm

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

5.2. Ochrana před rotujícími vrtulovými listy

Letoun je v konfiguraci s tlačnou pohonnou jednotkou. Odlišnost od konvenčních letadel, s tažnou pohonnou jednotkou, koncepce vyžaduje uvážit ochranu závěsných lanek před rotující vrtulí. Jak na padák začne působit odporová síla (větší než na letoun) dostane se za letoun ve směru letu a hrozí kontakt s vrtulovými listy.

Model je poháněn benzínovým motorem MVVS 45 IFR:

Zdvihový objem: 43 cm³
Vrtání/zdvih: 38 / 38 mm
Max. výkon: 3,83 kW při 6200 ot/min
Zapalování: Walbro - elektronické, mikroprocesorové

Vrtule byla navržena výhradně pro model Specto, je kompozitová, na zemi stavitelná o průměru 20" (508mm).

a) Doba potřebná pro zastavení motoru

Motor se zhasíná odpojením elektrického zapalování. Po odpojení napájení, zapalovací svíčka přestane produkovat jiskru. Motor se dotáčí setrvačností pístu a vrtule. Proti pohybu pístu působí komprese ve válci.

Pro startování motoru se nastavují listy vrtule tak, aby v horní úvratí pístu měly svislou (vertikální) polohu. Tato poloha je výhodná především při ručním startování.

Vlivem setrvačných sil při zastavování a dotáčení motoru je doporučeno nastavit polohu listů přibližně 20° za polohu horní úvratě pístu ve směru otáčení motoru (přesná hodnota polohy musí být experimentálně ověřena). Listy vrtule po zastavení motoru zůstanou ve vertikální poloze, kde produkují přídavný odpor.

Dobu zastavení motoru prodlužuje proud vzduchu, který proudí kolem vrtule při dopředném pohybu letounu. Proudem vytvořená složka rotačního pohybu působí ve směru setrvačné síly.

Na základě zkušeností byl odhadnut čas, který uplyne od vydání povelu k zastavení motoru do doby, kdy vrtule stojí. Tato hodnota musí být experimentálně ověřena.

Odhadnutá doba zastavení motoru:

$$T_{\text{zastavení motoru-pozemní}} = 2s$$

Odhadnutá doba, o kterou proud vzduchu prodlouží dobu zastavení:

$$T_{\text{zastavení motoru-proud vzduchu}} = 0,5s$$

Celková doba je potom součtem těchto dvou časů:

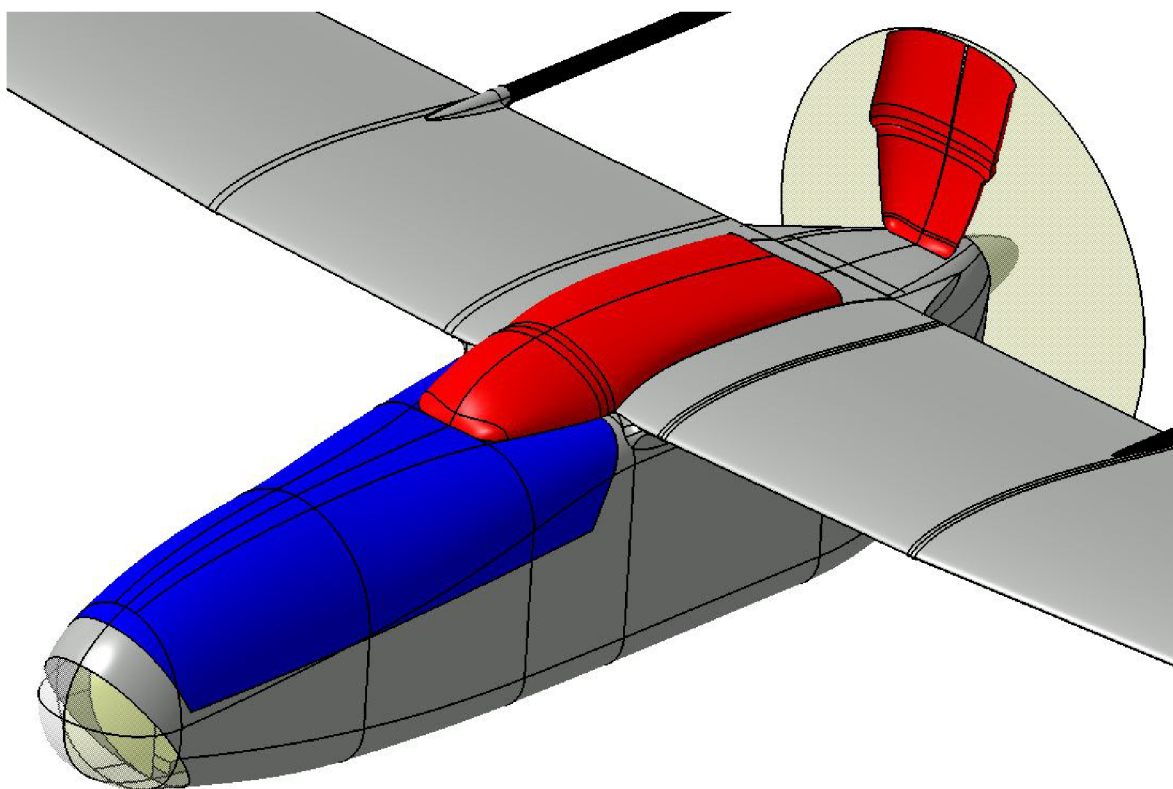
$$T_{\text{zastavení motoru-celkový}} = 2,5s$$

Doba potřebná pro zastavení motoru (respektive doba na jeho dotočení) se bude odvíjet od rychlosti letu před vydáním povelu k jeho zastavení. Hodnota je ověřitelná experimentálně letovými zkouškami. Například pomocí záznamu digitální mikrokamerami časově synchronizovanými s vysílačem letových příkazů. Lze použít i časově synchronizovaného čidla otáček motoru.

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Jako nejlepší způsob, jak docílit rychlého vystřelení záchranného systému se jeví odstavení motoru současně s vystřelením padáku bez prodloužení intervalu sestupu o dobu zastavení motoru. V úvahu přichází následující opatření:

- vystřelovat padák před letoun aby se zvýšil interval na zastavení motoru, než se padák odporem dostane za letadlo
- mechanické odstranění vrtule, vznikne ovšem nebezpečí poškození padáku odletujícími zbytky vrtule, technicky velmi náročné
- část lanek, která můžou přijít do kontaktu s vrtulí vhodně vyztužit (kovovým opletem) proti zapletení a přeseknutí vrtulí
- umístit kryt před vrtulový disk
 - o z ocelového drátu vytvořit výklopnou hrazdu
 - o zastínit vrtulový disk odklopnou částí, buď speciálně vytvořenou, nebo jako součástí kontejneru pro vytahovací padák
- použít čidlo otáček motoru, z naměřených charakteristik dotáčení a vystřelovat padák s kratším zpožděním, tak aby po přechodu padáku za letoun už vrtule stála



Obr. 5.5 Varianta odklopného krytu pro ochranu závěsných lanek před rotujícím diskem vrtule

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

5.3. Omezení rozsahem rychlostí a minimální výšky

a) Velikost ustálené sestupové rychlosti

Rychlost ustáleného klesání je volena s ohledem na poškození letounu, měřicího a telemetrického zařízení při absorbování kinetické energie dopadem. Nízká sestupová rychlost sníží zátěž podvozku, jako absorberu energie a zvýší ochranu prvků na palubě, ale naproti tomu způsobí nárůst plochy vrchlíku, který bude těžší a objemnější, tím se sníží užitečné zatížení letounu a také se ubere zástavbový prostor.

Klesací rychlost se obvykle pohybuje v rozmezí 4ms^{-1} až 10ms^{-1} a to jak pro klasické sestupové padáky, tak i pro padáky klouzací, které využívají rozkladu rychlosti. Například pro vojenské parašutisty pod organizací NATO je hodnota rychlosti v intervalu od $4,4\text{ms}^{-1}$ do $5,4\text{ms}^{-1}$ [14]. Kompletní statistiku používaných typů obsahuje příloha [A]. V tomto intervalu (4ms^{-1} až 10ms^{-1}) se bude pohybovat také sestupová rychlost letounu Specto. Upřesnění této hodnoty výpočtem pro sférické padáky rozebírá kapitola 7.3.

Pro model Specto není předpoklad, že by model měl využívat padáku jako návratového zařízení pro každé přistání a nemusí ležet na spodní hranici používaného intervalu. Odhad sestupové rychlosti lze upřesnit, provedením deformační zkoušky podvozku.

b) Doba reakce na poruchu

Ke správné predikci rozsahu rychlostí a minimální výšky slouží jako první krok stanovení chování letounu po poruše a také délky prodlev jednotlivých po sobě následujících kroků. Uvedeny jsou nejpravděpodobnější a zároveň nejkritičtější poruchy, zohledňuje se stav draku a schopnost komunikace s pozemní stanicí.

a) Stav letounu: Model je letuschopný, po poruše pokračuje v letu

Závažnost poruchy umožní pokračovat v letu směrem udávaným před poruchou. Výšková poloha, vertikální a horizontální rychlost se budou případ od případu lišit.

- Komunikace s letounem funkční:

Příklad poruchy: vybité baterie

Chování letounu: letoun je do určité chvíle stále ovladatelný

Reakce operátora: operátor má přehled o stavu letounu a před kritickou situací (kritická hodnota napětí baterií) vypne motor, vysune vztlakovou mechanizaci a zpomalí letoun na pádovou rychlost v_S

Reakce kont. syst.: operátor je schopen poskytnout rychlejší reakci

Prodleva před vystřelením:

není vyžadován neprodlený zásah operátora, postačí vyšší hodnota z intervalu reakce

$T_{\text{reakce operátora}} + (T_{\text{zastavení motoru}})$

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

- Komunikace s letounem nefunkční:
Příklad poruchy: elektromagnetické rušení
Chování letounu: v ručním režimu bezpečnostní funkce zamknou polohy řídicí a letoun pokračuje v předchozím směru, probíhají pokusy o obnovení komunikace, v autonomním režimu bezpečnostní funkce zamknou polohy řídicí a letoun pokračuje v předchozím směru nebo započne návratový manévr
Reakce operátora: operátor nemá kontrolu nad letounem
Reakce kont. syst.: systém hlídá kritické polohy letounu a odchylky od definovaného kurzu
při vyhodnocení kritického stavu systém zhasne motor, vysune vztlakovou mechanizaci a sníží rychlost na hranici pádové rychlosti v_S
Prodleva před vystřelením:
$$T_{\text{detekce krizové situace}} + (T_{\text{zastavení motoru}})$$

b) Stav letounu: Model, po poruše, prudce ztrácí výšku

Vysoká závažnost poruchy neumožní pokračovat v ustáleném letu a letoun přechází do volného pádu.

- Komunikace s letounem funkční:
Příklad poruchy: destrukce draku
Chování letounu: letoun ztrácí rychlost a výšku, sestup doprovází zpomalující rotace vytvářející značný odpor
Reakce operátora: operátor může dát pokyn k vystřelení systému, má přitom přehled o stavu letounu a nastala nenadálá situace, která tento krok vyžaduje
Reakce kont. syst.: operátor je schopen poskytnout rychlejší reakci
Prodleva před vystřelením:
Je vyžadován neprodlený zásah operátora, tedy minimální čas reakce
$$T_{\text{rychlá reakce operátora}} + (T_{\text{zastavení motoru}})$$
- Komunikace s letounem nefunkční:
Příklad poruchy: zkrat řídicí elektroniky
Chování letounu: řídicí buď setrvávají v předešlé poloze nebo se vychýlí a způsobí rotaci letounu
Reakce operátora: operátor nemá kontrolu nad letounem
Reakce kont. syst.: systém detekuje odchylku od stanoveného kurzu nebo kritické letové polohy
při vyhodnocení kritického stavu systém zhasne motor, vysune vztlakovou mechanizaci a sníží rychlost na hranici pádové rychlosti V_S
Prodleva před vystřelením:
$$T_{\text{detekce krizové situace}} + (T_{\text{zastavení motoru}})$$

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Reakční doba operátora:

Reakční doba operátora je časový úsek, který uplyne od vzniku nenadálé události do jeho reakce. Její doba se pohybuje od 1,5 do 2,5 s, dle pozornosti věnované situaci.

Dobu detekce krizové situace stanovuje kontrolní systém vyhodnocující závažnost poruchy. Pro přesnou predikci, že se jedná skutečně o poruchu je třeba data vyhodnocovat po určitý časový úsek. Ten je stanoven stejně jako pomalejší reakce operátora na 2,5s.

Doba vystřelení

Další časový interval, který uplyne do doby, než začne působit odporová síla padáku je doba jeho vystřelení (do napnutí lanek). Interval vystřelení je hrubým odhadem volen shodný s raketovými systémy firem RBS [11] a Galaxy [12]. Porovnání s raketovým systémem je možné udělat, protože hmotnost a objem vystřelovaného kontejneru je pro model specto menší a také délka závěsných lanek (dráha letu kontejneru) je kratší. Vystřelení padáku trvá obvykle 0,7s [10].

Doba otevření padáku:

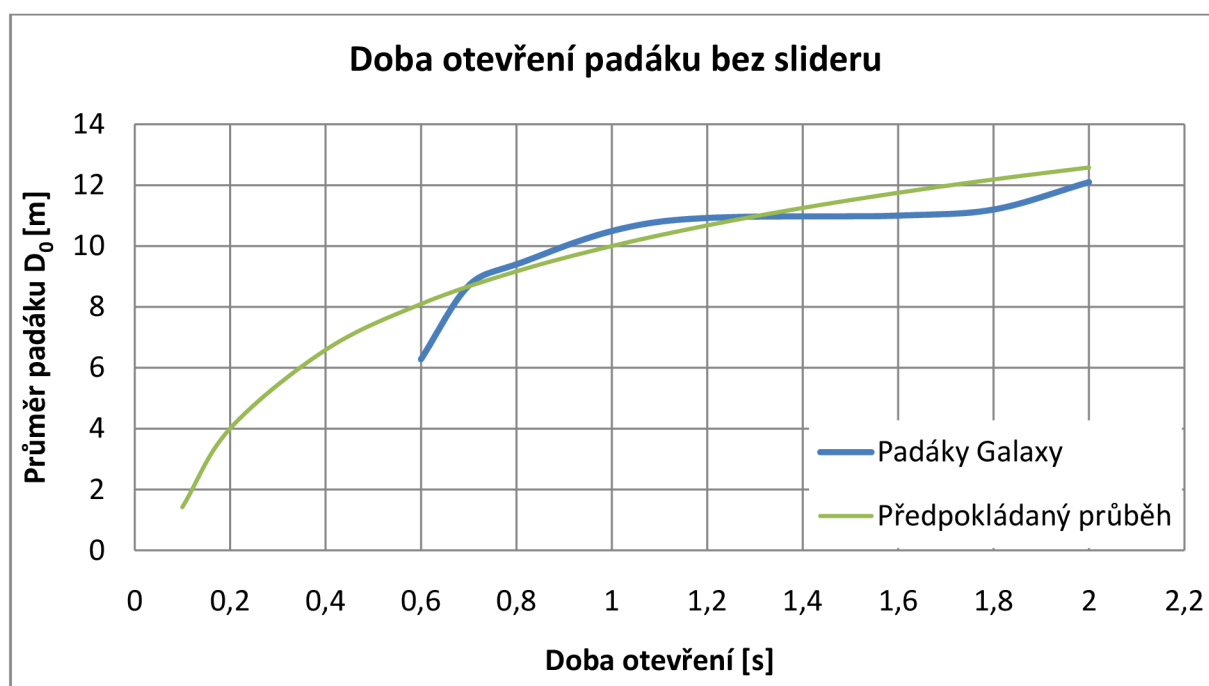
Doba otevření (nafouknutí) padáku se dělí na dva případy a to:

Se sliderem

Doba otevírání se prodlouží a zvýší se tím minimální funkční výška, ale výrazně se omezí síly působící v závěsných lankách (během otevírání) a namáhající konstrukci.

Bez slideru

Je to nejkratší možná doba otevírání, ovšem s tím rizikem, že do konstrukce a závěsných lanek budou působit enormní síly.



Graf 5.1 Průměrné otevírací časy padáků firmy Galaxy [12] a odhad doby otevření pro rychlost 100km/h

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Čas otevření padáku závisí na jeho průměru, obecně čím menší padák, tím se rychleji otevře. Pro záchranný systém modelu Specto je preferován krátký čas otevření a tedy padák bez použití slideru. Údaje uvedené v grafu jsou čerpány z dat padákových systémů firmy Galaxy [12] pro padáky bez sliderů.

Dle prvních iteračních výpočtů potřebné plochy padáku pro model Specto (podrobněji kapitola 7.3) se doba otevření pohybuje v rozmezí od 0,35 do 0,45s.

Výsledná doba reakce:

Výsledná minimální doba, která uplyne od okamžiku, kdy je detekována porucha, je součtem minimálních dob reakcí kontrolního systému nebo reakce operátora, zastavení motoru, vystřelení a otevření padáku.

Jsou stanoveny 3 charakteristické minimální časy s vazbou na prováděné úkoly. Pokud je prováděn kalibrační let, průlet, manévr na přistání atp. má operátor dobrý přehled o situaci a hodnoty reakcí mohou být na dolní hranici. Pokud operátor provádí monitorovací let, je jeho reakce ovlivněna vzdáleností k modelu a jeho reakční doba se prodlužuje. Při plně autonomním letu s autopilotem o vystřelení padáku rozhoduje kontrolní systém. Během doby potřebné na vyhodnocení kritické situace model nabere značnou rychlost a otevírací ráz padáku musí být utlumen sliderem. Čas zastavení motoru je uveden informativně, musí být upřesněn experimentálně ověřen a je také snaha o úplnou eliminaci.

Operace	Časový interval	T1 min (operátor, minimální výška)	T2 min (operátor, monitorovací let)	T3 min (kontrolní systém, mimo optickou kontrolu)
	[s]	[s]	[s]	[s]
T rychlá reakce operátora	1,5-2,5 s	1,5	2	-
T zastavení motoru při V_C	2,5 s	(2,5)	(2,5)	(2,5)
T detekce krizové situace	2,5s	-	-	2,5
T vystřelení padáku	0,7s	0,7	0,7	0,7
T otevření padáku bez slideru	0,4s	0,4	0,4	-
T otevření padáku se sliderem	1,4-3s	-	-	1,4-3
ΣT		2,1 (4,6)	2,6 (5,1)	4,6-6,2 (6,1-8,7)

Tab. 5.1 Délka časových intervalů před započítím

Zhodnocení:

Pro fázi, ve které se nachází osvojení autopilota, je stanoveno rozhodnutí, že není nutné osazovat model kontrolním zařízením. Lety v autonomním řízení budou probíhat pod dobrou optickou kontrolou operátora a v zaručeném dosahu radiového vysílače.

Toto rozhodnutí snižuje čas otevření, tedy minimální výšku, rychlost a i rázovou sílu vnášenou do konstrukce. Pro pokročilejší využití autopilota bude konstrukce doplněna prvky pro tvorbu přidavného odporu, tlumiči rázů a vyztuženými závěsy padáků.

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

c) Kritické případy zatížení

- Jako jeden z kritických případů je vyhodnocen případ, kdy při letu cestovní rychlostí dojde, například vlivem poryvu, k poruše trupu před výškovým kormidlem. Model začne střemhlavě klesat s dopřednou počáteční rychlostí v_C a nebude umožněno vysunout mechanizaci křídla pro zvýšení odporu. Tento případ by při sestupu doprovázely rotace tlumící vertikální zrychlení. Nelze s jistotou očekávat, že při rotaci by bylo možno vystřelit funkční padák.
- Dalším vysoce kritickým případem je, když dojde k destrukci draku a křídlo se oddělí od trupu letounu. Trup letounu s komunikační a telemetrickou elektronikou bude směřovat k zemi. Tuto situaci lze pouze idealizovat a nahradit trup hmotným bodem o hmotnosti letounu. Pravděpodobnost tohoto případu není vysoká, protože konstrukce draku je dimenzována na násobek přetížení 15.
- Vysoce pravděpodobným případem kritické situace je, že dojde k problémům s komunikací, která je sice dvojnásobně jištěná, ale elektromagnetická záření jsou v okolí měst intenzivní. Při poruše komunikace nedochází ve většině případů k pohybům řididel. Model po takovéto poruše pokračuje v letu a pokouší se obnovit komunikaci. Pokud je jeden ze dvou systémů řízení v provozu, tak reaguje na poruchu vysunutím vztlakové mechanizace křídla a zpomalí letoun na hranici pádové rychlosti.

d) Rozsah rychlostí a minimální výška použitelnosti

Pro výpočet výsledné rychlosti působící při otevření padáku se popíše pohyb letounu při pádu. Odvození je založeno na diferenciálním počtu a využívá druhého Newtonova zákona. Pro zjednodušení je model považován za hmotný bod HB s koeficientem odporu C_D (letadla celkový – pro danou změnu rychlosti je považován za konstantní) a hmotností m .

Výpočtem se vyhodnocuje průběh rychlosti a zrychlení pro případ pohybu trupu jako hmotného bodu bez a s možností využít odporu mechanizace křídla. Počátek poruchy je stanoven jako okamžik, kdy se hmotný bod nepohybuje vertikálně, ale pouze horizontální rychlostí rovné cestovní rychlosti v_C , (na této rychlosti bude probíhat největší část letu a je při ní i nejvyšší pravděpodobnost poruchy).

K výpočtu kinematických veličin se určí koeficientu odporu letounu na cestovním režimu letu z rovnováhy tahu T a odporu D_C (cestovní). Výpočet je zjednodušený a neuvažuje účinnost vrtule.

$$T = D_C \quad (5.1)$$

Dosazení do rovnice:

$$P_{PJ} = v_C \cdot \frac{l}{2} \rho C_{DC} v_C^2 S_K \quad (5.2)$$

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Úpravou rovnice:

$$C_{DC} = \frac{2 \cdot P_{PJ}}{\rho \cdot v_C^3 \cdot S_K} \quad (5.3)$$

Pro letoun Specto:

$$C_{DC} = 0,0539$$

Dále se ke koeficientu odporu letadla připočte koeficient odporu zastavené vrtule (dle popisu nastavení polohy vrtule v kapitole 5.3 a).

Přírůstek odporu vrtule k celkovému odporu:

$$C_{DV} = \frac{C_{DV} \cdot S_V}{S_K} \quad (5.4)$$

Celkový koeficient odporu letounu:

$$C_D = C_{DC} + C_{DV} \quad (5.5)$$

Dle literatury [18] je koeficient odporu stanoven:

$$C_{DV} = 0,9$$

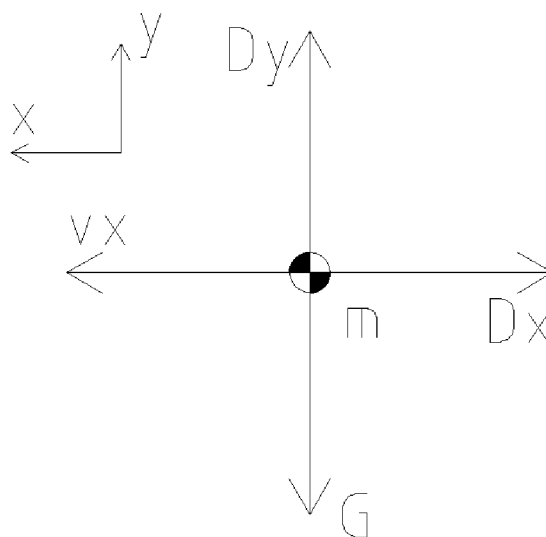
Plocha použité vrtule u letounu specto (průměr 508mm):

$$S_V = 0,01365m^2$$

Pak:

$$C_D = 0,0539 + 0,007678 = 0,06158$$

Rozklad sil a výpočet průběhu kinematických veličin:



Obr. 5.6 Dopředná rychlost a rozklad sil působících na hmotný bod představující letoun

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Silová rovnováha v ose X:

Pro cestovní rovnovážný režim je tah T roven odporu D . Při vyvedení ze stavu rovnováhy se zrychlení snižuje vlivem působení odporové síly.

$$m \cdot a_X = D_X \quad (5.6)$$

Kde:

$$D_X = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_X^2 \cdot C_D \cdot S \quad (5.7)$$

Řešení v ose X:

Zrychlení:

$$a_X = -\frac{\rho \cdot v_X^2 \cdot C_D \cdot S}{2 \cdot m} \quad (5.8)$$

Rychlost zrychleného (zpomaleného) pohybu:

$$v_X = v_C + a_X \cdot t \quad (5.9)$$

Výpočet numerickou integrací používá následující posloupnosti:

$$a_X(t + dt) \cong \frac{\rho \cdot C_D \cdot S}{2 \cdot m} \cdot v_X^2(t) \quad (5.10)$$

$$v_X(t + dt) \cong v_X(t) + a_X(t) \cdot dt \quad (5.11)$$

Silová rovnováha v ose Y:

$$D_Y = m \cdot g \quad (5.12)$$

Kde:

$$D_Y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_Y^2 \cdot C_D \cdot S \quad (5.13)$$

Řešení v ose Y:

$$m \cdot a_Y = -m \cdot g + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_Y^2 \cdot C_D \cdot S \quad (5.14)$$

Po úpravě vztah pro výsledné zrychlení:

$$a_Y = -g + \frac{\rho \cdot v^2 \cdot C_D \cdot S}{2 \cdot m} \quad (5.15)$$

Rychlost zrychleného (zpomaleného) pohybu:

$$v_Y = a_Y \cdot t \quad (5.16)$$

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

Rychlost V_Y roste až k hodnotě mezní rychlosti stanovené z rovnováhy tíhové a odporové síly:

$$v_i = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_D S}} \quad (5.17)$$

Výpočet numerickou integrací využívá následující posloupnosti:

$$a_Y(t+dt) \cong -g + \frac{\rho \cdot C_D \cdot S}{2 \cdot m} \cdot v_Y^2(t) \quad (5.18)$$

$$v_Y(t+dt) \cong v_Y(t) + a_Y(t) \cdot dt \quad (5.19)$$

Výsledné kinematické veličiny:

Platí vektorový součin

Výsledná rychlost:

$$v_V = \sqrt{v_X^2 + v_Y^2} \quad (5.20)$$

Výsledné zrychlení:

$$a_V = \sqrt{a_X^2 + a_Y^2} \quad (5.21)$$

Průběh kinematické veličiny pro konfiguraci v cestovním režimu vykresluje Graf 5.2.

Čas	a_v	v_v	Čas	a_v	v_v
[s]	[m.s ⁻²]	[m.s ⁻¹]	[s]	[m.s ⁻²]	[m.s ⁻¹]
2,1	8,84	36,07	6,1	4,00	51,52
2,6	8,29	38,01	6,2	3,90	51,80
4,6	5,75	46,45	8,7	1,97	56,73
5,1	5,13	48,32			

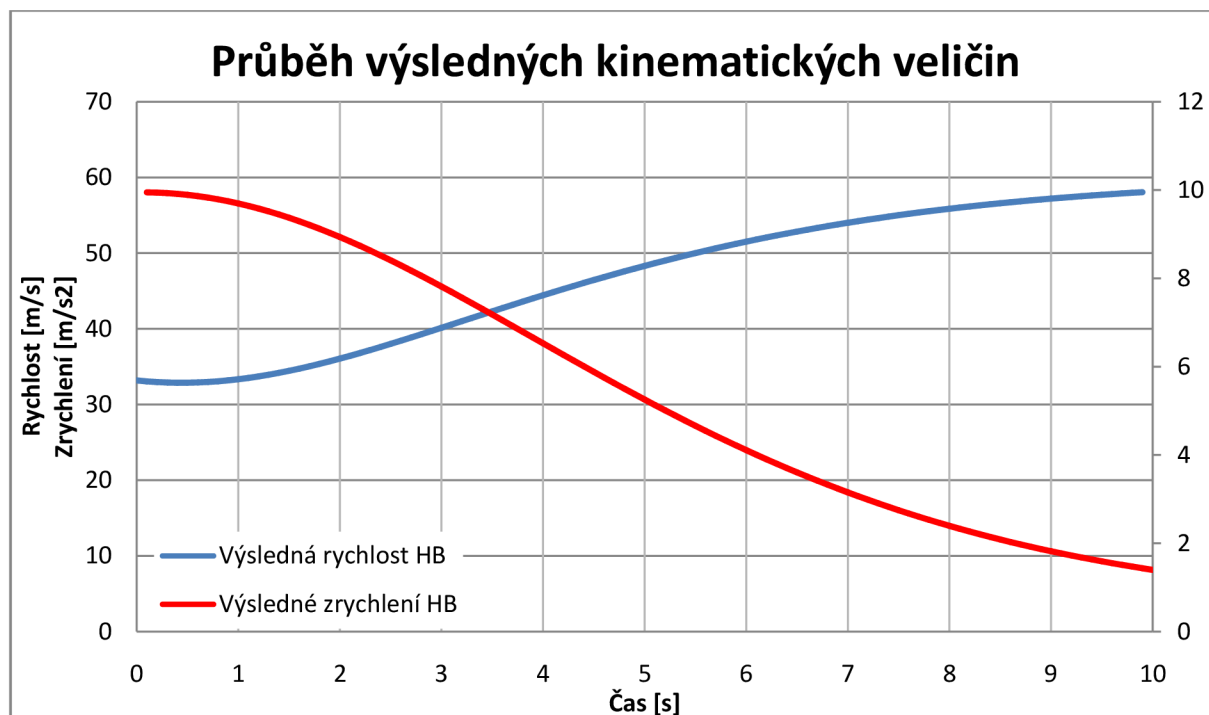
Tab. 5.2 Tabulkový přehled kinematických veličin a charakteristických časech

Zhodnocení:

Výpočet a uvedené výsledky pokrývají chování letounu jako hmotného bodu při pádu po balistické křivce. Hodnoty výsledné rychlosti mají druhou mocninou vliv na rázovou sílu vnášenou do konstrukce.

Je stanoveno, že vzhledem k možným tlumícím rotacím po poruše a pravděpodobnosti nastoupení situace vede rychlost získaná při pádu po balistické křivce k předdimenzování konstrukce. Za nejhorší případ je tedy voleno vystřelení při rychlosti cestovní v_C .

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto



Graf 5.2. Průběh rychlostí a zrychlení hmotného bodu v hlavních směrech

e) Určení minimální výšky

Průběh výšky závisí pouze na kinematických složkách v ose Y (5.18 a 5.19)
Pro dráhu zrychleného pohybu hmotného bodu lze zapsat:

$$h_Y = \frac{1}{2} \cdot a_Y \cdot t^2 + v_{cY} \cdot t \quad (5.22)$$

Pro pohyb s nekonstantním průběhem zrychlení platí následující posloupnost:

$$h_Y(t + dt) \cong h_Y(t) + v_Y(t) \cdot dt \quad (5.23)$$

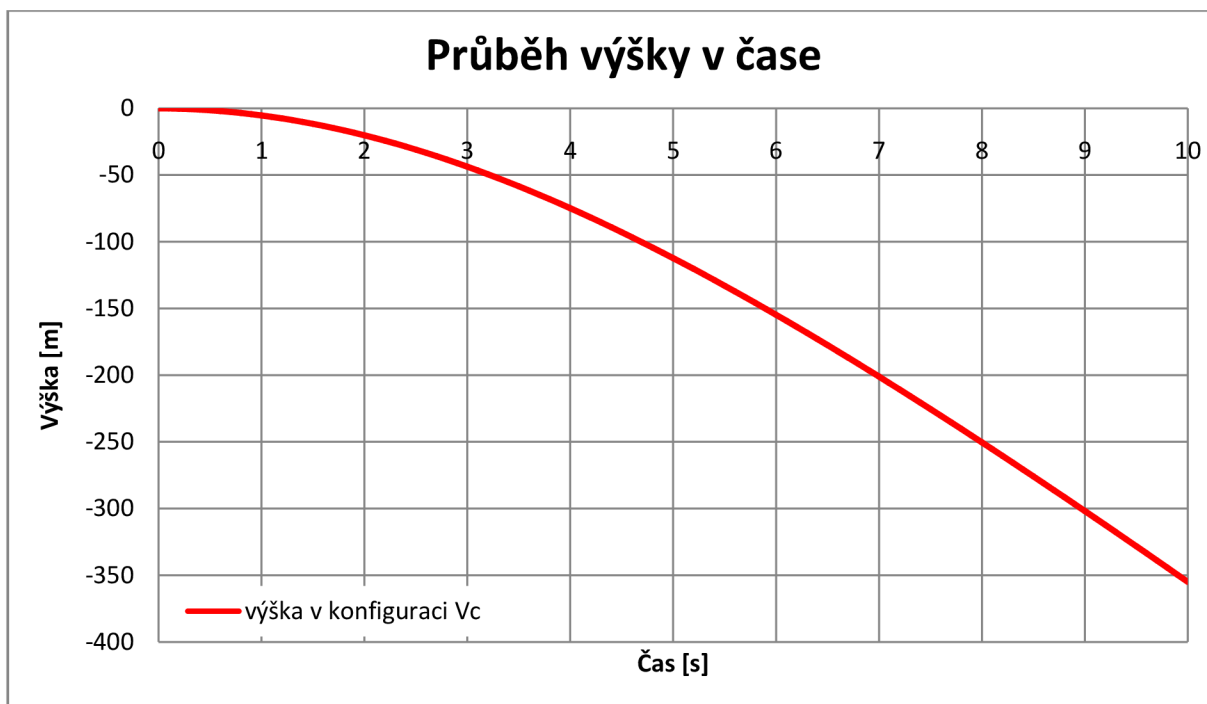
Čas [s]	Výška [m]	Čas [s]	Výška [m]
2,1	66,4	6,1	176,9
2,6	81,2	6,2	179,5
4,6	137,6	8,7	240,0
5,1	151,0		

Tab. 5.3 Tabulkový přehled průběhu výšky v charakteristických časových intervalech

Zhodnocení:

Z uvedeného vyplývá, že minimální výška h_{Ymin} závisí na způsobu používání letounu. Při jakémkoli letu (vyjímaje přistání) by se hodnota minimální výšky neměla pohybovat pod hranicí 66,4m. S určitou rezervou je doporučená hodnota navýšena na 75m.

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

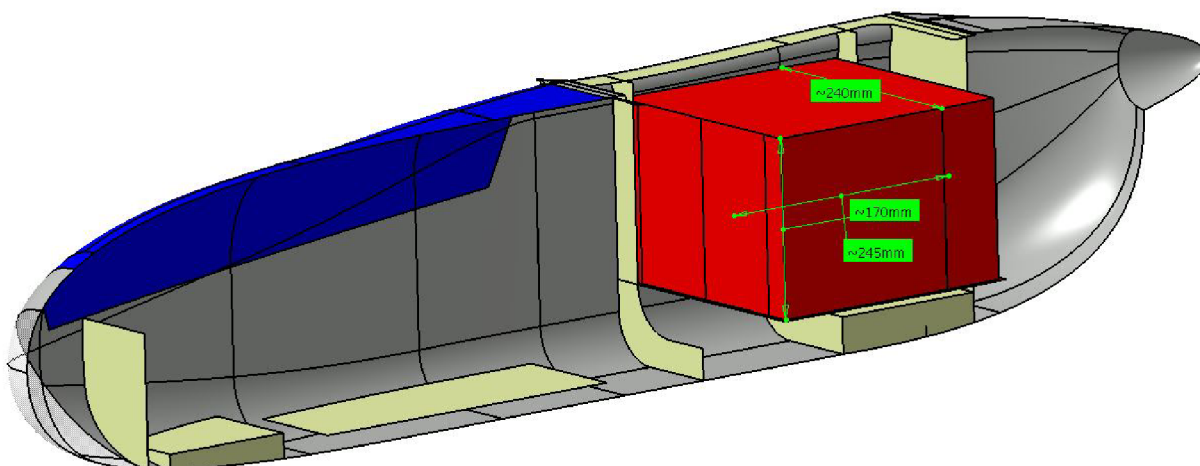


Graf 5.3 Závislost průběhu výšky na čase

5.4. Velikost zástavbového prostoru

a) Umístění v trupu

V trupu je k dispozici rozsáhlý prostor na zástavbu kontejneru o rozměrech až 170x245x240 (obrázek 5.7). V tomto prostoru krychlového tvaru by byl zastavěn samotný vystřelovací mechanismus, vrchlík, hlavní popruh a závěsová lanka. K ukotvení kontejner by posloužila podélná přepážka držící hlavní podvozek.



Obr.5.7 Umístění v trupu s přibližnými rozměry, objem kontejneru cca 10 dm³

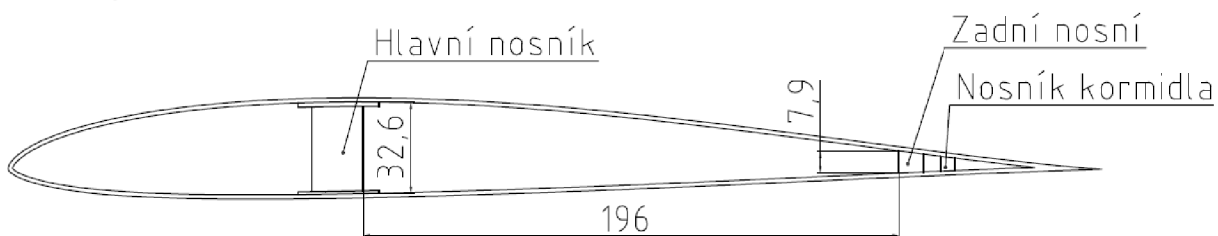
- + minimální ovlivnění aerodynamických parametrů
- + snadná zástavba a udržitelnost
- + před každým startem jen rychlá kontrola funkce, bez nutnosti propojovat kotvící lanka a elektroniku

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

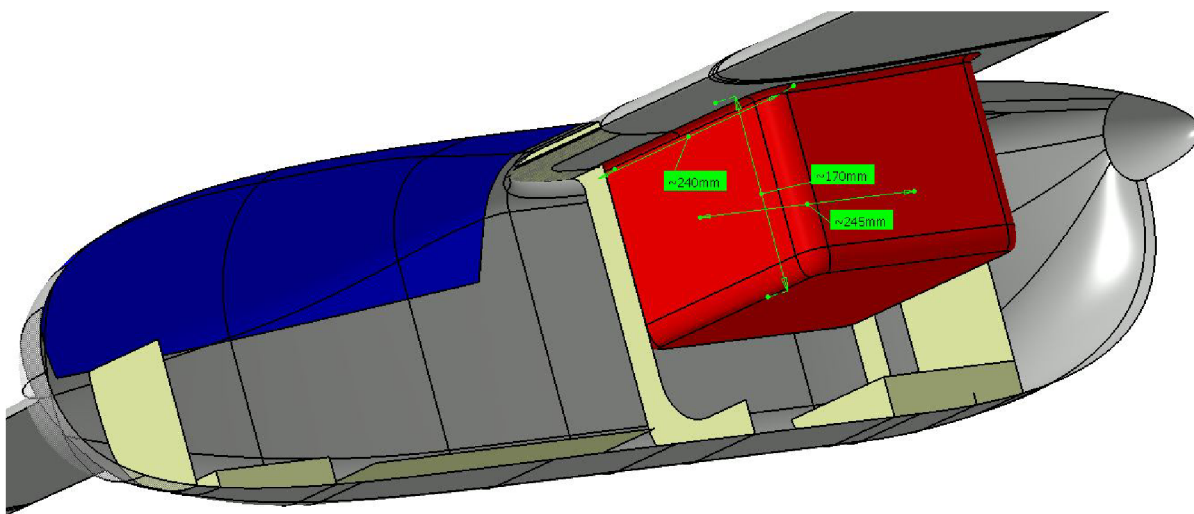
- úbytek prostoru pod těžištěm letounu, který by mohl být využitelný pro zabudování dalšího palubního vybavení.
- v centroplánu křídla (v horní i dolní části potahu) by byl musel být zhotoven rozměrný otvor, narušující pevnostní a únavové vlastnosti křídla

b) Centroplán křídla

Prostory centroplánu jsou vymezeny dutinou mezi nosíky křídla a roztečnou vzdáleností mezi patkami závěsových šroubů (196x190), (obrázek 5.8). Pro zástavbu objemnějšího padáku je možno využít prostoru pod spojením křídlo-trup. Vzniklý kontejner by měl přibližně shodné rozměry jako kontejner umístěný v trupu (245x170x240) s tím rozdílem, že by byl vylaminován současně se spodní částí centroplánu a tvořil by tak jeden celek (obrázek 5.9). Výhodou by bylo zachování kompaktnosti spodního potahu křídla oproti průchozímu otvoru v obou potazích. Součásti mechanismu by se také přibližně shodoval s popisem uvedeným u trupové zástavby.



Obr. 5.8 Velikost dutiny centroplánu křídla



Obr. 5.9 Umístění pod centroplánem křídla s přibližnými rozměry, objem kontejneru cca 9,5 dm³

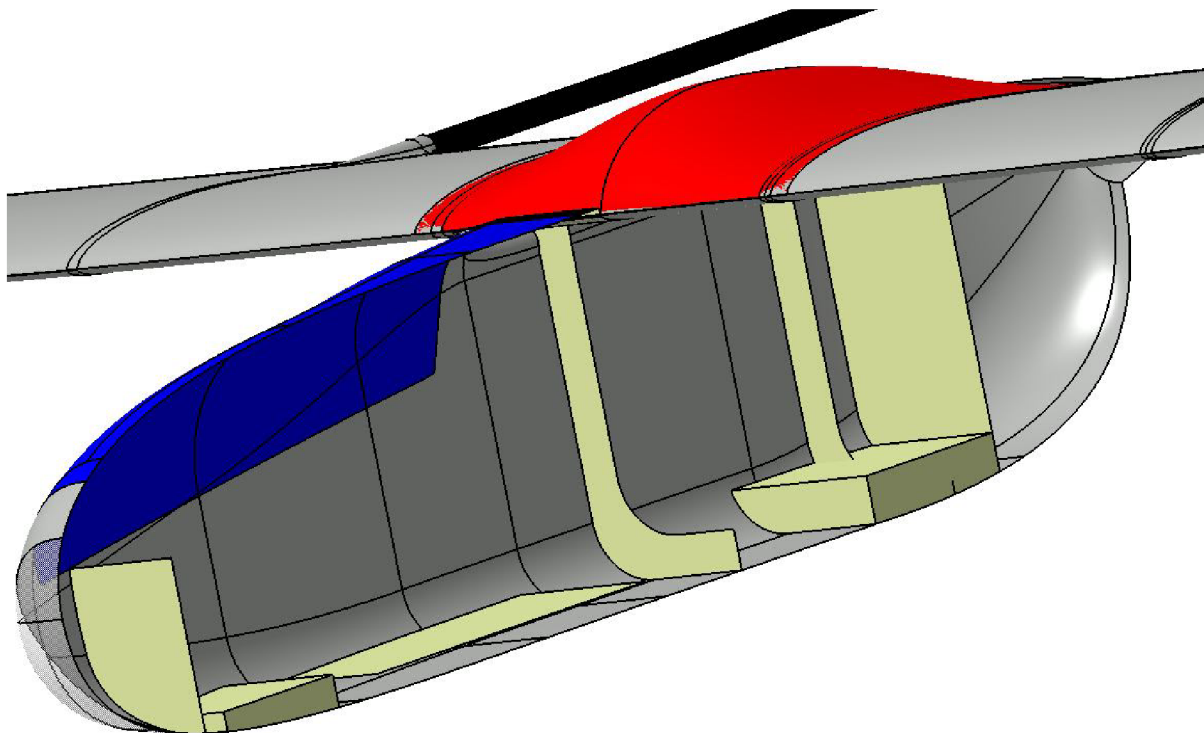
- + minimální ovlivnění aerodynamických parametrů
- + ve srovnání s trupovým kontejnerem snížení negativního ovlivnění pevnosti a životnosti, protože ovlivněná je jen horní část potahu a dolní zůstává kompaktní
- před každým startem jen nutnost propojovat kotvící lanka a elektroniku
- úbytek prostoru, který by mohl být využitelný pro zabudování dalších měřících přístrojů nebo komunikačního zařízení
- nutnost vyrobit nový centroplán s úpravami spodního dílu formy

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

c) Externí umístění

Oproti výše popsaným variantám neexistují omezující rozměry zástavby a velikost externího kontejneru může být přizpůsobena potřebám konstrukce mechanismu. Zařízení včetně mechanismu by bylo uloženo v aerodynamicky tvarovaném obalu vyrobeného z tenké vrstvy laminátu. Celý obal by byl jednoduše uchycen za závěsy křídla a lanka by byl připojen k přednímu a zadnímu závěsu. Segmenty rozdělující kontejner by byly tvarovány tak, aby po otevření ochránili lanka padáku před rotujícími vrtulovými listy. Objem uvedeného kontejneru je přibližně 2 dm^3 a může být navýšen dle potřeby.

- + nejmenší vliv a zásahy do současné konstrukce a nutnost zavádět úpravy
- + obal ze skelného laminátu může být účelně rozdělen na segmenty, které by aktivně chránily závěsná lanka před vrtulovými listy
- zhoršení aerodynamických charakteristik respektive nárůst odporu



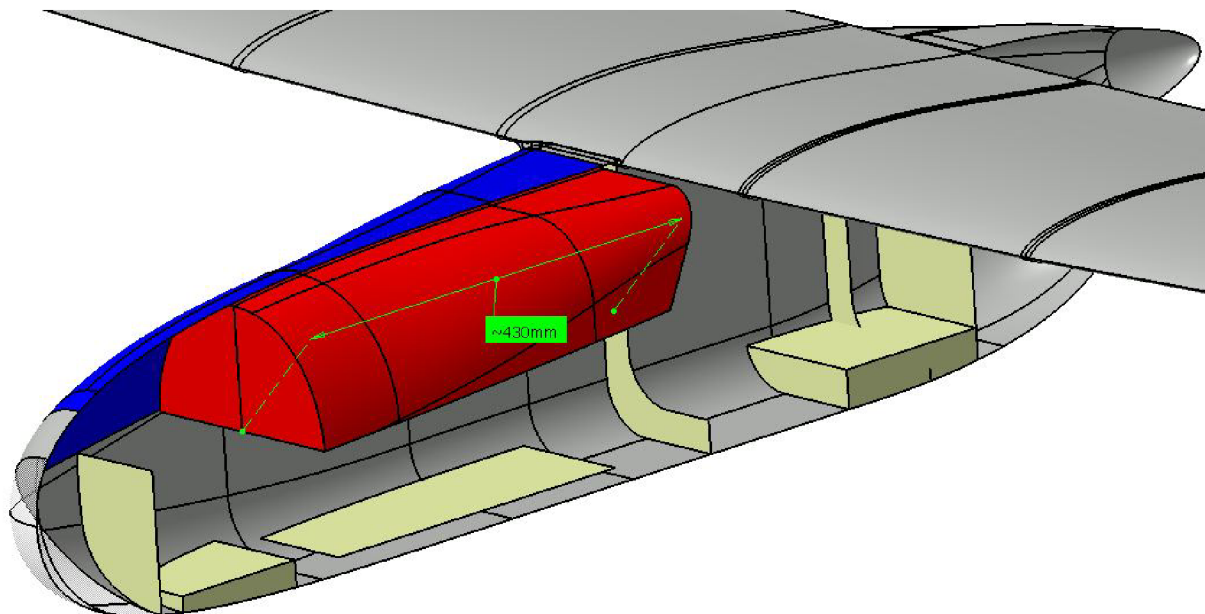
Obr. 5.10 Externí umístění na centropłanu křídla, objem kontejneru na obrázku 2 dm^3

d) Umístění v nevyužitém prostoru kabiny

V letadle se nachází nevyužitý prostor, jakým je odnímatelná kabina trupu. Vhodně rozdělená na více segmentů, tak aby byl ponechán přístup k elektroinstalacím, by mohla sloužit jako účelná schránka minimálně pro hlavní padák nebo celý mechanismus. Umístění hmoty před těžiště by mohlo vyřešit současný problém s centrážemi. Pro dovažení těžiště je použito 400g olova v nosu trupu. Posunem kontejneru by mohla být tato hmota odstraněna. Hmotnost celého záchranného systému by pak mohlo být o tuto hodnotu snížena.

Rozbor požadavků zaměřených na potřeby modelu Specto

- + využití prostoru kabiny před centroplánem
- + vhodná poloha vůči těžišti, omezení nebo odstranění dovažovací zátěže v nosu trupu
- + umístění je bez ovlivnění aerodynamických parametrů
- + minimum zásahů do konstrukce a tedy i nízká cena realizace
- komplikovanější vyhazování – otvírání prostoru kabiny
- nutná vyztužení trupu v místě výřezu pro kabinu



Obr. 5.11 Umístění v prostoru kabiny, objem kontejneru až $8,5\text{dm}^3$

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

6. Zkoušky výkonnostních parametrů padáků

Pro hrubý výpočet výkonnostních charakteristik padáků lze z podkladů odečíst konstanty a použít přitom střední hodnoty intervalů pro příslušný typ. Rozptyl je však velmi široký a není bez upřesnění možné stanovit s určitou jistotou geometrii a výkony nebo správně nadimenzovat konstrukci. Rozptyl hodnot je způsoben například použitou látkou vrchlíku s různou hustotou osnovy, pórovitostí látky, velikost ventilačního otvoru, počtem segmentů a závěsných lanek jejich délkou a průřezem, zda je mezi lanky umístěna síťka atp.

Při vývoji padáků se na zkoušky klade velký důraz. Každá vývojová změna se zkouší, protože ne vždy výpočet dokáže spolehlivě zahrnout všechny vstupní údaje použitých materiálů a konfigurací. Jedině zkouška spolehlivě prokáže skutečné výkony. Padáky jsou většinou záchranné prostředky, kde jsou na spolehlivost a funkčnost kladeny vysoké nároky.

Právě pro zpřesnění vstupních parametrů bylo rozhodnuto i u záchranného zařízení pro letoun Specto provést sérii ověřovacích zkoušek. Pro tyto účely bylo sestrojeno měřicí zařízení schopné některé parametry nepřímou určit. Jednalo především o koeficient odporu a otevírací čas padáku. Bylo rozhodnuto udělat dva typy zkoušek. První měla ověřit vliv rozvířeného proudu vzduchu za podvěšeným tělesem neboli forebody efekt. Druhá potom stanovit aerodynamické charakteristiky v proudu vzduchu s minimálními atmosférickými rozruchy.

Měřeny byly dva sférické padáky odlišné konstrukce. Neměly potřebnou velikost vyhovující potřebám letounu Specto, ale naměřené údaje umožnily popsat výkony moderních konstrukcí. Fotografie obou typů jsou uvedeny v příloze D.

a) Padák č. 1

- Typ polosférický s označením ST – 016 0045/88

Jedná se o padák určený k stabilizaci a vytahování hlavního padáku, který byl vyvinut pro potřeby armády. Zapůjčený byl Aeroklubem Medlánky, který jej používá na zpomalení padajícího lana navijáku při vlečení větroňů.

Vrchlík padáku se skládá z 16 segmentů, které jsou dohromady sešité a přeplátované plochými výztuhami 10mm z vnitřní strany vrchlíku. V příčné rovině je vrchlík vyztužen 5ti plochými výztuhami. Závěsná lanka jsou také plochá a plynule navazují na výztužné pásy vrchlíku s překrytím přibližně 100mm a jsou dohromady sešitá dvojitým křížovým stehem. V místě hlavního závěsu jsou plochá závěsná lanka navrstvena na sebe a opět sešita, tak že tvoří pevný celek pro ukotvení hlavního popruhu. Prostor mezi závěsnými lankami byl vyplněn silně porézní sítovinou. Sítovina zajistí otevření padáku i při nesprávném balení a údržbě.

Geometrie:

$$D_C = 1,1727m$$

$$S_C = 1,080m^2$$

$$N_G = 16$$

$$D_P = 1,0901m$$

$$S_P = 0,933m^2$$

$$m_P = 0,476kg$$

$$D_0 = 1,6517m$$

$$S_0 = 2,143m^2$$

$$L_{SL} = 1,3m$$

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

b) Padák č.2

- Typ polosférický s označením ST – 011 0124/94

Funkce a použití je stejné jako u předchozího typu.

Spojovací švy všech 16 segmentů jsou přesazeny přes sebe a obšity plochými výztuhami o šířce 15mm z vnitřní strany vrchlíku. V příčné rovině vrchlík vyztužují 4 ploché výztuhy. Závěsná lanka jsou kruhového průřezu 3mm. Do vrchlíku jsou zapuštěná přibližně 100mm a přišitá křížovým stehem po celé délce vetknutí. V místě hlavního závěsu jsou lanka svedena do jednoho pramence a pro ochranu a manipulaci protažena punčoškou, ta poté tvoří tuhé ukotvení pro hlavní popruh.

Geometrie:

$$D_C = 1,0186m$$

$$S_C = 0,815m^2$$

$$N_G = 16$$

$$D_p = 0,9469m$$

$$S_p = 0,704m^2$$

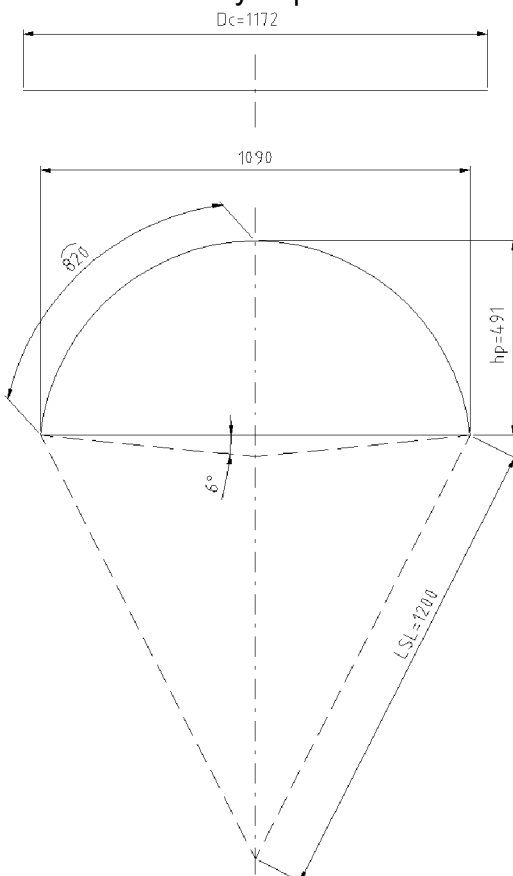
$$m_p = 0,561kg$$

$$D_0 = 1,4346m$$

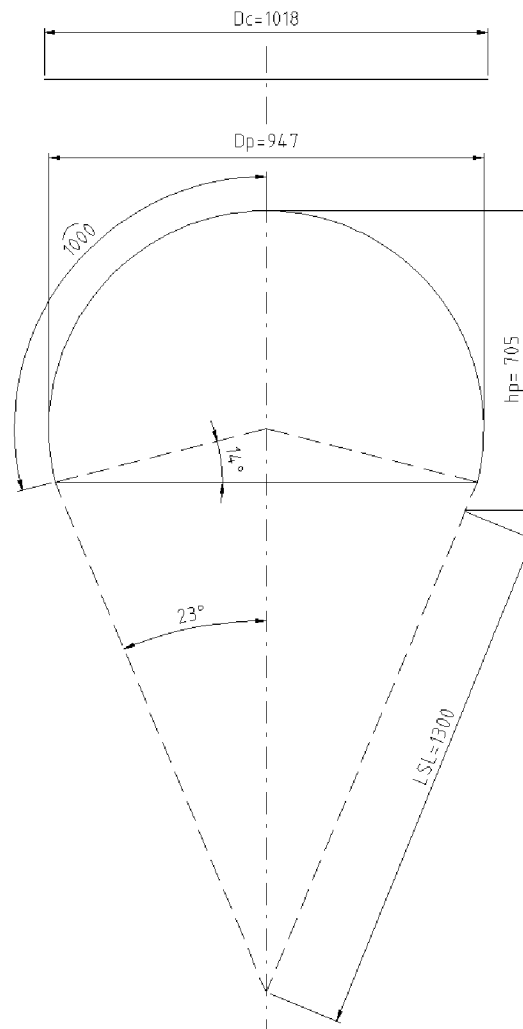
$$S_0 = 1,616m^2$$

$$L_{SL} = 1,3m$$

Geometrie měřených padáků:



6.1 Měřený padák č.1



6.2 Měřený padák č.2

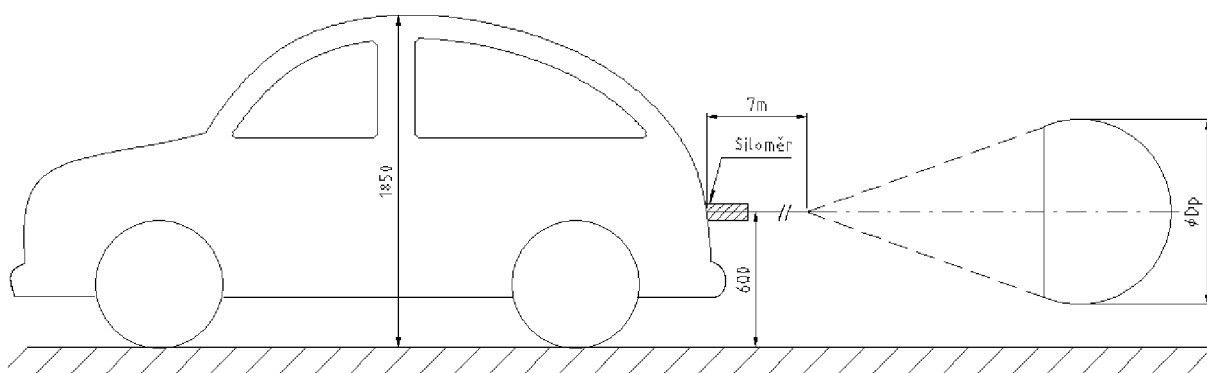
Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

a) Zkouška v rozrušeném proudu vzduchu.

První provedená zkouška ověřila vliv rozvířeného proudu vzduchu, za podvěšeným tělesem, na koeficient odporu respektive existenci forebody efektu. Dodrženou podmínkou bylo vytvořit příčnou plochu tělesa S_B větší než je průmětná plocha padáku S_p .

Zkouška proběhla vleláním padáku č.1 za osobním automobilem různými rychlostmi. Měřicím prostorem byl rovný úsek dráhy o délce přibližně 1,5km. Padák byl zavěšen na 7m tuhém laně (zanedbatelné hmotnosti). Na vlečné lano a konstrukci automobilu byl připevněn primitivní siloměr vytvořený z opředené vázací gumy průměru 10mm. V různých ustálených rychlostech se měřila délka prodloužení siloměru. Posléze se na měřicím „stendu“ vyhodnotila tuhost použitého pružného elementu. Poté se v závislosti na naměřeném protažení při měření spočetla generovaná odporová síla a součinitel odporu.

Získané hodnoty z měření jsou spíše informativního charakteru vzhledem k použitému nekalibrovanému zařízení a slouží hlavně pro porovnání výsledného koeficientu odporu s koeficientem získaným zkouškou v ustáleném proudu vzduchu.



Obr. 6.3 Schéma průběhu měření

Poměr průměru forebody a půdorysného průměru padáku:

$$D_p = 1,0901m$$

$$S_B = 2,5576m^2 \rightarrow D_B = 3,256m$$

$$\frac{D_p}{D_B} = \frac{1,0901}{3,256} = 0,33479$$

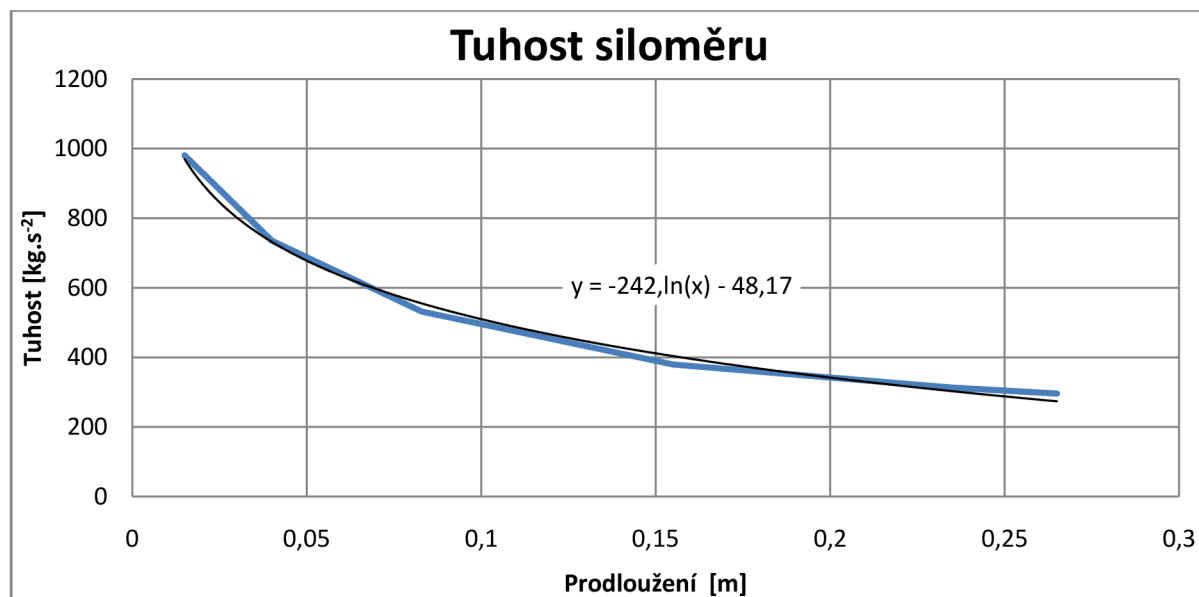
$$\frac{L_T}{D_B} = \frac{8,2}{3,256} = 2,518$$

Postup analyzování naměřených dat:

1. Nejprve se na měřicím „stendu“ stanoví závislost hmotnosti zátěže m_z , respektive síly F a délky protažení siloměru x a dopočítá se průběh tuhosti k v závislosti na délce protažení x a vypíše se rovnice regrese.

$$F = m_z \cdot g = k \cdot x \quad (6.1)$$

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry



Graf 6.1 Průběh tuhosti použitého siloměru

2. Dále se z rovnice regrese tuhosti siloměru a naměřených (statisticky zprůměrovaných) prodloužení x_M určí síla F_M , která namáhá siloměr v čase měření. Tato síla je pak zároveň silou odporovou F_D generovanou padákem.

$$F_M = k \cdot x_M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_D \cdot S_0 \quad (6.2)$$

3. Měření neprobíhalo v podmínkách MSA, a proto je nutné zavést korekci hustoty vzduchu

Odvození vychází z rovnice pro výpočet tlaku:

$$p_a = \rho RT \quad (6.3)$$

4. Úpravou rovnice (6.3):

$$\rho = \frac{p_a}{RT} \quad (6.4)$$

Kde:

ρ	hustota vzduchu
p_a	atmosférický tlak při měření
R	plynová konstanta pro vzduch
T	teplota vzduchu při měření

5. Ze znalosti všech konstant lze stanovit koeficient odporu a to dle již známé vztahu úpravou vztahu (6.2).

$$C_D = \sqrt{\frac{2 \cdot F_M}{\rho \cdot v^2 \cdot S_0}} \quad (6.5)$$

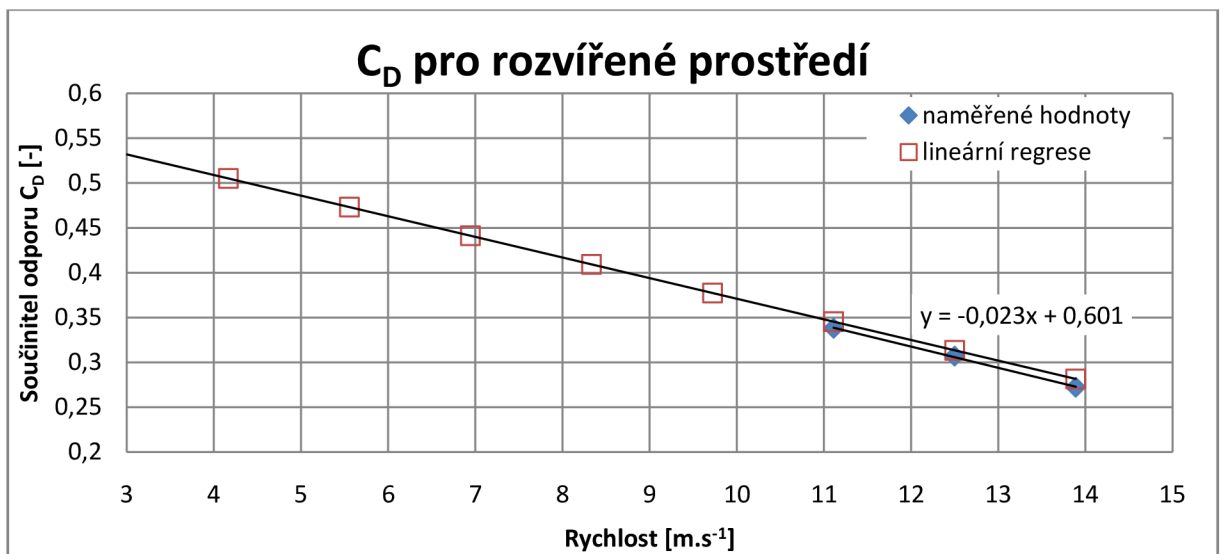
Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

Data zaznamenaná měřeními a vypočítané charakteristiky:

Data délkových údajů jsou zprůměrovaná z více provedených měření.

Rychlost v	Rychlost v	Prodloužení	Tuhost k	Síla F	Koef. odporu CD	CD - lin závislost
[km/h]	[m/s]	[m]	[kg.s-2]	[N]	[-]	[-]
40	11,1	0,125	455,1	56,9	0,338	0,345
45	12,5	0,175	373,6	65,4	0,307	0,314
50	13,9	0,245	292,2	71,6	0,272	0,282

Tab. 6.1 Naměřená data při první zkoušce



Graf 6.2 Naměřená data a předpokládaný průběh součinitele odporu v závislosti na rychlosti

Výsledky zkoušky mají spíše informativní charakter. Pro danou přesnost nebyl proměřen potřebný rozsah rychlostí. Lze ale přibližně usuzovat vzhledem k výsledkům z dalšího měření, jak by se chovala křivka součinitele odporu při nižších rychlostech. Za tohoto předpokladu je možné usuzovat, že se odpor generovaný padákem sníží přibližně o 26 %.

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

b) Zkouška v ustáleném proudu vzduchu

Druhá zkouška, v ustáleném proudu vzduchu, měla za úkol upřesnit hodnotu odporového koeficientu moderních konstrukcí padáků. Sledovalo se chování během sestupu v závislosti na hmotnosti (respektive na rychlosti klesání) podvěšeného tělesa. Měření byla realizována za klidných meteorologických podmínek, eliminoval se tak vliv větru a jeho neustálené proudění kolem budov, odkud byly shozy realizovány, a také vliv termického proudění.

Zkoušky spočívaly ve vyhození padáků se zátěží z vyvýšeného místa a vytvoření ustáleného klesání. Jednotlivé shozy byly prováděny z budov, jejichž výška postupně rostla s potřebou testovat vyšší sestupné rychlosti. Začínala na 16m a ustálila se na 42m výšky. Podařilo se úspěšně v požadovaném rozsahu rychlostí, obvyklém při zkouškách ($4\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ až $10\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$), odzkoušet oba dva měřené padáky. Každý shoz byl opakován minimálně jednou a to pro statistické zmírnění vnesené chyby.

Pro záznam jednotlivých shozů bylo sestrojeno měřící zařízení, které se skládalo z modelářského výškoměru, osazeného tlakovým a teplotním senzorem, akumulátoru a ochranného pouzdra z extrudovaného polypropylenu (EPP). Výškoměr naměřené talkové údaje zapisuje do paměti s periodou 0,1s. Pro zvýšení přesnosti měření bylo tlakové čidlo odstíněno krytem ve směru vertikální složky rychlosti, aby měřilo jen změnu statického tlaku a nevnášela se chyba tlakem dynamickým. Vyobrazení měřícího zařízení se nachází v příloze [D1].

Měřená byla tělesa s rozsahem hmotností (0,4 až 11kg). Hmotnost každého tělesa byla vyvozena vodní zátěží. Velikost tělesa vůči padáku nebyla uvažována a získané součinitele odporu tedy zahrnují již vliv podvěšeného tělesa respektive forebody efekt.

Použité vybavení:

Tlakové čidlo	MPXH6115
Rozlišení tlakového čidla	0,001695Pa ~ 0,14m
Rozlišení teplotního čidla	0,01K
Rychlost záznamu	10s^{-1}
Napájení	baterie NiMH Sanyo 2100 mAh

Tab. 6.2 Použité vybavení pro měření sestupových charakteristik

Postup analyzování naměřených dat:

1. Z tlakových údajů zaznamenaných tlakovým senzorem byla určena výška. Následující vztah pro určení výšky zahrnuje vliv teploty při měření:

$$H = -\frac{T}{\alpha} \cdot \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{-\alpha R}{g}} \right] \quad (6.6)$$

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

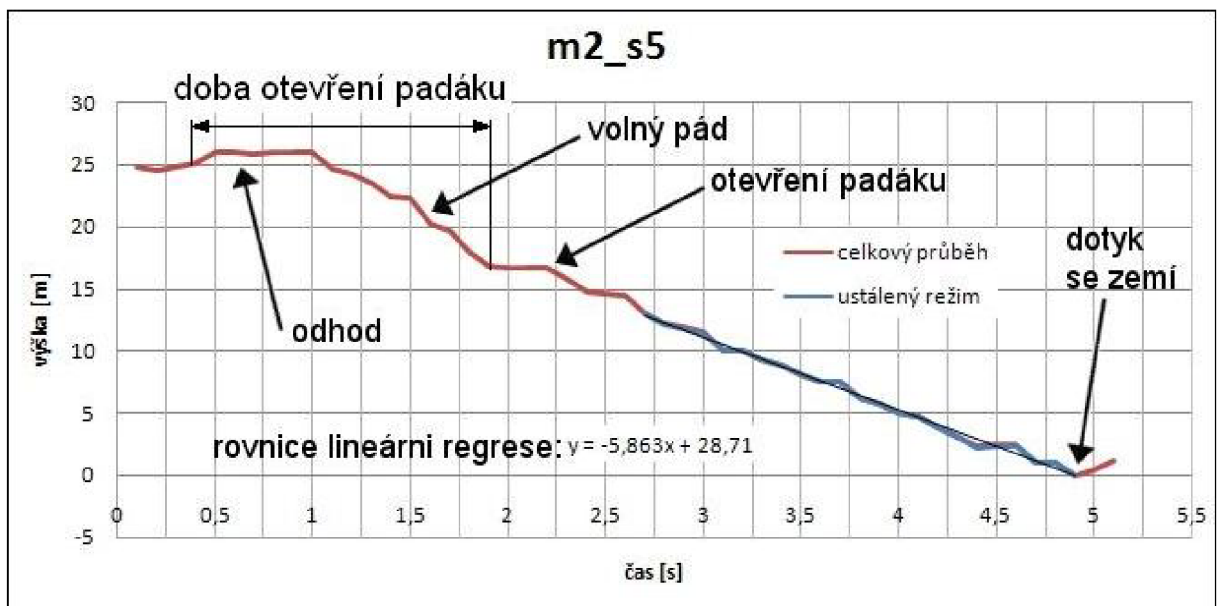
Kde:

- α teplotní gradient
- p tlak vzduchu v jednotlivých zaznamenaných krocích
- p_0 tlak vzduchu na počátku měření

2. Měření probíhala v delším časovém intervalu a pro vzájemné porovnání je nutné zavést korekci o hustotu vzduchu. Obdobně jako u experimentu a), dle rovnic (6.3) a (6.4).
3. Grafický průběh klesání se posléze proložil lineární rovnicí regrese. Údaj o ustálené hodnotě rychlosti je roven směrnici v rovnici přímky.
4. Výpočet součinitele odporu úpravou již dříve zmíněnou rovnicí (3.3) s využitím znalosti hodnoty podvěšené hmoty. Předpokladem je dodržení rovnováhy odporové a tíhové síly:

$$C_D = \sqrt{\frac{2 \cdot m_c \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S_0}} \quad (6.7)$$

Výsledkem měření byl průběh odporového součinitele v závislosti na rychlosti klesání v ustáleném režimu, respektive při silové rovnováze. Z některých grafických průběhů je možno přibližně také odečíst otvírací čas padáku. Způsob odečítání je patrný z grafu 6.3, který také zobrazuje typické části při průběhu zkoušky. Otvírací doba nebyla spolehlivě čitelná u všech shozů a vzorkovací frekvence také přispěla k nepřesnostem při odečítání. Odměřená hodnota se pohybovala od 1,0 do 1,6s, s rostoucí hmotností břemene otvírací čas klesal. Průměrná hodnota činila 1,45s. Tato hodnota není souměřitelná s otvíracím časem při rychlosti 100km/h a má pouze informativní charakter.

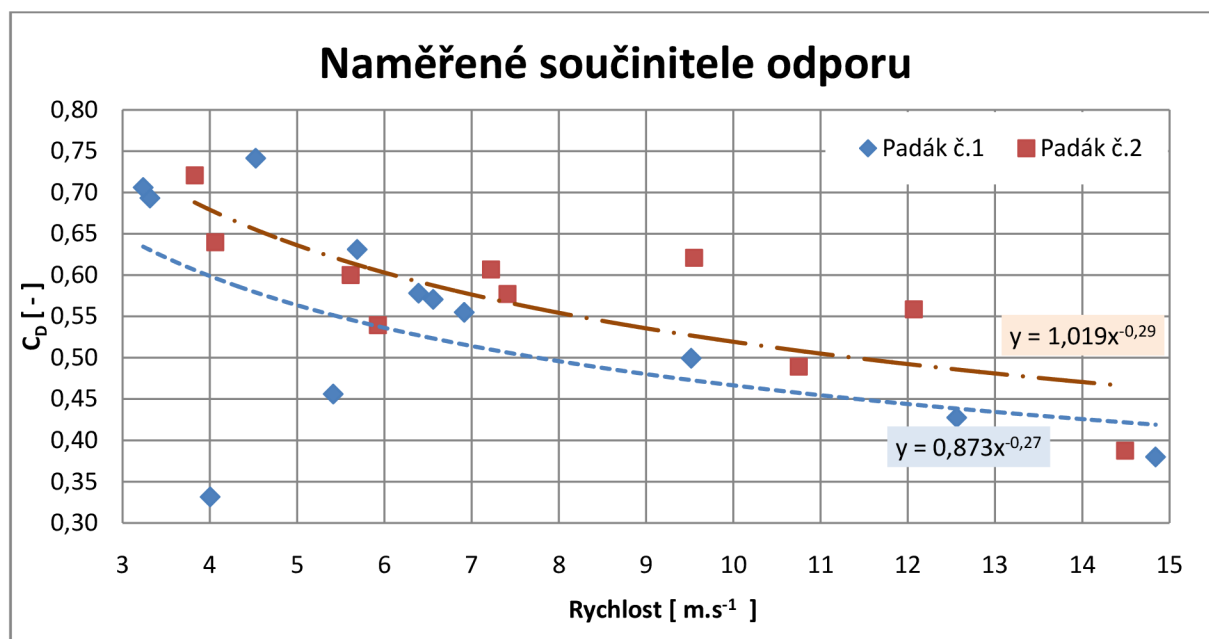


Graf 6.3. Výsledky měření 2 a shozu 5, úplný záznam a naměřené hodnoty Příloha D

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry

Celkem bylo provedeno 30 měření. Vstupní i vypočítané hodnoty jsou společně s grafickými průběhy měření umístěny do přílohy [D].

Za povšimnutí stojí výsledky shozů 26 až 28. Je možné pozorovat, že koeficient odporu vyšel velice nízký. Na vině byly špatné meteorologické podmínky panující v den zkoušky. Konkrétně se jednalo o poryvy větru, které způsobovaly neustálené proudění kolem budovy a negativně ovlivnily ustálenou sestupnou rychlost, respektive součinitel odporu.



Graf 6.4. Závislost koeficientu odporu na rychlosti klesání

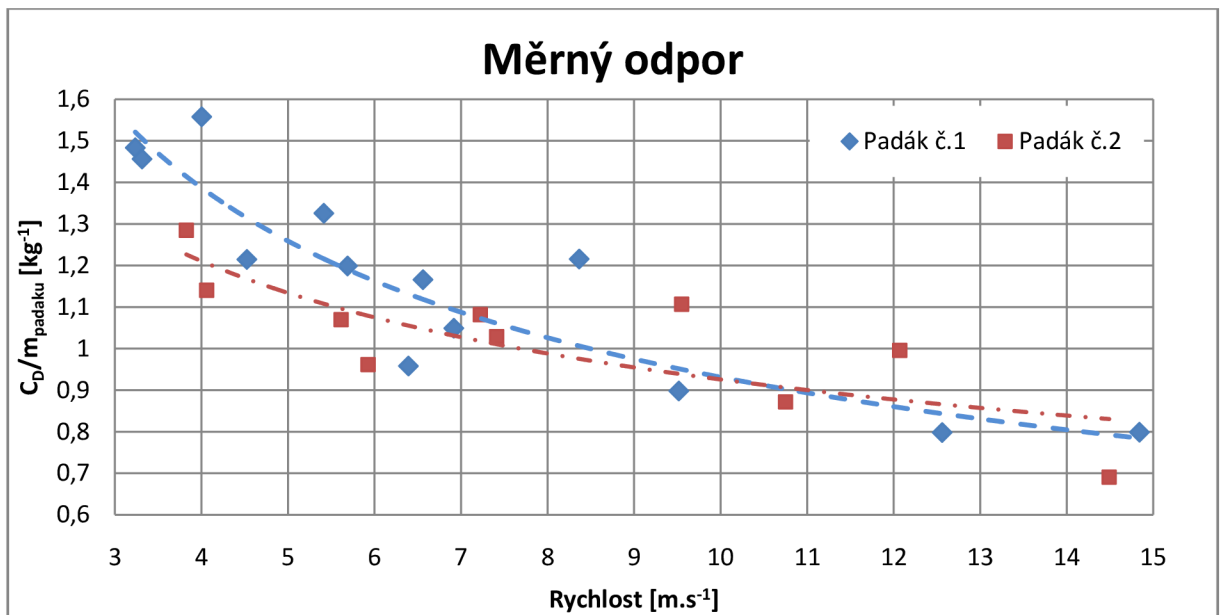
Graf 6.4 znázorňuje výsledky odhodových zkoušek. Průběh snižujícího se koeficientu odporu se zvyšující se rychlostí ustáleného klesání velmi dobře koreluje s tunelovým měřením NASA. Příloha [B] Graf 2 obsahuje pro porovnání průběh součinitele odporu padáku s kuželovým vrchlíkem.

Vyhlazení a zpřesnění výsledných průběhů koeficientu odporu je možné realizováním většího počtu shozů a menším přírůstkem hmotnosti. Pro účely výpočtu však postačí proložit naměřené body regresní funkcí.

Rychlost	Padák č.1	Padák č.2
m/s	C_{D1}	C_{D2}
3	0,64892	0,74098
4	0,60042	0,68167
5	0,56532	0,63896
6	0,53816	0,60605
7	0,51622	0,57956
8	0,49794	0,55754
9	0,48236	0,53882
10	0,46883	0,52261

Tab. 6.3 Součinitele odporu pro jednotlivé padáky při ustálené rychlosti klesání

Zkoušky ověřující výkonnostní parametry



Graf 6.5 Generovaný koeficient odporu vztažený k hmotnosti padáku

Naměřené koeficienty odporu jsou nižší, než udává rozsah z tunelových měření NASA pro polosférické vrchlíky (příloha B). Tento rozsah se pohybuje od 0,62 do 0,77.

Rozdíl může být způsoben jiným rozměrem a tvarem forebody, kdy se v aerodynamických tunelech obvykle používá pro měření aerodynamicky čistá balistická raketa. Naměřené údaje lépe odpovídají skutečnosti pro aplikaci, kdy za letounem v klesání vznikají turbulentní proudnice.

Také mohlo dojít k ovlivnění měření díky detekci chybových údajů o tlaku, které mohly být zkresleny o hodnoty dynamického tlaku vstupujícím při ustáleném sestupu. Vliv odchylky tlaku způsobuje při sestupu vyšší rychlostí nelineární průběh naměřených dat.

Přesnost výsledků by se také zvýšila použitím většího počtu měření a provedením příslušné statistiky. Měřící senzory by pro další posuzování výkonových parametrů mohly být doplněny o akcelerometry. Změřil by se tak nejen otevírací ráz, ale i násobek zatížení způsobený dopadem.

7. Konstrukce a výpočet padáků

V konstrukci a návrhu padáku je opět zohledněn základní fakt jednorázového záchranného systému, používaného jen při havárii.

7.1. Používané materiály

Prvním krokem je stručné přiblížení materiálů používaných ke konstrukci padáků. Mezi ty nejpoužívanější patří tyto:

a) Nylon

Nylon je polyamidový materiál PA6 a PA66. Vlákna z něj vyrobená jsou trvalá, elastická a ve větší míře i otěru vzdorná. Mají snahu nasávat vodu a vlhkost, což mění jejich mechanické vlastnosti. Oxidační činidla a minerální kyseliny způsobují degradaci materiálu v závislosti na době, teplotě a koncentraci, která tento efekt vyvolává. Nylonová vlákna jsou odolná vůči velké řadě chemikálií a jsou tepelně stálá přibližně do 122°C. Nylon se používá jak na závěsná lanka, tak i jako materiál vrchlíků.

b) Aramid

Aramid je aromatický polyamidový materiál. Nejpoužívanějším aramidovým vláknem je kevlar. Vlákna z něj jsou rozměrově stabilní, teplu odolná. Savost vzdušné vlhkosti ovšem způsobuje ztrátu mechanických vlastností. Kevlar má proti nylonu vysoký modul pružnosti a malý průtah vláken. Kevlaru se využívá na závěsná lanka a výjimečně i na silně namáhané vrchlíky. Vzhledem ke svým měrným vlastnostem je hojně používán při minimalizaci váhy a objemu u brzdících nebo deceleračních systémů. Jeho nevýhodou oproti nylonu je vysoká cena.

	Protažení	Specifická hmotnost	Taková pevnost	Relativní pevnost
Materiál	%	g.cm ⁻³	MPa	pevnost/hustota
Kevlar 69	4 až 5	1,44	3600	2,50
Nylon 66	16 až 28	1,14	90	0,08
Nerezová ocel	1,1	7,8	1200	0,15

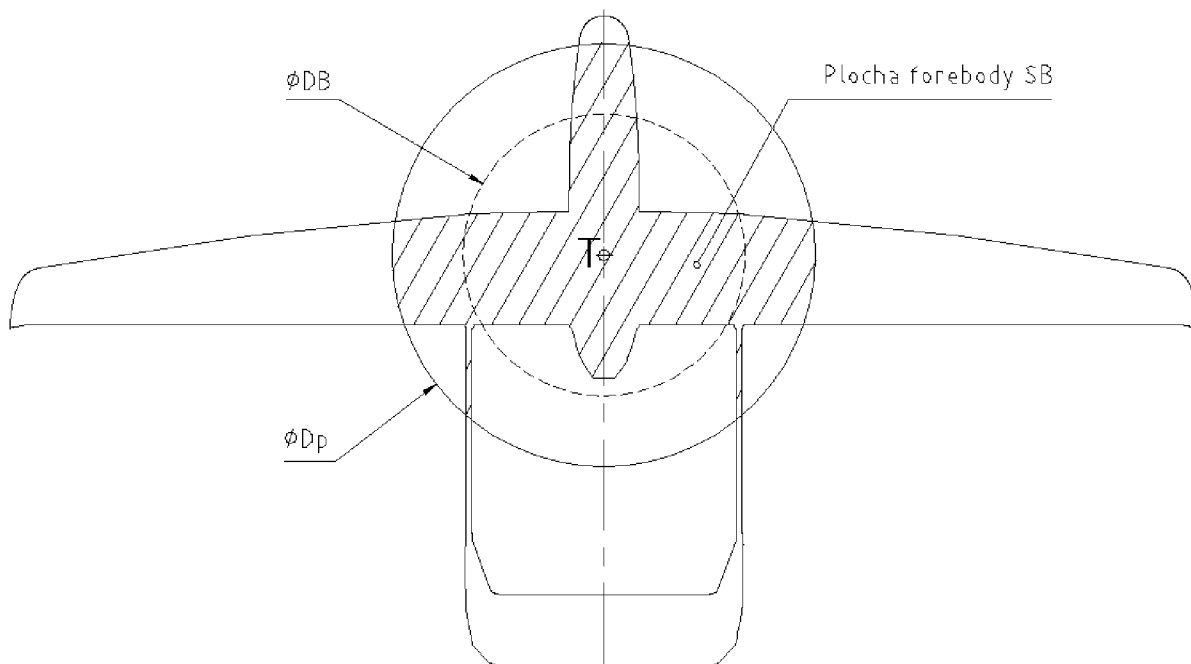
Tab. 7.1 Porovnání materiálů doplněné o referenční hodnoty nerezové oceli

Pro porovnání obou nejpoužívanějších materiálů (nylon a kevlar) je v příloze [B] Graf 4 uvedeno jejich vzájemné srovnání. Graf zobrazuje přenesené špičkové zatížení od rázové otevírací síly pro padák s průměrem 4,125m [6]

Konstrukce a výpočet padáků

7.2. Forebody efekt sestupujícího letounu

Tato kapitola navazuje na předcházející kapitolu 3.6 a experiment v rozrušeném proudu vzduchu. Těleso podvěšené pod padákem zastiňuje svojí plochou ofukovaný půdorysný průměr padáku a způsobuje úplav, který snižuje výkony celé soustavy. Z plochy předmětu zavěšeného pod padákem se určí jeho ekvivalentní průměr, který se značí D_B .



Obr. 7.1 Průměr forebody D_B letounu Specto a padák s kruhovým půdorysem

Průměr forebody se určí podle již zmíněného vztahu 3.8:

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \cdot S_B}{\pi}}$$

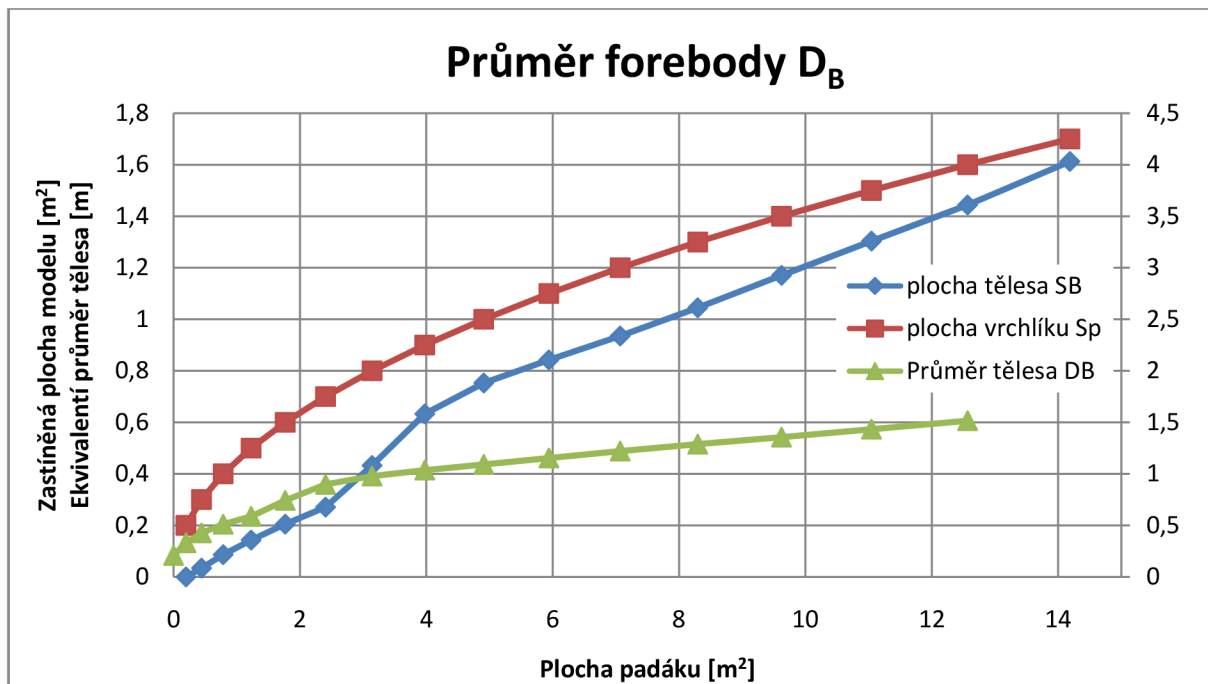
Pro letoun Specto je možné dle grafu 7.1 spočítat průměr D_B aproximací s využitím půdorysné plochy padáku S_P :

$$D_B = 0,001 \cdot S_P^3 - 0,035 S_P^2 + 0,315 \cdot S_P + 0,267 \quad (7.1)$$

Hodnota plochy podvěšeného tělesa S_B je určena pomocí návrhových softwarů a po určitém kroku odečítána v závislosti na průměru padáku s kruhovým půdorysem. Závislost průměru D_B na průměru padáku D_P letounu Specto zobrazuje Graf 7.1.

Vliv forebody je pro následující výpočty již zahrnut v dosazovaném součiniteli odporu. Jeho hodnota je převzatá z naměřených dat v provedených experimentech.

Konstrukce a výpočet padáků



Graf 7.1 Průběh ekvivalentního průměru tělesa forebody D_B

7.3. Výpočet výkonů a zatížení padáku

Pro výpočet vlastností je vybrán padák polosférický a padák typu křídlo pro jejich výrazné odlišnosti.

a) Padák polosférický

Pro režim ustáleného sestupu platí silová rovnováha uvedená na Obr. 3.2. Pro úhel náběhu $\alpha=0^\circ$, dle rovnice 3.1 lze zapsat:

$$G = D \quad (7.2)$$

Platí:

G celková tíhová síla

$$G = m_C \cdot g \quad (7.3)$$

$$m_C = m_p + m_z \quad (7.4)$$

D celková odporová síla

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot C_{DC} \cdot S_0 \quad (7.5)$$

$$C_D = C_{DPA} + C_{DZ} \quad (7.6)$$

Konstrukce a výpočet padáků

Kde:

S_0	nominální plocha vrchlíku
m_P	hmotnost padáku
m_Z	hmotnost zátěže
m_C	hmotnost celková
C_{DPA}	koeficient odporu padáku
C_{DZ}	koeficient odporu zátěže
C_D	koeficient odporu celkový
v_T	rychlost ustáleného klesání

Pak nominální plocha vrchlíku:

$$S_0 = \frac{2 \cdot m_C \cdot g}{\rho \cdot v_T^2 \cdot C_{DC}} \quad (7.7)$$

Výpočet rázové otevírací síly působící v okamžiku otevření:

$$F_O = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot C_{DC} \cdot S_0 \cdot X_1 \cdot C_X \cdot R \quad (7.8)$$

Kde:

v_0	rychlost při otevření padáku
C_X	hodnota daná typem a konstrukcí padáku = 1,0~1,8 Hodnoty koeficientu C_X pro různé typy padáků jsou uvedeny v příloze B
R_0	procento otevření vrchlíku = 0,75~1 Polosférické padáky nemají zásadní problémy se shrnováním vrchlíků při nafukování a konstanta $R=0,95$
x_1	zmírňující koeficient závislost koeficientu X_1 na zatížení padákového vrchlíku znázorňuje graf 4 příloze [B], hodnota na ose x se určí se vztahu:

$$\frac{m_C [lb]}{C_{DC} S_0 [ft^2]} \quad (7.9)$$

Hodnotu lze také s dobrou přesností určit pomocí aproximace:

$$X_1 = 0,182 \cdot \ln \left(\frac{m_C [lb]}{C_{DC} S_0 [ft^2]} \right) + 0,112$$

Otevírací násobek:

$$n = \frac{F_O}{G} \quad (7.10)$$

Konstrukce a výpočet padáků

Pro letoun Specto a polosférický padák:

Obecná vstupní data:

$$m_C = 20 \text{ kg}$$

$$v_T = 7,4 \text{ m.s}^{-1}$$

$$C_{DC} = 0,58 \text{ (dle měření pro rychlost } 7,4 \text{ m.s}^{-1}\text{)}$$

$$v_O = 120 \text{ km.h}^{-1} = 33,3 \text{ m.s}^{-1}$$

$$C_X = 1,6$$

$$R_O = 0,95$$

Pak:

$$S_0 = \frac{2 \cdot 20 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 7,4^2 \cdot 0,58} = 10,08 \text{ m}^2 \rightarrow S_p = 10,08 \cdot 0,66^2 = 4,391 \text{ m}^2$$

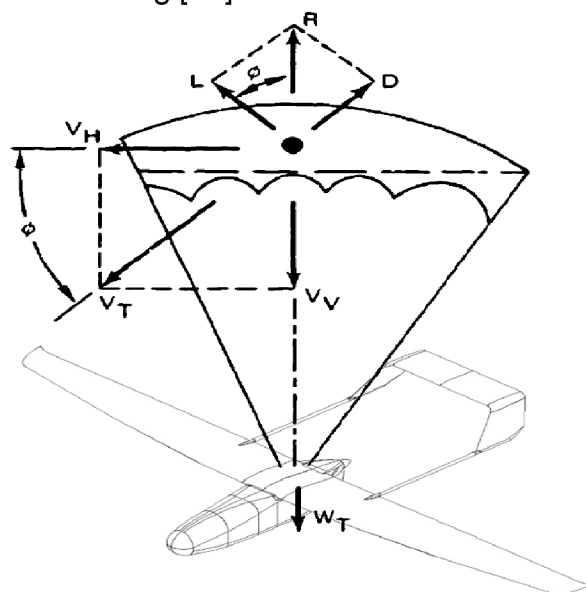
$$X_1 = 0,6789$$

$$F_O = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 33,3^2 \cdot 0,58 \cdot 10,08 \cdot 0,6789 \cdot 1,6 \cdot 0,95 = 4109 \text{ N}$$

$$n = \frac{4109}{20 \cdot 9,81} = 20,94$$

b) Padák typu křídlo

Výpočet pro padák typu křídlo se liší od předchozího způsobu a podobá se spíše výpočtu kluzáku. U tohoto typu je malá pórovitost a tak roste součinitel odporu a otevírací rázová síla musí být tlumena sliderem. Na jeho velikosti závisí otevírací čas. Rázovou sílu nelze zjednodušeně určit bez provedení experimentu. Velikost slideru se volí tak, aby se nepřesáhla daná hodnota přetížení, která se pro vojenské padáky rovná přibližně hodnotě 7g [14].



Obr. 7.2 Rozklad sil a rychlostí pro padák typu křídlo

Konstrukce a výpočet padáků

Ustálený režim klesání lze zapsat:

$$G = R \quad (7.11)$$

Kde:

G tíhová síla

$$G = m_C \cdot g \quad (7.12)$$

R výsledná síla

$$R = \sqrt{L^2 + D^2} \quad (7.13)$$

Nebo:

$$R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot C_R \cdot S_P \quad (7.14)$$

Koeficient výsledné síly:

$$C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (7.15)$$

Klouzavost:

$$K = \frac{x}{H} = \frac{L}{D_C} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_L \cdot S_0}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{DC} \cdot S_0} = \frac{C_L}{C_{DC}} \quad (7.16)$$

Výraz (7.15) lze také zapsat:

$$K = \frac{x}{H} = \frac{C_L}{C_{DC}} = \frac{v_H}{v_V} \quad (7.17)$$

Dopředná rychlost (horizontální):

$$v_H = v_V \cdot K \quad (7.18)$$

Koeficient vztlaku v ustáleném režimu:

$$C_L = C_{DC} \cdot K \quad (7.19)$$

Plocha padáku:

$$S_0 = \frac{2 \cdot m_C \cdot g}{\rho \cdot v_T^2 \cdot C_R} \quad (7.20)$$

Odhad rázové otevírací síly působící v okamžiku otevření:

$$F_O = n \cdot G \quad (7.21)$$

Konstrukce a výpočet padáků

Pro letoun Specto a padák typu křídlo:

Obecná vstupní data:

$$m_C = 20 \text{ kg}$$

$$v_V = 4 \text{ m.s}^{-1}$$

$$K = 2$$

$$C_{DC} = 0,68 \text{ (dle měření, hodnota navýšena pro menší pórovitost vrchlíku)}$$

$$v_O = 120 \text{ km.h}^{-1} = 33,3 \text{ m.s}^{-1}$$

Pak:

$$v_H = 4,2 = 8 \text{ m.s}^{-1}$$

$$v_T = \sqrt{4^2 + 8^2} = 8,94 \text{ m.s}^{-1}$$

$$c_R = \sqrt{0,68^2 + (2 \cdot 0,68)^2} = 1,52$$

$$S_P = \frac{2 \cdot 20 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 8,94^2 \cdot 1,52} = 2,7576 \text{ m}^2$$

$$F_O = 7,9,81 \cdot 20 = 1373,4 \text{ N}$$

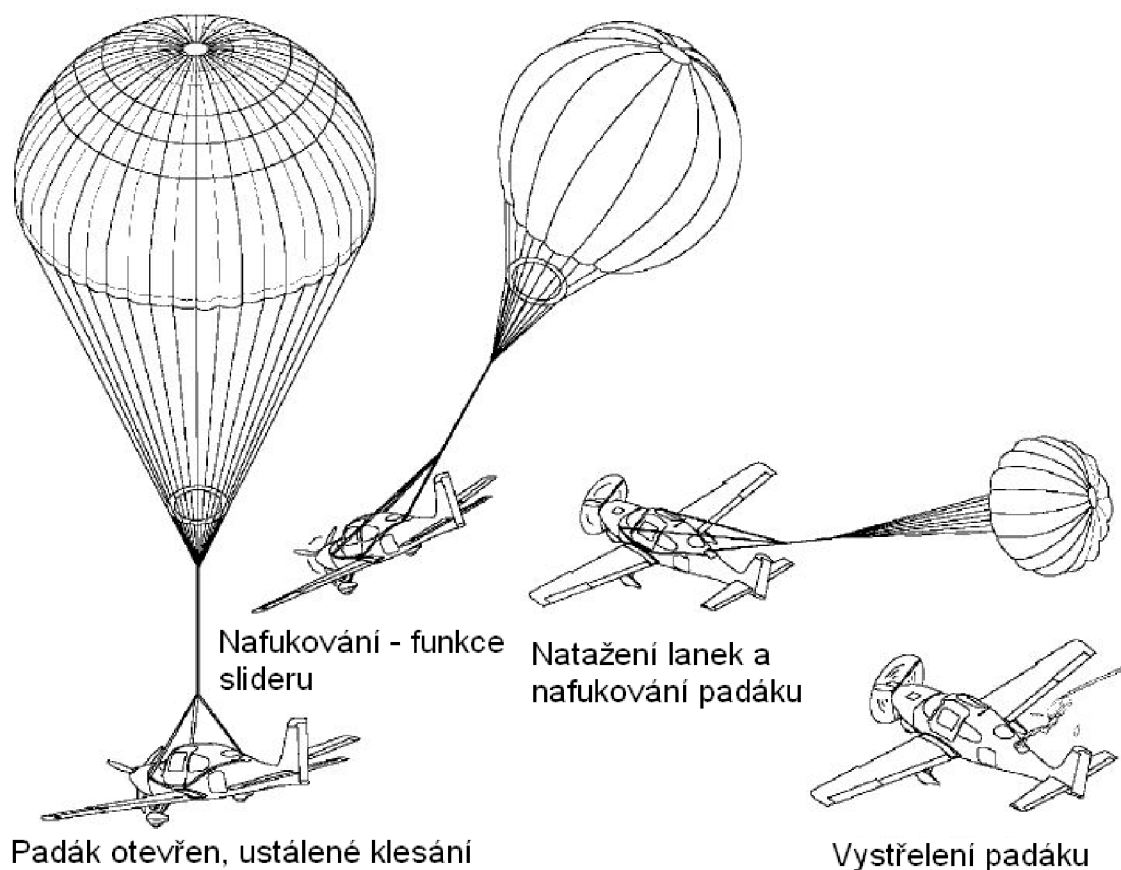
7.4. Zatížení závěsů a závěsných lanek

Zatížení závěsů a závěsných lanek je rozebráno pro případ polosférických padáků. Lze je rozdělit na zatížení od ustáleného klesání a zatížení od rázové otevírací síly, přičemž dominantní je to od otevírací síly.

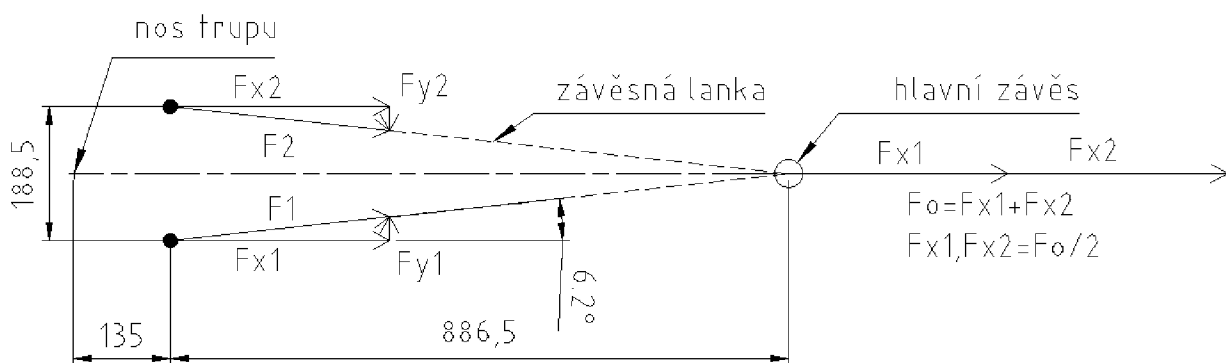
Z obrázku 7.3 je patrné, že přední závěsy přeberou větší část ze zatížení od rázové síly v okamžiku nafouknutí a otevření padáku. Dle českého předpisu ZS 2 - LAA ČR a německého DULV je síla do zadních závěsů stanovena jako 33% síly v předních závěsech.

Při výpočtech se dále uvažuje možná nesymetrie mezi pravým a levým závěsem. Předpis udává, že síla v jenom závěsu může být maximálně o 33% vyšší oproti síle rovnoměrně rozdělené mezi oba závěsy.

Konstrukce a výpočet padáků



Obr. 7.3 Způsob zatížení lanek [11]



Obr. 7.4 Schéma rozložení rázové otevírací síly

Síla rovnoměrně rozdělená do obou lan v ose X:

$$F_{x1} = F_{x2} = \frac{F_o}{2} \quad (7.22)$$

Pak:

$$F_{x1} = F_{x2} = \frac{4109}{2} = 2054N$$

Konstrukce a výpočet padáků

Síly v lanech:

$$F_1 = F_2 = \frac{F_{X1,2}}{\cos(6,2)} \quad (7.23)$$

Pak:

$$F_1 = F_2 = \frac{2054}{\cos(6,2)} = 2066 \text{ N}$$

Síla vnášená do závěsů vlivem nesymetrie:

$$F_{1N} = F_{1,2} \cdot \frac{4}{3} \quad (7.24)$$

$$F_{2N} = F_{1,2} \cdot \frac{2}{3} \quad (7.25)$$

Pak:

$$F_{1N} = 2066 \cdot \frac{4}{3} = 2755 \text{ N}$$

$$F_{2N} = 2066 \cdot \frac{2}{3} = 1377 \text{ N}$$

Stanovení početní síly do závěsů:

$$F_{1NP} = F_{1N} \cdot k \quad (7.26)$$

$$F_{2NP} = F_{2N} \cdot k \quad (7.27)$$

Kde:

$k=1,5$ koeficient bezpečnosti pro letecké konstrukce

Pak:

$$F_{1NP} = 2755 \cdot 1,5 = 4132,5 \text{ N}$$

$$F_{2NP} = 1377 \cdot 1,5 = 2066 \text{ N}$$

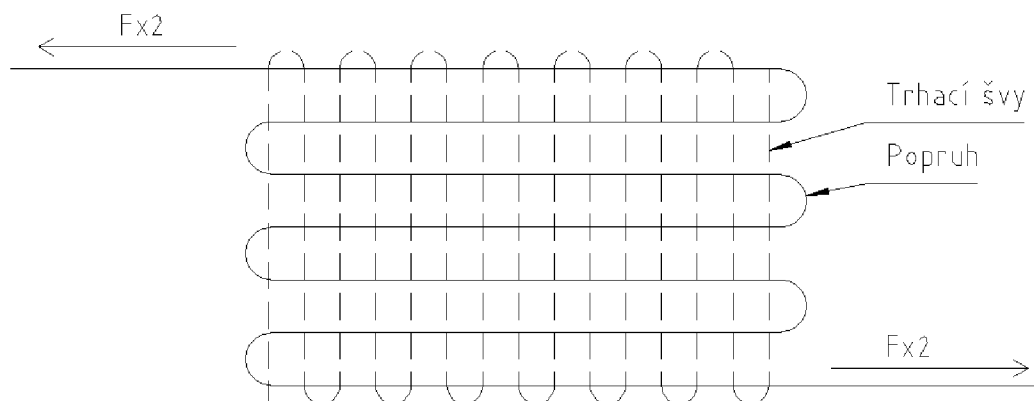
7.5. Používané prvky pro snížení rázové síly do konstrukce

Pro snížení rázové síly od otevření padáku se používají prvky, které částečně pohlcují vzniklou energii a snižují tak celkový násobek působící na konstrukci během této doby. Analogicky je lze přirovnat k tlumičům na podvozcích aut nebo letadel. K přesné predikci schopnosti utlumení se vychází ze znalosti průběhu zatížení experimentálně zjištěných.

Konstrukce a výpočet padáků

Používané způsoby jsou:

- Pružná lanka vyrobená z nylonu s průtažností až 30%
- Falešný závěs, který se z konstrukce vytrhne
- Závěsný popruh sešitý v několika vrstvách, která při zatížení párou a uvolňuje
- Závěsná lana stočená do šroubovice, při zatížení a natažení vydají hodně energie do vzájemného tření



Obr. 7.5 Závěsný popruh sešitý v několika vrstvách, která při zatížení párou

7.6. Zhodnocení a výběr vhodné varianty záchranného systému

Koncepce uchycení padákového systému na drak letounu je volena dle kapitoly 5.3 jako varianta B, tedy přední závěsy na přední přepážce a zadní závěsy na motorové přepážce. Tímto způsobem je zaručena dostatečná stabilita letounu při ustáleném klesání.

Prostorem pro umístění záchranného systému je zvolena kabina. Poskytuje dostatečný prostor a zároveň její poloha před těžištěm umožní vyřešit problém s dovážením letounu.

Potřeby letounu Specto nejlépe splňuje padák polosférického typu. Oproti typu křídlo je jeho hlavní výhodou krátký otevírací čas a také snadná výroba.

Upřednostňovaným požadavkem je minimální hmotnost a je tedy doporučeno vytvořit padák podobné koncepce jako padák číslo 1 použitý pro měření výkonů (příloha D). K odlehčení konstrukce se nabízí ještě odstranit ochranu síťovinu a věnovat větší pozornost balení.

Objem polosférického padáku ve složeném stavu je odhadnut poměrem vzhledem k měřeným padákům (příloha D). Pro padák číslo 1 byl objem při ručním balení $0,5 \text{ dm}^3$, pro navržené rozměry padáku:

$$V_p = \frac{S_{\text{padáku Specto}}}{S_{\text{padáku číslo 1}}} \cdot 0,5 \quad (7.28)$$

Pak:

$$V_p = \frac{10,08}{2,143} \cdot 0,5 = 2,35 \text{ dm}^3$$

V případě většího objemu při ručním balení lze objem snížit balením strojním

Konstrukce a výpočet padáků

Délka závěsných lanek padáku je volena poměrem vzhledem k měřeným padákům (příloha D) a statistice armádních padáků (příloha A). Hodnota úhlu, který svírají závěsná padáková lanka s osou symetrie se pohybuje v rozmezí od 23° (pro padáky s $D_P=1\text{m}$) do 25° (pro padáky s $D_O=7\text{m}$). Pro letoun Specto je volena hodnota 24°, potom:

$$L_{SL} = \frac{D_P}{2 \cdot \sin(24^\circ)} = \frac{2364}{2 \cdot \sin(24^\circ)} = 2906 \text{ mm}$$

Pro spočtenou velikost padáku je dle grafu 7.1 a rovnice 7.1 určen ekvivalentní průměr tělesa:

$$D_B = 0,001 \cdot 4,391^3 - 0,0354 \cdot 391^2 + 0,315 \cdot 4,391 + 0,267 = 0,917 \text{ m} = 917 \text{ mm}$$

Vzdálenost padákového vrchlíku od tělesa dle kapitoly 3.6 volena jako 6x ekvivalentní průměr tělesa forebody. A tedy vzdálenost od tělesa k padákovému vrchlíku je:

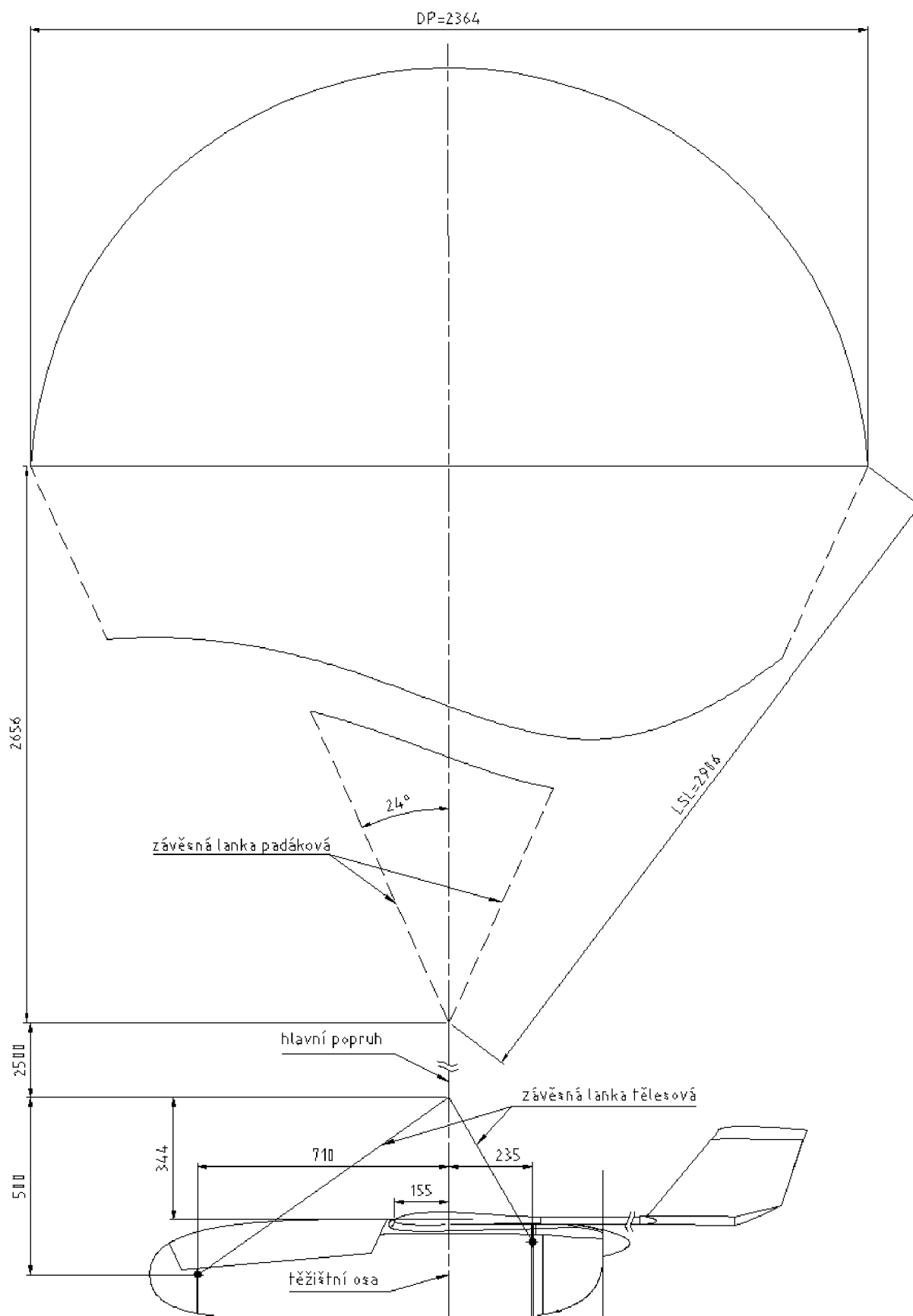
$$L_T = 6 \cdot 917 = 5500 \text{ mm}$$

Z uvedeného a pomocí dopočítá délka závěsného popruhu (obrázek 7.6):

$$L_{ZP} = 5500 - 344 - 2656 = 2500 \text{ mm}$$

Jako materiál závěsných lanek padákových je volen nylon 66 s průtažností 23%. Pro hlavní popruh je volen také nylon 66 s průtažností 28%. Pro závěsná lanka tělesová je zvolen materiál kevlar pro jeho tuhost a zachování délek od hlavního závěsu k tělesovým závěsům. Je doporučeno vybavit všechna lanka prvky pro tlumení rázové otevírací síly.

Konstrukce a výpočet padáků



Obr. 7.6 celkový pohled na navržený polosférický padák s délkami závěsných prvků

8. Balení a údržba záchranných zařízení

Veškeré bezpečnostní prvky vyžadují jistý interval, kdy je kontrolována jejich způsobilost k provozu a funkčnost. Záchranné padáky lze většinou použít pouze jednorázově. Vlivem enormního zatěžování dochází k jejich rychlému opotřebení. Pokud se padáky přebalují, zachovává se pouze vrchlík a všechna závěsná lanka se vyměňují.

8.1. Balení padáků

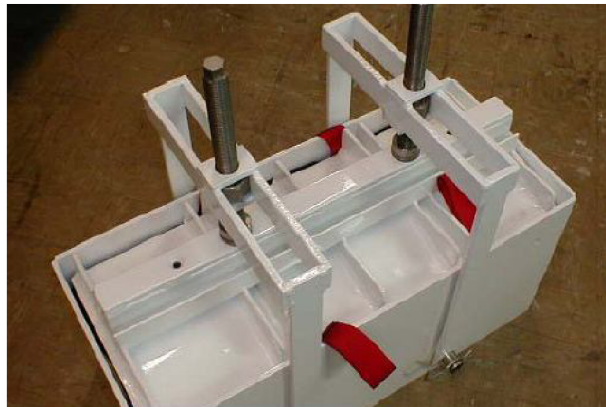
Na kvalitě zabalení padáku závisí výsledná funkčnost a spolehlivost. Vliv na objem sbaleného systému má hlavně způsob balení. Preferuje se balení ruční s následnou kompresí a zvýšení hustoty baleného padáku. Rozlišují se tyto způsoby:

a) Mechanické pomoci přípravku

Jedná se o padák používaný pro zpomalení padajících cílů. Nejprve se používalo čistě ruční balení, které a trvalo přibližně 3 až 4 hodiny. Posléze se doplnilo o mechanický lis, který dále dokázal uspořít objem soustavy. Za povšimnutí stojí zajímavý způsob uzavírání padákového vaku. Literatura [4].



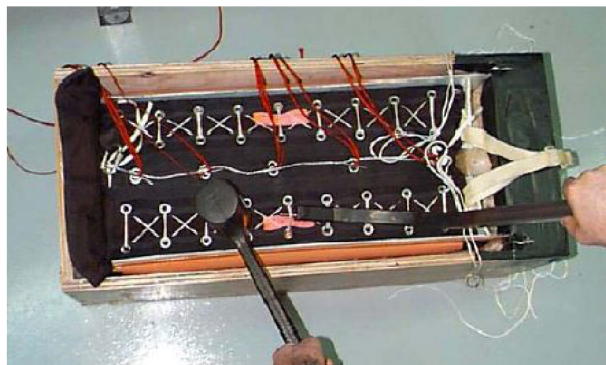
Obr. 8.1



Obr. 8.2



Obr. 8.3



Obr. 8.4

Balení a údržba záchranných zařízení

b) *Vakuové balení*

Sbalený vak se umístí do připravené, pevné a jednoduché formy, která má požadovaný tvar zástavby. Vnitřní prostor formy je vyložen porézní tkaninou, aby odsávání probíhalo rychleji a bylo rozvedeno po celém povrchu. Hrany jsou zakulaceny, aby se předešlo propíchnutí pytle. Po odsátí vzduchu se forma s padákem ještě ve vakuovém pytli vloží do pece a vypéká se po dobu 15 až 30 hodin při 70-80°C. Tento proces zajistí, aby soustava převzala tvar formy a při opatrnějším zacházení (po vyjmutí) si ho i udržela.

Pro větší produkci se používají i kovové vyhřáté formy a jako membrána se používá guma. Je to velice nákladné řešení, ale ušetří čas potřebný na ustálení tvaru a na balení celkově. Literatura [4].



Obr. 8.5



Obr. 8.6



Obr. 8.7

c) *Strojní balení*

Pro některé tvary je nejvhodnější vytvořit podpurný kontejner pro tlakové balení. Na obrázku 9.8 je vyobrazen kontejner vyroben z uhlíkových vláken. Aby při vtlačování náplně nedošlo k roztržení skořepiny, jsou stěny vyztuženy. Na delších stranách je použit plech tloušťky 12,5mm a na kratších 3,2mm. Vyztuže jsou prošroubovány, aby vznikla pevná schránka. Pro balení se používá lis o síle 50t, ale na samotné balení postačí 1,5t. Literatura [4].

Balení a údržba záchranných zařízení



Obr. 8.8



Obr. 8.9



Obr. 8.10



Obr. 8.11



Obr. 8.12



Obr. 8.13

Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba

9. Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba

9.1. Principy vypouštění

Pro vystřelovací mechanismus lze rozlišovat tyto základní způsoby:

a) Pyrotechnický systém

- + rychlá reakce, krátká doba vystřelení a dostatečný impulz síly
- problematická a náročná údržba

b) Pneumatický systém

- + rychlá reakce, krátká doba vystřelení a dostatečný impulz síly
- problematická a náročná údržba
- váha tlakové láhve se stlačeným médiem

c) Mechanický systém

- + jednoduchá konstrukce
- pomalejší reakce a menší impulz síly

Pro letoun Specto se jeví jako nejjednodušší varianta mechanického vystřelovače na principu katapultu.

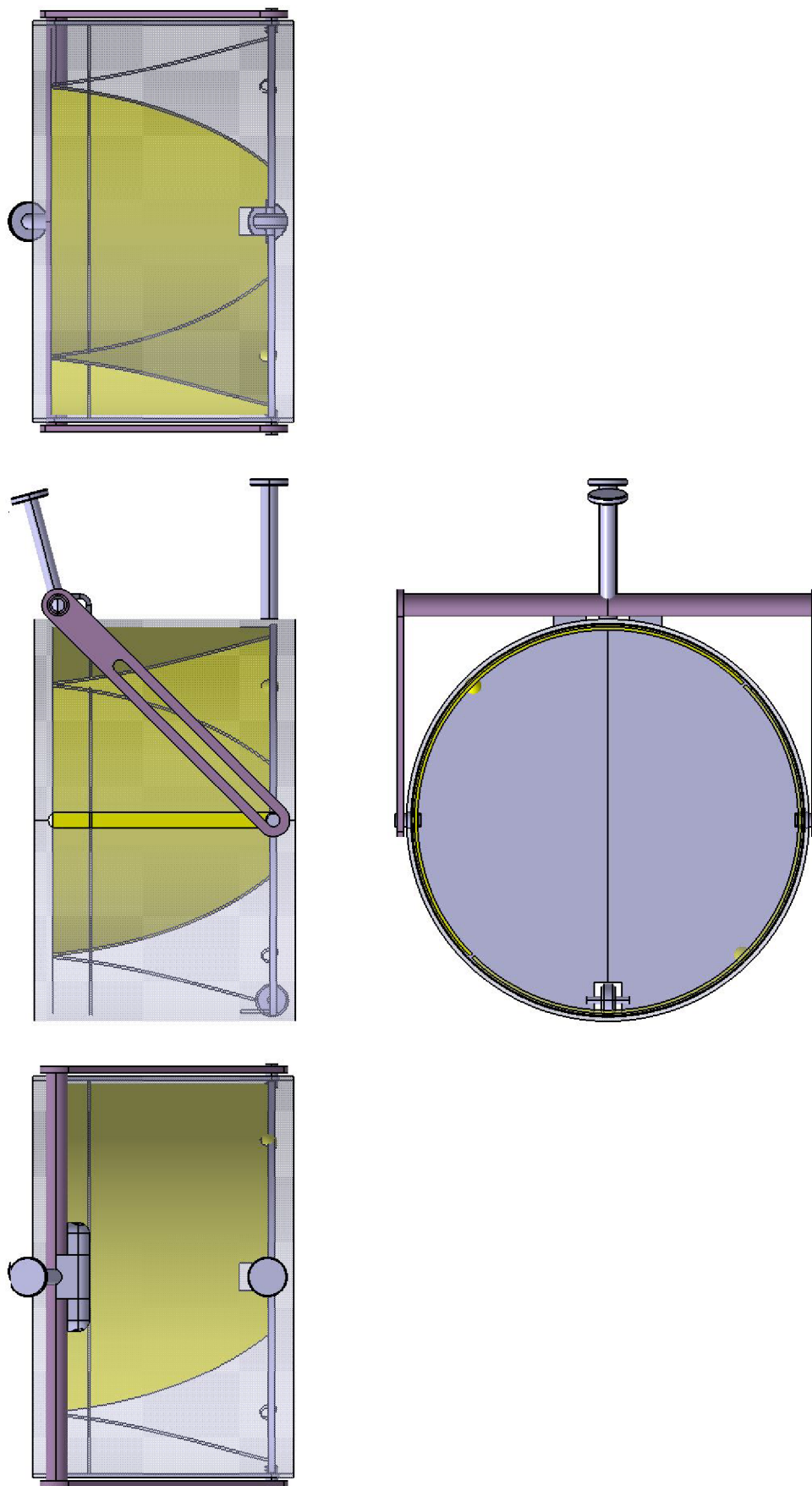
9.2. Vystřelovací mechanismus

Vystřelovací mechanismus je koncepčně řešen jako katapult. Jeho základní části jsou hrdlo, posuvná rampa s ložiskem, rozevírací křídélka, otočná vidlice s drážkou, elastický pružný materiál.

Mechanismus je spouštěn elektrickým servomotorem, který dostává impulz od operátora nebo kontrolního systému (podrobnější popis kap 4 a 5.3). Servomotor drží pojistný jazýček, po jehož odjištění dojde k stahování elastického materiálu a mechanismus se uvede do pohybu směrem k ústí hrdla. Poté, co je rampa v horní úvratí se křídélka rozevřou a uvolní se padák. Ten pokračuje v pohybu směrem od letounu.

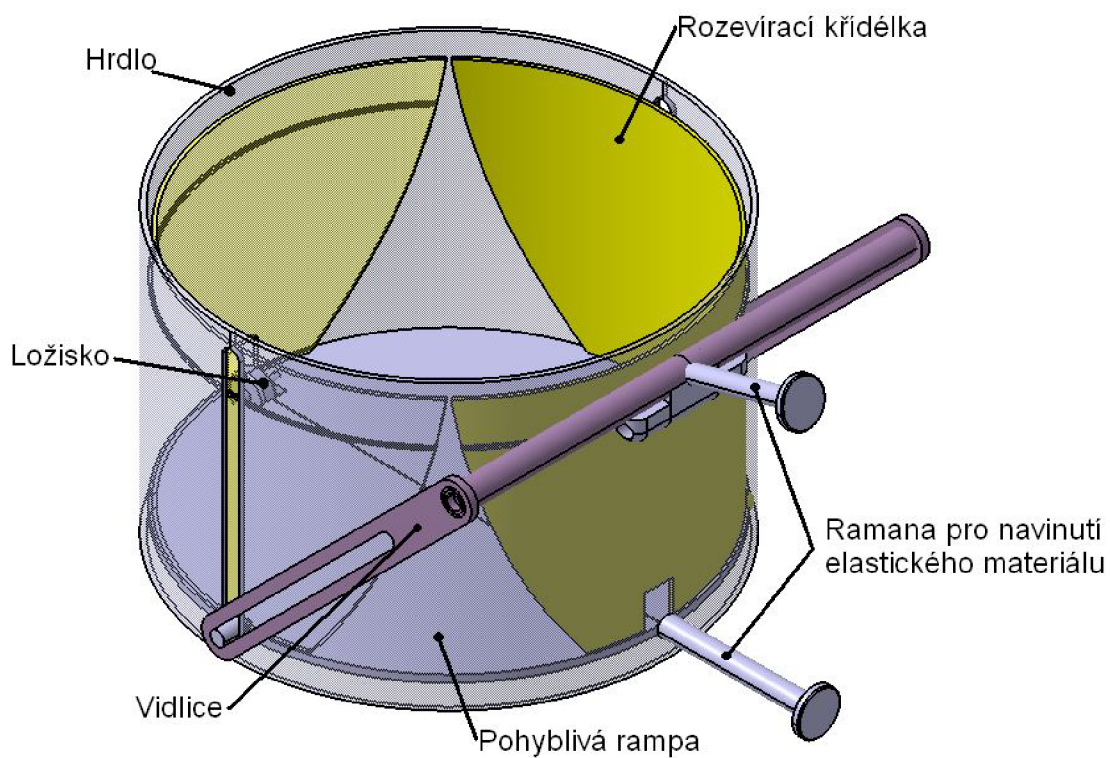
Pohyblivá rampa je opatřena ložiskem, aby se zabránilo nadměrnému tření od síly, která působí na přední stěnu hrdla při rozkladu sil od otočné vidlice.

Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba

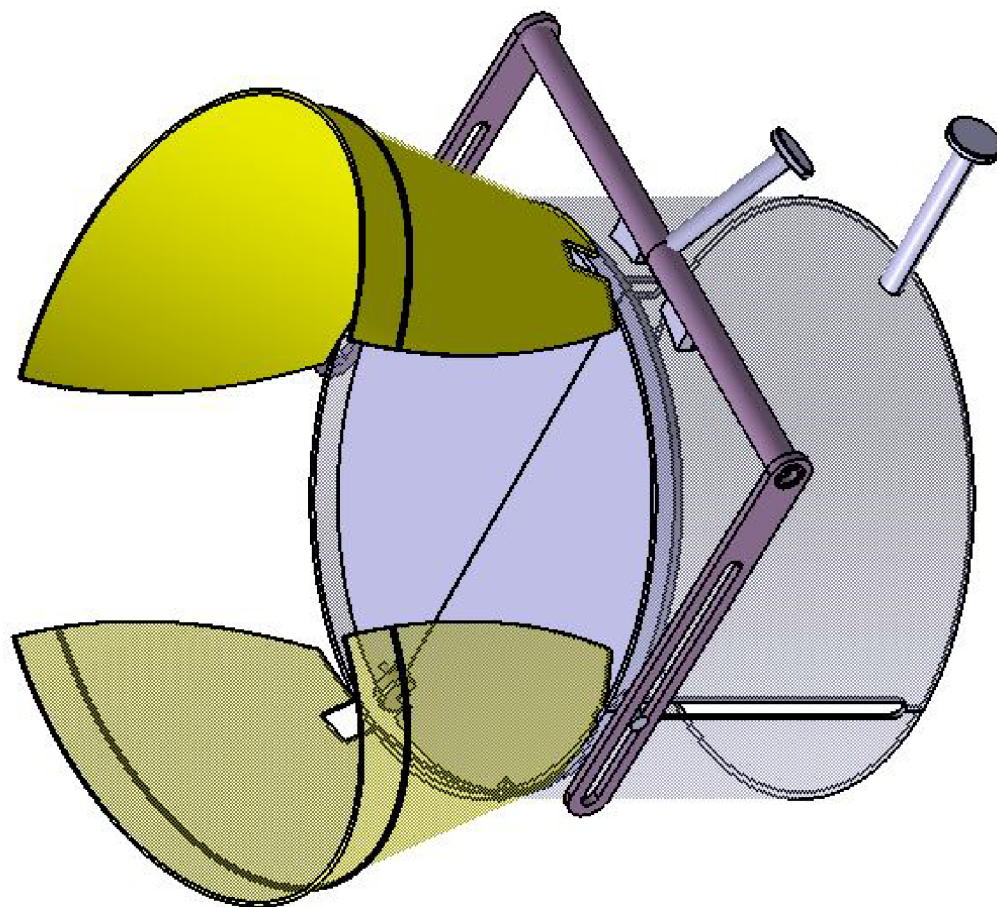


Obr. 9.1 Návrh vystřelovacího mechanismu

Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba



Obr. 9.2 ISO pohled na složený mechanismus s popisem

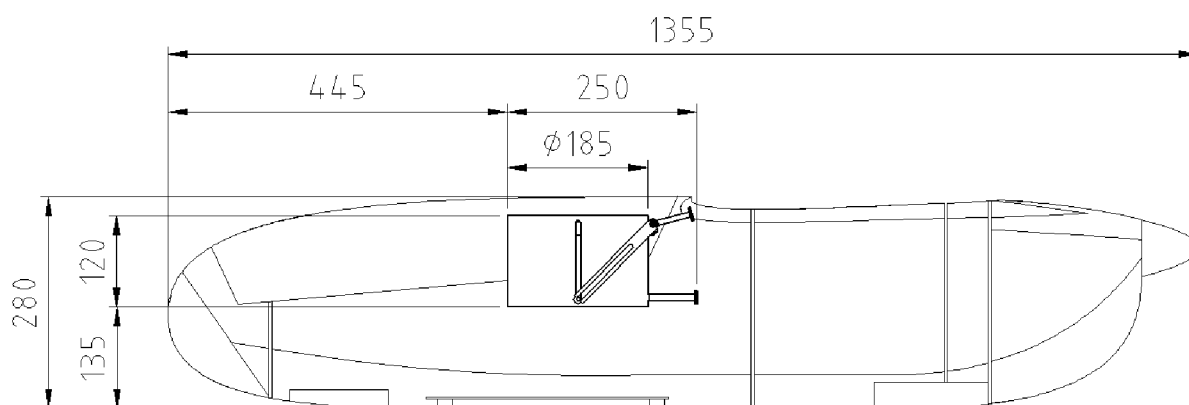


Obr. 9.3 Pohled na otevřený mechanismus

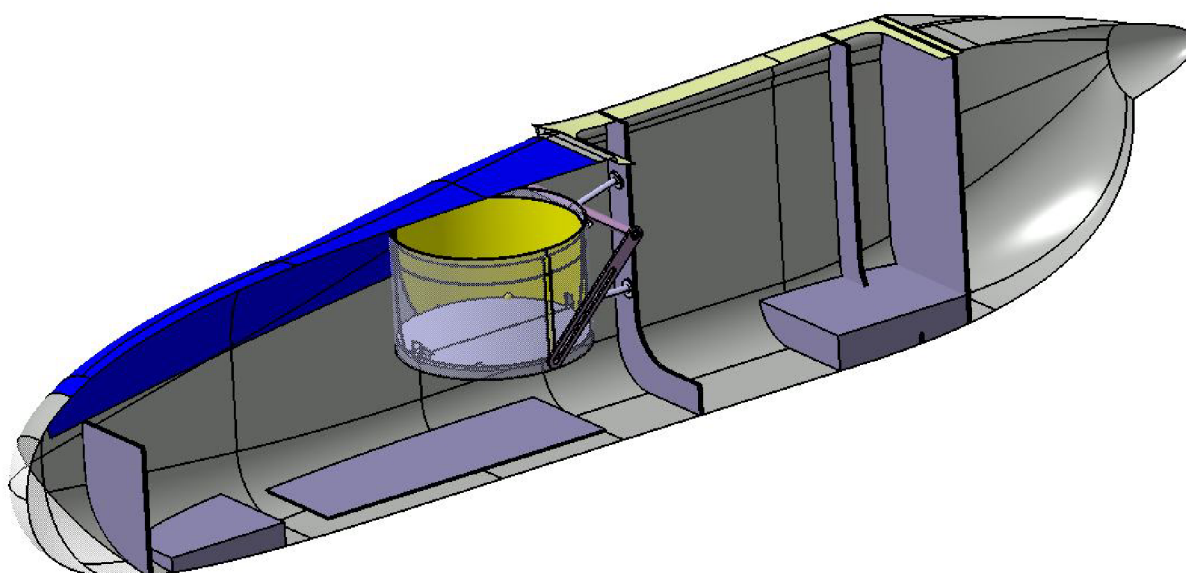
Vystřelovací mechanismus a jeho zástavba

9.3. Plánovaná zástavba

Vystřelovací mechanismus je řešen tak, aby svojí velikostí odpovídal rozměrům trupu v místě kabiny. Prostor pod mechanismem umožní zástavbu potřebných prvků telemetrie a komunikace.



Obr. 9.4 Umístění vystřelovacího mechanismu v trupu



Obr. 9.5 Předpokládané umístění v trupu letounu

Závěr

Cílem diplomové práce bylo navrhnout záchranný systém pro malý bezpilotní letoun Specto a přispět tak k jeho postupnému dokončení a uvedení do provozu v autonomním režimu létání.

První část práce se zabývá popisem modelu Specto a obsahuje také přehled nejpoužívanějších typů padáků a teoretické podklady k řešení padákové techniky.

Dále bylo nutné alespoň zjednodušenou metodu vyřešit spolehlivost letounu a obou používaných řídicích systémů k objasnění možných kritických stavů a dominantních poruch. Na základě tohoto rozboru byly následně stanoveny doby reakce operátora (automatického kontrolního systému) a posléze z těchto časových údajů dopočten průběh kinematických veličin a určena minimální výška použitelnosti záchranného systému.

Pro predikci chování po poruše a ověření bezpečnostních prvků ručního a autonomního řízení byl postaven testovací model samokřídla z extrudovaného polypropylénu. Model je plánováno také využít pro osvojování obsluhy autopilota. Za pohonnou jednotku byl zvolen elektrický motor napájený velkokapacitním akumulátorem pro dlouhou výdrž ve zvoleném letovém režimu.

K demonstraci výkonů padáků byly uskutečněny dva experimenty. První prokazoval vliv rozvířeného proudu vzduchu za tělesem na generovaný součinitel odporu. Druhý experiment ověřoval součinitel odporu v nerozrušeném proudu vzduchu a byla realizována série testovacích shozů s proměnnou hmotností zátěže. K tomuto účelu bylo sestrojeno mobilní měřicí zařízení pro záznam průběhu tlaku vzduchu v čase respektive průběhy výšky v čase. Na základě měření byl stanoven součinitel odporu pro široký rozsah rychlostí ustáleného klesání. Naměřené hodnoty složily pro porovnání s prvním experimentem a také jako vstupní hodnoty do výpočtů padáku konkrétně pro letoun Specto.

Výpočtová část práce porovnávala dva typy padáků, typ polosférický a typ křídlo. Pro vybraný typ polosférického padáku byla určena geometrie padákového vrchlíku, délka závěsných lan a byly vybrány vhodné materiály pro výrobu. Dále bylo určeno zatížení závěsů a závěsových lan pro případ symetrického a nesymetrického zatížení.

Po zohlednění uvedených vlivů byla navržena koncepce mechanického vystřelovacího mechanismu, kde hlavním upřednostňovaným požadavkem byla celková jednoduchost. Pro umístění mechanismu byl zpracován prostorový rozbor a zvoleno jeho umístění.

Práce postihuje širokou problematiku záchranných systémů, avšak k dokončení a finální instalaci systému do letounu bude nutné provést ještě sérii ověřovacích zkoušek. Například by se jednalo o pevnostní zatěžovaných prvků draku, dynamické zkoušky závěsných lan, deformační zkoušku podvozku a také zkouška funkčnosti pomocí shozu z letadla.

Použitá literatura

Použitá literatura

- [1] KNACKE, Theo W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. první vydání. Santa Barbara, : Para Publishing, 1992. 511 s. ISBN 0-915516-85-3.
- [2] POYNTER, Daniel F. *The parachute manual : A rechnical treatise on aerodynamic decelerators*. třetí vydání. Santa Barbara, : Para Publishing, 1991. 591 s. ISBN 0-915516-35-7.
- [3] Čtverák J., Mertl V., Píštěk A., Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí, LÚ FSI VUT Brno 1997
- [4] *Butler Parachute Systems Group, Inc.* [online]. 2008 [cit. 2011-05-10]. HOME. Dostupné z WWW: <<http://www.butlerparachutes.com/>>.
- [5] MAYDEW, R.C.; PETERSON, C.W. *AGARDograph 319 : Design and Testing of High-Performance Parachutes*. Loughton : Printed by Specialized Printing Services Limited, 1991. 308 s. ISBN 92-835-0649-9.
- [6] COCKRELL, D.J. *AGARDograph No.295 : THE AERODYNAMICS OF PARACHUTES*. Loughton : Printed by Specialized Printing Services Limited, 1987. 78 s. ISBN 92-835-0422-4.
- [7] *RDTE of Parachute Recovery System for ADFA UAV* [online]. 2009 [cit. 2011-05-11]. University of New South Wales. Dostupné z WWW: <<http://seit.unsw.adfa.edu.au/ojs/index.php/juer/article/viewFile/268/164>>.
- [8] *Telink* [online]. 2010 [cit. 2011-05-10]. Tornádo XX. Dostupné z WWW: <<http://www.telink.eu/cz-detail-99899-tornado-xx.html>>.
- [9] *Kestrel Autopilot* [online]. 2010 [cit. 2011-05-11]. Procerus Technologies. Dostupné z WWW: <<http://www.procerusuav.com/productsKestrelAutopilot.php>>.
- [10] *UAV - Unmanned Aerial Vehicles* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. RC gorups.com. Dostupné z WWW: <<http://www.rcgroups.com/uav-unmanned-aerial-vehicles-238/>>.
- [11] *BRS* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. BRS aviatino. Dostupné z WWW: <http://brsparachutes.com/brs_aviation_home.aspx>.
- [12] *Galaxy high technology* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. Manuály. Dostupné z WWW: <http://www.galaxysky.cz/index_cz.php?k=manual>.
- [13] *JETI model s.r.o.* [online]. 2009 [cit. 2011-04-14]. Přijímače. Dostupné z WWW: <<http://jetimodel.cz/index.php?page=products&old=0&category=5>>.

Použitá literatura

- [14] *Para Gear* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. Military Parachutes. Dostupné z WWW: <<http://www.paragear.com/templates/parachute.asp?group=449&t2parent=2&parent=447&level=3>>.
- [15] *ST aerospace* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. Skyblade IV. Dostupné z WWW: <<http://www.staero.aero/www/keyoffering.asp?serkeyid=ODAwMDAwMTk>>.
- [16] *Collect space* [online]. 2009 [cit. 2011-05-11]. Collect space. Dostupné z WWW: <<http://www.collectspace.com/ubb/Forum39/HTML/000073.html>>.
- [17] *Průběh počasí v Brně* [online]. 2011 [cit. 2011-05-11]. Archiv. Dostupné z WWW: <<http://www.meteocentrum.cz/archiv/pocasi-brno.php>>.
- [18] Hoerner, Sighard F. *Fluid-dynamic drag :practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Bakersfield :Hoerner Fluid Dynamics,1965.)
- [19] Butler, Manley C., Jr. and Crow, Michael D. *The Design,Development and Testing of Parachutes Using the BAT Sombrero SliderTM*. June 1999, AIAA 99-1707
- [20] *Dutch Space an EADS astrium company* [online]. 2007 [cit. 2011-05-11]. Re-entry vehicle descent & landing systems . Dostupné z WWW: <<http://www.dutchspace.nl/pages/products/content.asp?id=322>>.
- [21] *Hyperbola* [online]. 2008 [cit. 2011-05-11]. NASA cancels Orion parachute weight reduction procurement. Dostupné z WWW: <http://www.flightglobal.com/blogs/hyperbola/2008/08/nasa-cancels-orion-parachute-w.html>>.
- [22] *ATAIR Aerospace* [online]. 2010 [cit. 2011-05-11]. Innovative auto-rotating parachute system for low-cost payload delivery. Dostupné z WWW: <<http://www.atair.com/parachutes/heli-chute/>>.
- [23] A Summary of the Development of a Nominal Land Landing Airbag Impact Attenuation System for the Orion Crew Module. *20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* [online]. 2009, AIAA 2009-2922, [cit. 2011-05-11]. Dostupný z WWW: <http://www.airborne-sys.com/files/pdf/aiaa-2009-2922_airbag_impact_attenuation_72697100.pdf>.
- [24] *Flickr* [online]. 2010 [cit. 2011-05-11]. Skydiving 2010, opening sequence 3, inflated slider up. Dostupné z WWW: <<http://www.flickr.com/photos/divemasterking2000/4516513539/in/photostream/>>.

Použité označení

Použité označení

Symbol	Jednotka	Název veličiny
A_T	[mm]	šířka trupu
a_V	[m.s ⁻²]	výsledné zrychlení
A_{vop}	[m]	rameno ocasních ploch
a_X	[m.s ⁻²]	zrychlení ve směru osy X
a_Y	[m.s ⁻²]	zrychlení ve směru osy Y
b	[m]	rozpětí křídla letounu
B_T	[mm]	výška trupu
C_D	[-]	součinitel odporové síly
C_{DC}	[-]	součinitel odporu letounu v cestovním režimu letu
C_{DPA}	[-]	součinitel odporu padáku
C_{DV}	[-]	součinitel odporu vrtule
C_{DZ}	[-]	součinitel odporu zátěže
C_L	[-]	součinitel vztlakové síly
$C_{L\alpha}$	[rad ⁻¹]	sklon vztlakové čáry letounu
$C_{L\alpha k}$	[rad ⁻¹]	sklon vztlakové čáry křídla
C_{Lmax}	[-]	max. součinitel vztlaku křídla (bez mechanizace)
C_{Lmax15}	[-]	max. součinitel vztlaku křídla (s mechanizací)
C_M	[-]	součinitel stabilizujícího (destabilizujícího) momentu
C_N	[-]	součinitel normálové síly
C_R	[-]	součinitel výsledné vzdušné síly
C_{SAT}	[m]	střední aerodynamická tětíva křídla
C_T	[-]	součinitel tangenciální síly
C_X	[-]	konstanta otevírací síly dle typu padáku
D	[N]	odporová síla
D_0	[m]	nominální průměr padáku
D_B	[m]	ekvivalentní průměr tělesa forebody
D_C	[m]	konstrukční průměr padáku
D_P	[m]	půdorysný průměr padáku
F	[N]	síla
$F_{1,2}$	[N]	síla přenášená lanem 1 a 2
F_M	[N]	síla měřená
$F_{N1,2}$	[N]	síla přenášená lanem 1 nebo 2 s vlivem nesymetrie
$F_{NP1,2}$	[N]	síla poč. přenášená lanem 1 nebo 2 s vlivem nesymetrie
F_O	[N]	síla otevíracího rázu
$F_{X1,2}$	[N]	síla přenášená lanem 1 a 2 v ose x
G	[N]	tíhová síla
g	[m.s ⁻²]	gravitační zrychlení
H	[m]	výška ze které začíná klouzavý let
h_{kl}	[mm]	hloubka klapky křídla
$h_{kř}$	[mm]	hloubka křídélka
h_Y	[m]	výška v ose y
h_{Ymin}	[m]	výška potřebná k otevření padáku

Použité označení

K	[-]	klouzavost
k	[kg.s ⁻²]	tuhost pružného elementu
L	[N]	vztlková síla
L _{SL}	[m]	délka závěsných padákových lanek
L _T	[m]	vzdálenost od konce tělesa k náběžné hraně padáku
L _{ZP}	[m]	délka závěsného popruhu
m	[kg]	hmotnost
m _C	[kg]	hmotnost celková
m _P	[kg]	hmotnost padáku
m _{TOW}	[kg]	hmotnost vzletová
m _Z	[kg]	hmotnost zátěže
n	[-]	násobek zatížení
N	[N]	normálová síla
N _G	[-]	počet segmentů vrchlíku
p	[Pa]	tlak zaznamenaný čidlem v jednotlivých krocích
p ₀	[Pa]	počáteční tlak
p _a	[Pa]	tlak atmosférického vzduchu
P _{PJ}	[kW]	výkon pohonné jednotky
q	[kg. m ⁻¹ .s ⁻¹]	dynamický tlak
R	[N]	výsledná vzdušná síla
R	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]	měrná plynová konstanta
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
R _O	[%]	procent. otevření padáku v okamžiku prvního nafouknutí
S	[m ²]	obecná plocha
S ₀	[m ²]	nominální plocha padáku
S _B	[m ²]	plocha tělesa forebody
S _C	[m ²]	konstrukční plocha padáku
S _K	[m ²]	plocha křídla letounu
S _M	[m ²]	plocha modelu
S _P	[m ²]	půdorysná plocha padáku
T	[K]	teplota
T	[N]	tangenciální síla
v	[m.s ⁻¹]	rychlost
v ₀	[m.s ⁻¹]	rychlost ustáleného letu
v _C	[m.s ⁻¹]	cestovní rychlost
v _H	[m.s ⁻¹]	rychlost horizontální
v _i	[m.s ⁻¹]	rychlost volného pádu
v _{NE}	[m.s ⁻¹]	nepřekročitelná rychlost letu
v _O	[m.s ⁻¹]	rychlost při které se otevře padák
v _S	[m.s ⁻¹]	pádová rychlost letounu
v _T	[m.s ⁻¹]	rychlost ustáleného klesání
v _V	[m.s ⁻¹]	rychlost vertikální
v _V	[m.s ⁻¹]	výsledná rychlost
v _X	[m.s ⁻¹]	rychlost ve směru osy X
v _Y	[m.s ⁻¹]	rychlost ve směru osy Y
V _P	[dm ³]	objem sbaleného padáku

Použité označení

x	[m]	naklouzaná vzdálenost z dané výšky
x	[m]	prodloužení pružného elementu
X_1	[lb.ft ⁻²]	koeficient otevírací rázové síly
X_{kl1}	[mm]	poloha klapky křídla, řez 1
X_{kl2}	[mm]	poloha klapky křídla, řez 2
$X_{kř1}$	[mm]	poloha křídélka, řez 1
$X_{kř2}$	[mm]	poloha křídélka, řez 2
α	[°]	úhel nabíhajícího proudu vzduchu
α	[K.m ⁻¹]	teplotní gradient
γ	[°]	úhel klouzání
δ_{kl}	[°]	výchylka klapky
$\delta_{kř.dol}$	[°]	výchylka křídélka dolů při cestovní rychlosti
$\delta_{kř.hor}$	[°]	výchylka křídélka nahoru při cestovní rychlosti
λ	[%]	porezita padákových vrchlíků
ν	[m ² .s ⁻¹]	kinematická vizkozita
ρ	[kg.m ⁻³]	hustota

Seznam příloh

Seznam příloh

- A Přehled charakteristik padáků NATO
- B Podklady pro výpočet padáků
- C Zjednodušený rozbor spolehlivost
- D Měření charakteristik padáků
- E Testovací model pro zástavbu autopilota

Obsah

Příloha A	2
Příloha B	3
Příloha C	9
Příloha D	11
Příloha D1 – měřicí zařízení.....	11
Příloha D2 – naměřené a vypočtené charakteristiky.....	12
Příloha D3 – výstupní průběhy sestupů z měřicího zařízení.....	14
Příloha D4 – fotografie měřených padáků.....	23
Příloha E	24

Příloha A

Příloha A

Statistika charakteristik vojenských padáků NATO, dle dostupných zdrojů [14].























TYP	MC-1C	MC-1B	T-10B	T-10C	T-10D
Skladové číslo NATO	1670-00-262-2359	1670-00-598-0751	1670-00-591-0720	1670-01-248-9502	1670-01-484-2234
Označení	11-1-900-2	11-1-900-1	11-1-564-1	11-1-564-2	11-1-564-4
Tvar vrchlíku	parabolický	parabolický			
Průměr vrchlíku D ₀	10,6m	10,6m		11m	11 m
Materiál vrchlíku	MIL-C-44378/PIA-C-44378; T1,Low Porosity Nylon			MIL-C-44378	MIL-C-44378
Počet segmentů vrchlíku	30				
Klesací rychlost	100kg - 4,4m/s	90kg - 5,4m/s	91kg - 5,4m/s	91kg - 5,4m/s	91kg - 5m/s
Dopředná rychlost	4,5m/s	4,2m/s			
Max. rychlost použitelnosti	278km/h (150kts)	278km/h (150kts)	278km/h (150kts)	278km/h (150kts)	278km/h (150kts)
Min. výška použitelnosti	150m (500ft)	150m (500ft)	150m (500ft)	150m (500ft)	150m (500ft)
Otevírací čas			3,2 s - 241 km/h (130 kts)		
Oscilace (průměr. úhel)	+ - 10 až 15 °				
Délka závěsných lanek	8,4m	8,4m		7,8m	7,8m
Materiál závěsných lanek	Mil-C-5040 Type II	Mil-C-5040 Type II			
Váha soustavy	13 kg (29 lb)	13 kg (29 lb)	13 kg (29 lb)	13 kg (29 lb)	13 kg (29 lb)
Doba do servisu	12 let				
Životnost	16,5 let				

(A) Tab. 1

Příloha B















Příloha B

Pevnolátkové padáky [1]







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

Příloha B

Slotové padáky [1]















TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.45 TO 0.50	-1.05	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	-1.05	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIED POROSITY)				0.70	0.55 TO 0.60	1.05 TO 1.30	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
RIBBON ^{1/2} (HEMISFLO)			0.62	0.82	0.30 ^{1/2} TO 0.46	1.00 TO 1.30	±2	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.67 TO 0.70	0.56 TO 0.65	-1.05	0 TO ±5	EXTRACTION, DECELERATION, 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.85	-1.10	±5 TO ±10	DESCENT, M < 0.5
DISC-GAP-BAND			0.73	0.65	0.52 TO 0.58	-1.30	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5

Rotační padáky [1]



TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
ROTAFOIL			1.0	-0.90	0.85 TO 0.99	1.05	0 TO -2	DROGUE D_o < 7
VORTEX RING			1.9	N/A	1.5 TO 1.8	1.1 TO 1.2	0 TO -2	DESCENT SMALL D_o
SANDIA RFD			1.0	-0.9	1.25	1.1	0 TO -2	DROGUE

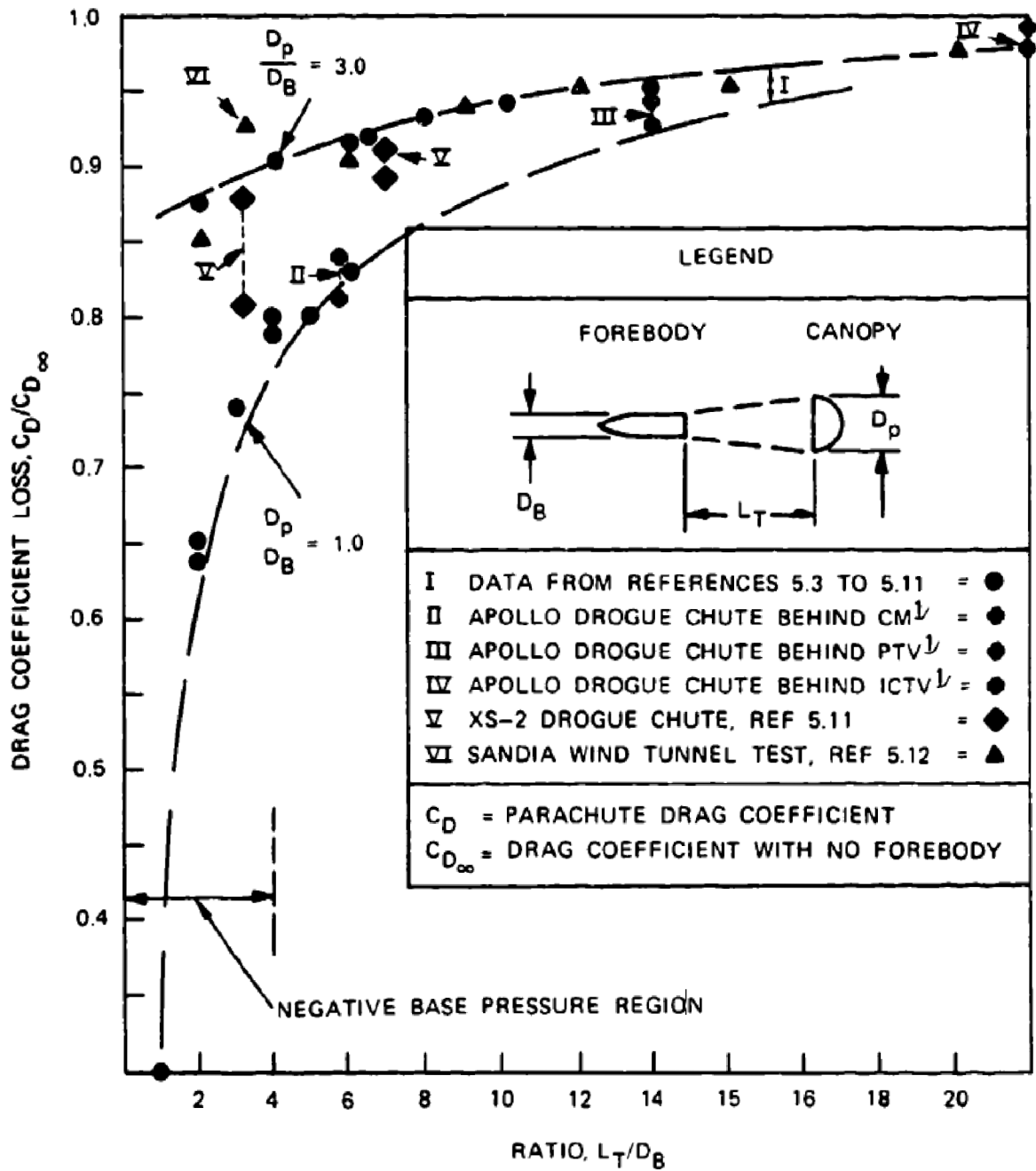
Příloha B

Padáky typu křídlo [1]

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

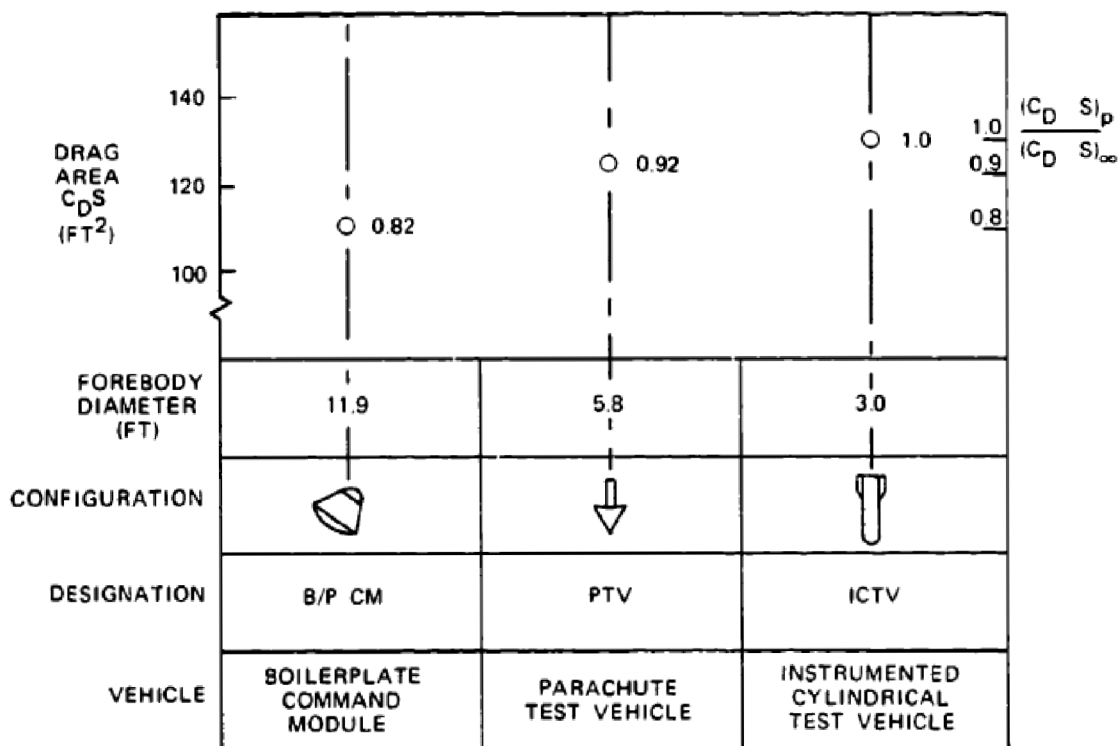
Balónové zpomalovače [1]

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		INFLATED SHAPE		DRAG COEF C_{Dp} RANGE	OPENING FORCE COEF C_{λ} (INF MASS.)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE	$\frac{D_i}{D_n}$	$\frac{D_p}{D_n}$				
BALLUTE			0.51	0.51	0.51 [↓] TO 1.20	-1.05	-1	STABILIZATION, DROGUE. 0.2 · M · 4

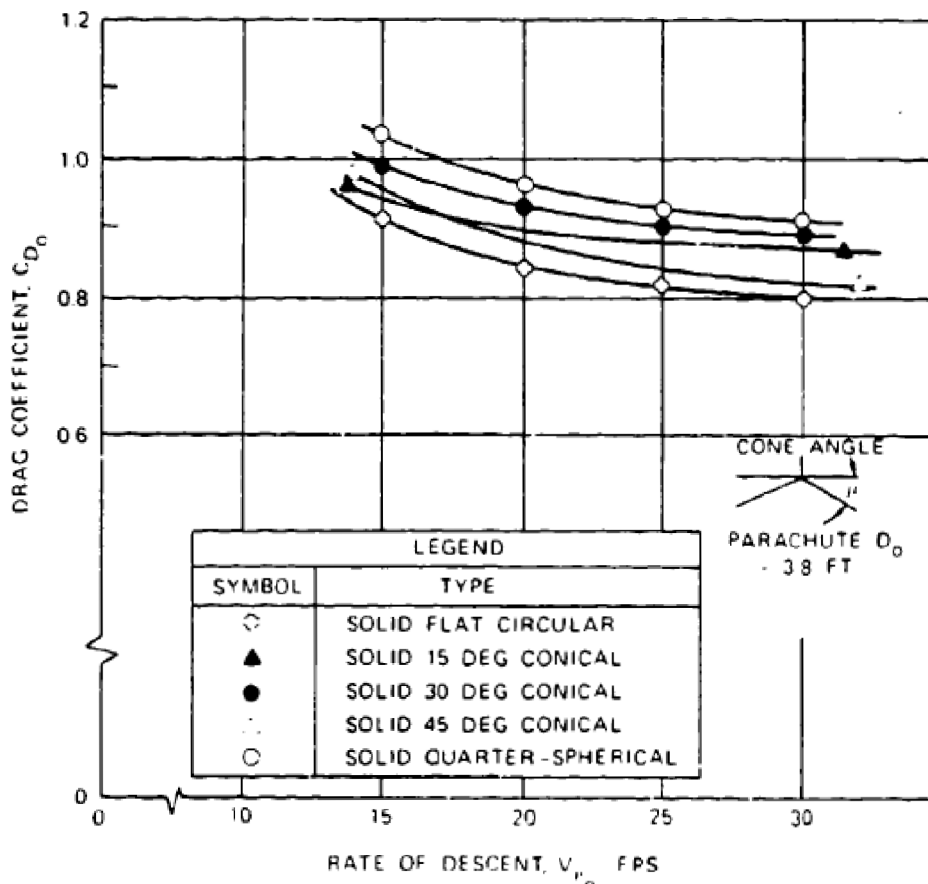


(B) Graf 1 Ovlivnění generovaného odporu efektem forebody [1], na ose x je poměr mezi vzdáleností konce tělesa k hraně vrchlíku ku ekvivalentnímu průměru podvěšeného tělesa

Příloha B

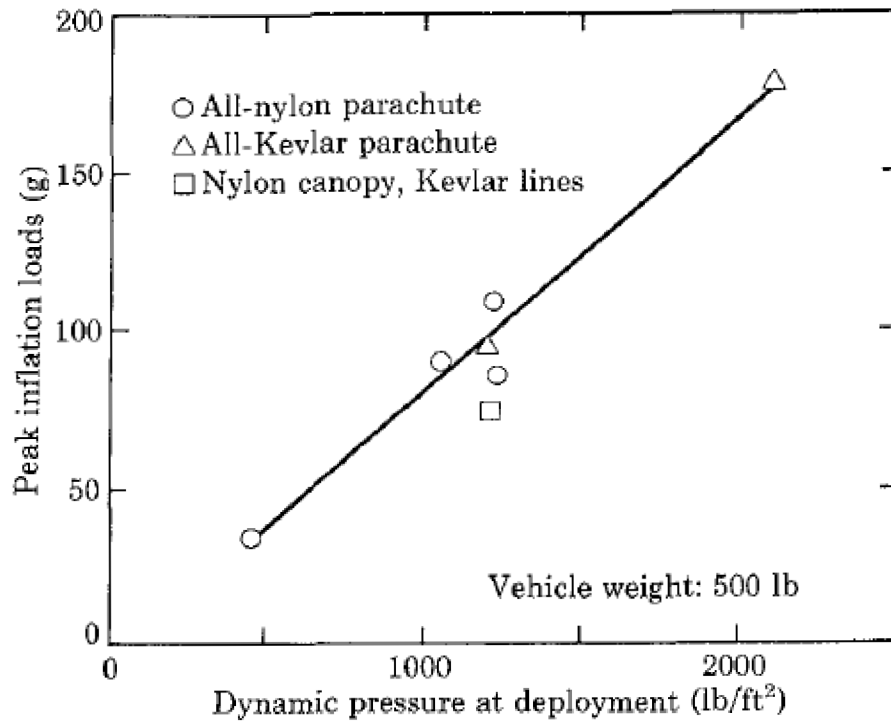


(B) Tab. 1 Doplnující tabulka ke grafu 1, poskytuje doplňující informace o velikosti a naměřených odporech testovaných těles

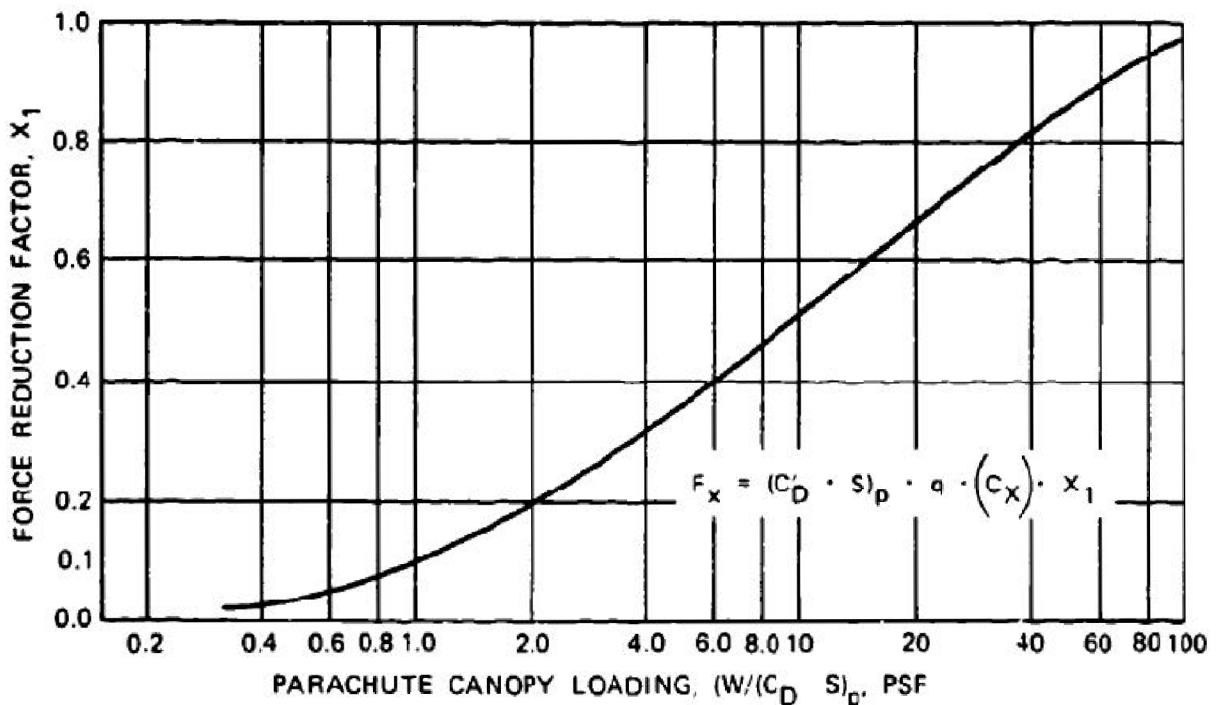


(B) Graf 2 Průběh odporového koeficientu s rychlostí ustáleného klesání [1], na ose x je ustálená rychlost klesání a na ose y generovaný koeficient odporu

Příloha B



(B) Graf 3 Porovnání naměřených špičkových zatížení různých materiálů u padáku průměru 4,125m a hmotností tělesa 232,5kg [6], na ose x je dynamický tlak a na ose y špičkové přenesené zatížení



(B) Graf 4 Zmírňující koeficientu X_1 [1], na ose x je poměr hmotnosti ku odporové ploše a na ose y pak zmírňující koeficient

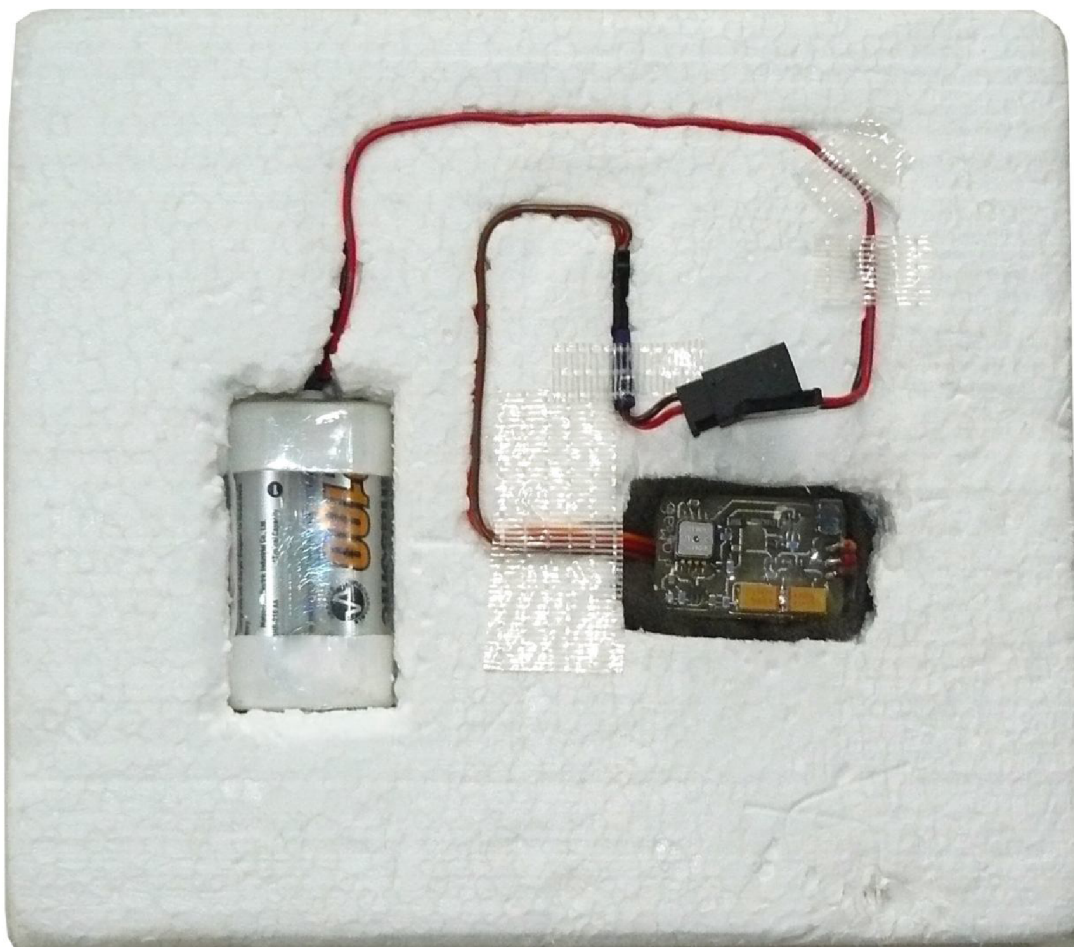
porucha	způsob poruchy	příčina poruchy	detekce poruchy,symptomy	protiopatření
zpomalení rychlosti letu, klesání a ztráta výšky	pohonná jednotka nefunkční	<ul style="list-style-type: none"> - vyčerpání paliva - nefunkční zapalování - mechanická závada motoru - závada na vrtuli 	<ul style="list-style-type: none"> - motor stojí (0 ot/min) - ztráta rychlosti, signalizace systému GPS na tabletu operátora - vizuální a akustická detekce pozemní obsluhou 	<ul style="list-style-type: none"> - návrat do blízkosti pozemní stanice, řízení v automatickém režimu - přestavení řididel do režimu max. klouzavosti - v případě vizuálního kontaktu převzít do ručního řízení a přistát manuálně - v minimální výšce dát povel k vystřelení padáku
indikace chyby palubních akumulátorů	nedostatečné napětí palubních akumulátorů	<ul style="list-style-type: none"> - vybití uložené energie - špatná údržba - paměťový efekt 	<ul style="list-style-type: none"> - nízký stav baterií -> chybové hlášení na tablet operátora - pomalé reakce řididel při ručním řízení 	<ul style="list-style-type: none"> - návrat do blízkosti pozemní stanice, řízení v automatickém režimu - v blízkosti pozemní stanice dát povel k vystřelení padáku, neriskovat výpadek systému během přistání - bez možnosti řízení vystřelit padák automaticky
prudké klesání a ztráta výšky	selhání palubních zdrojů elektrické energie	<ul style="list-style-type: none"> - selhání alespoň jednoho článku v sériovém zapojení - paměťový efekt více článků - špatná údržba 	<ul style="list-style-type: none"> - ztráta výšky -> signalizace systému GPS na tabletu operátora - zvýšení úhlů (klonění, klopení, bočení) bez možností automatické korekce -> chybové hlášení na tablet operátora - vychýlení z definované trajektorie-> signalizace na tablet operátora 	<ul style="list-style-type: none"> - bez možnosti řízení vystřelit padák automaticky - vystřelit padák automaticky při minimálním napětí akumulátorů
	poškození konstrukce draku	<ul style="list-style-type: none"> - atmosférický poryv - dynamické jevy (flutter, buffeting) - závada mechanického, únavového charakteru 	<ul style="list-style-type: none"> - vizuální detekce pozemní obsluhou - zvýšení úhlů (klonění, klopení, bočení) bez možností automatické korekce -> chybové hlášení na tablet operátora - ztráta výšky -> signalizace systému GPS na tabletu operátora - ztráta datové komunikace s autopilotem 	<ul style="list-style-type: none"> - návrat do blízkosti pozemní stanice, řízení v automatickém režimu - bez možnosti řízení vystřelit padák automaticky - v blízkosti pozemní stanice dát povel k vystřelení padáku, neriskovat pád během přistání

(C) Tab. 1 Spolehlivost systému 1

porucha	způsob poruchy	příčina poruchy	detekce poruchy,symptomy	protiopatření
nemožnost kontroly výškového kormidla	výškové kormidlo nepracuje správně	- závada serva (převody, potenciometr) - mechanická závada (ovládací táhlo, uložení	- vychýlení z naprogramované trajektorie -> chybové hlášení na tablet - vizuální detekce pozemní obsluhou -> při ručním řízení bez reakce	- návrat na pozemní stanici, řízení ostatními řididly (podpora gyroskopického systému) - v minimální výšce dát povel k vystřelení padáku
ztráta radiového signálu	letoun nereaguje na povely obsluhy při ručním řízení	- selhání elektroinstalace - selhání palubních zdrojů el. energie - clonění výkonnějším zdrojem radiového vysílání	- vizuální detekce pozemní obsluhou - náhlé zvýšení úhlů(klonění, klopení, bočení) -> chybové hlášení na tablet	- přejít na ovládání letounu systémem autopilota - v minimální výšce dát povel k vystřelení padáku
ztráta datové komunikace s autopilotem	obsluha ztratila signál s letounem	- selhání elektroinstalace - selhání zdrojů el. energie pro systém autopilota	- operátor nedostává signál z letounu - odchýlení od stanoveného kurzu	- návrat do blízkosti pozemní stanice, řízení v automatickém režimu - v minimální výšce dát povel k vystřelení padáku
nesprávná funkce rychloměru	chybné údaje o rychlosti	- špatná funkce pitot stat. systému - ztráta signálu GPS	- rozdílné údaje rychlosti mezi pitot. stat. systémem a GPS -> chybové hlášení na tabletu operátora	- návrat do blízkosti pozemní stanice, řízení v automatickém režimu-> převzít do ručního řízení - v minimální výšce dát povel k vystřelení padáku

(C) Tab. 2 Spolehlivost systému 2

Příloha D1 – měřicí zařízení



(D) Obr. 1 Měřicí zařízení

Příloha D

Příloha D2 – naměřené a vypočtené charakteristiky

p.č.	označení měření	padák číslo	datum měření	čas měření	atmosférický tlak	teplota vzduchu	hustota vzduchu	průměrné poryvy větru
-	-	-	-	hod	Pa	°C	kg.m ⁻³	m.s ⁻¹
1	m1s1	1	14.2.11	16:00	101500	0	1,2945	3,88
2	m1s2	1	14.2.11	17:00	101500	0	1,2945	3,88
3	m2s1	1	23.2.11	16:00	102550	-4	1,3273	3,61
4	m2s2	1	23.2.11	16:20	102550	-4,5	1,3298	3,61
5	m2s3	1	23.2.11	16:40	102550	-5	1,3323	3,61
6	m2s4	1	23.2.11	17:00	102550	-5,5	1,3348	3,61
7	m2s5	1	23.2.11	17:20	102550	-6	1,3373	3,61
8	m2s6	1	23.2.11	17:40	102550	-6,5	1,3398	3,61
9	m2s7	1	23.2.11	18:00	102550	-7	1,3423	3,61
10	m2s8	1	23.2.11	18:20	102550	-7	1,3423	3,61
11	m3s1	1	3.3.11	10:00	103200	1	1,3114	3,88
12	m4s1	1	8.3.11	14:00	103000	4	1,2947	4,02
15	m4s4	1	8.3.11	15:00	103000	4	1,2947	4,02
16	m4s5	1	8.3.11	15:20	103000	4	1,2947	4,02
17	m5s1	2	31.3.11	18:00	101900	16	1,2277	2,20
18	m5s2	2	31.3.11	18:20	101900	15,5	1,2298	2,20
19	m5s3	2	31.3.11	18:40	101900	15	1,2320	2,20
20	m5s4	2	31.3.11	19:00	101900	14,5	1,2341	2,20
21	m5s5	2	31.3.11	19:20	101900	14	1,2362	2,20
22	m5s6	2	31.3.11	19:40	101900	13,5	1,2384	2,20
23	m5s7	2	31.3.11	20:00	101900	13	1,2406	2,20
24	m5s8	2	31.3.11	20:20	101900	13	1,2406	2,20
26	m6s1	2	5.4.11	18:00	102400	15	1,2380	6,11
27	m6s2	2	5.4.11	18:20	102400	15	1,2380	6,11
28	m6s3	2	5.4.11	18:40	102400	15	1,2380	6,11
29	m7s1	2	18.4.11	20:00	102000	16	1,2289	1,00
30	m7s2	2	18.4.11	20:20	102000	16	1,2289	1,00

(D) Tab. 3 Záznam průběhů měření a získané výsledky část 1

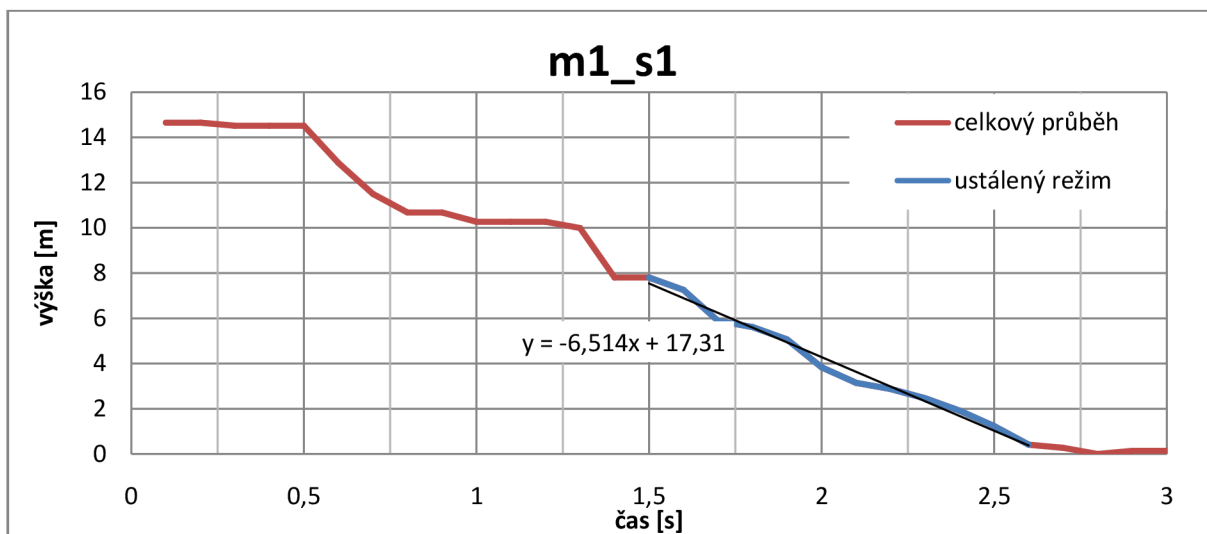
Příloha D

p.č.	označení měření	hmot. měř. zařiz.	hmotnost padáku	hmotnost zátěže	hmotnost celková	čas ust. režimu	výška ust. režimu	rychlost ustálená	koef. odporu
-	-	kg	kg	kg	kg	s	m	m.s ⁻¹	-
1	m1s1	0,196	0,476	1,054	1,726	1,4	8,49	6,067	0,33158
2	m1s2	0,196	0,476	0,404	1,076	2,5	8,28	3,313	0,69322
3	m2s1	0,196	0,476	2,030	2,702	2	12,78	6,392	0,45607
4	m2s2	0,196	0,476	1,054	1,726	2,7	10,81	4,003	0,74146
5	m2s3	0,196	0,476	0,404	1,076	5,1	16,50	3,236	0,70600
6	m2s4	0,196	0,476	1,054	1,726	3,9	17,65	4,525	0,57810
7	m2s5	0,196	0,476	2,030	2,702	2,2	11,91	5,414	0,63101
8	m2s6	0,196	0,476	2,030	2,702	2,5	14,22	5,688	0,57061
9	m2s7	0,196	0,476	2,830	3,502	2,2	14,43	6,560	0,55496
10	m2s8	0,196	0,476	2,830	3,502	2,3	15,91	6,916	0,49930
11	m3s1	0,212	0,476	5,112	5,8	3,1	25,93	8,365	0,57859
12	m4s1	0,196	0,476	4,804	5,476	3,5	0,09	9,517	0,42747
15	m4s4	0,196	0,476	7,804	8,476	1,1	13,82	12,560	0,37989
16	m4s5	0,196	0,476	11,170	11,842	2,2	32,65	14,840	0,38019
17	m5s1	0,226	0,561	1,468	2,255	5,3	31,41	5,926	0,53945
18	m5s2	0,226	0,561	1,468	2,255	5,2	29,19	5,614	0,60004
19	m5s3	0,226	0,561	3,000	3,787	3,9	28,91	7,412	0,57710
20	m5s4	0,226	0,561	3,000	3,787	3,8	27,44	7,222	0,60681
21	m5s5	0,226	0,561	6,000	6,787	2,7	25,79	9,550	0,62085
22	m5s6	0,226	0,561	6,000	6,787	1,6	17,20	10,750	0,48912
23	m5s7	0,226	0,561	9,000	9,787	1,3	15,69	12,070	0,55851
24	m5s8	0,226	0,561	9,000	9,787	1,1	15,94	14,490	0,38754
26	m6s1	0,226	0,561	1,468	2,255	3,4	24,76	7,281	0,35438
27	m6s2	0,226	0,561	0,500	1,287	5,5	31,39	5,708	0,32909
28	m6s3	0,226	0,561	0,500	1,287	4,8	30,95	6,448	0,25789
29	m7s1	0,196	0,561	0,500	1,257	2,7	8,03	3,826	0,72069
30	m7s2	0,196	0,561	0,500	1,257	1,3	5,28	4,061	0,63969

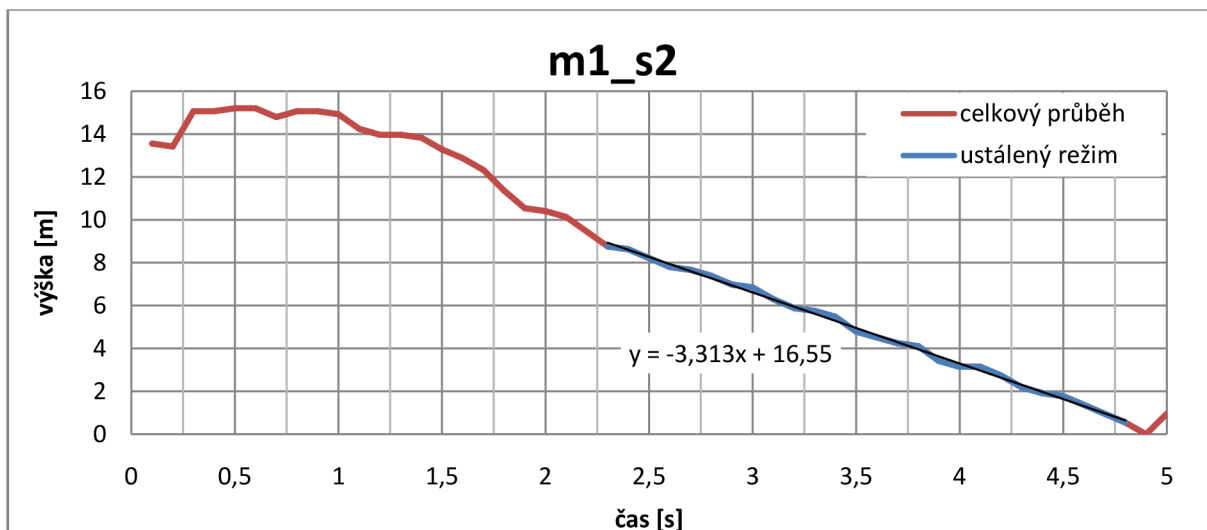
(D) Tab. 4 Záznam průběhů měření a získané výsledky část 2

Příloha D

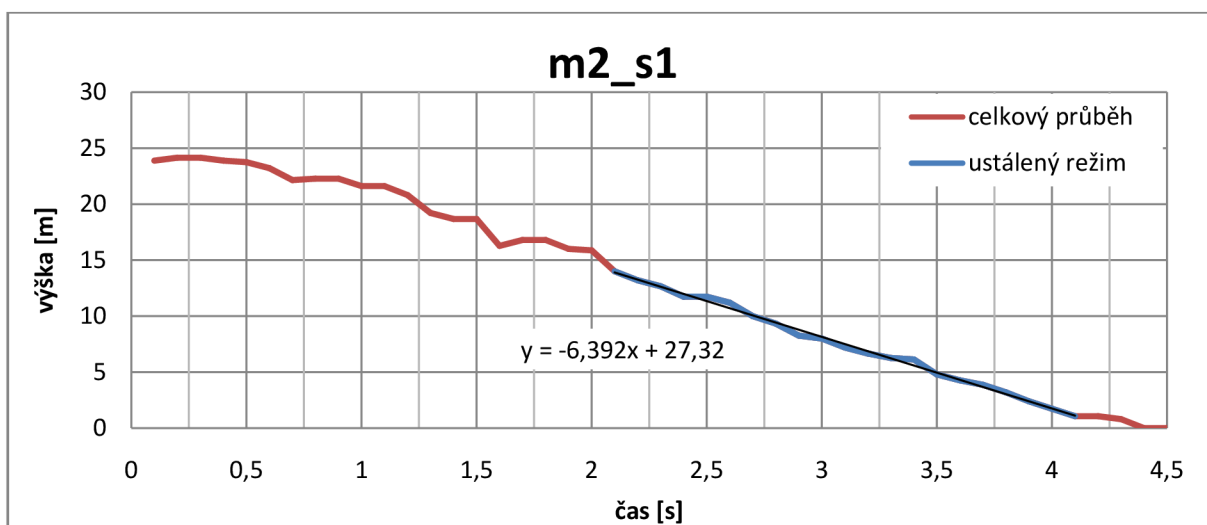
Příloha D3 – výstupní průběhy sestupů z měřícího zařízení



(D) Graf 1 měření 1 - shoz 1

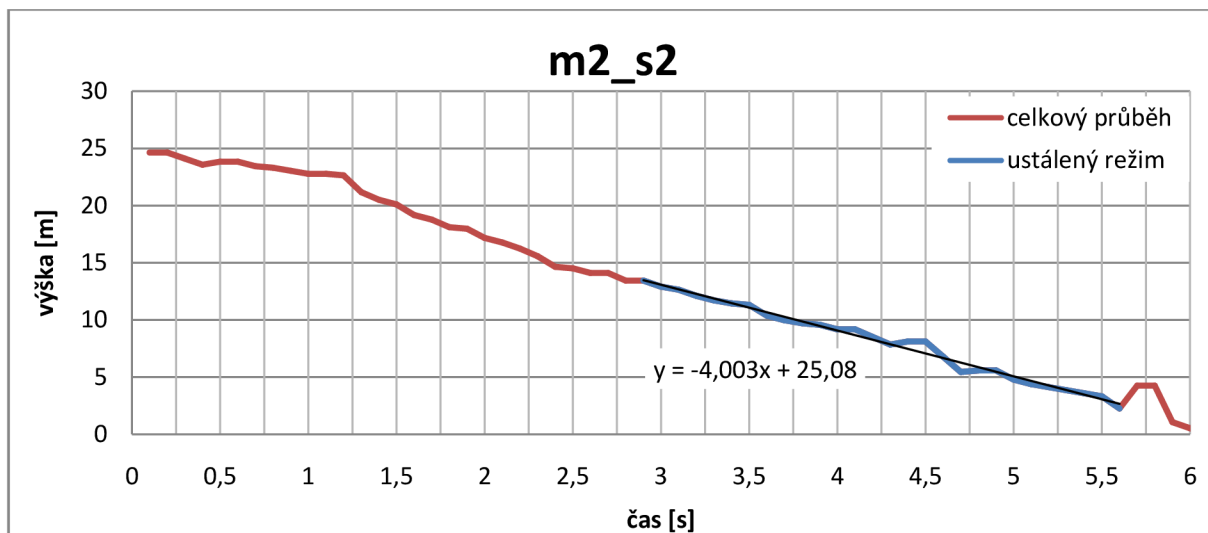


(D) Graf 2 měření 1 - shoz 2

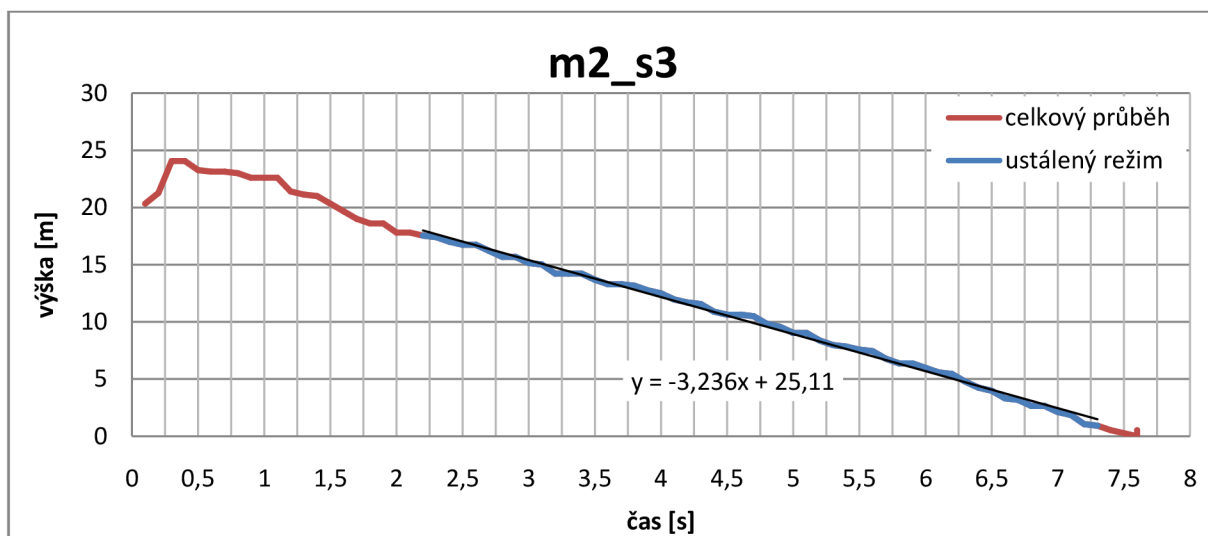


(D) Graf 3 měření 2 - shoz 1

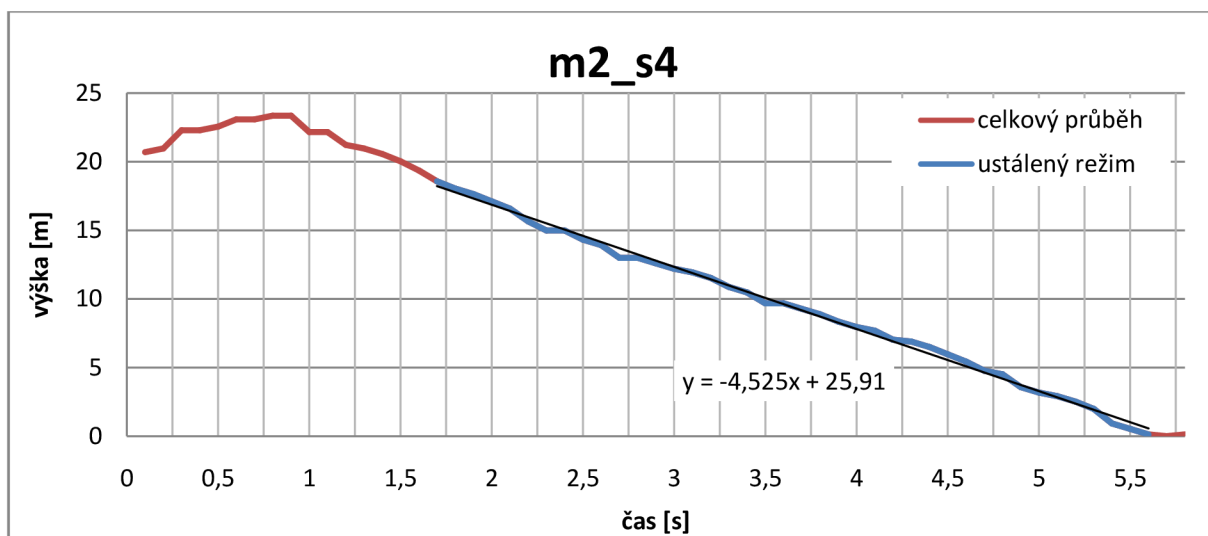
Příloha D



(D) Graf 4 měření 2 - shoz 2

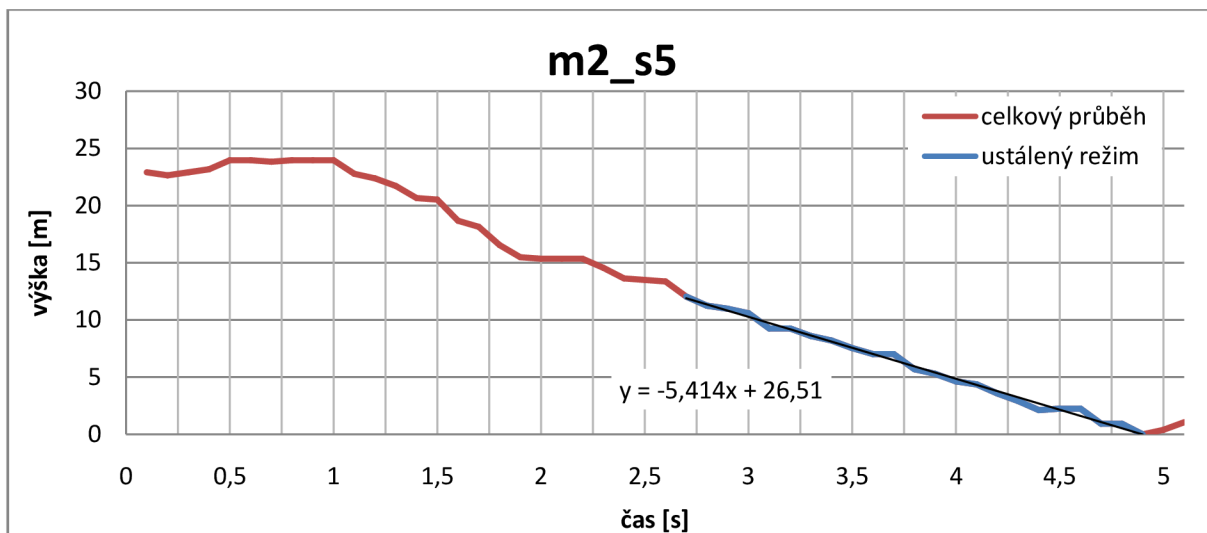


(D) Graf 5 měření 2 - shoz 3

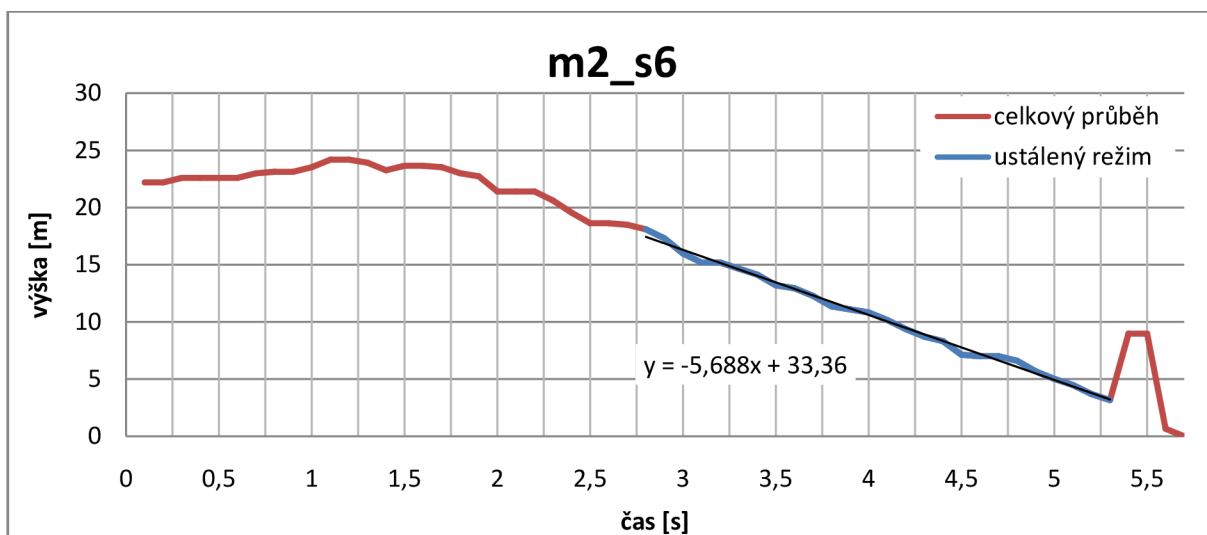


(D) Graf 6 měření 2 - shoz 4

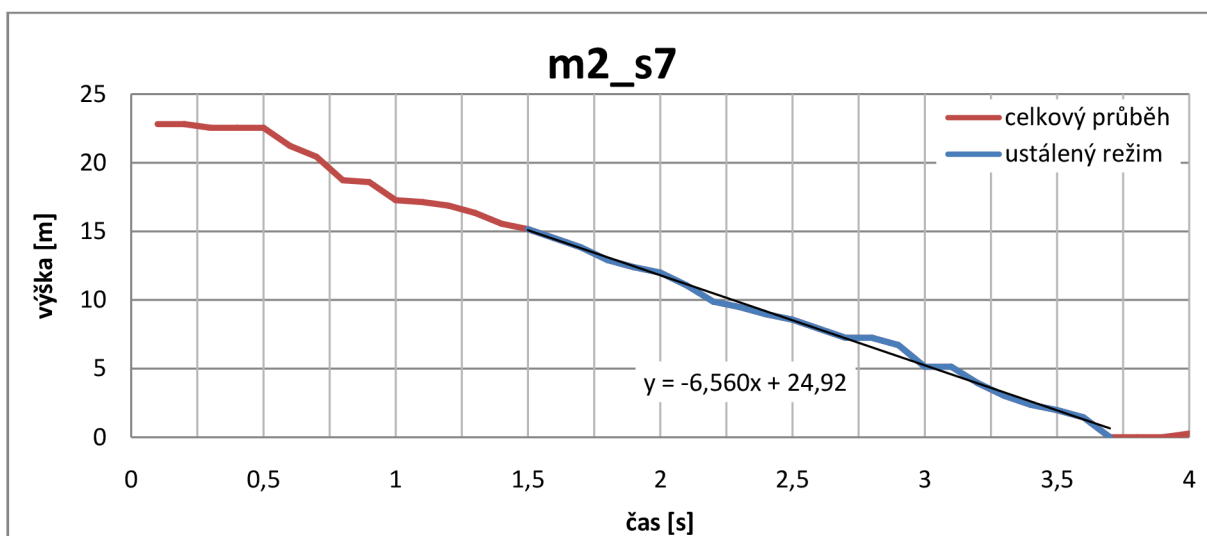
Příloha D



(D) Graf 7 měření 2 - shoz 5

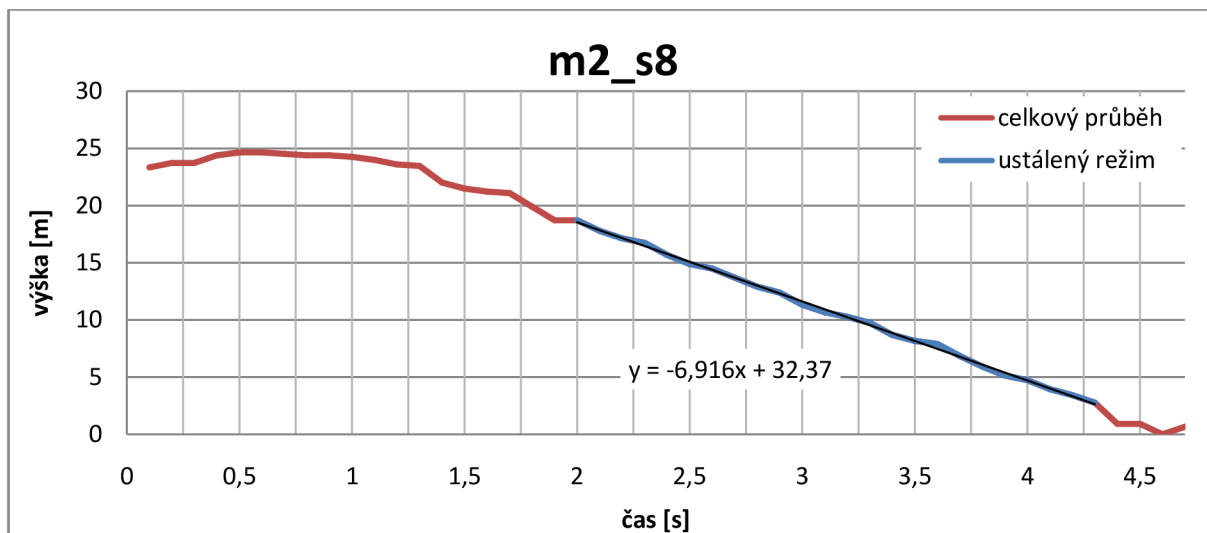


(D) Graf 8 měření 2 - shoz 6

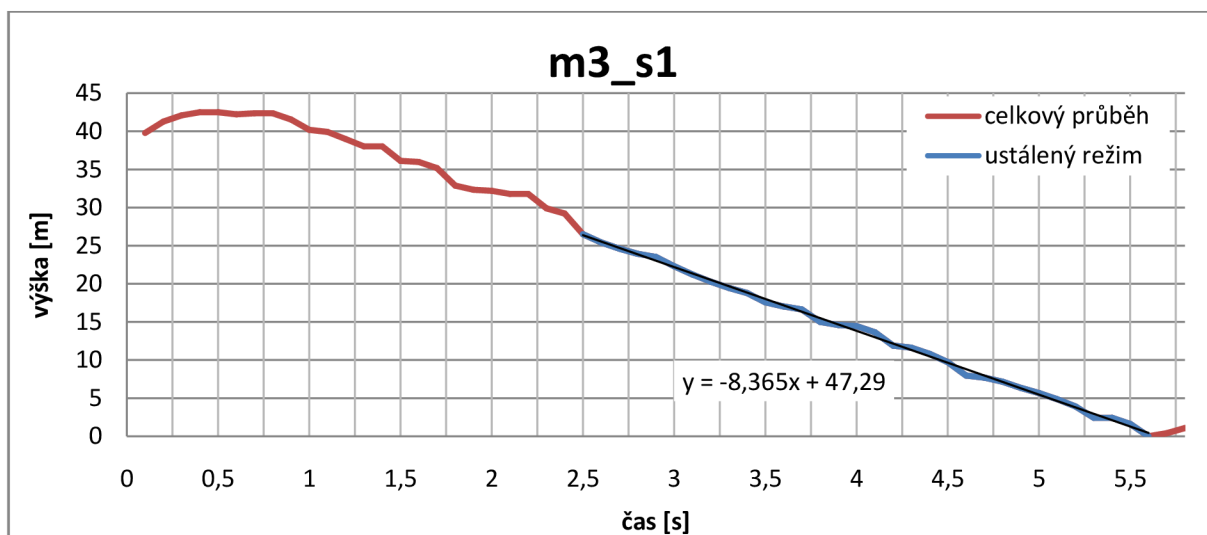


(D) Graf 9 měření 2 - shoz 7

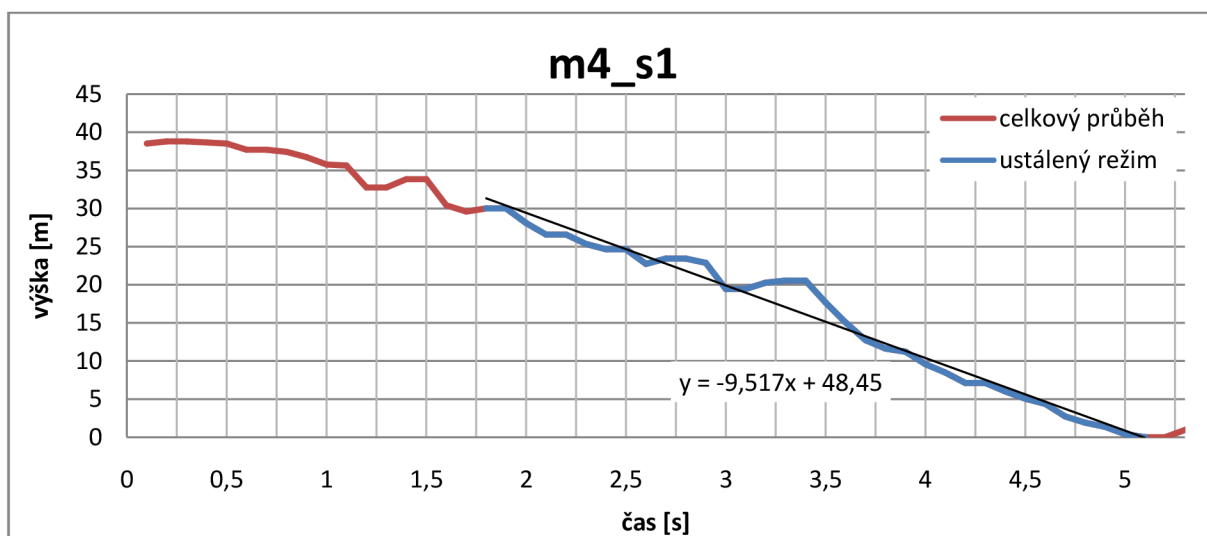
Příloha D



(D) Graf 10 měření 2 - shoz 8

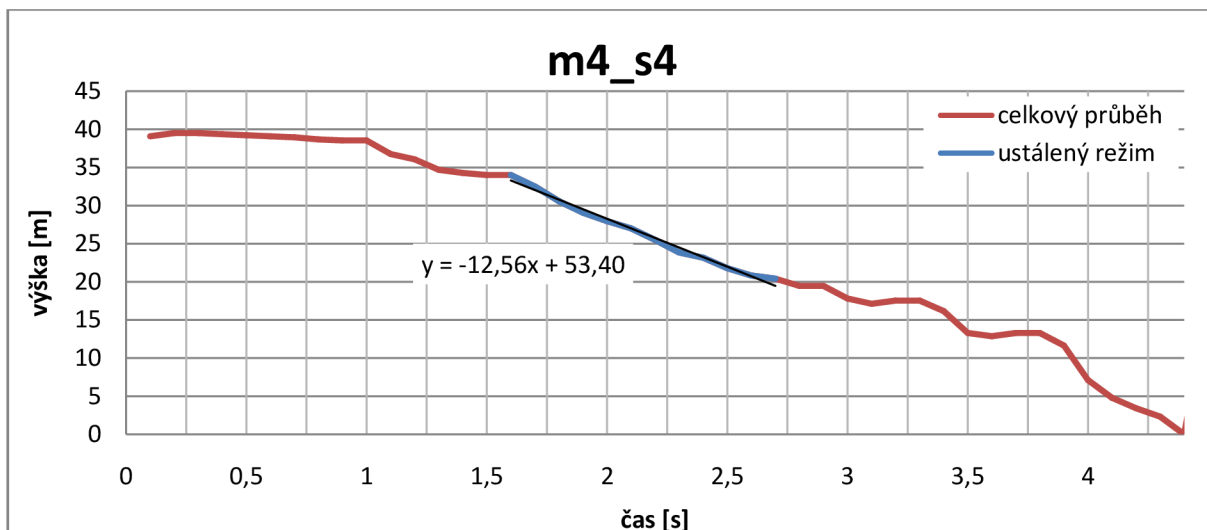


(D) Graf 11 měření 3 - shoz 1

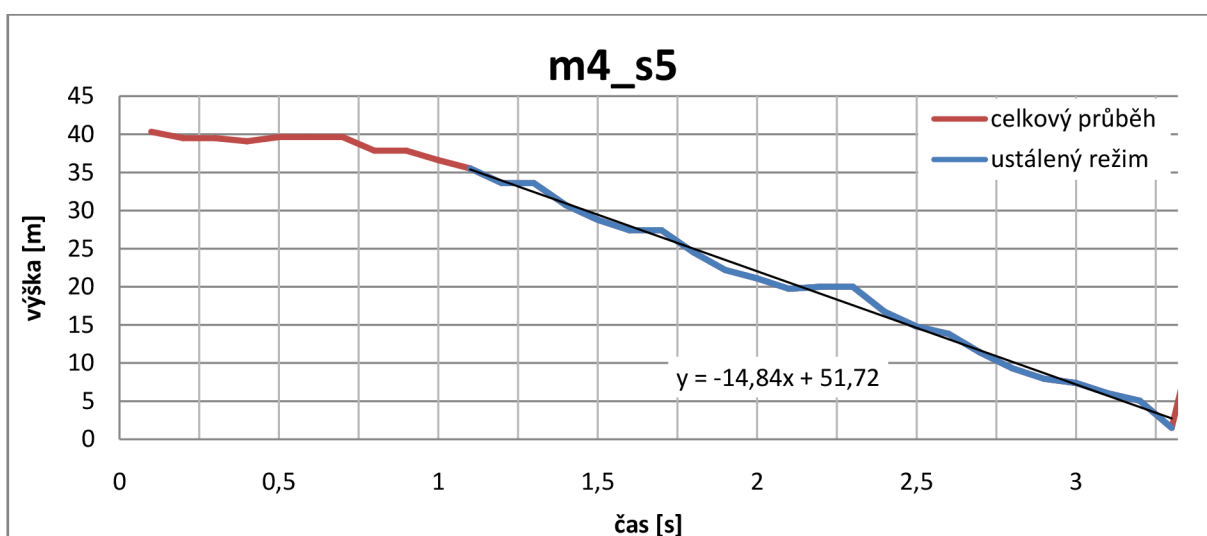


(D) Graf 12 měření 4 - shoz 1

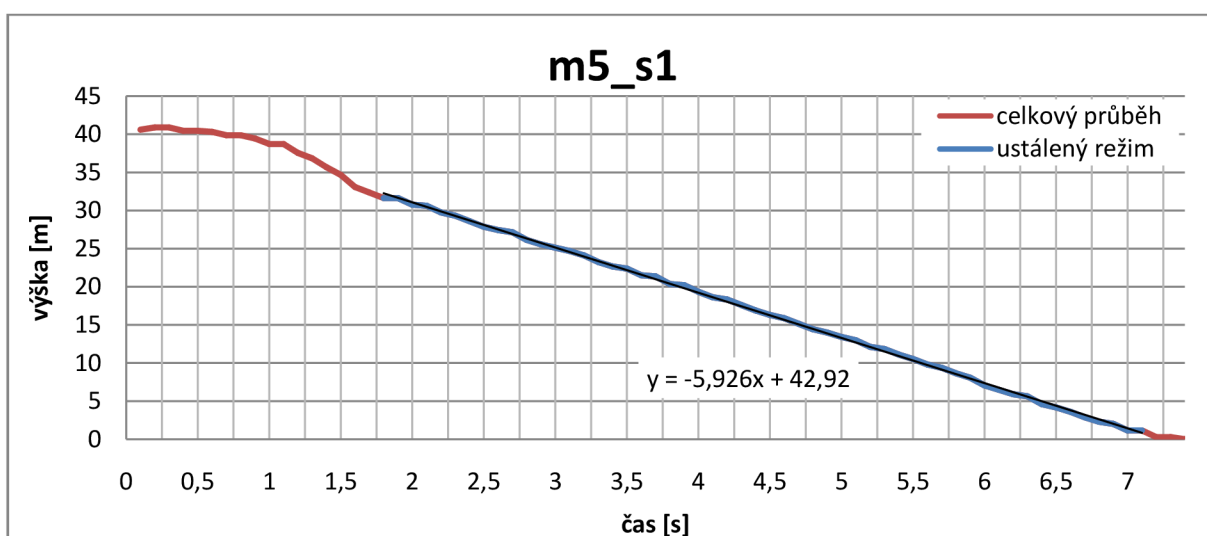
Příloha D



(D) Graf 13 měření 4 - shoz 4

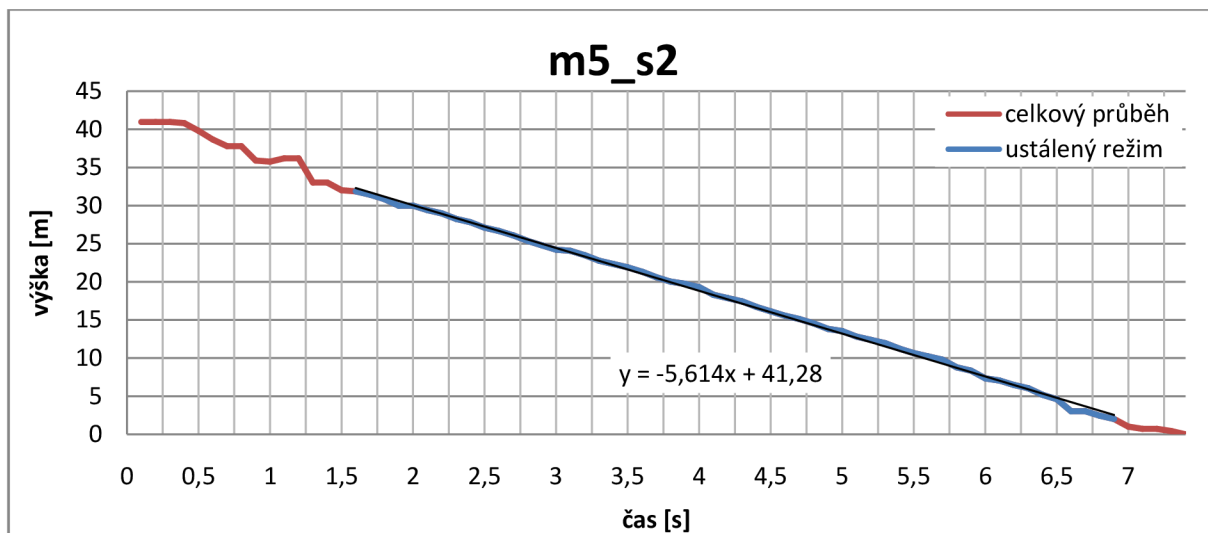


(D) Graf 14 měření 4 - shoz 5

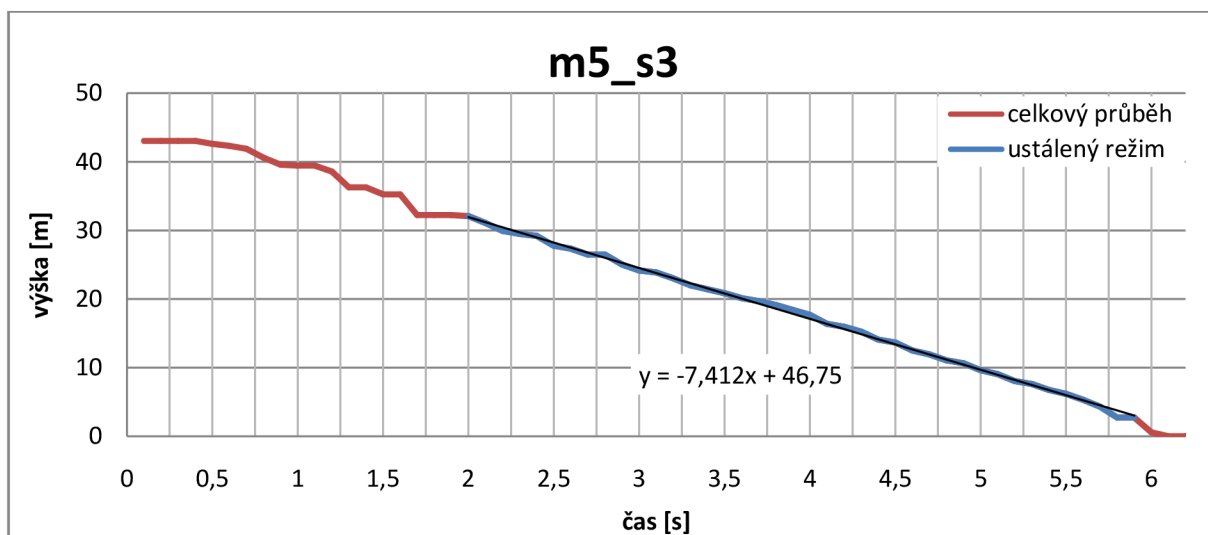


(D) Graf 15 měření 5 - shoz 1

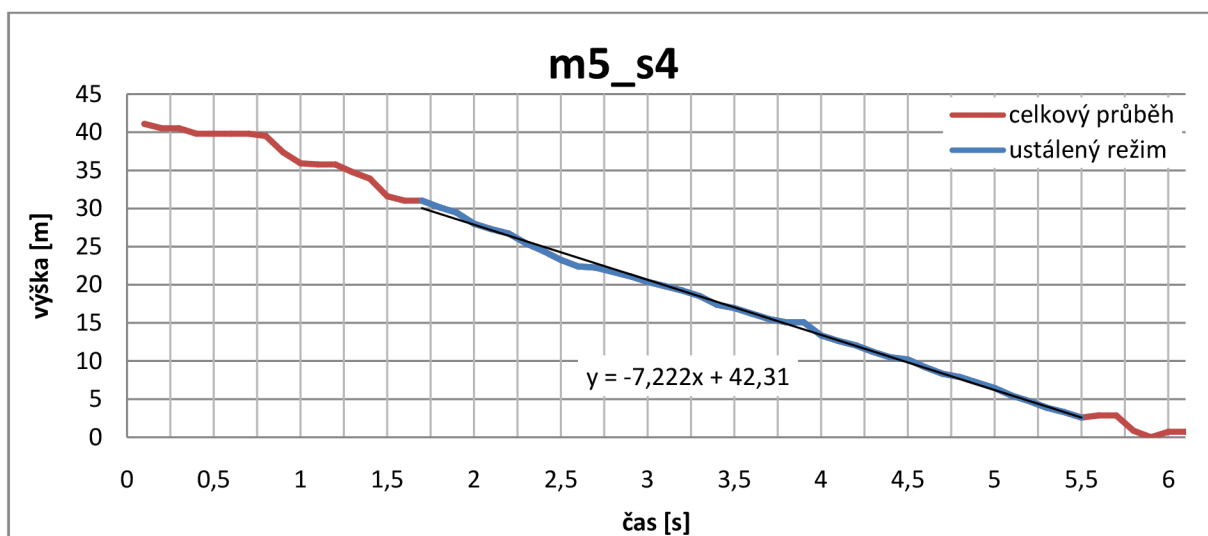
Příloha D



(D) Graf 16 měření 5 - shoz 2

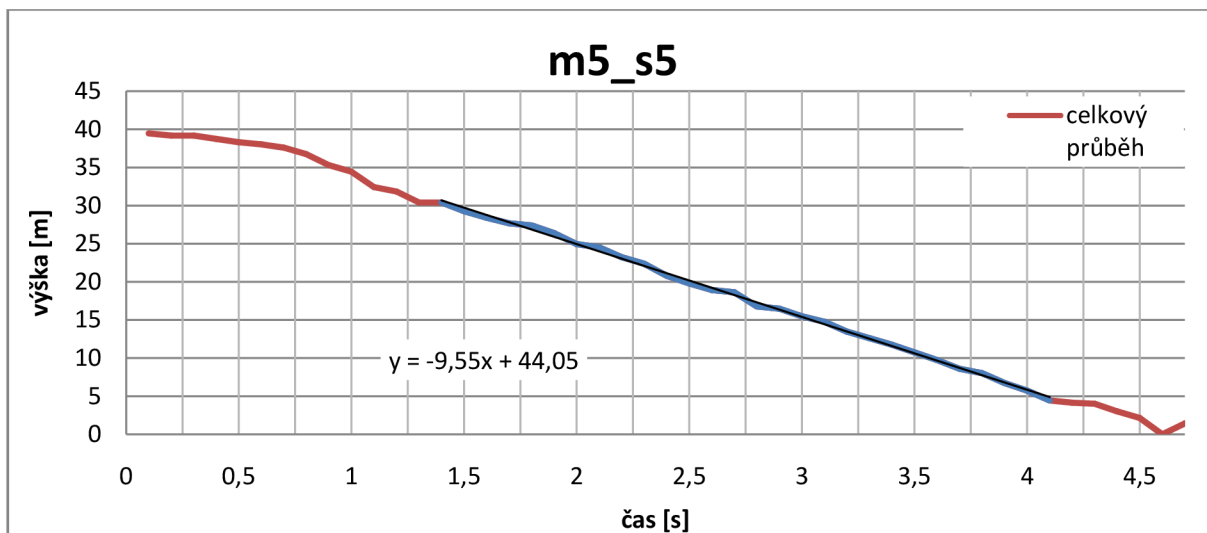


(D) Graf 17 měření 5 - shoz 2

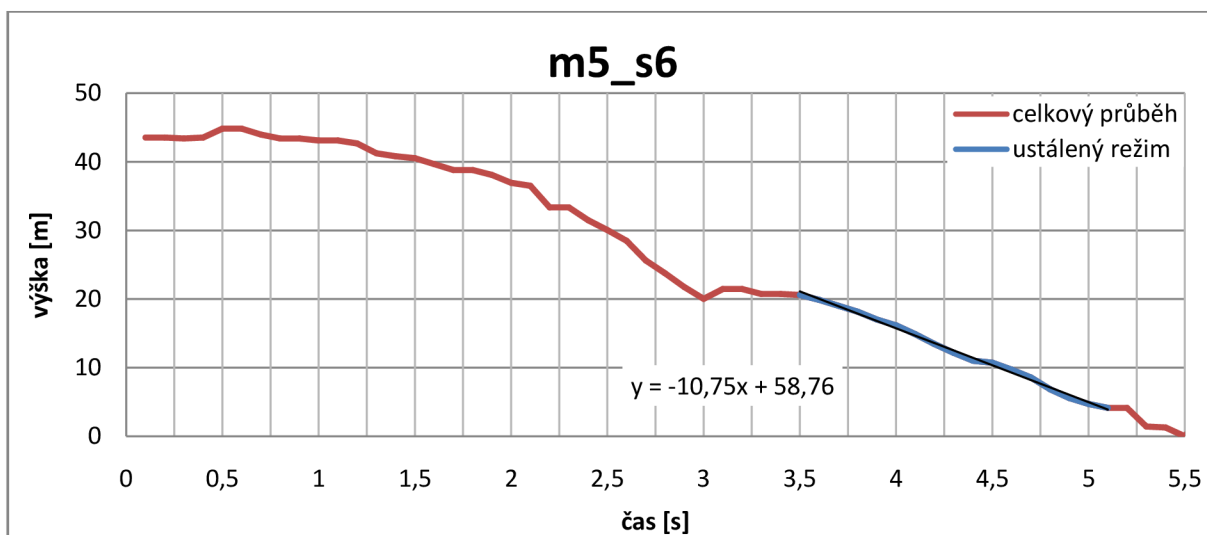


(D) Graf 18 měření 5 - shoz 4

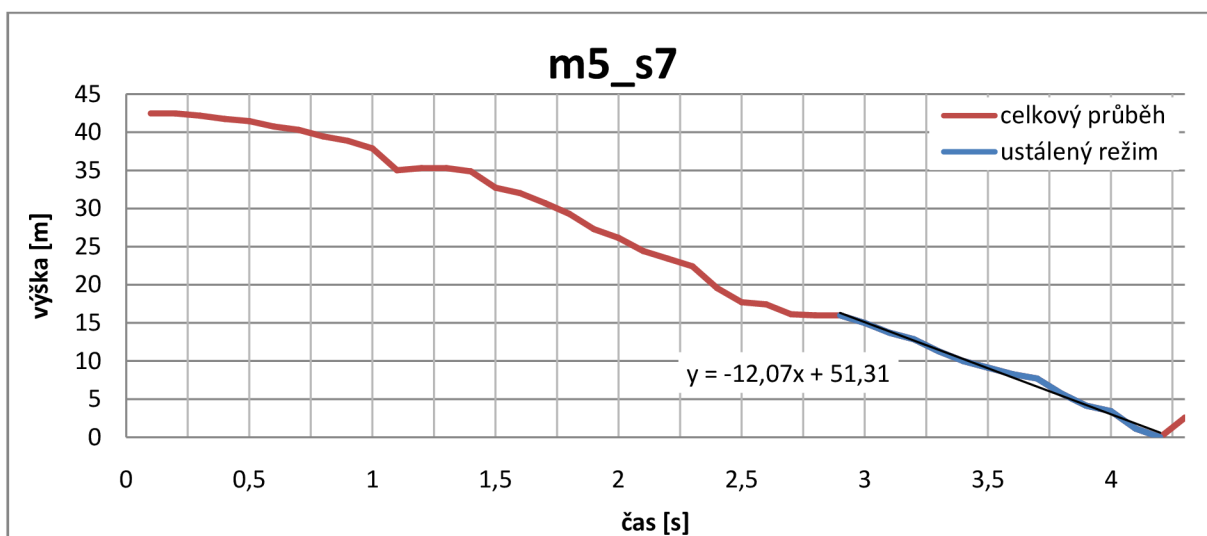
Příloha D



(D) Graf 19 měření 5 - shoz 5

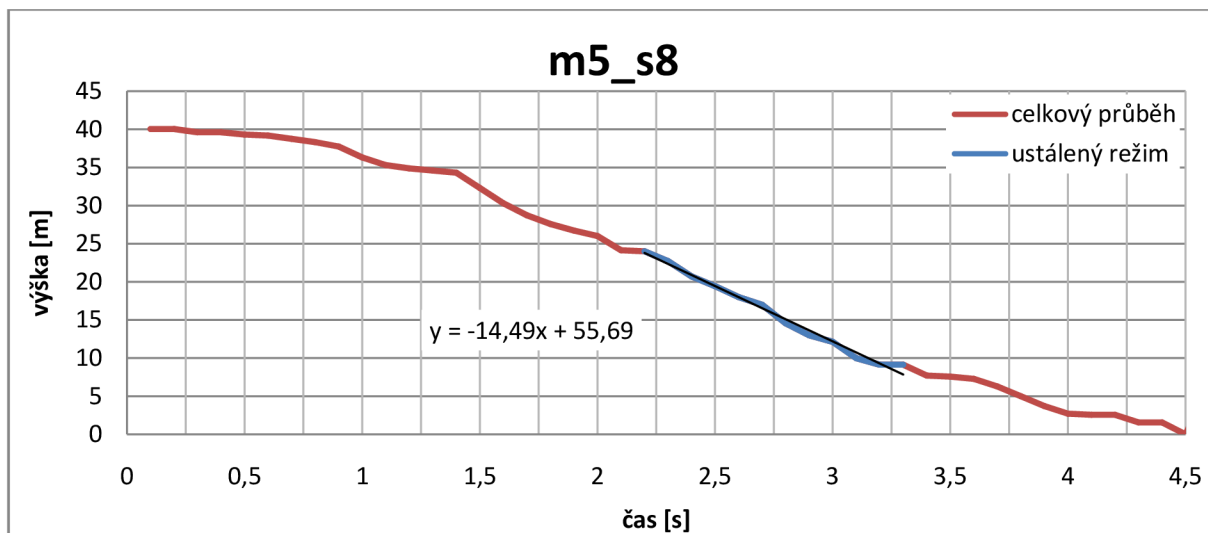


(D) Graf 20 měření 5 - shoz 6

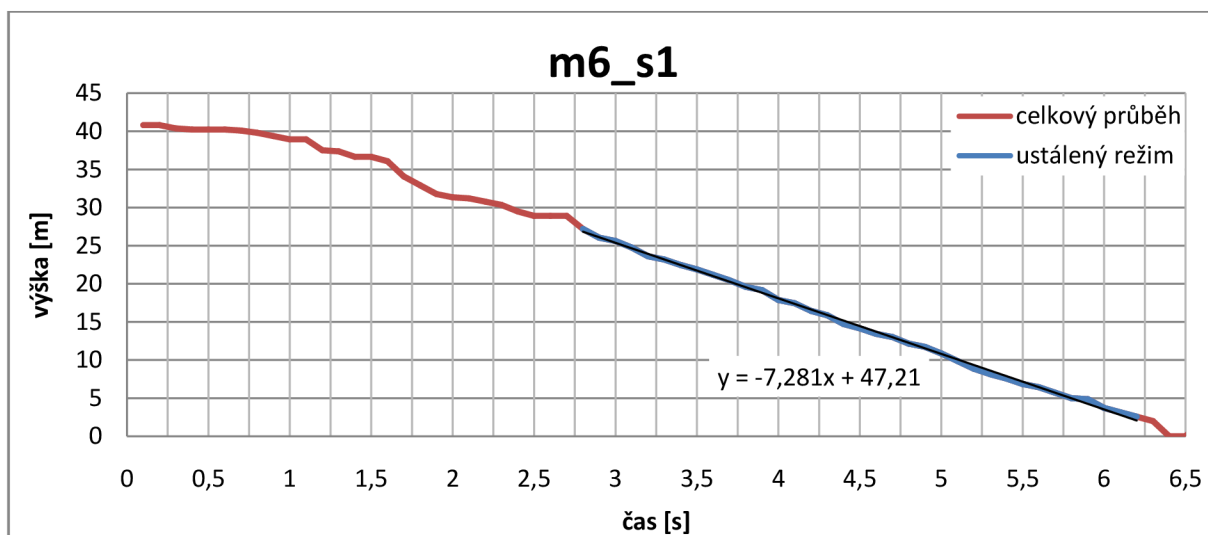


(D) Graf 21 měření 5 - shoz 7

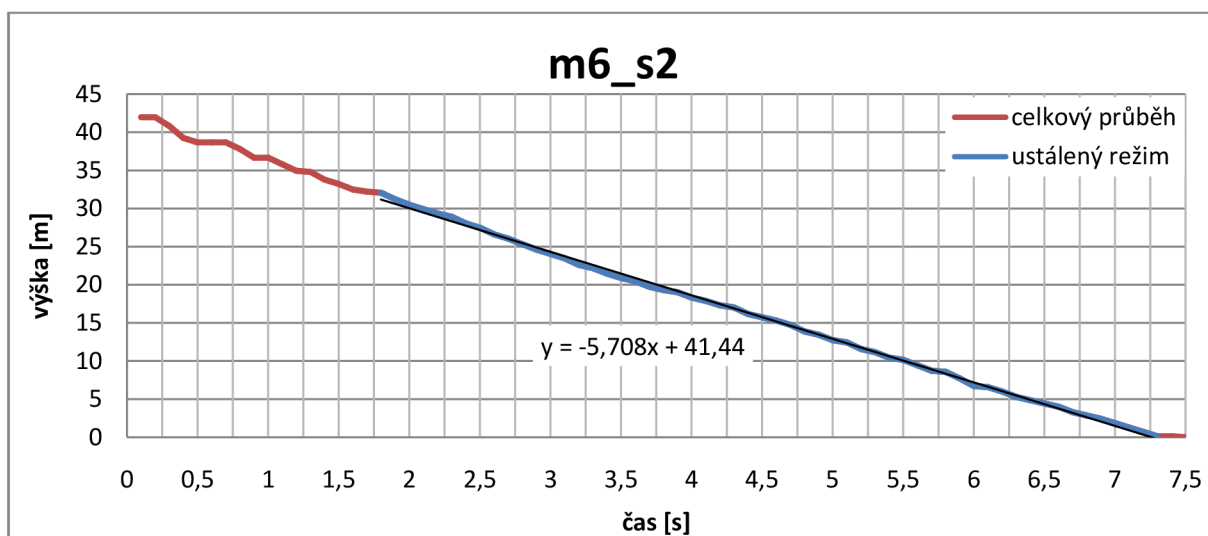
Příloha D



(D) Graf 22 měření 5 - shoz 8

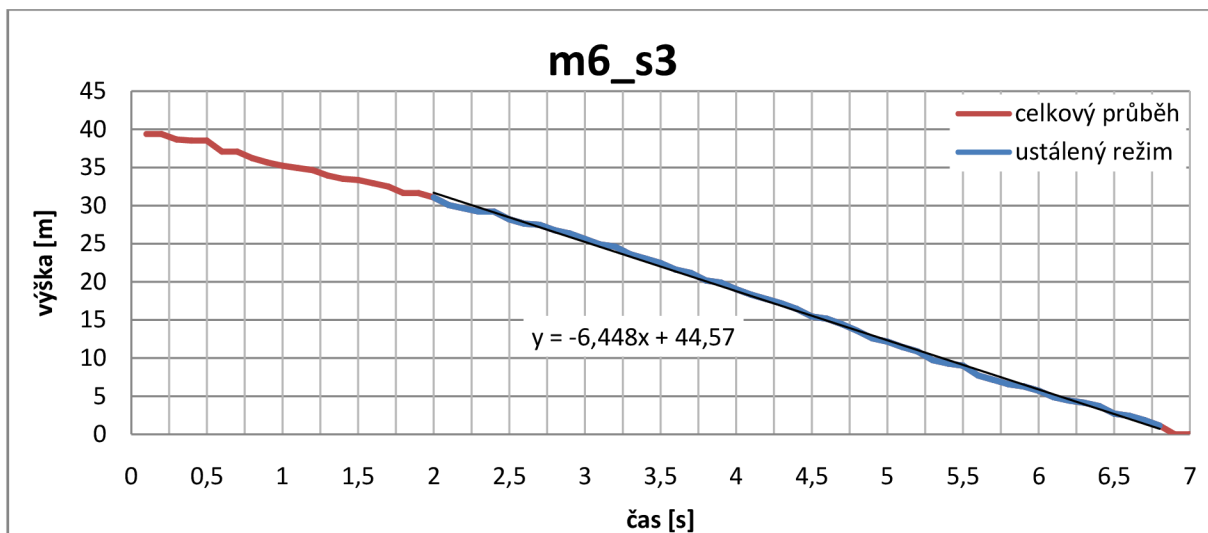


(D) Graf 23 měření 6 - shoz 1

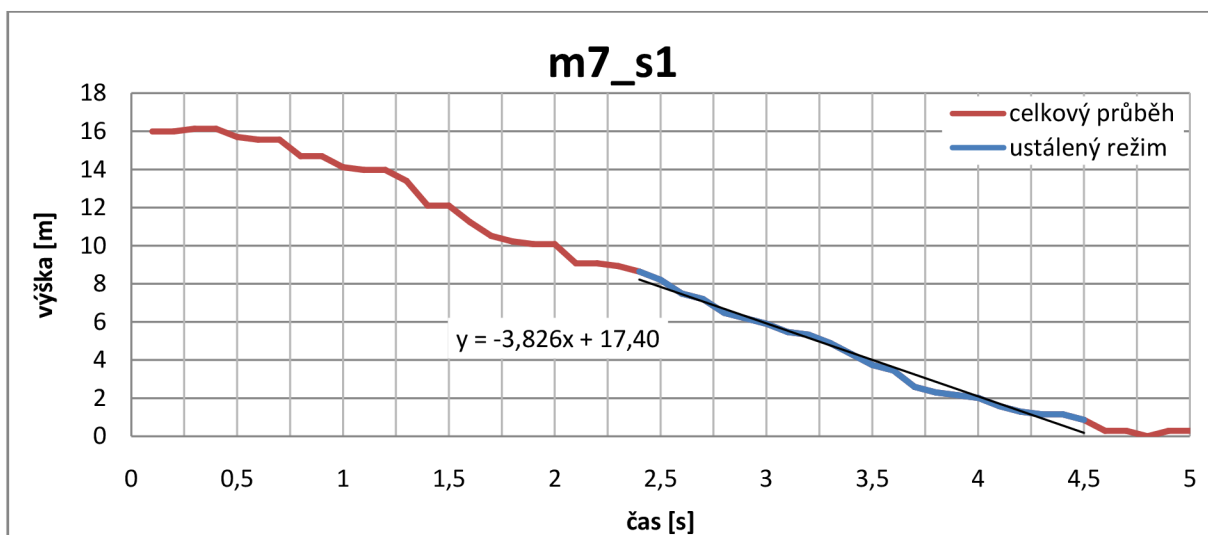


(D) Graf 24 měření 5 - shoz 2

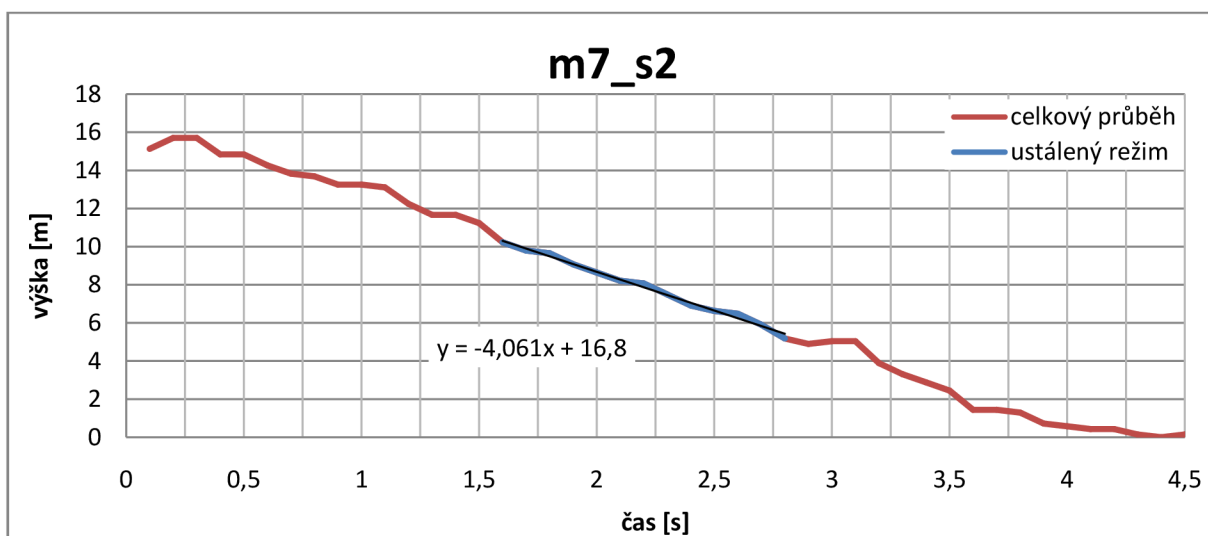
Příloha D



(D) Graf 25 měření 5 - shoz 3



(D) Graf 26 měření 7 - shoz 1



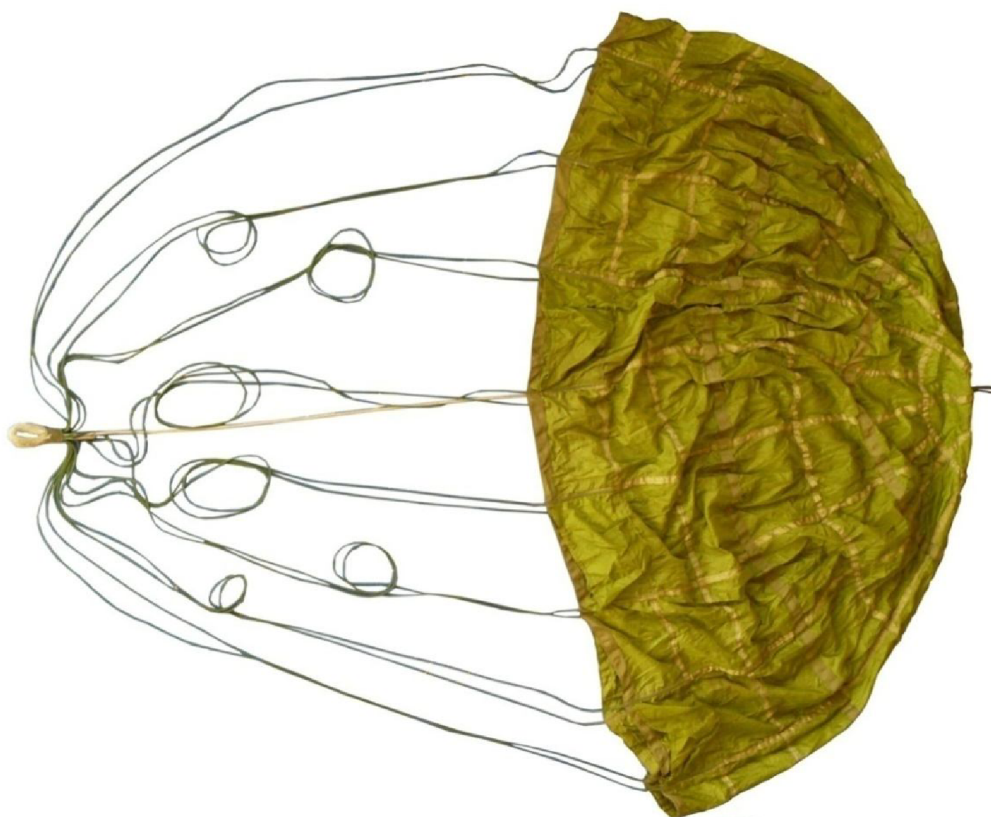
(D) Graf 27 měření 7 - shoz 2

Příloha D4 – fotografie měřených padáků

Obrázky měřených padáků:



(D) Obr. 1 Padák 1 - ST – 016 0045/88

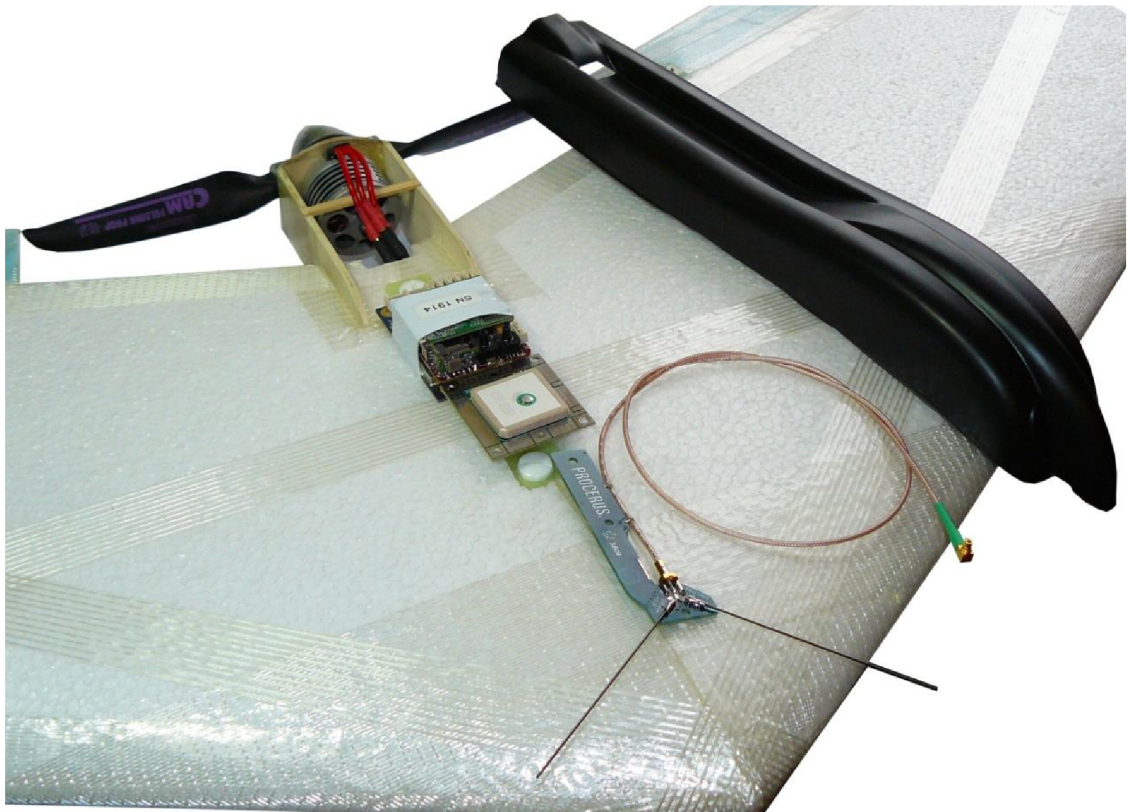


(D) Obr. 2 Padák 2 - ST – 0110124/94

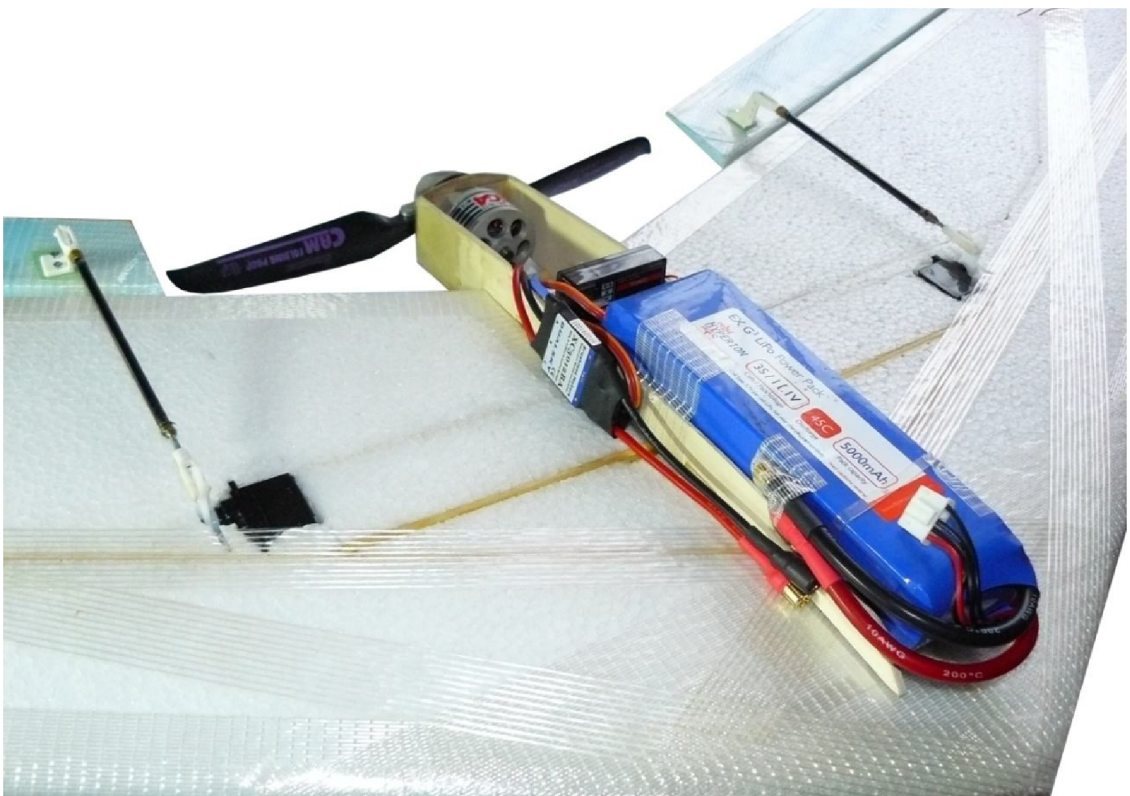
Příloha E

Příloha E

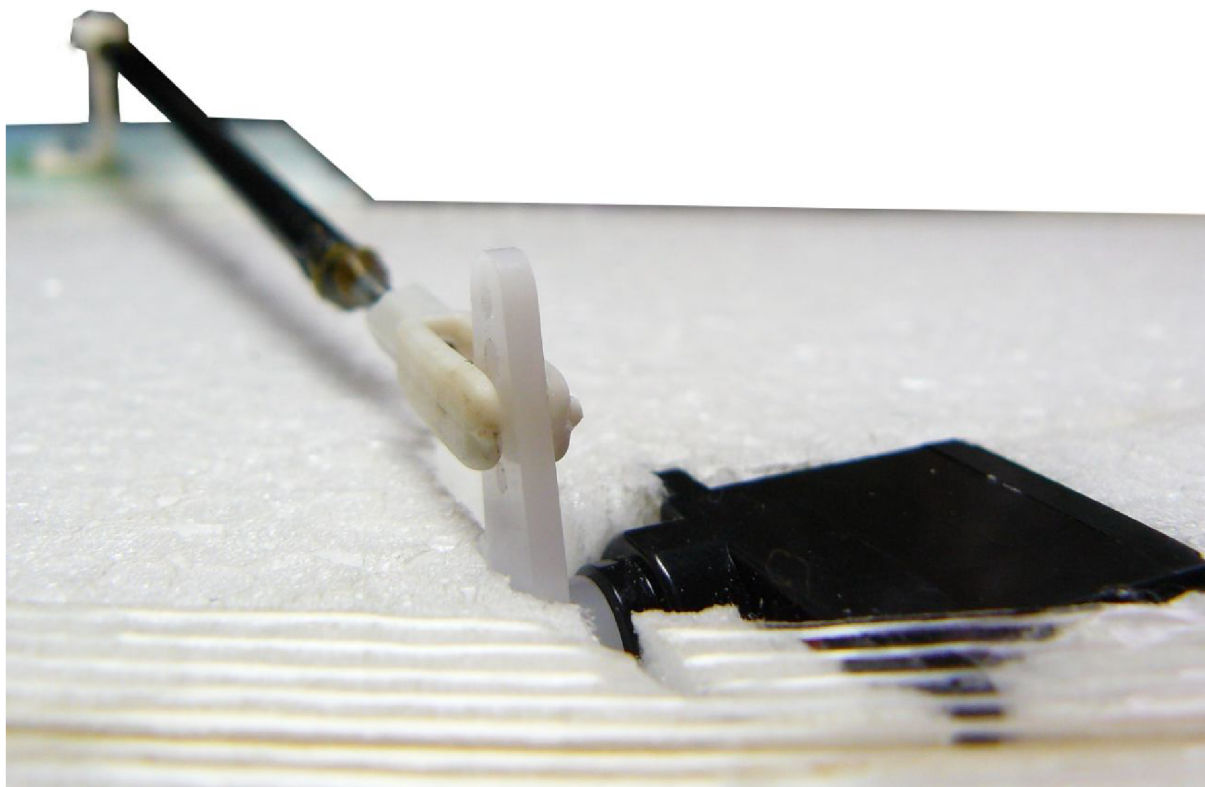
Fotodokumentace modelu samokřídla pro testování vlastností a chování autopilota



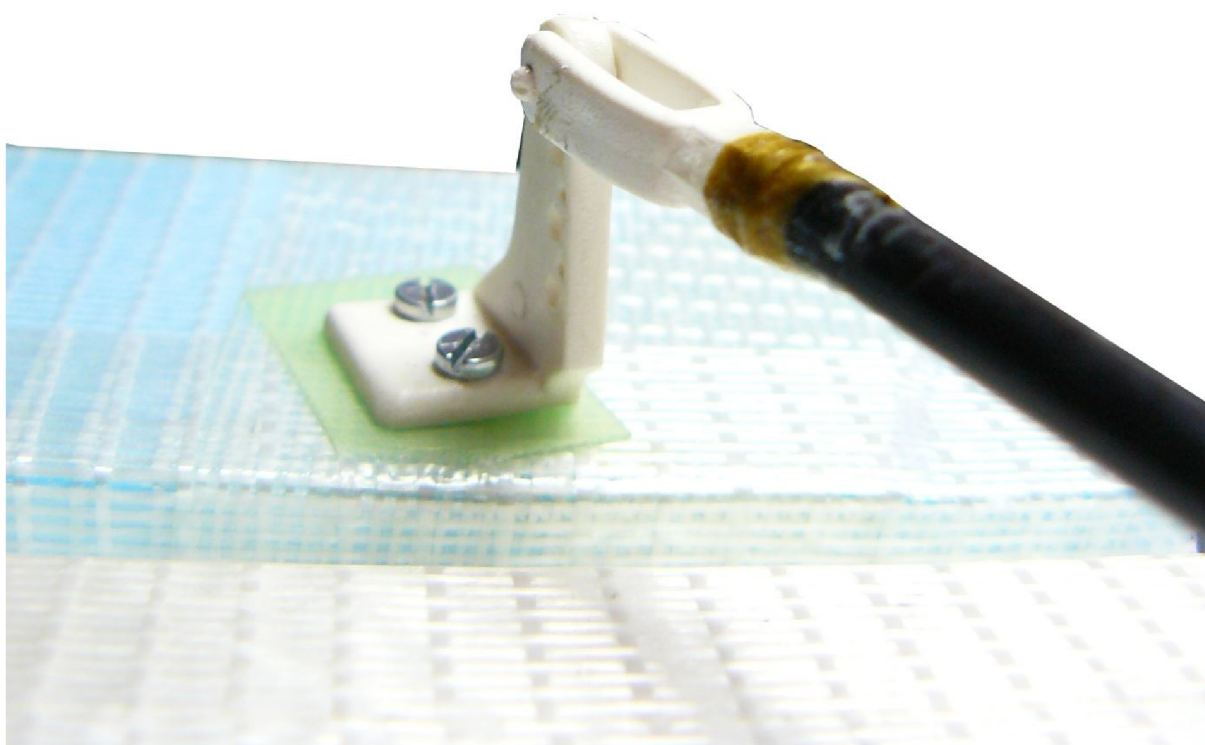
(E) Obr. 1 Předpokládané rozmístění hlavních prvků autopilota



(E) Obr. 2 Rozmístění řídicích, ovládacích a pohonných prvků



(E) Obr. 3 Detail připojení táhla k řídicímu servomechanizmu



(E) Obr. 4 Detail uchycení táhla k elevonu