



**FAKULTA
ŠROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Návratový systém pro užitečný náklad
stratosférické platformy**

**Recovery system for payload of
stratospheric platform**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2021

Bc. Ladislav VAMBERSKÝ

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Vamberský** Jméno: **Ladislav** Osobní číslo: **461814**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

Název diplomové práce anglicky:

Recovery system for payload of a stratospheric platform

Pokyny pro vypracování:

- 1) Proveďte řešení používaných a potenciálních systémů umožňujících nedestruktivní přistání užitečného zatížení ze stratosférických balonů
- 2) Vyberte vhodný konstrukční princip pro návrat zařízení o hmotnosti 10kg z letu ve výšce 20km a výše
- 3) Vytvořte základní konstrukční návrh návratového systému

Seznam doporučené literatury:

M. von Ehrenfried: Stratospheric Balloons: Science and Commerce at the Edge of Space, Springer, 2021, ISBN 978-3-030-68129-6
a další literatura dle doporučení vedoucího

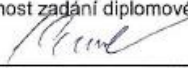
Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:


Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2021** Termín odevzdání diplomové práce: **30.07.2021**

Platnost zadání diplomové práce:


Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

29. 4. 2021

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem: „Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy“ vypracoval samostatně pod vedením pana Mgr. Jaroslava Kousala, Ph.D., s použitím literatury, uvedené na konci mé diplomové práce v seznamu použité literatury.

V Praze 29.7.2021

Ladislav Vamborský

Poděkování

Rád bych poděkoval vedoucímu této diplomové práce Mgr. Jaroslavovi Kousalovi, Ph.D. za vstřícný přístup a cenné připomínky při tvorbě diplomové práce. Dále bych rád poděkoval Ing. Tomášovi Čenskému Ph.D. a Ing. Robertovi Kulhánkovi Ph.D. za ochotu a cenné rady při vytváření diplomové práce. V neposlední řadě bych chtěl také poděkovat Bc. Martinovi Štalmachovi a ostatním přátelům a rodině za podporu.

Anotáční list

Jméno autora:	Bc. Ladislav Vamberský		
Název práce:	Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy		
Anglický název práce:	Recovery system for payload of stratospheric platform		
Akademický rok:	2020/2021		
Ústav:	Ústav letadlové techniky		
Vedoucí práce:	Mgr. Jaroslav Kousal Ph.D.		
Bibliografické údaje:	Počet stran:	128	
	Počet obrázků:	114	
	Počet tabulek:	4	
	Počet příloh:	1 CD	
Klíčová slova:	Návratový systém, aerodynamika padáku, atmosféra		
Keywords:	Recovery system, parachute aerodynamics, atmosphere		

Anotace:

Diplomová práce se zaměřuje na návrh říditelného návratového systému pro užitečný náklad stratosférické platformy. V práci je popsáno prostředí atmosféry, ve kterém se vynášejí zařízení, užitečný náklad a také návratový systém pohybují. Práce se dále věnuje vynášecím zařízením těchto stratosférických platform spolu s užitečným nákladem. Následuje popis používaných či potenciálně použitelných návratových systémů. Návratové systémy jsou pak rozděleny do dvou skupin nazvaných sestup a dopad. Toto rozdělení je provedeno podle vhodnosti jednotlivých systémů. Nakonec v práci nalezneme výběr vhodného návratového systému spolu s jeho konstrukčním návrhem uskutečněným ve vhodném programu.

Annotation:

The diploma thesis focuses on a design of a controllable return system for a payload of a stratospheric platform. The thesis describes the environment of the atmosphere in which the delivery device, the payload and the return system move. Furthermore, the work describes the delivery device of these stratospheric platforms together with the payload. A description of the commonly used and potentially applicable return systems follows. The return systems are then categorized into two groups, descent and impact. This division is made according to the suitability of the individual systems. Finally, in the thesis we find the selection of a suitable return system together with its design carried out in a suitable program.

Obsah

Úvod	1
1. Prostředí	2
1.1. Atmosféra	2
1.2. Vrstvy atmosféry	2
1.2.1. Troposféra	2
1.2.2. Stratosféra	4
1.3. Tryskové proudění	4
1.3.1. Troposférické tryskové proudění	5
1.3.1.1. Polární tryskové proudění	5
1.3.1.2. Subtropické tryskové proudění	5
1.3.1.3. Ekvatoriální tryskové proudění	6
1.3.2. Stratosférické tryskové proudění	6
1.3.3. Nízkoletinové tryskové proudění	6
2. Vynášecí zařízení	6
2.1. Konfigurace celé sestavy a letová sekvence	9
3. Alternativní varianty	11
4. Návrat užitečného zatížení	14
5. Sestup	15
5.1. Návratový systém – padák	15
5.1.1. Charakteristika a vlastnosti padáků	15
5.1.1.1. Historie	15
5.1.1.2. Typy padáků	15
5.1.2. Popis a geometrie padáků	17
5.1.2.1. Jednotlivé části padáku	17
5.1.2.2. Geometrie padáku	18
5.1.2.3. Rovnováha sil v ustáleném režimu klesání	18
5.1.3. Forebody efekt	20
5.1.4. Stabilita padákových systémů	21
5.1.5. Řiditelné padáky	25
5.1.5.1. Historie	25
5.1.6. Vlastnosti říditelných padáků	27
5.1.6.1. Vztlak a odpor	27
5.1.6.2. Výkon padákového systému	29
5.1.6.3. Ovládání zatáčení a přistání	30
5.1.7. Zhodnocení	30
5.2. Kluzák	31
5.2.1. Historie	31
5.2.2. Glider nebo Sailplane?	32
5.2.3. Komponenty a systémy	34
5.2.3.1. Design kluzáků	34
5.2.3.2. Křídla a jejich komponenty	36

5.2.3.3.	Zařízení k ovládní vztlaku/odporu	36
5.2.3.4.	Ocasní plochy	37
5.2.4.	Aerodynamika letu	39
5.2.4.1.	Síly během letu	39
5.2.4.2.	Třetí Newtonův pohybový zákon	40
5.2.4.3.	Vztlak	40
5.2.4.4.	Vliv odporu na kluzák	40
5.2.4.5.	Klouzavost	43
5.2.4.6.	Stabilita	45
5.2.4.7.	Vývrtka	48
5.2.5.	Vlastnosti kluzáků	49
5.2.5.1.	Podmínky vysoké a nízké hustotní výšky	49
5.2.6.	Zhodnocení	50
5.3.	Nafukovací křídlo	50
5.3.1.	Historie	50
5.3.2.	Novodobější využití	52
5.3.3.	Struktura nafukovacího křídla u projektu I2000	54
5.3.4.	Design nafukovacích křídel	55
5.3.4.1.	Více kabelová struktura	55
5.3.4.2.	Vícetrubková struktura	55
5.3.5.	Výzvy v technologii nafukovacího křídla	56
5.3.5.1.	Omezení štíhlosti pro velké zatížení křídla	56
5.3.5.2.	Zachování profilu s membránovým potahem	58
5.3.5.3.	Nedostatek ovládacích ploch	59
5.3.5.4.	Pevnost a tuhost v ohybu	61
5.3.6.	Teoretické aerodynamické chování	61
5.3.7.	Letecké experimenty	63
5.3.8.	Zhodnocení	65
5.4.	Dron	65
5.4.1.	Rozdělení dronů	67
5.4.1.1.	Rozdělení podle velikosti	67
5.4.1.2.	Rozdělení podle designu	68
5.4.1.3.	Rozdělení podle pohonu	70
5.4.1.4.	Další dělení	72
5.4.2.	Zhodnocení	74
6.	Dopad	75
6.1.	Airbag	75
6.1.1.	Základní koncept	76
6.1.2.	Rozměry airbagu	78
6.1.3.	Nafukovací systém airbagu	80
6.1.3.1.	Průběh nafukování	80
6.1.4.	Zhodnocení	81
6.2.	Deformovatelné tlumiče nárazů	81

6.2.1.	Experimenty s materiály deformovatelných tlumičů.....	82
6.2.1.1.	Papírové voštiny	82
6.2.1.2.	Pěnové plasty.....	83
6.2.2.	Zhodnocení	84
6.3.	Systém pro přistání pomocí raketového motoru	84
6.3.1.	Zhodnocení	85
6.4.	Speciální tlumič nárazu	85
6.4.1.	Zhodnocení	86
7.	Výsledky rešerše.....	87
7.1.	Porovnání říditelnosti	87
7.2.	Provázanost systémů	88
7.3.	Celkové zhodnocení	89
8.	Návrh návratového systému	89
8.1.	Návrh říditelného padáku	90
8.1.1.	Základní konstrukce padákového kluzáku	90
8.1.1.1.	Součinitel vztlaku padáku typu křídlo.....	90
8.1.1.2.	Součinitel odporu padáku typu křídlo	92
8.1.2.	Aerodynamická charakteristika návratového systému.....	93
8.1.2.1.	Součinitel vztlaku	93
8.1.2.2.	Součinitel odporu	95
8.1.2.3.	Aerodynamická a rychlostní polára návratového systému	97
8.1.2.4.	Klouzavost a optimální rychlost	100
8.1.2.5.	Výsledky návrhu padáku.....	101
8.1.3.	Síly potřebné k ovládní řídicích lan padáku.....	101
8.1.3.1.	Ovládní řídicích lan padáku	102
8.2.	Elektronika	103
8.2.1.	Systém aktivace a odstřihnutí padáku	104
8.3.	Návrh konstrukce.....	105
8.3.1.	Horní konstrukce.....	105
8.3.2.	Payload.....	107
8.3.3.	Přistávací nohy.....	108
8.3.4.	Celková sestava.....	109
8.4.	Koncepce operací.....	111
9.	Závěr.....	112
	Seznam použité literatury	113
	Seznam obrázků a tabulek	118
	Přílohy.....	120

Úvod

V mé diplomové práci se budu zabývat problematikou návratového systému pro užitečný náklad stratosférické platformy. Tento systém by měl být říditelný, čímž by se mělo předejít možnému přistání na nevhodných místech. Těmito místy jsou vodní plochy, špatně přístupná místa apod. V dosavadním uspořádání se užitečný náklad vynese pomocí stratosférického balónu do výšek až 30 km, v určené výšce se tento náklad uvolní. Poté přichází na řadu návratový systém. Momentálně tímto systémem je klasický padák, ten však bohužel není dostatečně říditelný, a proto je vhodné zvolit jiný druh návratového systému.

Jedním z prvních úkolů by mělo být prostudování atmosféry, kterou se bude návratový systém pohybovat, jelikož mění se vlivy jako je teplota, tlak a hustota vzduchu budou u volby návratového systému hrát roli. Dalším úkolem je prostudování jiných používaných systémů a případně dalších potenciálně použitelných systémů, které by zaručily nedestruktivní přistání užitečného nákladu ze stratosférických balónů. Vhodné by bylo tyto systémy rozdělit na systémy sloužící k sestupu a systémy sloužící k dopadu. Následně tyto systémy mezi sebou porovnat z hlediska říditelnosti a provázanosti jednotlivých systémů (zda by bylo možné využít více možností najednou) pro zefektivnění celku.

Po provedení rešerše na možné použitelné návratové systémy a zvážení vhodnosti bude k zvolenému návratovému systému vybrán vhodný konstrukční princip. Ten by měl být schopný dopravit užitečný náklad o hmotnosti 10 kg z výšky přibližně 20 km zpět na zem.

Nakonec k vybranému konstrukčnímu principu bude vytvořen základní konstrukční návrh. Návratový systém by měl být soběstačný, tj. systém by měl obsahovat systémové napájení, telemetrii a zařízení pro komunikaci.

1. Prostředí

1.1. Atmosféra

V této kapitole se budu zabírat charakteristikou zemské atmosféry. Ta se dělí na několik vrstev, které mají specifické vlastnosti, které se od sebe liší. Zaměřím se na měnící se hodnoty teploty, tlaku a hustoty. Hodnoty v daných vrstvách jsou vždy staženy k MSA (Mezinárodní Standardní Atmosféra).

1.2. Vrstvy atmosféry

Zemská atmosféra se dělí na celkem pět vrstev. Těmito vrstvami jsou troposféra, stratosféra, mezosféra, termosféra a exosféra. V mé práci se však zaměřím pouze na troposféru a stratosféru, protože v nich se návratové zařízení bude pohybovat.

1.2.1. Troposféra

Jedná se o nejnižší vrstvu zemské atmosféry. Troposféra sahá do různých výšek podle toho, kde se nacházíme. V rovníkových oblastech sahá do výšky 16-18 km, v mírných oblastech do 10-12 km a nad póly do 7-9 km, tyto výšky se mění i podle ročního období (v zimě se snižují). V troposféře je téměř 80% celkové hmotnosti atmosféry a je v ní téměř všechna atmosférická voda a proto se v ní odehrávají děje, které označujeme jako počasí. Dochází zde k neustálému vertikálnímu promíchávání vzduchu, s tím že rychlost proudění vzduchu s výškou roste. V následujících rovnicích (1 až 7) si můžeme spočítat, jak se s navyšující nadmořskou výškou mění teplota, tlak i hustota vzduchu. Vzorce pro teplotu a tlak se s určitou výškou budou měnit, vzorec pro hustotu zůstává stejný. V následných grafech (obr. 1 až 3) je tento průběh znázorněn. [1] [2]

Pro $h > 25$ km (Horní stratosféra)

$$T = -131,21 + 0,00299 * h \quad (1)$$

$$p = 2,488 * \left(\frac{T+273,1}{216,6} \right)^{-11,388} \quad (2)$$

Pro $11 \text{ km} < h < 25$ km (Nižší stratosféra)

$$T = -56,46 \quad (3)$$

$$p = 22,65 * e^{1,73-0,000157*h} \quad (4)$$

Pro $h < 11$ km (Troposféra)

$$T = 15,04 - 0,00649 * h \quad (5)$$

$$p = 101,29 * \left(\frac{T+273,1}{288,08} \right)^{5,256} \quad (6)$$

Hustota pro všechny výšky

$$\rho = \frac{p}{0,2869*(T+273,1)} \quad (7)$$

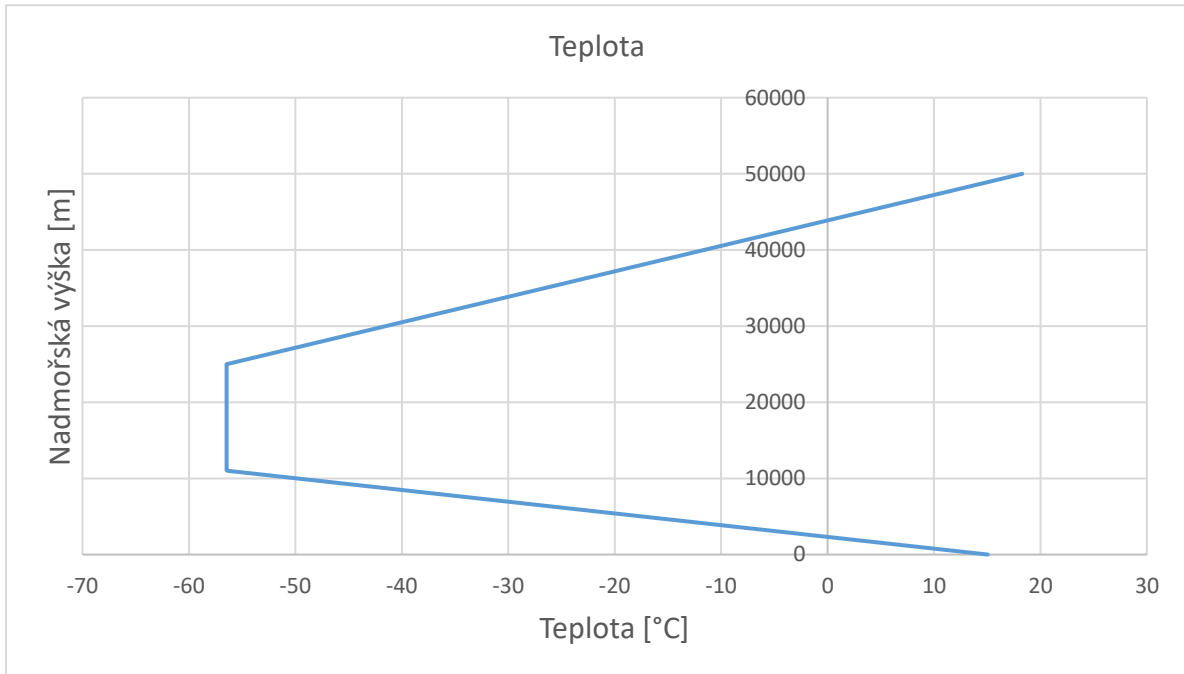
Kde

T – Teplota [°C]

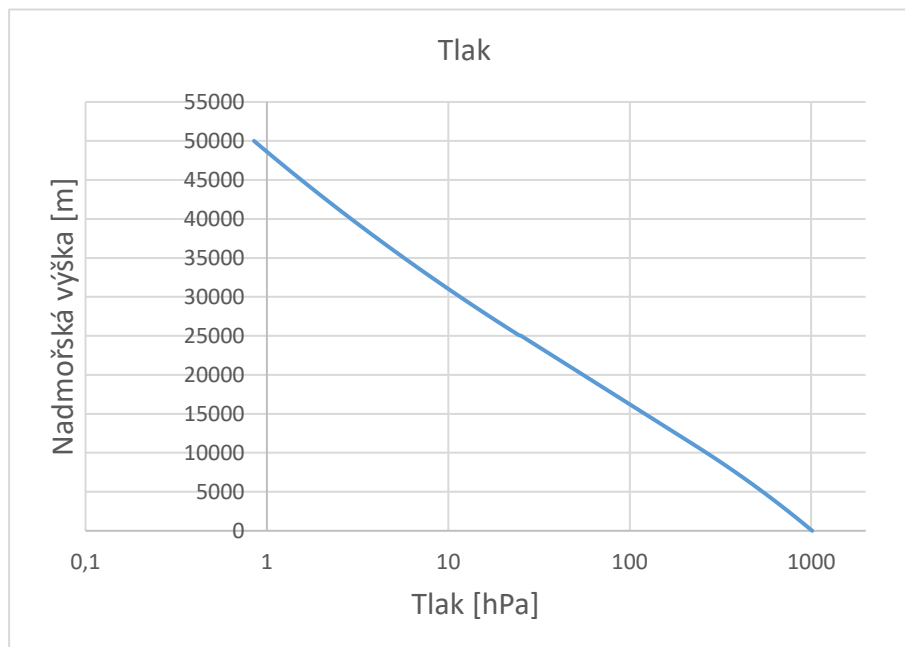
p – tlak [kPa]

h – nadmořská výška [m]

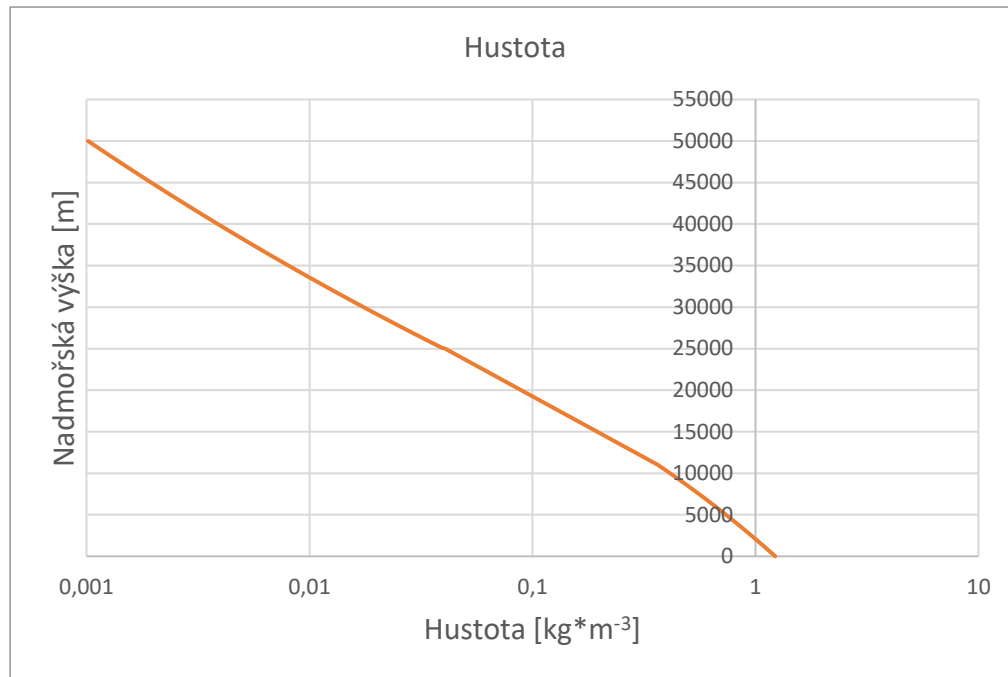
ρ – hustota [$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$]



Obrázek 1 Graf závislosti teploty na nadmořské výšce



Obrázek 2 Graf závislosti tlaku na nadmořské výšce



Obrázek 3 Graf závislosti hustoty na nadmořské výšce

1.2.2. Stratosféra

Stratosféra se nachází nad troposférou a sahá do výšky přibližně 50 km. Na obr. 1 až 3 můžeme pozorovat průběh teploty, tlaku a hustoty ve stratosféře. Teplota do výšky cca 20-25 km je přibližně stejná jako v horní troposféře, poté však začne růst přibližně o 0,3°C na 100m. Ve výšce kolem 44 km je teplota přibližně 0°C. Růst teploty je způsoben přítomností ozonové vrstvy, která pohlcuje ultrafialové záření a tím se ohřívá. Rychlost proudění se s navyšující výškou mění v závislosti na ročním období, sluneční aktivitě atd. Rychlost proudění si můžeme prohlédnout například v odkazu <https://earth.nullschool.net/>. V stratosféře můžeme pozorovat i takzvané perleťové oblaky. Avšak kvůli nízké hodnotě vodní páry tu nenalezneme téměř žádné jiné oblaky. I zde, jako v troposféře, klesá s výškou tlak i hustota vzduchu. [1][2]

1.3. Tryskové proudění

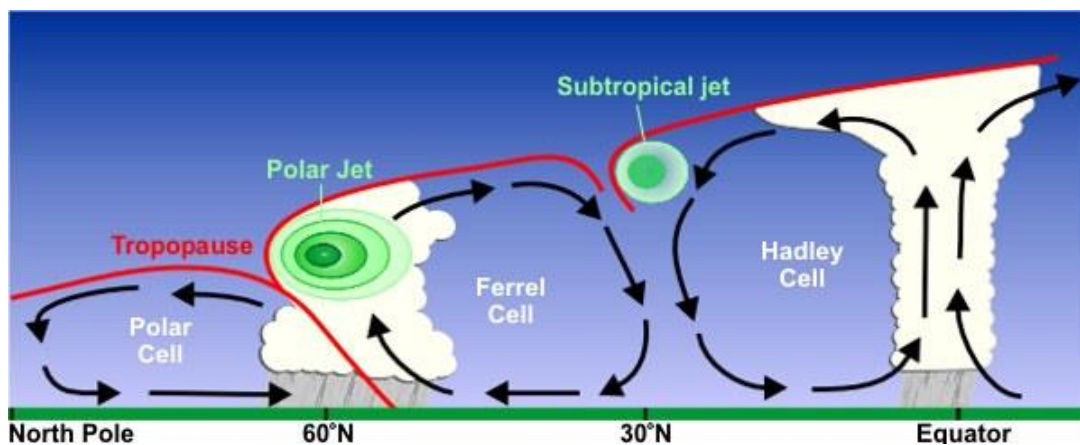
Tryskové proudění nebo-li jet stream, lze definovat jako silné proudění vzduchu, který má tvar zploštělé trubice s kvazi-horizontální osou maximální rychlosti proudění vzduchu. Zpravidla se nachází 1-2 km pod tropopauzou. Tryskové proudění je charakteristické velkými rychlostmi, ale také výraznými horizontálními a vertikálními stříhy větru. Podle definice WMO (Světová meteorologická organizace) je tryskové proudění vymezeno izotachou 30 m*s⁻¹, horizontálním stříhem větru alespoň 5 m*s⁻¹ na 100 km a vertikálním stříhem větru 5-10 m*s⁻¹ na 1 km. Tryskové proudění je v horizontální ose dlouhé až tisíce kilometrů a ve vertikální ose jednotky kilometrů. Toto tryskové proudění se nachází i ve stratosféře a mezoféře. Tryskové proudění dosahuje rychlosti přesahující 500 km*h⁻¹, v ČR byla naměřena rychlost okolo 300 km*h⁻¹.

Tryskové proudění můžeme rozdělit na troposférické, stratosférické a nízkohladinové tryskové proudění. Samozřejmě tato proudění nalezneme na obou polokoulích Země.

Při návrzích návratového systému bude nutné toto tryskové proudění vzít v potaz, jelikož se nacházíme v České republice, tudíž v Evropě, která je ovlivněna polárním tryskovým prouděním. Je nutné tedy, aby systém vydržel úskalí s těmito prouděními spojená. [3][4][5]

1.3.1. Troposférické tryskové proudění

Jak název napovídá, tak se jedná o tryskové proudění v troposféře, které navíc můžeme rozdělit podle zeměpisné šířky. A to na polární, subtropickou a ekvatoriální viz. obr. 4. [3][4]



Obrázek 4 Tryskové proudění [4]

1.3.1.1. Polární tryskové proudění

Nachází se mezi polární a Ferrelovou buňkou a jedná se o nejsilnější proudění. Toto proudění netvoří souvislý pás okolo Země, ale tvoří různé útvary, které se různě pohybují jak podél zeměpisné délky, tak i podél zeměpisné šířky. Tento pohyb souvisí s vývojem tlakových útvarů, jejichž intenzita se stupňuje podle roční doby (v zimě intenzita narůstá). Toto proudění se vyskytuje ve výškách přibližně 7 -12 km. Převažuje zde západní směr proudění. [3][4]

1.3.1.2. Subtropické tryskové proudění

Toto proudění se nachází mezi Ferrelovou a Hadleyovou buňkou a oproti polárnímu proudění je stabilnější. Obvykle se nachází kolem 30° zeměpisné šířky, ve výšce přibližně 10 – 16 km a dosahuje rychlosti vyšší než $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (mohou se vyskytovat i mnohem vyšší rychlosti). Toto proudění je přibližně souvislé kolem celé Země. Převažuje zde západní směr proudění. [3][4]

1.3.1.3. Ekvatoriální tryskové proudění

Ekvatoriální tryskové proudění se nachází v oblasti rovníku, kde se střetává severní a jižní Hadleyova buňka. Výška je oproti předchozím vyšší, protože se nacházíme na rovníku. Jedná se o výšku přibližně 15 – 20 km. Na rozdíl od předchozích proudění zde převládá východní směr proudění. [3][4]

1.3.2. Stratosférické tryskové proudění

Toto tryskové proudění se nachází ve stratosféře. Nachází se zde poměrně rychlé proudy, u kterých můžeme nalézt izotachu (čára spojující místa se stejnou rychlostí větru) okolo $60 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. V zimě dochází k tomu, že toto proudění sestupuje i k hranicím tropopauzy a rychlost vzduchu převyšuje tento jev. Obvykle se nachází okolo 70° zeměpisné šířky a má západní směr. V létě toto proudění mění směr na východní a slábne tak, že už se nedá považovat za tryskové proudění. [3][4]

1.3.3. Nízkohladinové tryskové proudění

Jedná se o výrazně zesílené horizontální proudění vzduchu s lokálním maximem ve vertikálním profilu větru a nachází se v nízké vrstvě troposféry. Většinou neodpovídá definici o tryskovém proudění podle WMO. Obvykle souvisí s výškovými nebo přízemními inverzními teplotami vzduchu. [3][4]

2. Vynášecí zařízení

K vynášení platformy do stratosféry se nejčastěji využívají stratosférické balóny. Těmito balony jsou buď meteorologické, zero-pressure nebo super-pressure balony. Rozdíl mezi těmito balony je v tom, do jaké výšky vystoupají, jak dlouho jsou schopné v určité výšce vydržet, jak se vypouští, jak velké zatížení mohou vynést atd.

Výška u všech tří typů se pohybuje přibližně stejně, jedná se o výšku přibližně 30-36 km. U meteorologických balonů však občas dochází k tomu, že prasknou i v nižších výškách, ovšem nejedná se o příliš zásadní problém, jelikož se vypouští v jeden den vícekrát. Meteorologické balony souží v podstatě jen k vynesení gondoly do určité výšky, kde posléze praskají a gondola klesá opět dolů. U zero-pressure balonů po vystoupení do požadované výšky je možné udržovat výšku po dobu přibližně 3 až 40 hodin. U super-pressure balonů se tato doba pohybuje v řádech desítek až stovek dnů. [6][7][8]

Meteorologické balony jsou většinou vyrobeny z latexu, kde dochází při navyšování nadmořské výšky k zvyšování vnitřního tlaku – dochází k poklesu okolního tlaku a tím vzniká uvnitř balónu přetlak, který roztahuje balón, jakmile dojde k dosažení limitu materiálu, balón praskne. U zero-pressure balonů se nachází ventil, který slouží k vyfukování přebytečného plynu uvnitř balonů. Takže po vystoupení do požadované výšky tento ventil odpouští plyn, přičemž balon začne klesat. Proto, aby znovu stoupal a udržoval si přibližně stálou výšku, tak se v gondole nachází zásobník s ballastem, který tento ballast

může upouštět. Vliv na klesání má i sluneční záření. Super-pressure balon je zcela uzavřený a je naplněný heliem. Množství helia je přesně dáno tak, aby bylo dostatečné pro vynesení do požadované výšky a k tomuto množství je ještě přidán malý přebytek. S navyšující se výškou a tím způsobené klesání okolního tlaku se začne helium rozpínat. Po dosažení požadované výšky se toto helium neodpouští (nemá jak), ale naopak začne vyplňovat tvar balonu. K tomuto vyplnění a roztažení balonu slouží dříve zmiňovaný přebytek helia. Balon je navržen tak, že má vždy pozitivní diferenciální vnitřní tlak, takže při působení slunečního záření během dne nedojde k jeho prasknutí a během noci nedojde ke klesnutí. Všechny tyto balony tedy do stratosféry vynáší obvykle vědecké zařízení pro různá měření či experimenty. Tyto zařízení se ukládají do takzvané gondoly, která je zavěšená pod zmiňovanými balony. Ovšem každý typ balonu proto, aby byl schopný dopravit tyto gondoly do požadovaných výšek má hmotností omezení těchto zařízení. U meteorologických balonu mají zařízení hmotnost přibližně do 3 kg. U zero-pressure balonu je tato hmotnost mnohonásobně větší, až jednotky tun. Hmotnost zařízení u super-pressure balonu je až 907 kg. [6][7]

Meteorologické balony jsou tedy poměrně malé oproti ostatním dvěma zmíněným typům. Vypouští se přibližně 3-4 denně, v Praze je to například v Libuši. Velikost zero-pressure a super-pressure balonu je mnohem větší. NASA v případě super-pressure balónu využívá např. balón o velikosti tak velké, že po nafouknutí by se do něj vešel fotbalový stadion. Vzhledem k těmto věcem se tedy během volného letu mohou objevit určitá provozní omezení, kterými mohou být: [6][9]

- u dlouhodobých misí je nutné vyhnout se oblastem s vysokou populací
- vyhnout se určitým regionům z geopolitických důvodů
- touha letět nad určitými oblastmi
- touha dopravit vědecké zařízení v přijatelných oblastech
- touha o novou vědu, zejména o Zemi

Na následujících obrázcích budou zobrazeny tyto tři typy stratosférických balonu.



Obrázek 5 Meteorologický balón [10]



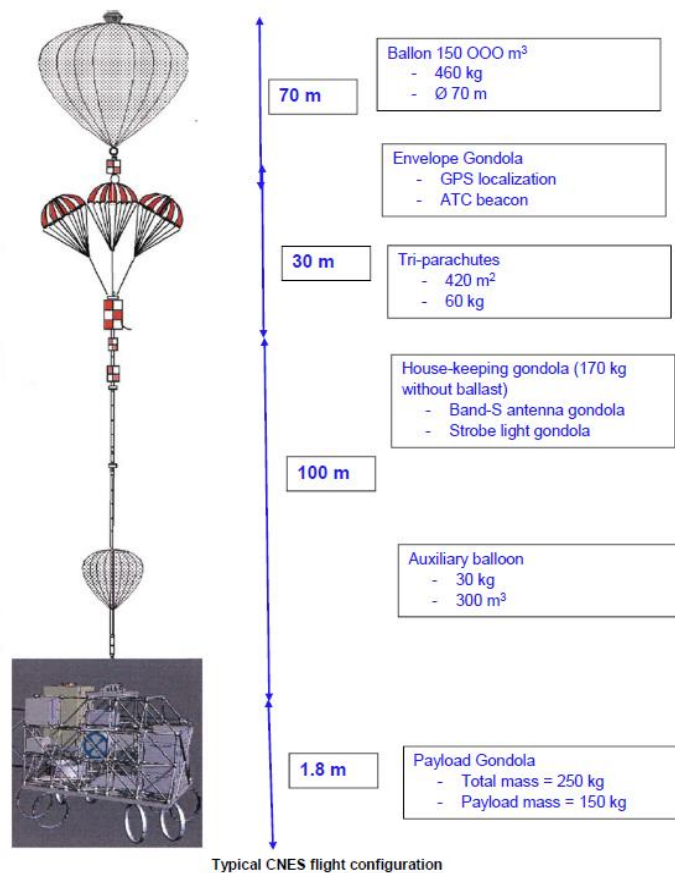
Obrázek 6 Super-pressure balón [11]



Obrázek 7 Zero-pressure balón [7]

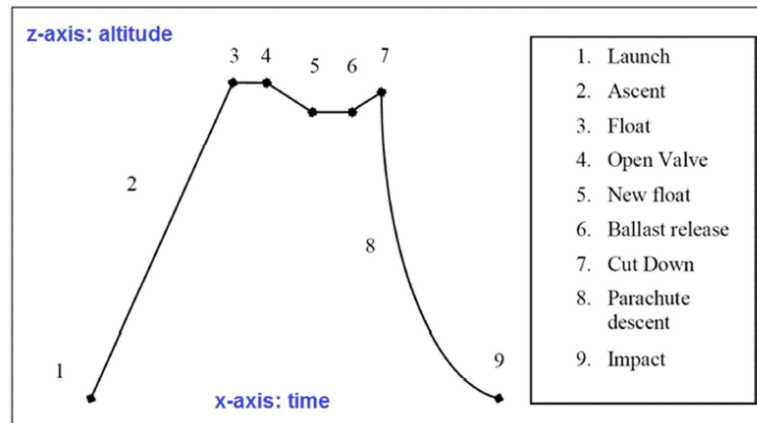
2.1. Konfigurace celé sestavy a letová sekvence

V této kapitole bude nastíněno, jak vypadá přibližně celková konfigurace sestavy stratosférického balonu spolu s gondolou a dalšími potřebnými zařízeními, které se v současné době používají. Na obr. 8 je znázorněna konfigurace s využitím zero-pressure balonu.



Obrázek 8 Celková konfigurace s padákem [7]

Dále bude uvedena letová sekvence u varianty se zero-pressure balonem, která je znázorněna na obr. 9 a bude uveden popis k jednotlivým fázím.



Obrázek 9 Letová sekvence [7]

A) Vypuštění

Používají se obvykle dvě metody a to metoda využívaná SSC (Švédská kosmická korporace), kde je gondola zavěšena na vozidle (bagr, zdvihák,..) a je uvolněna, až když balón vzlétne. Naproti tomu metoda, kterou využívá CNES (Národní centrum kosmického výzkumu), spočívá v tom, že je gondola zvednuta pomocným balónem a čeká se na přípravu a vzletnutí hlavního balónu. [7]

B) Fáze stoupání

Rychlost výstupu je 5 m/s. V závislosti na výšce a změnách rychlosti, tato fáze trvá přibližně 2 hodiny. Dochází k mírnému kyvadlovému pohybu. [7]

C) Fáze letu

Zero-pressure balóny mají ventily, které slouží k upouštění přebytečného plynu, když je balón zcela nafouknutý. Když se tak stane, tak se stoupání balónu zastaví a bude létat ve stálé výšce. Dochází jen k malým změnám výšek (+- 200m). Na udržení výšky má vliv i sluneční záření, protože když slunce zapadne, tak se ochladí plyn uvnitř balónu a ten začne klesat. Nadmořskou výšku lze tedy řídit ventily pro výfuk plynu (klesání) nebo upouštění šterku (udržení výšky nebo stoupání). Minimální dosažitelný tlak je 165 hPa, to je přibližně ve výšce 13 km.

Poté co balón vystoupá do požadované výšky, tak je určena minimální doba letu ve stále výšce na 3h v závislosti na směru a rychlosti větru. Let je ukončen pilotem tak, aby neopustil vyhrazenou přistávací plochu. Proto se doba letu balónu ve stále výšce mění, protože závisí na tom, kde se balón nachází a možnosti bezpečného návratu gondoly. [7]

D) Fáze klesání

K ukončení letu dojde tak, že je aktivována řezačka, která oddělí balón od závěsného systému. Poté se aktivuje systém padáků, který snese zbytek zpět na zem. Tento způsob není moc vhodný pro experimenty s mikrogravitací.

Po oddělení balónu následuje několikasekundový volný pád, než se padák nafoukne, tím dojde k vyvolání tahové síly náhlým zpomalením, která dosahuje několika g ve všech směrech.

Rychlost sestupu je na začátku poměrně vysoká kvůli řídké atmosféře. Blíže k zemi se však přiblíží k hodnotě 7 m/s. [7]

E) Přistání

Přistání se vždy plánuje na řídké osídlené oblasti a nejlépe bez vodních ploch. Rychlost přistání je přibližně 7 m/s. Proto se ve spodní části gondoly nachází materiál pohlcující náraz (podložka, airbag,...), která sníží náraz. Cílem je, aby přistání bylo co nejjemnější, aby nedošlo k poškození experimentů. Někdy se bohužel nepovede hladce přistát, při přistání na skalnatém prostředí má náraz velikost až 35g. Přistání do vody je velkým rizikem hlavně ve Švédsku a Kanadě, kde se tomuto snaží předejít předpovědí trajektorie klesání a místa přistání.

Bohužel se i stává, že gondola je při přistání otočená. [7]

3. Alternativní varianty

V současné době se většinou využívá pro sběr dat ze troposféry a stratosféry balónový systém, který má k sobě zavěšenou gondolu s měřicími zařízeními. Tento balón v určité nadmořské výšce praská nebo je let ukončen pilotem. Poté gondola klesá na padáku s dosednutím na zemi.

U alternativních variant by k měření potřebných a chtěných dat mohli sloužit HAPS (High altitude pseudo satellites), v doslovném překladu družice pro vysoké nadmořské výšky. Ty by mohly data sbírat delší časový úsek, mluvíme i o řádech měsíců či let. Navíc by mohly sloužit i k dalším účelům jako je telekomunikace, k pozorování, monitorování životního prostředí, vědecké využití, vojenské mise atd. Jedná se tedy v podstatě o bezpilotní letouny. Konstrukce těchto HAPS by mohla vycházet z již známých leteckých prostředků. První variantou bychom mohli tedy nazvat solární letadla. Druhou skupinu bych nazval aerostaty. [12]

1) Solární letadla

Jedná se o letouny poháněné solárním pohonem a jelikož nepotřebují k pohonu palivo, mohou zůstat ve vzduchu dlouhou dobu, měsíce či roky. Průkopníkem tohoto nápadu byla NASA – Helios a Piccardův solar impulse. Zájem o tyto solární letadla narostl kvůli vysokému využití. S prototypem přišel i Facebook ve svém projektu Facebook Aquila drone, kde byla snaha o

poskytnutí internetu na vzdálených místech. Nejdále v tomto odvětví je nejspíše Airbus se svým projektem Zephyr, kde již má několik vývojových variant a jednou z posledních je model Zephyr S viz. obr. 10. Zephyr S je vyroben z uhlíkového kompozitu. S hmotností nižší jak 75 kg a rozpětím křídel 25m může nést užitečné zatížení do hmotnosti 12kg do výšky 21km. V roce 2018 vydržel ve vzduchu 25 dní. Během tohoto testovacího letu byla vyzkoušena i jeho ovladatelnost, navigační systémy atd. Airbus pracuje na verzi Zephyr T, který by měl ve vzduchu vydržet déle a mít větší nosnost. [12][14]



Obrázek 10 Zephyr S [15]

- 2) Další projektem je AlphaLink z Německa, na kterém se pracuje již od roku 2012. Jedná se o myšlenku, že se k sobě spojí konci křídel několik bezpilotních letadel do velké formace. Integrovaný systém umožňuje jak kontrolu nad jednotlivými kusy, tak kontrolu celé konfigurace. Současný model AlphaLink X viz. obr. 11 se skládá z 10 bezpilotních letounů, které po spojení mají celkové rozpětí křídel 215m a schopnost přepravovat užitečné zatížení o hmotnosti 450 kg. S využitím solární energie je model schopný provozu celý rok. Navíc v případě nutnosti spojené s potřebnými opravami jednotlivých letounů apod., není nutné let přerušit. Jednotlivé letouny v konfiguraci se totiž mohou odpojovat a znovu se napojovat. Tudiž v případě závady, se letoun od konfigurace odpojí, přistane na určitém místě a po opravě se opět vrátí a připojí se k celku. [12][13][14]



Obrázek 11 AlhpaLink [16]

3) Aerostat

V tomto směru by se tedy jednalo o aerostat poháněný sluneční energií. Jedná se například o projekt Stratobus viz. obr. 12 společnosti Thales Alenia Space. Tento aerostat připomíná tvarem vzducholoď, která je 115m dlouhá a 34m široká. Disponuje snadnou říditelností a navíc může nést užitečné zatížení o hmotnosti 250kg. Pokud by se jednalo o elektronické aparatury, je navíc schopná jim dodávat až 5kW energie. První prototyp by měl být vyroben v roce 2023. [12][14]



Obrázek 12 Stratobus [12]

4) Projekt Loon

V roce 2013 přišla společnost Loon s projektem, který souvisí s poskytováním internetu pro všechny lidi na jakémkoliv místě. Princip je takový, že balón vynese zařízení do výšky přibližně 20 km kde setrvá určitou dobu. Zařízení

spolu poté navzájem interagují spolu s pozemní stanicí, která poté poskytne internet. Tohoto systému bylo již využito například v Peru a Portoriku po přírodních katastrofách. Dále se to zkoušelo v Keni kdy systém poskytoval internet o rychlosti 19 Mb/s. Od roku 2013 společnost vypustila 1750 takovýchto zařízení s odlítanými více jak 1 milionem hodin. Nejdelší dobu kdy balon se zařízením zůstal ve vzduchu bylo více jak 300 dní. [14]

4. Návrat užitečného zatížení

Po vystoupení užitečného zatížení do požadované výšky a jeho následného setrvání zde po určitou dobu, následuje snaha o jeho bezpečné navrácení a možnosti tak zpracovat získaná data.

K návratu užitečného zařízení lze použít několik návratových systémů. Ty jsou však omezeny specifickými faktory, jako měnící se hustota okolního vzduchu, omezená vynášecí hmotnost (vynášecí zařízení by nemuselo unést návratové zařízení) apod. Jednou z požadovaných vlastností je, aby takovýto návratový systém byl říditelný.

Hlavním cílem této práce je tedy přijít s návrhem návratového systému, který by byl říditelný, resp. aby bylo možné předem určit jeho místo přistání. Takovýto návratový systém bych rozdělil do dvou kategorií a to systém pro sestup a systém pro dopad. Hlavním rozdílem mezi těmito systémy je fakt, že zařízení uvedená v systému pro dopad by nebyla schopná užitečné zatížení snést z vysokých výšek či řídit jejich místo dopadu. Zatímco zařízení uvedená v systému pro sestup by byli schopné užitečné zatížení, jak snést, tak obstarat i dopad. Dopad by nicméně nebyl tak hladký („měkký“) jak u zařízení určená pro dopad. Jelikož užitečným zatížením se převážně myslí určité vědecké zařízení, které je velmi citlivé, tak kombinací těchto dvou systémů dostaneme návratový systém, který obstará jak říditelný sestup, tak i hladký dopad.

Mezi systém pro sestup bych zařadil následující členy: padák, kluzák, nafukovací křídlo a dron. V systému pro dopad to je: airbag, deformovatelný tlumič nárazu, raketový motor a speciální tlumič nárazu.

5. Sestup

5.1. Návratový systém – padák

5.1.1. Charakteristika a vlastnosti padáků

5.1.1.1. Historie

Padák je základní částí jakéhokoliv padákového návratového systému. Při výběru a návrhu systému musí být známy jejich výkonové charakteristiky. Začátkem 20. let 20. století byl používán kruhový plochý padák, který byl vyrobený z pevné textilní látky a sloužil k záchraně letců, sportovním seskokům a pro výsadek lehkých nákladů. V 30. letech armáda začala padák využívat k výsadekům vojáků a nákladů a sloužil i k zpomalení při přistávání letadel. Od 40. let se používaly jako návratový systém pro bezpilotní letadla, rakety a později k návratu kosmických lodí.

Tyto padákové aplikace vyústily v potřebu vývoje nových typů padáků. Nové typy padáků byly v porovnání s kruhovým plochým padákem lepší ve stabilitě, otevíracích silách a odporu. Některé typy padáků mohou být použity pro nadzvukové aplikace a jiné pro sestup v klouzavém režimu. Nicméně neexistuje padák, který by měl všechny tyto vynikající výkonové charakteristiky a proto je nezbytné vybrat správný typ pro požadovanou aplikaci. [17]

5.1.1.2. Typy padáků

Historickým i současným vývojem padáků se navrhlo mnoho geometricky rozlišných typů, které mají své uplatnění v mnoha aplikacích. Tyto typy se od sebe liší vlastnostmi, které jsou schopné poskytnout.

Mezi tyto typy patří:

- a) Kuželový, polosférický a čtvrtsférický tvar
- b) Obdelníkový nebo trojúhelníkový tvar
- c) Padák typu křídlo
- d) Anulární tvar
- e) Rotující padáky
- f) Křížový padák

Na obrázcích jsou znázorněny některé typy provedení.



Obrázek 14 Polosférický padák [18]



Obrázek 13 Anulární padák [19]



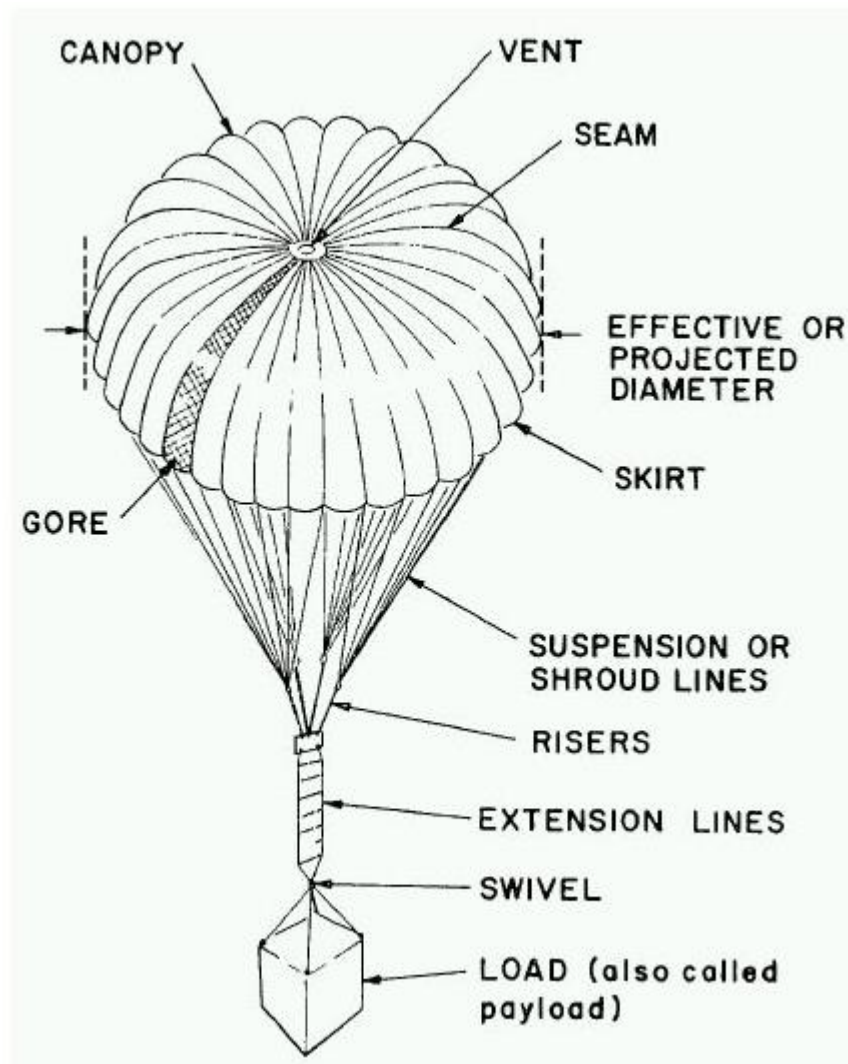
Obrázek 16 Padák typu křídlo [20]



Obrázek 15 Cluster [21]

5.1.2. Popis a geometrie padáků

5.1.2.1. Jednotlivé části padáku



Obrázek 17 Popis padáku [22]

Popis obrázku:

Canopy – vrchlík

Vent – ventilační otvor

Gore – segment (jádro)

Skirt - závěs

Effective or projected diameter – efektivní či projektovaný průměr

Payload – užitečné zatížení (náklad)

Seam – švy

Swivel - obrtlík

Suspension or shroud lines – závěsná lana

Risers - závěs

Extension lines – prodlužovací lana

5.1.2.2. Geometrie padáku

Konstruovaný tvar

Návrh a profil sloupce definuje konstruovaný průměr a průřez vrchlíku padáku D_c neboli konstruovaný průměr, lze získat z výkresu konkrétního padáku [17]

Nominální průměr D_o

Nominální průměr D_o , lze vypočítat z celkové plochy povrchu vrchlíku S_o , včetně plochy větracího otvoru a ostatních otvorů viz. rovnice 8. [17]

$$D_o = \sqrt{\frac{4 \cdot S_o}{\pi}} = 1,1284 * \sqrt{S_o} \quad (8)$$

Konstrukční průměr D_p

Konstrukční průměr D_p , lze vypočítat z nafouknuté plochy S_p . Tato plocha se měří například při zkouškách v aerodynamickém tunelu. Velký konstrukční průměr D_p bude mít za následek velký koeficient odporu C_{D_o} . Poměr konstrukčního průměru ku nominálnímu průměru (D_p / D_o) je ukazatelem účinnosti odporu padáku. Čím větší tento poměr je, tím větší je koeficient odporu. [17]

Koeficient odporu C_{D_o}

Koeficient odporu C_{D_o} je vztažen k celkové ploše vrchlíku S_o . Udává, jak efektivně vrchlík padáku produkuje odpor s minimální plochou látky, čímž minimalizuje hmotnost a objem. [17]

Koeficient otvírací síly C_x

Koeficient otvírací síly C_x , označuje poměr mezi okamžitou otevírací silou a ustálenou odporovou silou při konstantní rychlosti [17]

Průměrný úhel oscilace

Úhel oscilace se obvykle měří při zkouškách ve větrném tunelu nebo během zkoušek u volného letu. Oscilace se liší v závislosti na rozměrech padáků a rychlosti klesání. Velké padáky oscilují oproti malým padákům méně. [17]

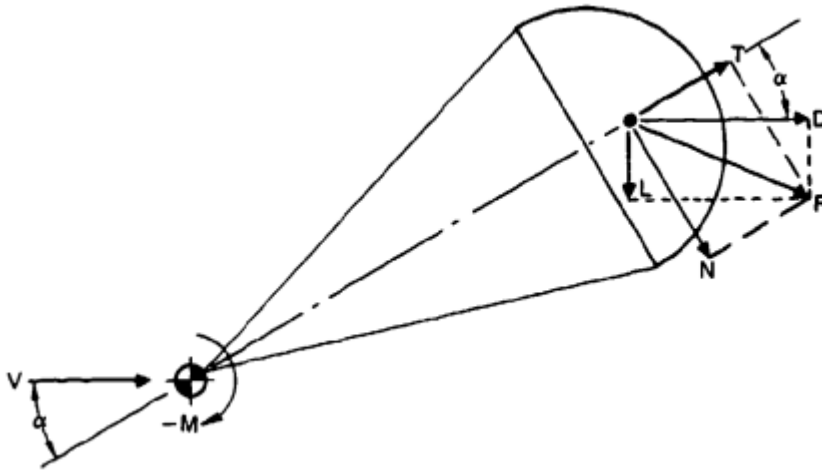
Tyto zmíněné veličiny pro konkrétní padáky lze dohledat ve zmíněné literatuře viz. [17]. Slouží k návrhu geometrie padáku.

5.1.2.3. Rovnováha sil v ustáleném režimu klesání

Používají se dvě souřadnicové soustavy, které slouží k určování sil a momentů během ustáleného režimu klesání. Těmito souřadnicovými soustavami jsou:

- Souřadnicová soustava aerodynamická – Zde odporová síla D působí v ose vektoru rychlosti. V kolmé ose na ni působí síla vztlaková L .
- Souřadnicová soustava absolutní – Zde působí tangenciální síla T ve směru osy symetrie. V kolmé ose na ni působí síla normálová N

Výsledná síla R a velikost momentu M je v obou souřadnicových soustavách stejná jak z hlediska orientace, tak i velikosti. Mezi těmito soustavami se nachází úhel α známý jako úhel náběhu. Pokud úhel náběhu $\alpha = 0$, tak jsou souřadnicové systémy totožné (jedná se o případ, kdy padák klesá kolmo k zemi). [17]



Obrázek 18 Souřadnicová soustava padáku [17]

Matematický zápis sil:

Tangenciální síla:

$$T = C_T * S * q \quad (9)$$

Normálová síla:

$$N = C_N * S * q \quad (10)$$

Vztlaková síla:

$$L = C_L * S * q \quad (11)$$

Odporová síla:

$$D = C_D * S * q \quad (12)$$

Nebo:

$$D = T * \cos(\alpha) + N * \sin(\alpha) \quad (13)$$

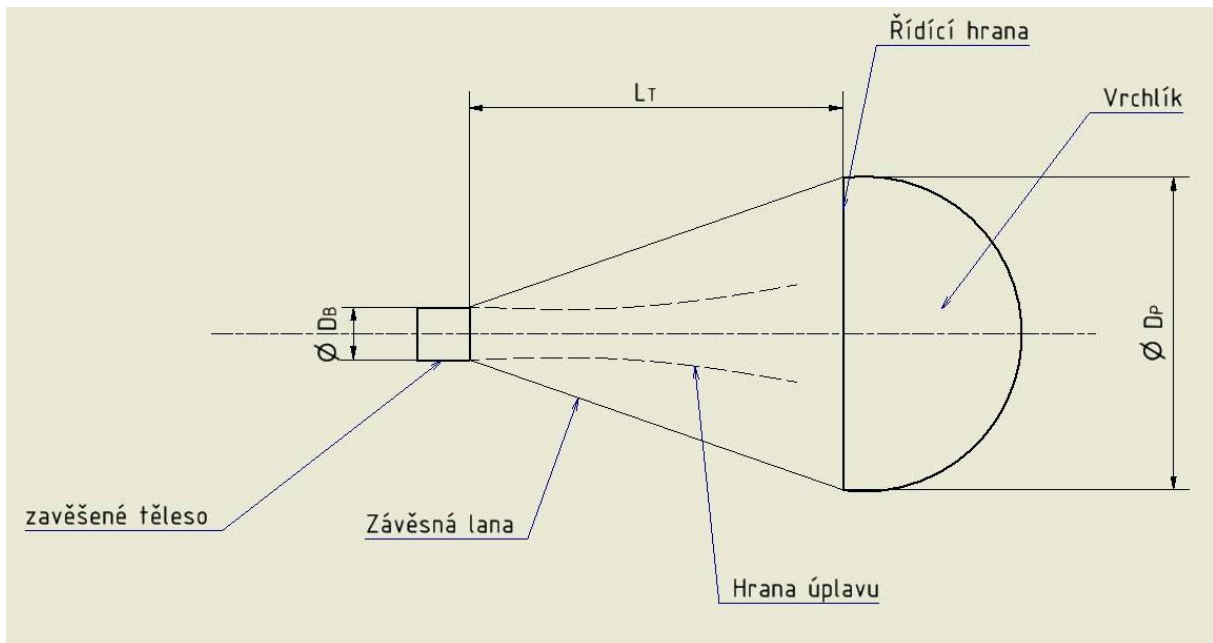
kde:

- C_T koeficient tangenciální síly [-]
- C_N koeficient normálové síly [-]
- C_L koeficient vztlakové síly [-]
- C_D koeficient odporové síly [-]
- q dynamický tlak [N/m^2]
- S plocha padáku [m^2]

5.1.3. Forebody efekt

Jedná se o vliv zavěšeného tělesa na padák.

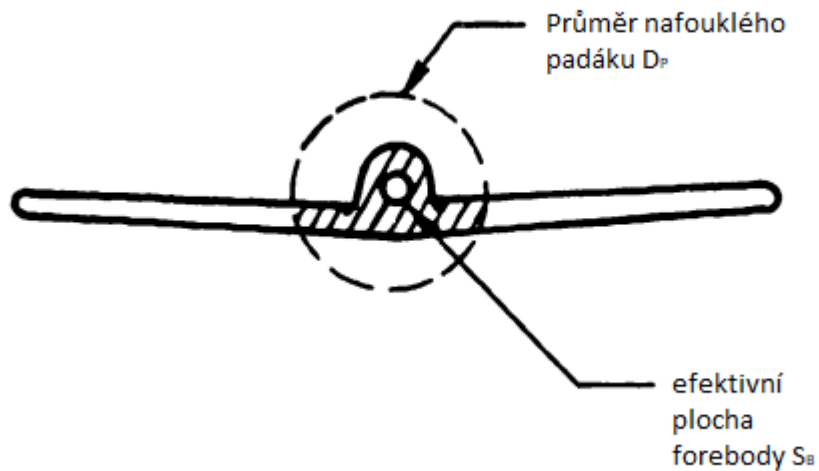
Každé zavěšené těleso pod padákem (známé jako forebody) vytváří při klesání úplav, který ovlivňuje chování padáku. Velikost úplavu závisí na vztahu průměru nafouknutého průměru D_P k průměru forebody D_B a na vzdálenosti mezi zavěšeným tělesem a řídicí hranou nafouklého padákového vrchlíku. V úplavu je nižší proudnicová rychlost a nižší dynamický tlak než v okolním proudu vzduchu. [17]



Obrázek 19 Forebody efekt

Forebody efekt můžeme zanedbat, pokud průměr D_B je výrazně menší než průměr D_P a pokud je vzdálenost zavěšení L_T dostatečně velká. V testech, které provedla NASA a Wright Field ve vertikálních větrných tunelech se ukázalo, že vzdálenost, L_T , kdy se má padák otevírat, je rovna přibližně 4x, lépe 6x průměru zavěšeného tělesa. V této vzdálenosti by měl být již uklidněný proud vzduchu. Toto pravidlo šestinásobku průměru forebody se využilo např. při misích Apollo a jiných projektech.

Nicméně mnoho zavěšených těles nemá přesně kruhový tvar. Proto se plocha tělesa převádí na kruhovou plochu, jak je patrné na obr. 20. [17]



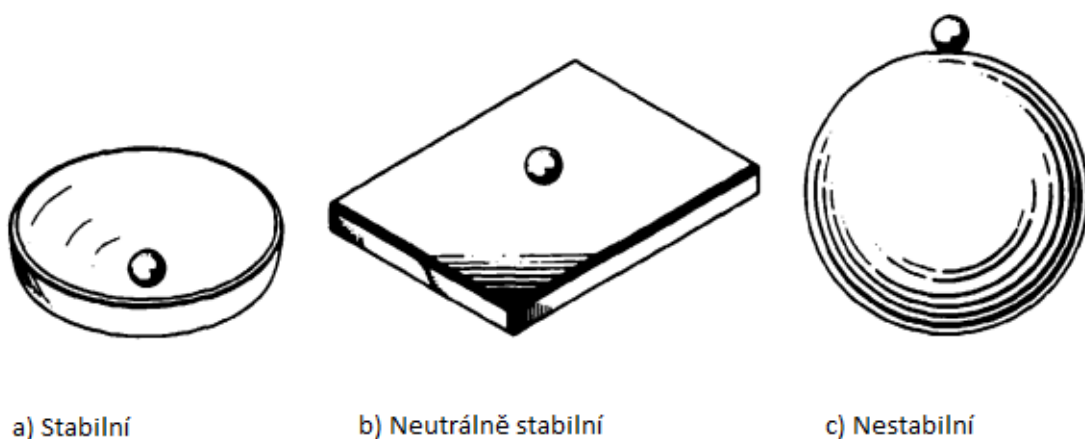
Obrázek 20 Nekruhové forebody [17]

Poté co zjistíme efektivní plochu forebody S_B , můžeme určit průměr D_B dle vztahu 14:

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \cdot S_B}{\pi}} \quad (14)$$

5.1.4. Stabilita padákových systémů

Na stabilitu lze nahlížet jako na tendenci tělesa se vrátit do rovnovážného stavu, poté co z něho bylo vnější silou vychýleno. Tento jev lze snadno demonstrovat na příkladech uvedených na obr. 21.



Obrázek 21 Případy stability [17]

Rozlišujeme stabilitu statickou a dynamickou

a) Statická stabilita

Příklad statické stability máme uvedený na obr. 21. V případě varianty a) je znázorněn stabilní stav, kdy se kulička po vychýlení vlivem gravitace vrátí do středu konkávní misky.

Ve variantě b) je znázorněn neutrálně stabilní stav, kdy je kulička umístěna na ploché ploše a po vychýlení nemá tendenci se vrátit do své původní polohy.

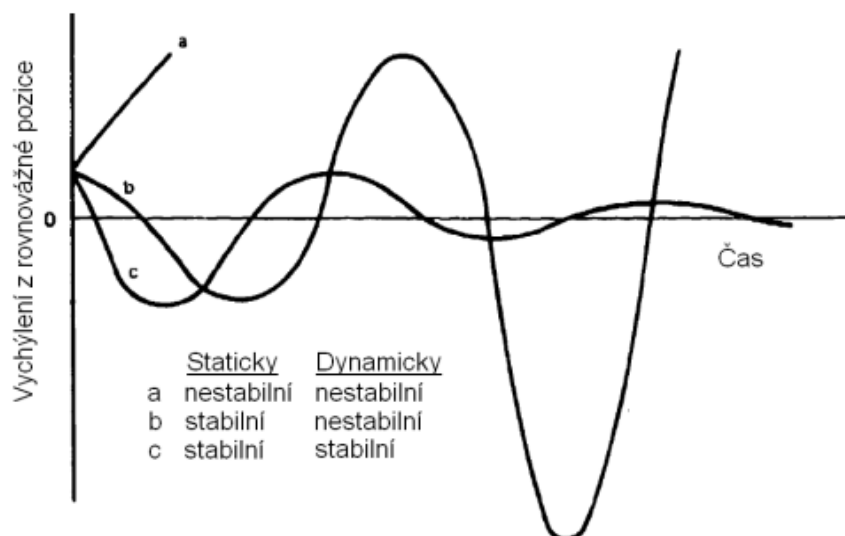
Ve variantě c) je znázorněn nestabilní stav, kdy je kulička umístěna do rovnovážného stavu na vrcholu větší koule. Jakékoliv vychýlení menší kuličky způsobí, že se bude neustále pohybovat od své původní polohy. [17]

b) Dynamická stabilita

Dynamická stabilita se týká pokračujícího pohybu pohybujícího se tělesa a lze ji ilustrovat jako kuličku v konkávní misce, jak je na obr. 22. Třecí síly na kuličku vždy působí v opačném směru, než je její pohyb. Tyto třecí síly spolu s gravitační složkou způsobují, že má kulička tendenci oscilovat s klesající amplitudou, dokud nedosáhne statické stability. Tento stav se taktéž nazývá dynamická stabilita.

Pokud by aerodynamický odpor vzduchu a mechanické tření byli nulové, neexistovala by žádná tlumící síla. To by způsobilo, že po působení vnější síly by kulička měla tendenci oscilovat s konstantní amplitudou. Jednalo by se o neutrálně dynamicky stabilní stav.

Dynamicky nestabilní stav by nastal, pokud by kulička oscilovala se stále zvyšující se amplitudou. [17]



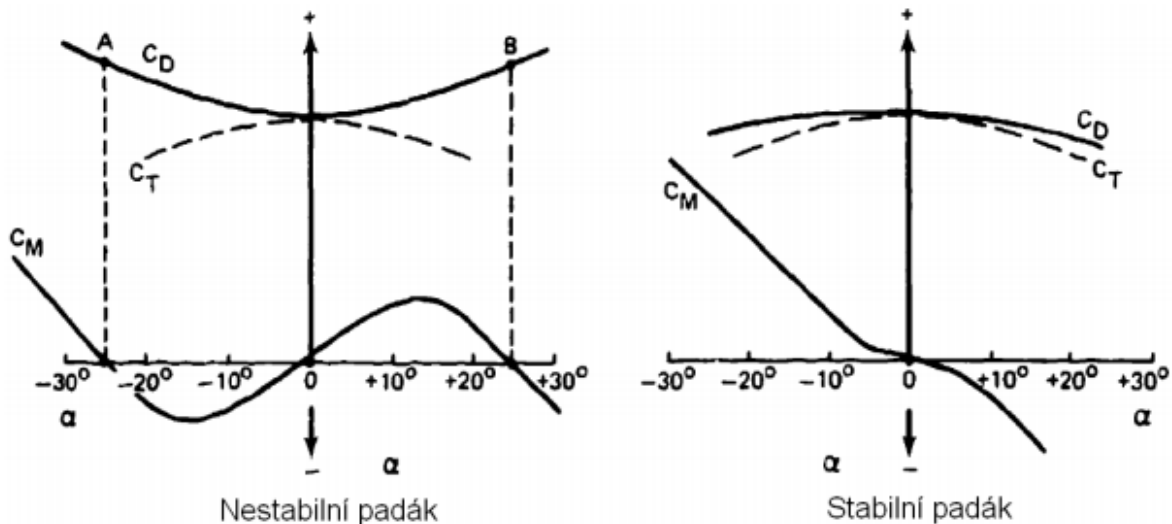
Obrázek 22 Dynamická stabilita [17]

Stabilita padáku

Stabilitu padáku lze popsat stejně jako u tělesa jako tendenci vrátit se do rovnovážného stavu, poté co z něho byl vnější silou vychýlen.

Stabilitu padáku lze posuzovat dle gradientu koeficientu klopivého momentu C_m a úhlu náběhu α .

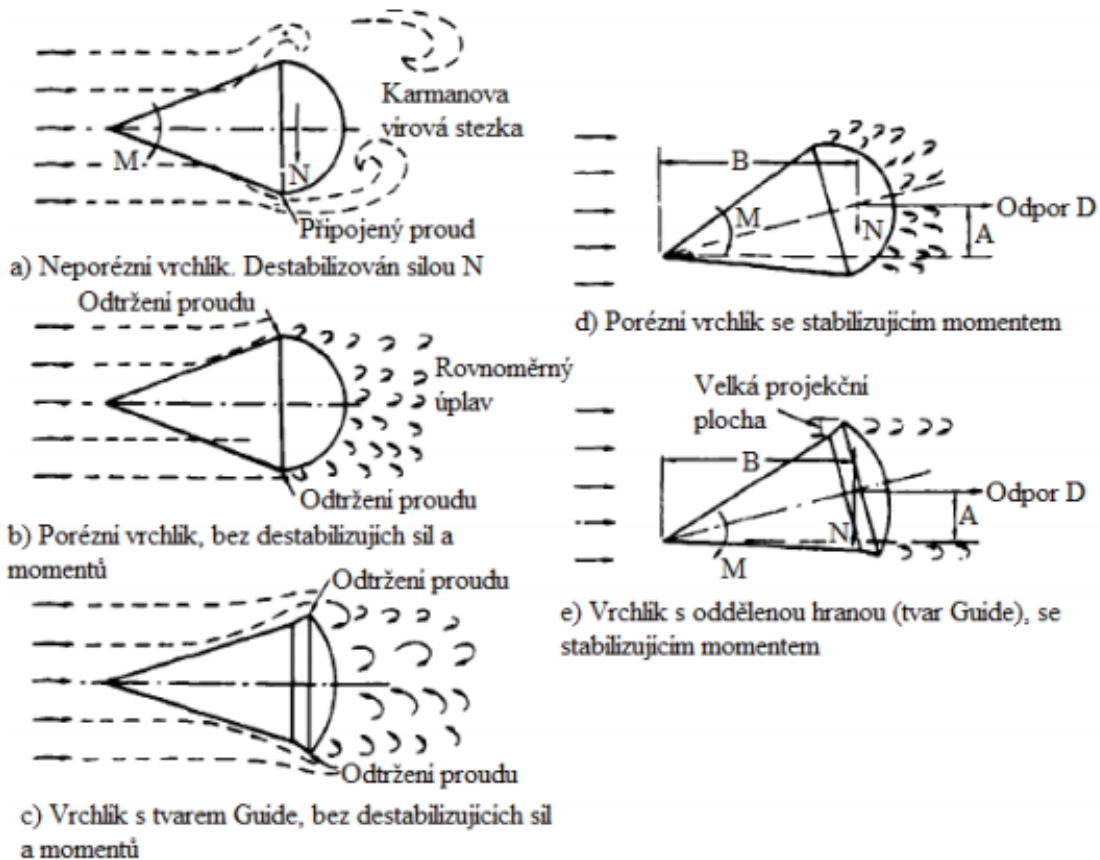
Čím strmější je negativní sklon $\partial C_m / \partial \alpha$, tím větší je stabilizační tendence padáku a má lepší tlumící schopnosti. [17]



Obrázek 23 Koeficient momentu k úhlu náběhu [17]

U nestabilního padáku je poměr $\partial C_m / \partial \alpha$ kladný v rozsahu $\pm 25^\circ$, což je i rozsah, při kterém bude padák oscilovat. U stabilních padáků je poměr $\partial C_m / \partial \alpha$ záporný v celém rozsahu úhlů náběhu. [17]

Stabilitu padáku také ovlivňuje proudění vzduchu kolem něho. Na obr. 24 jsou znázorněny některé typy padáků a příklady proudění kolem nich.



Obrázek 24 Znázornění proudění kolem různých typu padáků [17]

Popis obrázku:

- Znázorňuje proudění kolem neporézního vrchlíku. Proud vzduchu nemůže projít skrze vrchlík, proto se rozděluje a odtrhává na řídicí hraně vrchlíku. Tímto na stranách vrchlíku vznikají střídavé víry, kterým se nazývají Karmanovy vírové stezky. Jelikož na opačných stranách dochází k těmto střídavým odtrháváním tlakových polí, které se opakují, tak způsobují oscilaci padáku. [17]
- Znázorňuje žebrované a slotové padáky, kde proud vzduchu může projít skrze vrchlík a tím se vytváří malé rovnoměrné víry. Tímto se omezuje vznik Karmanovy vírové stezky a padák lépe tlumí oscilace. Ve variantě d) je znázorněno, jak se zde vytváří stabilizující moment M [17]
- Znázorňuje vrchlík s tvarem „guide“, který má ostrou náběžnou hranu vrchlíku. Na řídicí hraně díky tomu vzniká rovnoměrně odtržený proud. Vystoupilá plocha vytváří velkou stabilizující normálovou sílu N. Tato normálová síla N spolu s odporem D, vytvářejí stabilizující moment M. Toto je patrné na variantě e) [17]

5.1.5. Řiditelné padáky

Za říditelné padáky se považují takové padáky, které mohou klouzat a otáčet se a tím poskytnout schopnost létat k pozemnímu cíli či k vybrané přistávací ploše.

5.1.5.1. Historie

Snaha o říditelné padáky byla již od samotného počátku vzniku padáku. K prvnímu zdokumentovanému pokusu o říditelný padák došlo v roce 1856, ale během testování se parašutista zabil. Stejně dopadl i další pokus v roce 1887.

V roce 1929 byl vynalezen první říditelný padák, jednalo se o Hoffmanův trojúhelníkový padák. Během druhé světové války vyvinuli Britové padák s prázdným jádrem, měl kruhový vrchlík a ve vybraných jádrech chyběla látka. Ovládání otáčení bylo zajištěno řídicími lany a deformací vrchlíku. Nejznámějším padákem tohoto typu byl MC1-1B viz obr. 25, což byl upravený výsadkářský padák T-10. [17]



Obrázek 25 Padák MC1-1B [23]

Zvýšení manévrovacích vlastností se dosáhlo u francouzského padáku LeMoigne, který kombinoval několik aerodynamicky tvarovaných otvorů ve vrchlíku se stabilizačními lopatkami a s řídicími lany. [17]

Vývoj říditelných padáků byl urychlen zvyšující se popularitou u sportovních seskoků a snahou při kosmických misích s lodí přistát na zemi spíše než v oceánu. [17]

Pro říditelné padáky byly sestaveny požadavky jak pro sportovní, tak kosmické využití:

1) Sportovní

- Klouzavost L/D lepší jak 1,5
- Pro otáčení o 180° by měla rychlost otáčení být 3s či méně
- Rychlé a rovnoměrné otevírání s otevírací silou omezenou na ekvivalent 10g či méně

2) Kosmické přistání

- Schopnost klouzat směrem k a přistát na předem vybrané přistávací ploše
- Schopnost přistávat při přízemním větru o rychlosti 55,56 km/h
- Schopnost vyhnout se pozemním překážkám jako jsou silnice či vedení vysokého napětí
- Schopnost omezit přistávací sílu na 3-4g a dopadovou sílu při přistání na 4g
- Schopnost přistávat za každého počasí a to ve dne i v noci

Tyto požadavky, hlavně ty pro kosmické přistání, vedly k vývoji mnoha typů říditelných padáků. Mezi ně patří rogala, klouzavé padáky (Barish sailwing), padáky ve tvaru křídla atd.



Obrázek 26 rescue-rogallo-777-x-curve [24]

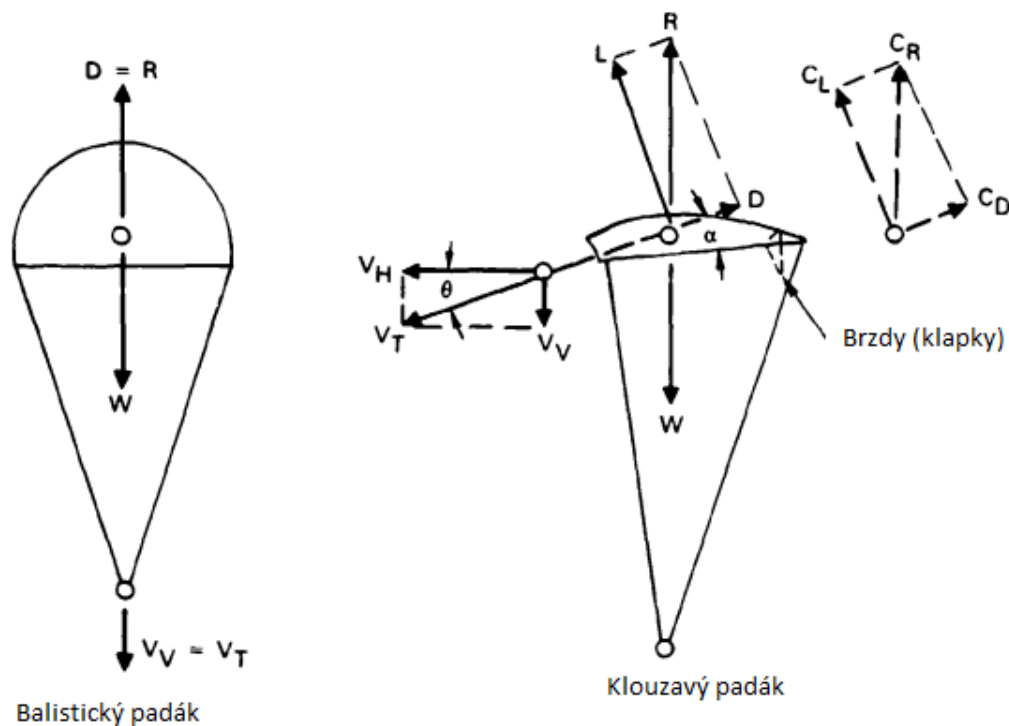


Obrázek 27 BarishSailwing [25]

5.1.6. Vlastnosti říditelných padáků

5.1.6.1. Vztlak a odpor

Vztlak a odpor u hi-glide padáků lze analyzovat stejným způsobem jako se analyzuje u štíhlých křídel. Na obr. 28 je ukázán rozdíl mezi rovnováhou sil u balistického a klouzavého padáku. Balistický padák má pouze odporovou sílu, klouzavý padák potřebuje i vztlakovou sílu. S vyšším poměrem L/D roste klouzavost padáku. Při designu těchto padáků je nutné volit profil křídla s dobrým stupněm klouzavosti. Další důležitou charakteristikou křídla je, aby mělo nekritické ustálené chování. Při výpočtech klouzavosti je nutné do výpočtů zahrnout i odpor který produkují lana, payload a další části padákového systému, který se označuje jako parazitní odpor. [17]



Obrázek 28 Balistický padák vs. Klouzavý padák [17]

$$\text{Klouzavost} = L/D = C_L/C_D * v_H/v_V$$

$$\text{Horizontální rychlost } v_H = v_T * \cos\theta$$

$$\text{Vertikální rychlost } v_V = v_T * \sin\theta$$

$$v_T = \sqrt{\frac{2*W}{\rho*S}} * \sqrt{\frac{1}{c_R}} \quad (15)$$

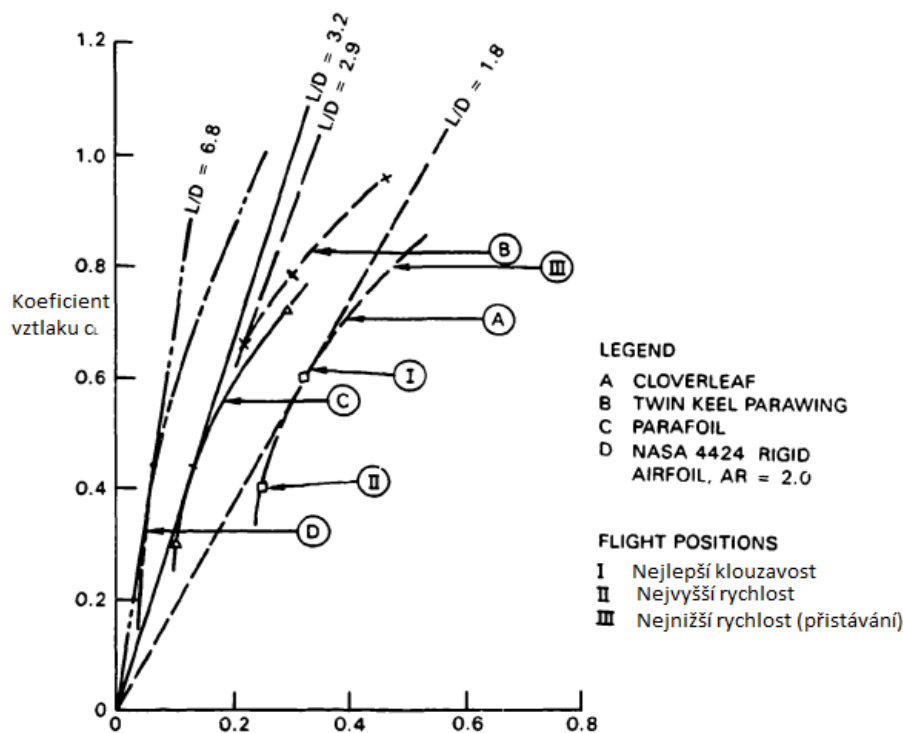
$$c_R = \sqrt{c_L^2 + c_D^2} \quad (16)$$

kde:

L	vztlak
D	odpor
C_L	koeficient vztlakové síly [-]
C_D	koeficient odporové síly [-]
R	výsledná síla
W	celková hmotnost
v_T	celková rychlost
v_v	vertikální rychlost
v_H	horizontální rychlost

U letadel se výška a rychlost mění pomocí výškovky a motoru. Toto však u klouzavých padáku není možné kvůli nedostatku energie a kvůli velké vzdálenosti mezi středem aerodynamických sil a těžištěm celkového systému. Padák letí pod fixním úhlem, zvaný trim angle. Tento úhel je obvykle úhel optimální klouzavosti. Pro změnu úhlu náběhu je nutné změnit polohu a délku závěsných lan během letu, což je ovšem technicky velmi obtížné. Některé hi-glide padáky používají klapky pro vztlak a omezení kontroly klouzavosti. [17]

Na obr. 29 je zobrazen diagram C_L/C_D a poměry klouzavosti 4 padákových systémů, kterými jsou cloverleaf, parawing, parafoil a pevné křídlo s profilem NASA 4424. Ve všech případech je hodnota štíhlosti rovna 2. Systém s pevným křídlem dosahuje stupně klouzavosti 6,8 což je optimální pro bezmotorové klouzavé systémy. Parafoil dosahuje hodnoty 3,2, parawing 2,9 a cloverleaf 1,9.



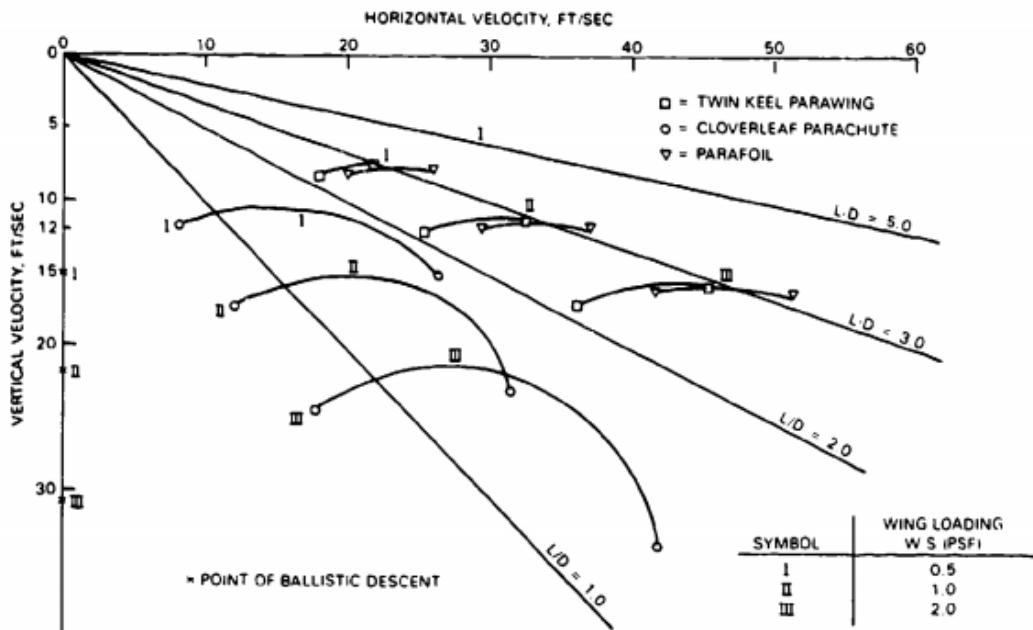
Obrázek 29 Graf C_L ku C_D [17]

Pro tuhá křídla a klouzavé padáky se v C_L/C_D diagramu nachází 2 zajímavé body a to bod optimální klouzavosti a bod maximálního vzlaku.

Zvyšováním štíhlosti křídla (padáku) dochází ke snižování indukovaného odporu a k zvyšování klouzavosti. Štíhlejší křídlo však vyžaduje větší počet zavěšovacích lana, která musí být delší a to má za následek zvyšující se odpor. Navíc štíhlejší křídla se navíc hůře rozkládají a jsou méně ovladatelná atd. Jako optimální štíhlost se jeví hodnota 3. [17]

5.1.6.2. Výkon padákového systému

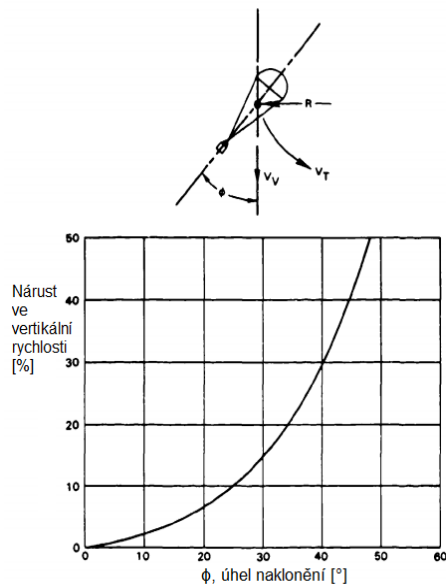
Na obr. 30 je znázorněno srovnání klouzavosti cloverleaf, parawing a parafoil versus zatížení křídla padáku, W/S - kde W je celková hmotnost systému a S je jednostranný povrch padáků. V diagramu se bere v potaz, že padák létá pro všechny úhly náběhu (zkoušky v aerodynamických tunelech), ale ve skutečnosti víme, že klouzavé padáky jsou konstruovány pro jeden určitý trim angle a úhel náběhu se mění pomocí klapek. To poskytuje konstrukcím cloverleaf a parafoil větší rozsah jak u parawing. Rychlost letu se mění s druhou odmocninou zatížení křídla. Zvýšení zatížení křídla mírně snižuje klouzavost z důvodu proporcionálního navýšení parazitního odporu. [17]



Obrázek 30 Srovnání klouzavosti [17]

5.1.6.3. Ovládání zatáčení a přistání

Všechny hi-glide padáky používají k ovládnutí zatáčení vychýlení konců křídel nebo vychýlení klapek. Dochází ke snížení vztlačku a zvýšení odporu na vnitřním křídle, což způsobí jeho náklon a otočení. Tento jev poskytuje vynikající kontrolu zatáčení u všech klouzavých padáků. Nicméně naklonění křídla zvyšuje vertikální rychlost o kosinus úhlu naklonění. Proto by k přistávání mělo docházet kolmo k zemi. Závislost mezi úhlem naklonění a navýšením vertikální rychlosti je uvedeno na obr. 31. [17]



Obrázek 31 Navýšení vertikální rychlosti vzhledem k úhlu naklonění [17]

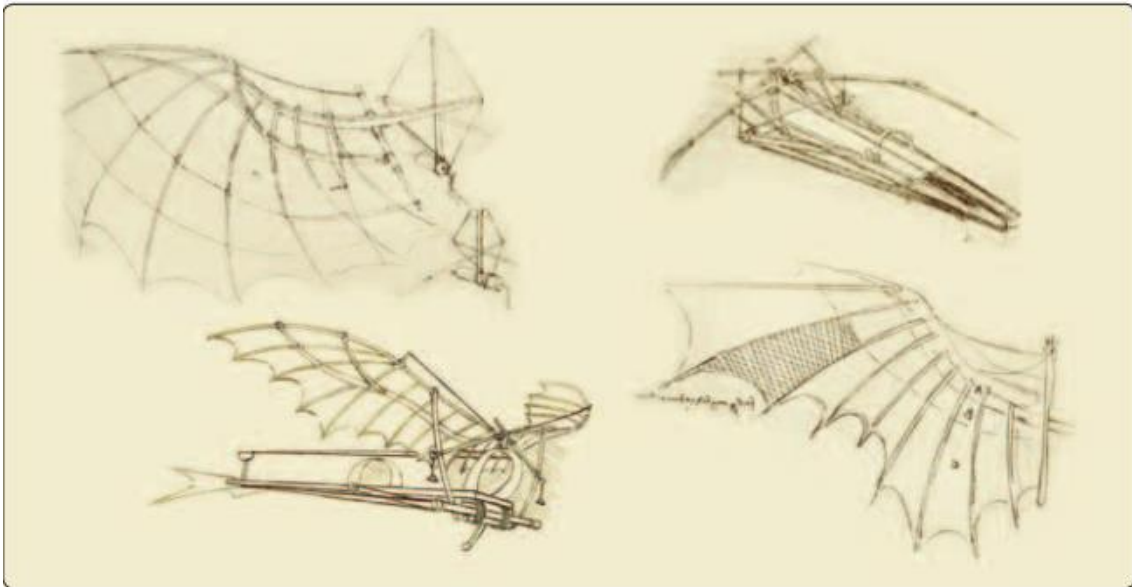
5.1.7. Zhodnocení

Návratový systém v podobě padáků nabízí jednoduchý způsob, jak navrátit užitečné zatížení z určitých výšek. Padák umožňuje skloubit dohromady jak fázi sestupu, tak dopadu. Klasický kruhový padák nenabízí možnost dobré říditelnosti, nicméně říditelný klouzavý padák tuto možnost zajišťuje. Dopad by mohl být padákem také realizovatelný, ale ten by nebyl příliš měkký a to by mohlo způsobit poškození užitečného zatížení.

5.2. Kluzák

5.2.1. Historie

Už od nepaměti lidé snili o létání a při vytváření návrhů se pokoušeli napodobit let ptáků. Již Leonardo da Vinci v 15. století ve svých rukopisech načrtl vizi létajícího stroje viz. obr. 32. Jednalo se o návrhy ornitoptéry s pohybuujícími se křídly, poháněnými lidskou silou. Po uplynutí několika století však vyšlo najevo, že člověk by takový let nezvládl. Až roku 1799, Sir George Cayley z Yorkshire v Anglii vymyslel plavidlo se stacionárními křídly, která byla schopná zajistit potřebný vztlak, klapkami poskytujícími tah a pohyblivým ocasem zajišťující ovladatelnost. [26][27]



Obrázek 32 Ornitoptéra, Leonardo da Vinci [26]

Za průkopníka letu lidí se však považuje Němec Otto Lilienthal, který je znám jako Král kluzáků. Začátkem roku 1891 byl prvním, kdo provedl dobře zdokumentované, opakované a úspěšné klouzavé lety, tím, že navázal na experimentální pokusy Sira G. Cayley. Začátkem 20. století s kluzáky a klouzavými lety experimentovali bratři Wrightové. Během experimentování s aerodynamikou vyvinuli řadu kluzáků, což bylo zásadní pro vývoj funkčního řídicího systému. Mnoho historiků spolu s Wrighty poukázalo na to, že jejich „herním plánem“ bylo naučit se řídit let a stát se tedy piloty, zatímco ostatní spěchali s tím, aby přidali pohon, aniž by vylepšili řízení letu. Roku 1903 bratři Wrightové dosáhli motorového letu. Let trval něco málo přes minutu a docíleno toho bylo nasazením motoru na jejich nejlepší kluzák. V roce 1911 Orville Wright stanovil světový rekord v délce letu bezmotorovým plavidlem po dobu 9 min a 45s.

Ve 20. letech sportovní plachtění zažilo další pokrok. Návrhy kluzáků byly urychleny vývojem v Německu, kde bylo Versailleskou smlouvou zakázáno létání s motorovými letadly. Díky výsledkům výzkumu atmosférických jevů se také přišlo na to, jak pracovat se

Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

vztlakem a tím navýšit výšku a cestovní vzdálenosti. Roku 1921 Dr. W. Klemperer zlomil světový rekord v délce letu bratrů Wrightů - jeho let trval 13 min. Povedlo se mu to díky využití svahového proudění. Rakušan R. Kronfeld v roce 1928 poukázal na možnost využití teplotního vztlaku k navýšení letové výšky kluzáku.

Během 60. až 80. let nastal rychlý růst, kdy během tohoto období došlo k obnovení výzkumu a využití závěsných kluzáků a ultralehkých letadel. Zasloužili se o to hlavně nové materiály a lepší pochopení aerodynamiky nízkých rychlostí.

Koncem 90. let se letectví stalo běžnou záležitostí pro cestování a stalo se i kritickým faktorem pro světovou ekonomiku. Moderní vysoko výkonnostní kluzáky se vyrábějí z kompozitních materiálů a využívají výhod z vysoce propracované aerodynamiky a řídicích systémů. Dnešní piloti využívají sofistikované vybavení jako GPS a variometry, které jsou integrované do počítačů, což jim umožňuje plachtit dále, rychleji a výše než kdy dříve. [26][27]

5.2.2. Glider nebo Sailplane?

Federální letecký úřad (FAA) definuje kluzák jako letadlo těžší vzduchu, které je za letu podporováno dynamickou reakcí vzduchu na vztlak produkující plochy a jehož volný let nezávisí na použití motoru viz. obr. 33. Termín „glider“ se používá jako označení kvalifikace, kterou lze uvést na osvědčení pilota, jakmile úspěšně složí praktické zkoušky a prokáže požadovanou znalost kluzáků. [26][28]



Obrázek 33 Kluzák [26]

Dalším široce přijímaným termínem používaným v průmyslu je takzvaný „sailplane“. Sailplane je kluzák (letadlo s pevným křídlem těžším než vzduch), který je navržený k letu tak, aby k získávání výšky využíval pouze přírodní síly jako jsou teplotní a svahové proudění

viz. obr. 34. Starší kluzáky, a ty které používala armáda, nebyly konstruovány k tomu, aby navyšovaly nadmořskou výšku letu. Oproti tomu moderní kluzáky jsou konstruovány tak, aby nabíraly nadmořskou výšku v různých vztlakových podmínkách. Některé kluzáky jsou vybaveny udržujícími motory, které umožňují let v ustálené výšce, lehkém klesání nebo v oblastech sestupného proudění vzduchu. Sofistikovanější kluzáky mohou mít motory, které jsou dostatečně silné k tomu, aby bylo s kluzákem možné vzletávat a stoupat. V obou případech jsou pohonné jednotky a vrtule navrženy tak, aby během letu byly zastavitelné a zasouvací do těla kluzáku, aby si kluzák udržel vysokou účinnost nezbytnou pro bezmotorový let. [26]



Obrázek 34 Sailplane [26]

Klouzání, tj. létání na „glider“ nebo na „sailplane“ je poměrně snadné se naučit. Složitější je stoupaní resp. získávání nadmořské výšky a cestování bez síly (tahu). Kluzáky byly navrženy tak, aby poskytovaly krátký let z kopce dolů na přistávací plochu. Jelikož jejich křídla poskytovala relativně nízký vztlak a vysoký odpor, tak nebyly vhodné pro dlouhotrvající lety využívající atmosférické vztlakové síly. První kluzáky hrály důležitou roli v leteckém výcviku, protože se snadno a levně stavěly. Dnešním nejnámějším kluzákem je raketoplán, který doslova klouže zpět na Zem. Raketoplán stejně jako kluzák nedokáže udržet let na dlouhou dobu.

Samo-vzletové kluzáky jsou vybaveny motory, v případě kdy jsou motory vypnuty, tak kluzáky vykazují stejné letové vlastnosti jako bezmotorové kluzáky, viz obr. 35. Motor jim umožňuje vzletnout vlastní silou. Pilot tento motor může po vzletu vypnout. [26]



Obrázek 35 Samo-vzletový kluzák [26]

5.2.3. Komponenty a systémy

5.2.3.1. Design kluzáků

Dříve se kluzáky vyráběly ze dřeva s kovovým upevněním, vzpěrami a ovládacími kabely. Trupy se dělaly z ocelových trubek potažené látkou, které byly připevněny k dřevěným křídlům. Nyní se k výrobě lehčích a pevnějších kluzáků používají materiály jako jsou uhlíková vlákna, skleněná vlákna, vyztužené plasty (např. GRP) nebo Kevlar. Sklolaminát se využil již v roce 1957 na kluzák Akaflieg Stuttgart FS-24 Phönix viz obr. 36. Sklolaminát se využívá i dnes kvůli vysokému poměru pevnosti ku hmotnosti a kvůli schopnosti poskytnout hladký exteriér ke snížení odporu. Snížení odporu se docílilo i aerodynamičtějšími tvary a výsuvnými podvozký. Poté co se technologie zlepšila, tak se na odtokové hrany kluzáků přidávaly klapky ke snížení odporu a snížení přistávací rychlosti. [26]



Obrázek 36 Akaflieg Stuttgart FS-24 Phönix [26]

Většina vysoce výkonových kluzáků je vyráběna z kompozitních materiálů, které mají na povrchu gelový povlak namísto využití kovu či dřeva. Tento gel je citlivý na poškození jak od ultrafialového (UV) záření ze slunce tak i od dlouhodobého působení vlhkosti. Proto je nezbytné se o něj starat. Životnost gelu je ovlivněna i změnami teplot při létání z vysokých výšek do nižších. Kompozitní kluzáky se zdají být náchylnější k třepetání než kovové kluzáky. Třepetání je funkcí skutečné rychlosti letu. Vlastnosti kluzáku se zlepšují s každou novou generací nových materiálů a vývojem a vylepšením aerodynamiky. Jedním z měřítek výkonosti kluzáků je klouzavost. Například poměr klouzavosti 30:1 znamená, že kluzák při klidném větru urazí vzdálenost 30 ft (9,144m) přičemž ztratí jen 1 ft. (0,3048m) nadmořské výšky.

Kvůli aerodynamické účinnosti, která hraje velkou roli ve výkonosti kluzáků, mají kluzáky aerodynamické vlastnosti, které u jiných letadel zřídka nalezneme. Plochy křídel jsou tvarovaná pomocí forem, které poskytují velkou přesnost. Poté jsou plochy vysoce leštěny a natřeny gelovým povlakem (sprej se skleněnými vlákny/tmel). Některé kluzáky mají na koncích křídel instalovaná křídélka. Křídélka jsou navržena tak, aby snížila odpor vzduchu a zlepšila ovladatelnost. Výrobci používají speciálně navržená těsnění v blízkosti řízení letu (tj. u křídélek, směrovy a výškovky), aby zajistili co nejvyšší aerodynamiku letounu. Tato těsnění zabraňují proudění vzduchu v opačném směru v prostoru mezer mezi ovládacími plochami, kde by se tvořila turbulentní oblast.

Dalším technicky vyspělým designem je použití takzvaného stěrač hmyzu viz. obr. 37. Instalují se například na křídla, aby během letu stírali hmyz, který narušuje plynulé proudění vzduchu kolem křídla. Stěrač se posunuje tam a zpět podél náběžné hrany. Ovládá se buď elektrickými motorky nebo aerodynamicky. [26]

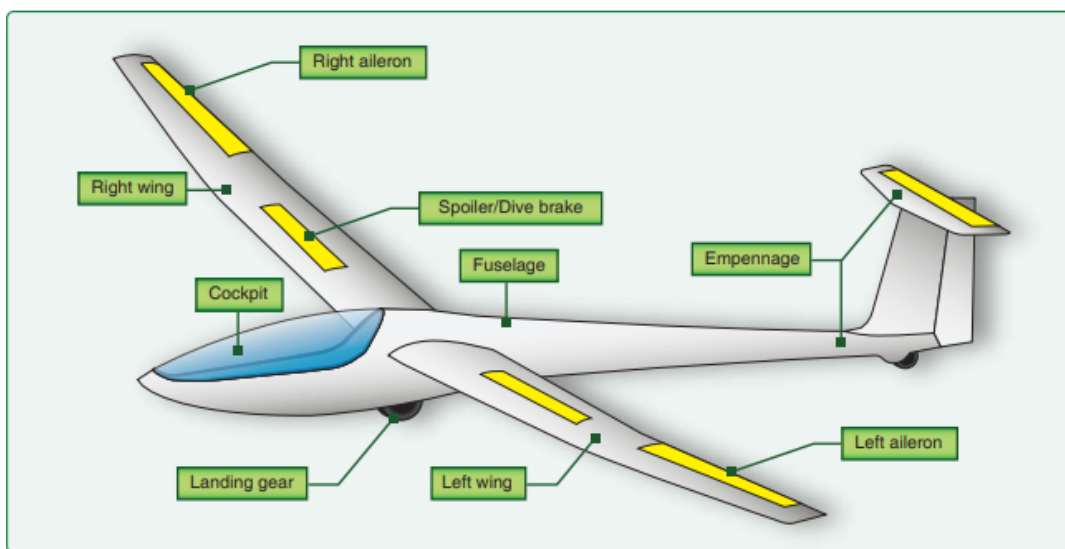


Obrázek 37 Stěrač hmyzu na křídle [26]

Většina kluzáků je vyráběna v Evropě a je navržena tak, aby splňovali požadavky EASA, podobně jako FAA. Certifikace EASA CS-22 (dříve JAR-22) definuje minimální standardy pro bezpečnost v široké škále charakteristik, jako je ovladatelnost a pevnost. Například musí mít konstrukční prvky, které minimalizují možnost nesprávné montáže (kluzáky jsou často uloženy v rozebraném stavu, přičemž jsou odpojena minimálně křídla). [26]

5.2.3.2. Křídla a jejich komponenty

Křídla kluzáků obsahují několik komponentů, které pilotovi pomáhají udržet výšku a ovládat vztlak a odpor. Mezi tyto komponenty patří křídélka, spoilery, brzdy a klapky. Křídla kluzáků se liší velikostmi a rozpětími od 12,2m do 30m. [26][27]



Obrázek 38 Části kluzáku [26]

Kde:

Right/left aileron – pravé a levé křídélko

Right/left wing – pravé a levé křídlo

Cocpit – kokpit

Landing gear – podvozek

Spoiler/dive brake – spoiler/brzda

Fuselage - trup

Empennage – ocasní plochy

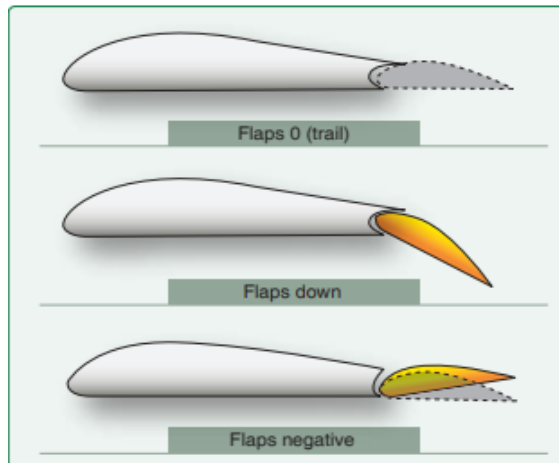
Křídélka se nachází na odtokové hraně každého křídla a jsou pohyblivá. Slouží k pohybu kolem podélné osy, tedy k točení kluzáku. Podle potřeby tedy můžeme křídélka ovládat podle toho, jakým směrem chceme provést manévr. V případě, kdy chceme provést manévr doprava, tak dojde k tomu, že se křídélka na pravém křídle vychýlí nahoru a křídélka na levém křídle dolů.

5.2.3.3. Zařízení k ovládání vztlaku/odporu

Kluzáky jsou vybaveny zařízeními, kterými lze upravovat vztlak a odpor - patří mezi ně spoilery, brzdy a klapky. Spoilery se nachází na vrchní ploše křídla a slouží k přerušování

či zhoršování proudu vzduchu přes křídlo. Výsledkem je rychlejší klesání. Brzdy jsou jak na horní, tak i na dolní ploše a slouží ke zvyšování odporu.

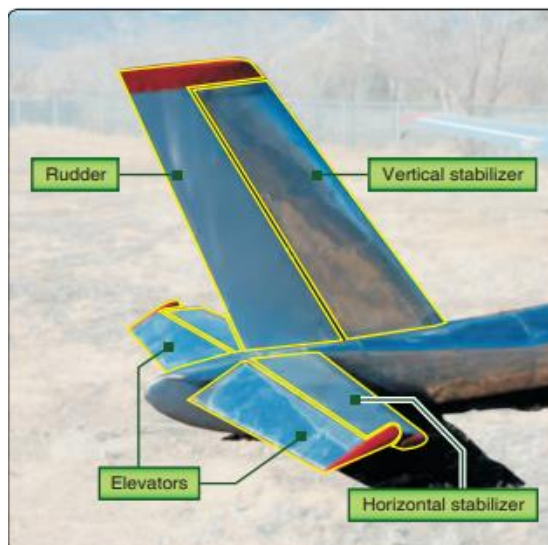
Klapky se nachází na odtokové hraně křídel a slouží ke zvyšování vztlaku, odporu a ovládní rychlosti klesání. Typy klapek se liší v závislosti na designu kluzáku. Většinou se však využívají jednoduché klapky se třemi nastavitelnými polohami - dolů, záporně nebo rovně viz. obr. 39. Poloha dolů zvyšuje nosnost křídla. Záporná poloha umožní rychlejší let při stejném úhlu náběhu. [26][27]



Obrázek 39 Polohy klapek [26]

5.2.3.4. Ocasní plochy

Ocasní plochy si můžeme rozdělit na dvě části. Jedna část se skládá z pevných povrchů a druhá část je z pohyblivých povrchů. Za pevné povrchy se označuje horizontální a vertikální stabilizátor a za pohyblivé je označována výškovka, směrové kormidlo a vyvažovací ploška. Pevné plochy kluzáku slouží k udržování přímého letu viz. obr. 40. [26]



Obrázek 40 Ocasní plochy [26]

Kde:

Rudder – směrové kormidlo

Elevators – výškovky

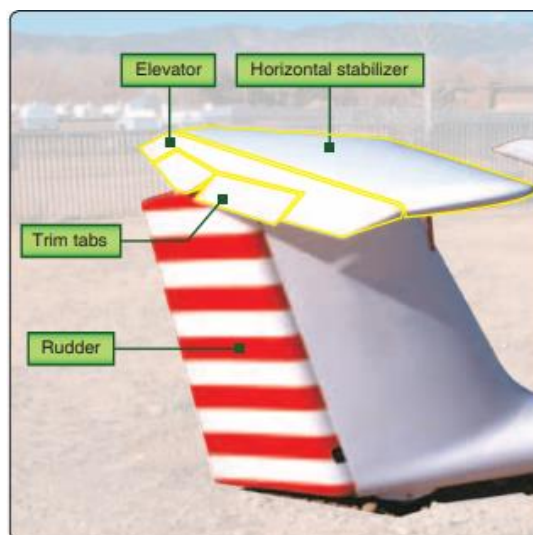
Vertical/Horizontal stabilizer – vertikální/horizontální stabilizátor

Výškovka je připevněná na zadní straně horizontálního stabilizátoru. Slouží k ovládní pohybu kluzáku kolem příčné osy, tedy k manévru nazývanému klopení (pitch angel). Při letu výškovka mění polohu přídí kluzáku nahoru a dolů a řídí se tedy požadovaný úhel náběhu. Aby se při tomto manévrování pilot zbytečně nevysiloval, tak se využívá vyvažovací ploška, které se obvykle nachází na výškovce. Tato vyvažovací ploška mění proud vzduchu a snižuje odpor řízení. [26][28]

Směrové kormidlo je připevněno ke svislému stabilizátoru. Slouží k ovládní pohybu kluzáku kolem vertikální osy, tedy k manévru nazývanému zatáčení (yaw angel). Směrové kormidlo spolu s křídélky a výškovkou umožňuje zatáčení kluzáku během letu. [26][28]

K ovládní trimu se na kluzácích využívají dříve zmíněné vyvažovací plošky, které jsou ovladatelné pilotem podle potřeby viz. obr. 41. K úpravě trimu se dále může použít systém bungee pružin či systém vyvažovacích ráčen. V těchto systémech se tedy tlak od kniplu přenáší přes pružinu nebo šňůru. [26][28]

Vyvažovací plošky jsou buď servo neb anti-servo. Liší se od sebe podle toho, jak se pohybují vůči řídicím plochám. Anti-servo se pohybují opačným směrem a poskytují pilotovi pozitivní zpětnou vazbu. Servo se pohybují stejným směrem a umožňují ulehčit řízení což snižuje únavu pilota a poskytuje aerodynamické vyvážení. [26][28]



Obrázek 41 Poloha komponentů k ovládní trimu [26]

Kde:

Trim tabs – vyvažovací plošky

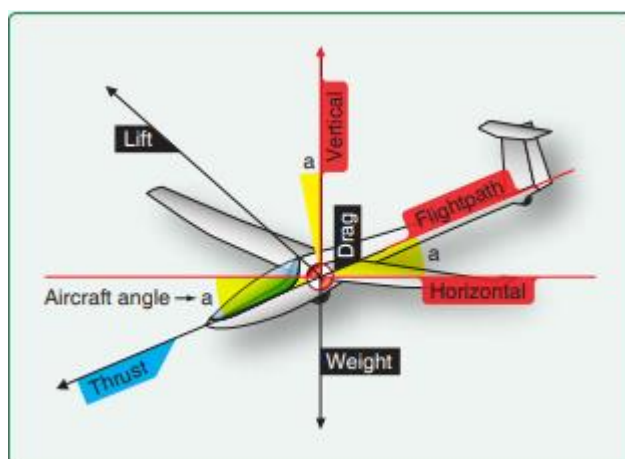
Tvar ocasních ploch se v průběhu let měnil. U dřívějších kluzáků se využíval takzvaný konvenční ocas, tj. uspořádání kdy vertikální stabilizátor je připevněn na spodní straně horizontálního stabilizátoru. Dále se používají T ocasy a V ocasy. U T ocasu je vertikální stabilizátor připevněn na horní straně vertikálního stabilizátoru. V ocasy mají dvě ocasní plochy tvarované do písmene V a kombinují pohyb výškovky a směrového kormidla. Této kombinaci se nazývá „Ruddervators“. [26]

5.2.4. Aerodynamika letu

5.2.4.1. Síly během letu

Na kluzák během přímého vodorovného letu působí čtyři síly. Jedná se o tah, odpor, gravitační sílu a vztlak. Aby se jednalo o přímý vodorovný let, musí být tyto čtyři síly v rovnováze. U motorových kluzáků se tah získává motorem, v ostatních případech se jedná o přeměnu potenciální energie na kinetickou energii a to tím, že kluzák klouže a směňuje výšku za vzdálenost. Z vektoru gravitační síly se tak v podstatě stává vektor dopředného horizontálního tahu. Jelikož gravitační sílu zde měříme v kilogramech, můžeme říct, že čím rychleji kluzák letí, tím rychleji klesá.[26] [28]

Na obr. 42 je znázorněn vektorový diagram pro bezmotorový kluzák se všemi silami v rovnováze. Vektor vztlaku je zde rozdělen na dvě složky. V první složce je proti gravitační síle a ve druhé je proti odporu s tím, že dodává tah přeměnou potenciální energie na kinetickou. Úkolem pilota k tomu, aby zůstal ve vzduchu a udržel si stálou rychlost, je, že musí stoupat rychleji, než kluzák klesá. Vychází se z Newtonovských pohybových zákonů. [26][28]



Obrázek 42 Vektorový diagram kluzáku [26]

5.2.4.2. Třetí Newtonův pohybový zákon

Podle třetího Newtonova pohybového zákona existuje pro každou akci stejná opačně orientovaná reakce. V letectví to znamená, že vzduch, který je vychýlen směrem dolů, produkuje reakci směrem nahoru (vztlak). Podle tohoto fyzikálního zákona můžeme tedy pozorovat dvě reakce vzdušné masy, ze které vychází z i konstrukce křídla. První reakcí je, že se pod křídlem tvoří pozitivní tlakový vztlak a druhou, že se nad křídlem tvoří záporný tlakový vztlak z důvodu podtlaku.

Během letu tedy proud vzduchu naráží na náběžnou hranu křídla, kde se rozděluje na dva proudy. Proud, který narazí na spodní plochu křídla, která je mírně nakloněná od směru pohybu, je nucen odskočit směrem dolů a díky tomu vytvoří reakci směrem nahoru (pozitivní vztlak). Současně druhý proud je na náběžné hraně vychylován nahoru a při zvýšení rychlosti tak dochází k prudkému poklesu tlaku. Kvůli sníženému tlaku dochází k jevu zvanému „downwash“. Jinými slovy, křídlo vytvarované tak, aby vzduch tlačilo dolů, vyprodukuje reakci, která ho tlačí nahoru. Pokud je tedy křídlo konstruováno tak, aby poskytovalo větší vztlak jak hmotnost kluzáku, tak kluzák letí.

Toto odklonění proudu vzduchu však nestačí. Rovnováha vztlaku sloužící k opoře kluzáku vychází z proudění vzduchu nad křídlem. Vztlak je výsledkem proudění vzduchu nad i pod křídlem. Nad křídlem vzniká podtlak, který táhne křídlo nahoru, a pod křídlem vzniká přetlak, který tlačí křídlo nahoru. [26]

5.2.4.3. Vztlak

Vztlak působí proti gravitační síle a je vytvářen aerodynamickými účinky okolního proudu vzduchu působícího na křídlo. Vztlak působí v aerodynamickém středu křídla kolmo na dráhu letu. Je popsán rovnicí 17:

$$L = c_L * v^2 * \frac{\rho}{2} * S \quad (17)$$

Kde:

L	-	vztlak [N]
c_L	-	součinitel vztlaku [-]
v	-	rychlost [m/s]
ρ	-	hustota vzduchu [kg/m ³]
S	-	Plocha křídla [m ²]

Při pilotování kluzáku nás nejvíce zajímá, jak je vztlak ovlivňován snižující se hustotou vzduchu v horkých dnech či v případech, kdy létáme ve vysokých výškách.

5.2.4.4. Vliv odporu na kluzák

Odpor je síla, která brání pohybu kluzáku vzduchem. Odpor můžeme rozdělit na dva typy a to odpor parazitní a odpor indukovaný. Sečtením těchto odporů dostaneme celkový odpor.

Parazitní odpor

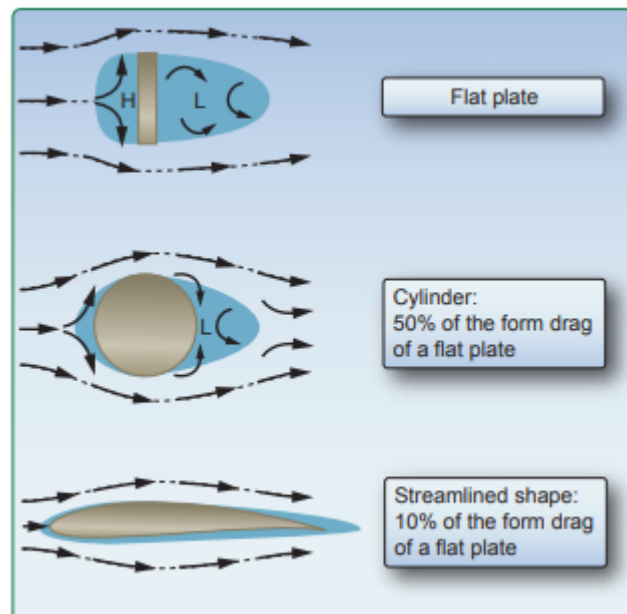
Parazitním odporem je myšlen odpor, který vzniká pohybem tělesa vzduchem. Povrch letadla narušuje nebo vychyluje plynulé proudění vzduchu kolem kluzáku. Křídlo kluzáku produkuje malý parazitní odpor, ale musíme k němu přičíst odpor od kluzáku čímž se stane významným. Parazitní odpor se zvyšuje s druhou mocninou rychlosti kluzáku. [26]

Tento parazitní odpor lze rozdělit do tří typů:

- a) Tvarový odpor
- b) Povrchový odpor
- c) Odpor ovlivnění

Tvarový odpor

Tento odpor je výsledkem turbulentní vlny, která se tvoří při oddělení proudu vzduchu od povrchu konstrukce. Předmět, pohybující se vzduchem, před sebou tlačí vzduch, čímž se před ním tvoří oblast vyššího tlaku. Zároveň se za ním tvoří oblast s nižším tlakem. Rozdíl těchto tlaků je výsledný tvarový odpor. Snížení tohoto odporu se docílí tak, že se zmenší účinný průřez či se zefektivní těleso. Na obr. 43 je znázorněno, jak se mění množství odporu vzhledem ke tvarům těles. [26]



Obrázek 43 Redukce odporu pomocí změny tvaru [26]

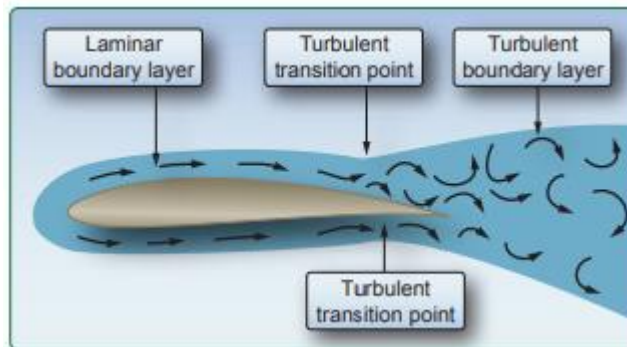
Povrchový odpor

Tento odpor je způsoben drsností povrchů kluzáků. Při proudění vzduchu se tenká vrstva přilíná k povrchu a vytváří malé víry či oblasti s nižším tlakem čímž přispívá k odporu. Jedná se o takzvanou mezní vrstvu. Mezní vrstva zpomaluje rychlost proudění vrstev vzduchu nad ní s klesající tendencí ovlivnění. [26]

Mezní vrstva může mít dvě odlišné formy:

- Laminární mezní vrstva
- Turbulentní mezní vrstva

Turbulentní mezní vrstva generuje 5 až 10x více povrchového odporu než laminární mezní vrstva. Proto se konstruktéři kluzáků snaží o to, aby se na kluzáku laminární mezní vrstva držela co nejvíce viz. obr. 44. [26]



Obrázek 44 Znárodnění laminární a turbulentní vrstvy na profilu [26]

Na obrázku je znázorněn i takzvaný separační bod, který znázorňuje oblast, ve kterém se odtrhává mezní vrstva od povrchu křídla kvůli velikosti tlakového gradientu. Pod touto odtrženou vrstvou se tvoří bubliny stojatého vzduchu kvůli nižšímu tlaku v úplavu a vytváří další odpor. [26]

Tyto bubliny vzduchu lze zmenšit nebo zcela eliminovat tvarováním profilu křídla, tak aby se separační bod posunul dále po proudu, nebo přidáním turbulátoru. Turbulátory jsou aerodynamicky uloženy v podélné linii křídla a slouží k tomu, aby se v požadovaném místě na křídle vpouštěl laminární proud vzduchu do turbulentního proudu. U kluzáků je turbulátor často tenký klikatý pás, umístěný na spodní straně křídla a někdy na křídélku. [26]

Mezní vrstva může přejít do turbulentního proudu i různými diskontinuitami na povrchu křídla. A jelikož je mezní vrstva na náběžné hraně tlustá pouze 1 mm, můžou tento přechod vyvolat předměty jako nýty, hmyz, kapky deště, krystalky ledu i prach. [26]

Odpor ovlivnění

K tomuto odporu dochází, když se různé proudy vzduchu nad kluzákem setkávají a navzájem interagují.

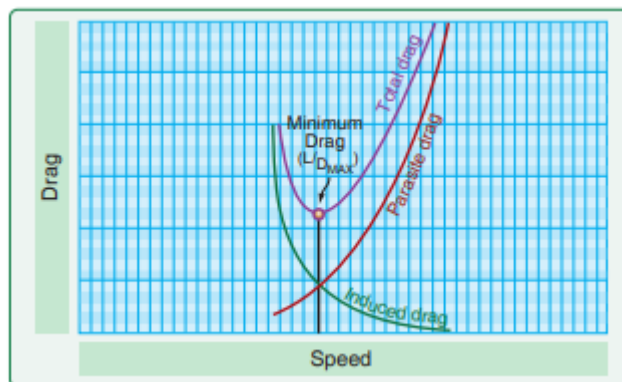
Příkladem odporu ovlivnění může být směšování vzduchu nad strukturami jako jsou křídla, ocasní plochy a vzpěry křidel. Odpor se u kluzáků dá snížit kapotáží, která zefektivnil průnik vzduchu. [26]

Indukovaný odpor

Indukovaný odpor se generuje, když je křídlo poháněno vzduchem, čímž se tvoří rozdíl v tlacích vzduchu, který nazýváme vztlak. Jelikož vzduch s vyšším tlakem na spodní straně profilu křídla přetéká přes konec na horní stranu profilu, kde je oblast s nižším tlakem, dochází ke ztrátě vztlaku. Výsledkem je odpor, protože se jedná o ztracenou energii. Cílem konstrukce kluzáku je přeměnit veškerou energii na vztlak a potřebný tah. Jakákoliv ztracená energie zhoršuje výkon. Konstruktoři kluzáků se snaží snížit odpor zvýšením štíhlosti křídel kluzáků. Čím vyšší je štíhlost, tím menší je indukovaný odpor. K zlepšení účinnosti se používají i takzvané winglety. Cílem těchto zařízení je snížit odpor změnou proudu vzduchu v blízkosti konců křídel. Winglety zvyšují štíhlost křídel, aniž by podstatně zvětšily rozpětí. [26]

Celkový odpor

Celkový odpor kluzáku je součtem parazitního a indukovaného odporu. Na obr. 45 je znázorněna závislost jednotlivých odporů na rychlosti. Na obrázku bod L/D_{MAX} značí místo, ve kterém je největší poměr vztlaku ku odporu. Při této rychlosti je vztlak ve srovnání s odporem nejpříznivější a proto se tato rychlost používá pro dosažení maximální klouzavé vzdálenosti. [26]



Obrázek 45 Výsledný celkový odpor [26]

5.2.4.5. Klouzavost

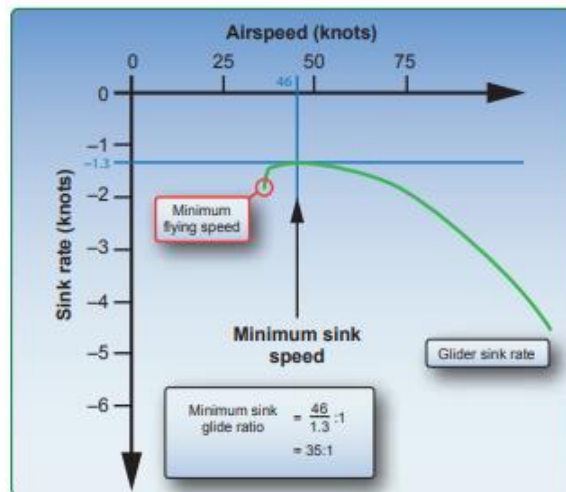
Klouzavost udává, jakou vzdálenost s kluzákem urazíme za určitou ztrátu výšky. Takže v případě klouzavosti 50:1 víme, že urazíme vzdálenost 50 ft za 1 ft výšky. [26][27] Klouzavost vyjadřuje rovnice 18:

$$Klouzavost = \frac{Vztlak}{Odpor} : 1 \quad (18)$$

Jelikož se odpor vzduchu mění s rychlostí letu, je důležité ho minimalizovat, protože ovlivňuje klouzavost kluzáku. Klouzavost můžeme vyjádřit i poměrem rychlosti letu ku rychlosti opadání viz. rovnice 19. [26]

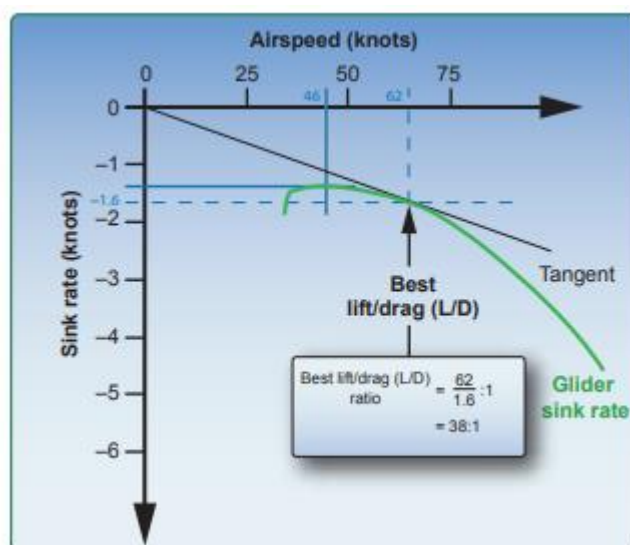
$$Klouzavost = \frac{\text{Rychlost letu}}{\text{Rychlost opadání}} : 1 \quad (19)$$

K výpočtům se používá polára klouzavosti, což je graf rychlosti letu v závislosti na rychlosti opadání. Minimální rychlost opadání je rychlost letu, při které kluzák ztrácí výšku při nejnižší rychlosti. Tu určíme tak, že v grafu na poláře najdeme bod s nejnižší rychlostí opadání a tím zjistíme odpovídající rychlost letu viz obr. 46. [26]



Obrázek 46 Graf poláry klouzáku; nejnižší rychlost opadání [26]

Z tohoto grafu lze určit i nejlepší poměr vztlaku ku odporu (L/D). Ten se určí tak, že se z počátku nakreslí čára, která je tečná k poláře a v místě dotyku je hledaný nejlepší poměr L/D viz. obr. 47.[26]



Obrázek 47 Graf poláry klouzáku; nejlepší poměr L/D [26]

5.2.4.6. Stabilita

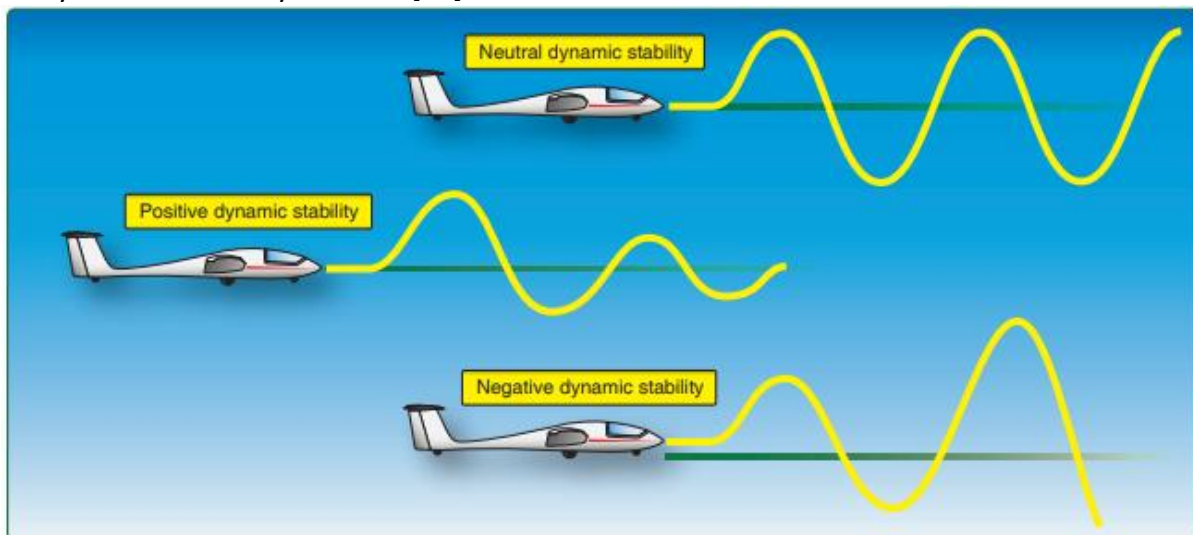
Stabilita je definována jako schopnost kluzáku udržovat rovnovážnou polohu a v případě narušení se do ní navrátit. Snaží se tedy držet všechny síly v rovnováze. Během letu se kluzák setkává s mnoha faktory, které ovlivňují jeho klopení a mají tedy vliv na rovnováhu. Těmito faktory jsou svislé poryvy, posuvy těžiště nebo vychýlení ovládacích prvků pilotem.

Stabilitu lze rozdělit na:

- Statická stabilita
- Dynamická stabilita

Když je kluzák vyrušen z rovnovážného stavu, tak statická stabilita je počáteční tendencí se do něho navrátit. Statickou stabilitu můžeme rozdělit na pozitivní, negativní a neutrální. Pokud kluzák vykazuje pozitivní stabilitu, tak má tendenci se vracet do rovnováhy. V případě negativní stability má kluzák tendenci navyšovat svůj posuv. A v případě neutrální stability, kluzák nevykazuje tendenci se navrátit do rovnováhy ani tendenci navyšovat posuv. [26]

Dynamická stabilita popisuje pohyb kluzáku a čas potřebný k reakci na statickou stabilitu. Popisuje tedy jak kluzák osciluje během reakce na statickou stabilitu. Kluzák s pozitivní dynamickou a statickou stabilitou časem tedy snižuje svou oscilaci. Kluzák s negativní dynamickou stabilitou oscilaci navyšuje, tím že se navyšuje amplituda s časem a posuvem. Kluzák s neutrální dynamickou stabilitou vykazuje oscilace s konstantní amplitudou, která se v průběhu času a posuvu nemění. Na obr. 48 jsou znázorněny dynamické stability kluzáku. [26]



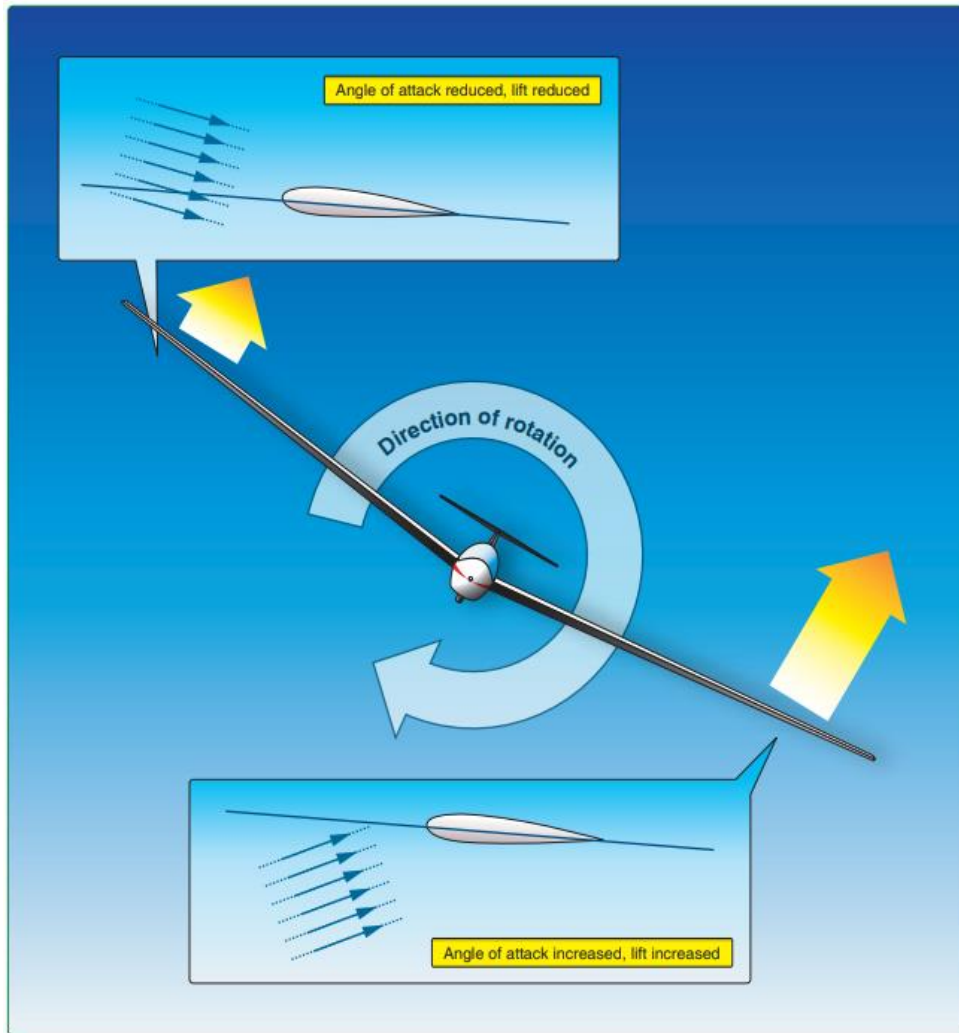
Obrázek 48 Tři typy dynamické stability [26]

Statická a dynamická stabilita je důležitá pro ovládání klopení kolem příčné osy. Stabilita kolem této osy je známá jako podélná stabilita. Kluzáky jsou navrženy tak, aby měly příd' těžší, čímž se zlepší podélná stabilita. Kluzák má během letu tendenci směřovat příd' dolů. K vyrovnání této tendence se na ocas připevňuje horizontální stabilizátor, který má mírně záporný úhel náběhu. [26]

Další faktor, který ovlivňuje podélnou stabilitu, je uložení nákladu vzhledem k těžišti. Těžiště je místo, ve kterém se předpokládá, že zde působí celková gravitační síla. Pokud se překročí zadní mez těžiště, tak kluzák ztrácí podélnou stabilitu. Během snižování rychlosti letu se zvedá příd' kluzáku. Když k tomuto dojde, je nutné řídicí prvky směřovat příd' dolů. V případě, kdy by vzdálenost od těžiště překročila limity, tak by řídicí prvky nebyly schopné upravovat naklonění přídě, takže by se kluzák dostal do rotace, z které by se nešlo navrátit. Nebezpečné je i pokud je náklad příliš vepředu od těžiště. Mohlo by dojít k tomu, že během přistávání by nebyl kluzák schopný zvednout příd'. Proto je nutné zajistit před každým letem kluzáku, aby kluzák splňoval hmotnostní meze a vyvažovací limity. [26]

Podélná stabilita

Jedná se opět o tendenci kluzáku vracet se do ustáleného pohybu po vychýlení, tentokrát v podélné ose kluzáku. Takže když kluzák začne točení, má tendenci ke skluzu ve směru točení. Například v důsledku poryvu větru dojde k tomu, že se křídlo kluzáku nadzvedne a dojde k točení. K tomuto dochází pohybem jednoho křídla směrem dolů, čímž se zvýší úhel náběhu a zvýší se i produkovaný vztlak. Na druhém křídle je to přesně naopak viz. obr. 49. Proti tomuto pohybu se začne tvořit záporný točivý moment, který se snaží tlumit toto točení, avšak nestačí k tomu, aby se křídla vrátila do ustálené polohy. Aby se u kluzáku docílilo podélné stability, mají křídla určité vzepětí. [26]



Obrázek 49 Podélná stabilita [26]

Vzepětí je zvednutí křídel nad vodorovnou rovinu kluzáku viz obr. 50. Vzepětí slouží k tomu, aby během vstupu do turbulence poskytovalo pozitivní podélnou stabilitu, tím že zvyšuje vztlak na křídle, které se pohybuje dolů a snižuje vztlak na křídle, které se pohybuje nahoru. Snižováním se křídlo stane téměř kolmé k povrchu kluzáku. A tak dochází k tomu, že vztlak působí přímo proti gravitační síle. Kvůli vektorovému úhlu se zmenší celkový vztlak vůči gravitační síle, což způsobí nerovnováhu, která přinutí klesající křídlo stoupat a stoupající křídlo klesat. Tento proces probíhá, dokud se vztlak nevyrovná. [26]

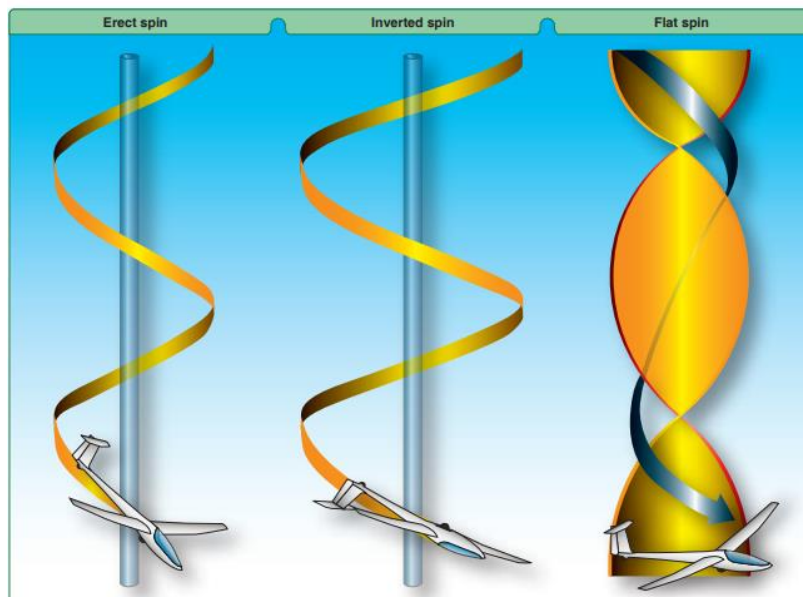


Obrázek 50 Vzepětí [26]

5.2.4.7. Vývrtka

Vývrtka by se dala definovat jako ztráta vzlaku, která vede k tomu, že kluzák klesá ve spirálové nebo vývrtkové dráze. Vývrtka je komplexní nekoordinovaný letový manévř, při kterém je na křídlech nerovnoměrné působení vzlaku. Před vstupem do vývrtky křídlo, které ztratilo vzlak, klesne pod druhé a příd' kluzáku začne zatáčet ve směru dolního křídla. Příčinou rotace je, že na jednom křídle dochází ke ztrátě vzlaku dříve než na druhém. Výsledkem je nekoordinovaný let s nerovnoměrným prouděním vzduchu přes křídla. Vývrtky se vyskytují v nekoordinovaném pomalém letu s rychlým zatáčením. Nekoordinovanosti docílíme přílišným nebo nedostatečným ovládním směrového kormidla vzhledem k použití křidélek. Když se nezahájí nabírání vzlaku, dojde k tomu, že se kluzák dostane do vývrtky. Pokud vývrtka vznikne nekoordinovaným letem, směr rotace je podle natočení směrového kormidla bez ohledu na zvednuté křídlo. Když kluzák vstoupí do klouzavé zatáčky s opačně směrovanými křidélkami vůči směrovému kormidlu, tak obvykle dochází k tomu, že směr rotace je opačný vůči otočení křidélek. Při smykovém zatáčení, kdy směr křidélek a směrového kormidla je stejný, tak výsledná rotace je ve směru směrového kormidla.

Vývrtky se většinou dělí do tří kategorií viz. obr. 51. Nejběžnější je vzpřímená vývrtka, pro kterou je charakteristické, že se příd' klopi dolů a zároveň zatáčí ve stejném směru. Inverzní vývrtka se vyznačuje tím, že letadlo se točí vzhůru nohama, přičemž zatáčení a točení probíhá v opačných směrech. Třetím typem vývrtky je plochá vývrtka, která je nejnebezpečnější. Při ploché vývrtce, kluzák zatáčí kolem vertikální osy ve výškové poloze téměř na úrovni horizontu. Zároveň během ploché vývrtky dochází k rychlému otáčení s tím, že zotavení je obtížné či někdy nemožné. K této vývrtce by však nemělo dojít, pokud je kluzák správně naložen vzhledem k těžišti. [26]



Obrázek 51 Tři typy vývrtek [26]

5.2.5. Vlastnosti kluzáků

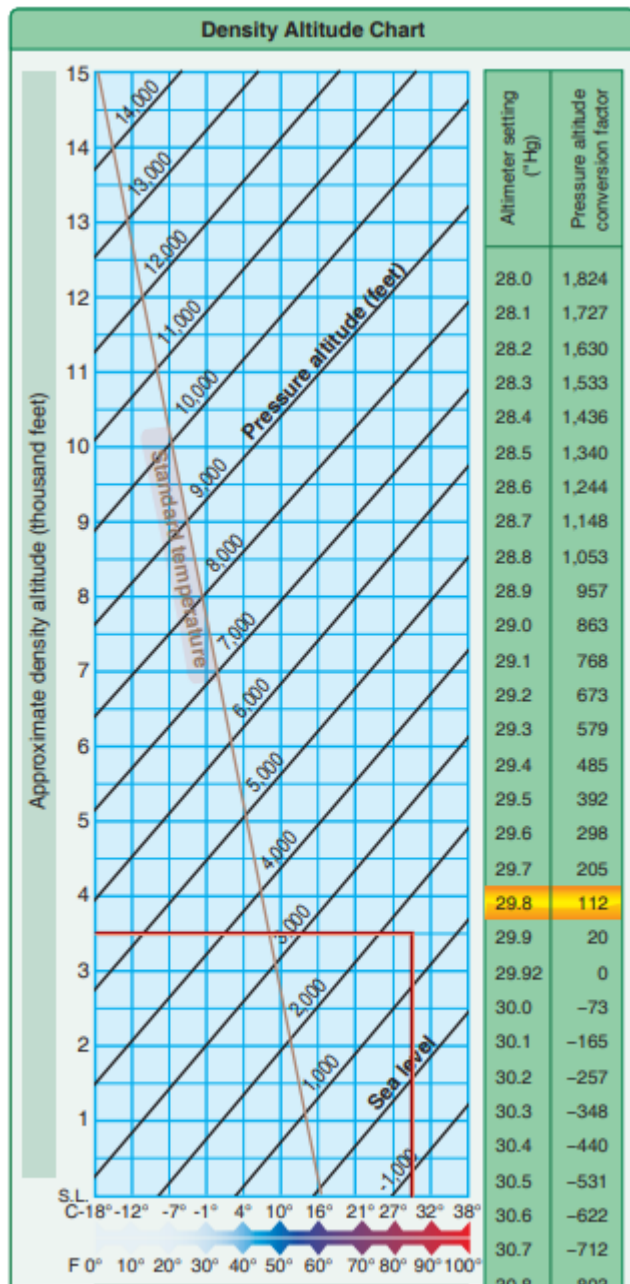
Vlastnosti kluzáků během vzletání, přistávání a samotného letu záleží na mnoha faktorech. Jedná se o konstrukci, počasí, vítr a další atmosférické jevy.

5.2.5.1. Podmínky vysoké a nízké hustotní výšky

Každý pilot by měl znát pojmy vysoká hustotní výška a nízká hustotní výška. Ve vysoké hustotní výšce je vzduch řidší, zatímco v nízké hustotní výšce je vzduch hustší. Podmínky, které vedou k řídkému vzduchu jsou vysoká výška, nízký atmosférický tlak, vysoká teplota, vysoká vlhkost či jejich kombinace. Zatímco u hustšího vzduchu jsou podmínky naopak. Nicméně vysoká hustotní výška se může objevit i v nízké hustotní výšce při horkých dnech a proto je nutné před letem vypočítat hodnotu hustoty a určit výkon.

Jednou z možností jak určit hustotní výšku je za použití grafu viz. obr. 52. Jako příklad odečtení a výpočtu z grafu může být odlet z letiště, které je v 1600 ft MSL (střední hladina moře). Jaká tedy bude hustotní výška, pokud je výškoměr nastaven na hodnotu 29.8 a teplota je 85 °F? Nejdříve provedeme korekci na nestandardní tlak, tím že se koukneme na pravou stranu grafu a díky hodnotě z výškoměru zjistíme, kolik ft máme přidat k zadané výšce, čímž dostaneme tlakovou výšku. Dále v grafu najdeme bod, kde se protíná teplota s tlakovou výškou. Díky tomuto bodu zjistíme hodnotu hustotní výšky, která se rovná přibližně 3500 ft. Výsledkem je, že při těchto hodnotách by se kluzák choval, jako kdyby byl ve výšce 3500 ft MSL při standartním dni

U většiny výkonnostních grafů není potřeba, aby pilot počítal hustotní výšku. Tento výpočet je již obsažen v grafu. Jediné, co pilot potřebuje, je správná tlaková výška a teplota. Před odečítáním z některých grafů je nicméně nejprve potřeba vypočítat



Obrázek 52 Graf hustotní výšky [26]

hustotní výšku. To se tedy provede buď za využití grafů k tomu určeným či využitím letového počítače. [26]

Atmosférický tlak

Atmosférický tlak se na všech místech mění ze dne na den vzhledem k povětrnostním podmínkám. V letectví se využívají METAR hlášení, které obsahují informace o aktuálních meteorologických podmínkách. Při snížení atmosférického tlaku dochází ke snížení hustoty vzduchu, což má za následek zvýšení hustotní výšky a zhoršení výkonu kluzáku. To se projeví při vzletání, stoupání a prodloužení přistávací dráhy pro přistání. V případě zvyšujícího se atmosférického tlaku dochází k opačným jevům.

Hlášení METAR vypadá přibližně následovně: KDAL 232153Z 21006KT 7SM -RA BKN025 BKN060 OVC110 12/11 A2953 RMK AO2 PRESFR SLP995 P0005 T01220106. Toto hlášení udává, jaká je teplota a rosný bod pro Love Field. [26]

Nadmořská výška

Se zvyšující se nadmořskou výškou klesá hustota vzduchu. Dochází k tomu, že se snižuje i atmosférický tlak, který působí na daný objem vzduchu, a tím dochází k oddalování molekul vzduchu. To způsobí, že vzduch je řidší. Zvyšováním nadmořské výšky a tím spojené hustotní výšky dochází k zhoršení výkonnosti kluzáku při vzletání a stoupání. [26]

Teplota

Změny teplot zásadně ovlivňují hustotní výšku. Když se vzduch ohřívá, tak expanduje, což způsobí oddalování molekul a vzduch řidne. Takže se opět zhoršuje výkonnost kluzáku. Je nezbytné tedy zahrnout do výpočtů odkud a kam se letí. [26]

5.2.6. Zhodnocení

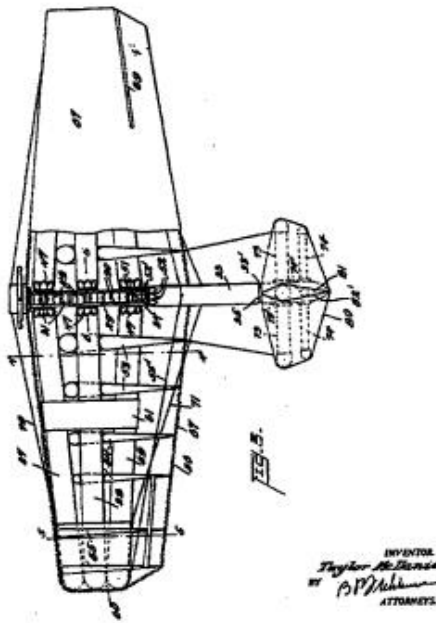
Návratový systém v podobě kluzáků splňuje požadavek na říditelný sestup užitečného zatížení. Kluzák nabízí i určitý způsob provedení dopadu. Problematika kluzáku se jeví v jeho velikosti (hmotnosti) a možné problematice při uchycení užitečného zatížení k němu.

5.3. Nafukovací křídlo

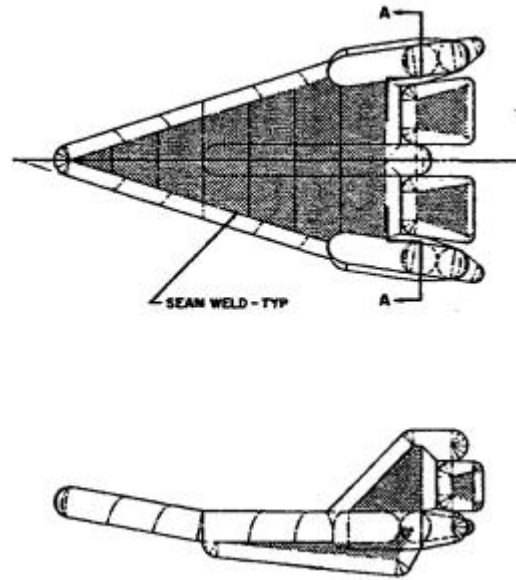
5.3.1. Historie

Nejstarší zmínka o konceptu nafukovacího křídla je z roku 1930 od Taylora McDaniela a jeho stroji s názvem „Flying Machine“. Tento stroj připomínal kluzák s konstrukčním rámem z nafukovacích trubkových prvků, který byl připojený k trupu viz. obr. 54. Ovladatelnost pilotem byla zajištěna ohýbáním či deformací odtokové hrany použitím jednoduché sestavy směrovky a ovládací páky. T. McDaniels uváděl, že výhodou konstrukce jeho kluzáku oproti klasickým dřevěným je jeho lehkost a menší náchylnost k prasknutí. Roku 1931 byl postaven prototyp s následnou demonstrací pro armádu. Nicméně projekt

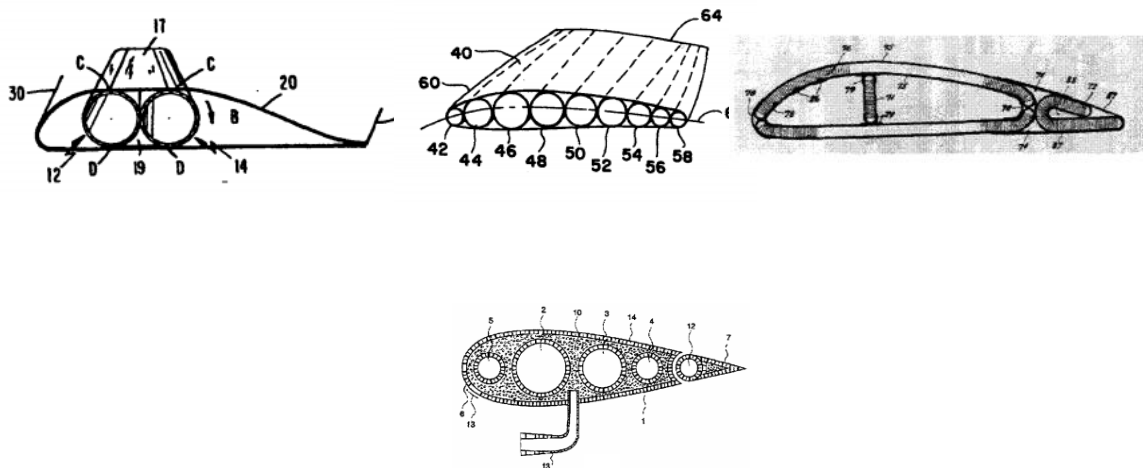
skončil u prototypu, tato nafukovací křídla se nezačala masově vyrábět. Dalším pokrokem byly návrhy nafukovacího návratového zařízení z roku 1962 od společnosti Aerospace Corporation viz. obr. 53 a nespočet dalších nafukovacích křidel viz. obr. 55. [52][53][54][55]



Obrázek 54 Flying machine [55]



Obrázek 53 Nafukovací návratové zařízení [55]



Obrázek 55 Různé typy nafukovacích křidel [55]

Jako známější se jeví nafukovací letadlo z počátků 50. let 19. stol od společnosti Goodyear Aircraft, Goodyear Inflatoplane viz. obr. 56. V roce 1956 byl během 12 týdnů navržen a sestaven prototyp. Následně byl armádě demonstrován jako záchranné vozidlo pro vojáky za nepřátelskou linií. Až na motor a podvozek byla celá konstrukce nafukovací včetně křidel a trupu. Inflatoplane byl vhodný na pozemní tak i vodní použití. Na obr. 56 je znázorněn vyfouknutý a složený inflatoplane o celkovém objemu 1,25 m³. Takto složený se

Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

mohl přepravovat na nákladním voze, přívěsu džípu či letecky. Nafouknutí celého letadla zabralo 5 min s následným vlastnoručním nastartováním motoru. Rozpětí křidel bylo přibližně 6,71 m. S maximální hmotností nákladu rovnající se 109 kg, inflatoplane dosahoval cestovní rychlosti 96,56 km/h, doletem 627,64 km a výdrží 6,5h. Během let 1956 – 1972 pokračoval vývoj a testování, s tím, že se vyrobilo 12 kusů. [52][53][54][55]

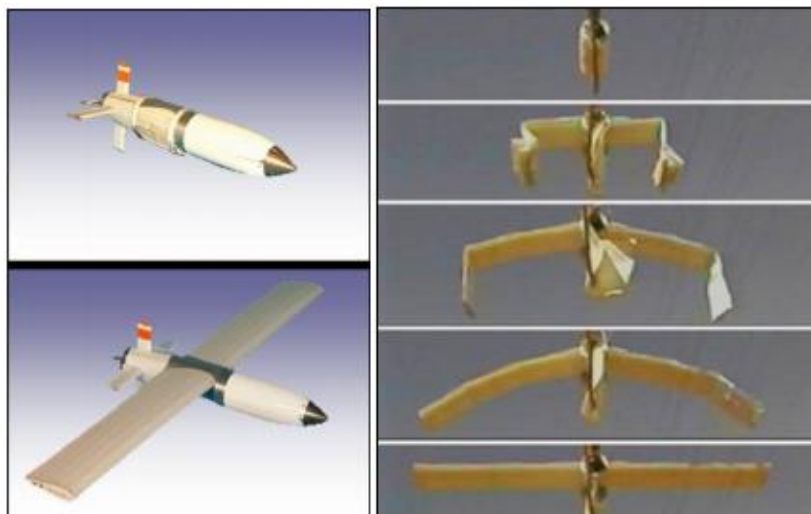


Obrázek 56 Goodyear Inflatorplane [54]

5.3.2. Novodobější využití

Vývoj technologie nafukovacího křídla pokračuje do dnes a to hlavně s využitím na systémech UAV, kde je snaha o co nejlehčí dopravní prostředek. S využitím jak na UAV pro vojenské aplikace, tak i pro průzkum ve vysokých nadmořských výškách a v prostředích s nízkým obsahem kyslíku na Zemi, nebo třeba na Marsu.

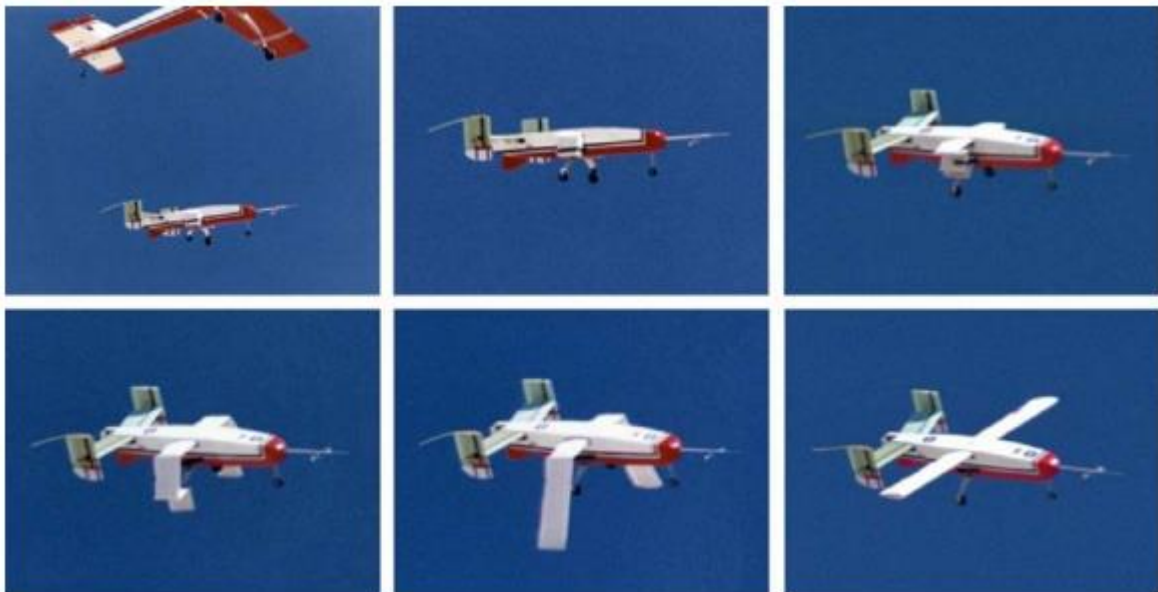
Ve vojenských aplikacích se jednalo o řadu bezpilotních prostředků odpalovaných ze zbraní, kde by se nafukovací křídlo zabalilo do trupu o malém průměru. Křídla by se následně v nejvyšším bodu (apogee) měla rozvinout a nafouknout pro zvýšení doletu. Na obr. 57 je jedno z provedení (GLOV), kde je znázorněno i samotné rozvinutí s nafouknutím křidel. [52][53][54][55]



Obrázek 57 GLOV [54]

GLOV je alternativní UAV navržené pro odpalování z námořních lodí. Díky sensorům a komunikačnímu zařízení, lze řídit palbu a hodnotit způsobenou škodu. Samotné nafukovací křídlo vyvinuté a vyrobené společností Vertigo Inc., se skládá z pěny ovinuté přes nafukovací nosníky a potažené látkou. Uvádí se, že samotné rozvinutí a nafouknutí křídel zabralo méně než 1 sekundu.

V roce 2001 NASA Dryden Flight Research Center provedlo testy rozvinutí křídel během letu, kde byla snaha o využití nafukovacího křídla k snížení přistávací rychlosti vztakového tělesa, jako je třeba X-24A. Projekt je znám jako nafukovací křídlo I2000. Jednalo se o vypuštění R/C modelu do výšky 800-1000 ft., s následným rozvinutím a nafouknutím křídel za pomoci palubní dusíkové lahve. Hustící tlak byl přibližně 180-200 psi. Křídlo opět vyvinula a vyrobila společnost Vertigo, Inc. kdy k výrobě nafukovacího křídla využili vysokotlakého materiálu Vectran. Zabalená křídla se vešla do nádoby o velikosti malé plechovky kávy. Po rozvinutí a nafouknutí měla křídla rozpětí přibližně 5,5 ft.. Cílem těchto testů bylo zjistit dynamické chování letounu během přechodu z bezkřídleho letu na křídlový. Testy prokázaly, že rozvinutí a nafouknutí křídel trvá přibližně 0,33 sekundy. Navíc se zjistilo, že letoun zůstal během rozvinutí a nafukování křídel stabilní. Na obr. 58 je znázorněn let s rozvinováním a nafukováním křídel. [52][53][54][55]



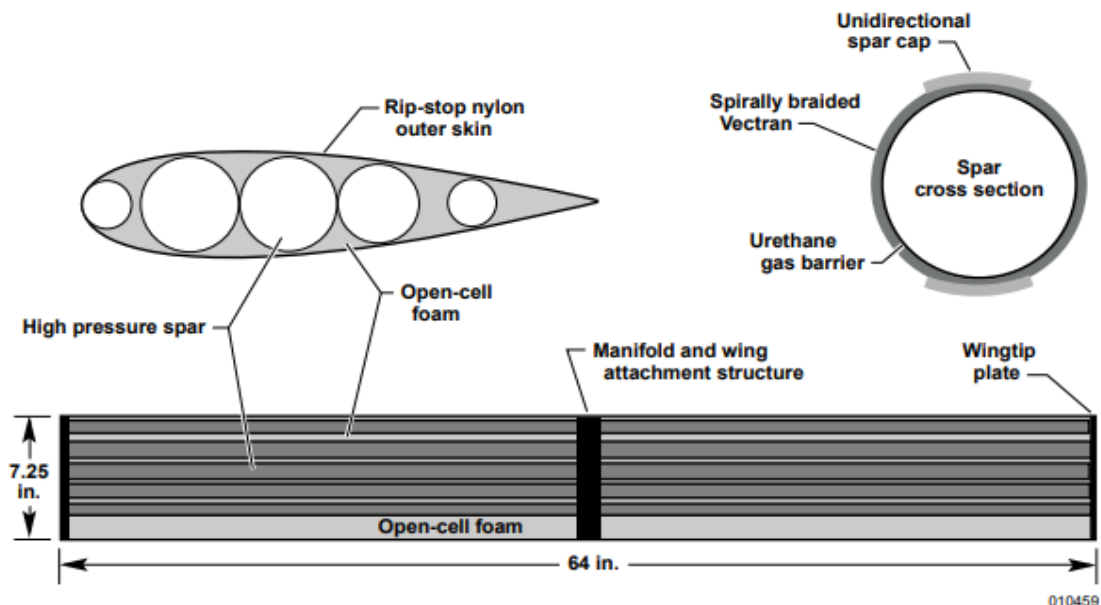
Obrázek 58 Projekt I2000 [56]

Dalším hnacím faktorem při vývoji technologie nafukovacího křídla je jeho využití u letounů, které by prozkoumávaly Mars. Technologický pokrok v UAV a systémech kosmických letů umožňuje koncept takovéto mise. Mezi požadavky na konstrukci letounu pro takovéto mise je minimální poměr objemu ke hmotnosti, což nafukovací křídlo splňuje. Dalším předpokladem pro využití nafukovacích/vytvrditelných křídel pro dlouhodobé mise je jejich snížená náchylnost k selhání z důvodu ztráty tlaku. Studií těchto křídel se zabývá výzkumný tým z Oklahoma State University a University of Kentucky v rámci experimentu

letových testů pod názvem BIG BLUE. Křídla dodává společnost ILC Dover, Inc. a jedná se o nafukovací kompozitní křídla. Křídla jsou impregnována ultrafialovou (UV) vytvrditelnou pryskyřicí, s tím že po natlakování křídlo ztuhne díky slunečnímu záření. Bylo provedeno několik letových testů konstrukcí nafukovacích křídel ve vysokých nadmořských výškách (do 100 000 ft), k ověření nafukování a samotného letu v prostředí podobném Marsu. Prvním takovým experimentem byl BIG BLUE v roce 2003. Za použití balonu se nafukovací křídlo vyneslo do výšky 55 000 ft, kde došlo k nafouknutí křídla s následným vytvrzováním během výstupu do výšky 89 000 ft, kde začalo klesání. [52][53][54][55]

5.3.3. Struktura nafukovacího křídla u projektu I2000

Nafukovací křídlo se skládá z pěti nafukovacích válcových nosníků, které se táhnou od jednoho konce k druhému. Nosníky jsou vyrobeny ze spirálově splétaných vláken Vectran, kladených přes bariéru uretanového plynu. Všechny nosníky jsou v horní a spodní části zarovnané pásnicí z textilního pásu. Celkové rozpětí křídel je 1,63 m a délka tělivy je 0,18 m. Je použit symetrický profil NACA-0021 s relativně velkou tloušťkou. Na křídle se nenachází žádné ovládací plochy. Rozdělovač, který se nachází uprostřed křídla, slouží k udržení polohy nosníků a navíc zajišťuje propojení se zdrojem vysokotlakého plynu. Mezery mezi nosníky a potahem z rip-stop nylonového potahu jsou vyplněny pěnou s otevřenou strukturou. Všechny nosníky na obou koncích spojuje žebro, které zajišťuje torzní tuhost křídla. K spojení nosníků, pěny a nylonového potahu se použila tepelně aktivovaná lepidla. Na obr. 59 je znázorněna struktura křídla. [57]



Obrázek 59 Nafukovací křídlo u I2000 [57]

Kde:

Rip-stop nylon outer skin	–	Rip-stop nylonový potah
Open-cell foam	–	Pěna s otevřenou strukturou
High pressure spar	-	Vysoce natlakované nosníky
Urethane gas barrier	-	Bariéra uretanového plynu
Spirally braided Vectran	-	Spirálově splétaný Vectran
Unidirectional spar cap	-	Jednosměrná pásnice
Wingtip plate	-	Koncovka křídel

5.3.4. Design nafukovacích křídel

Při navrhování designu nafukovacího křídla se nejběžněji využívají dvě metody a těmi jsou vícekabelová struktura a vícetrubková struktura.

5.3.4.1. Vícekabelová struktura

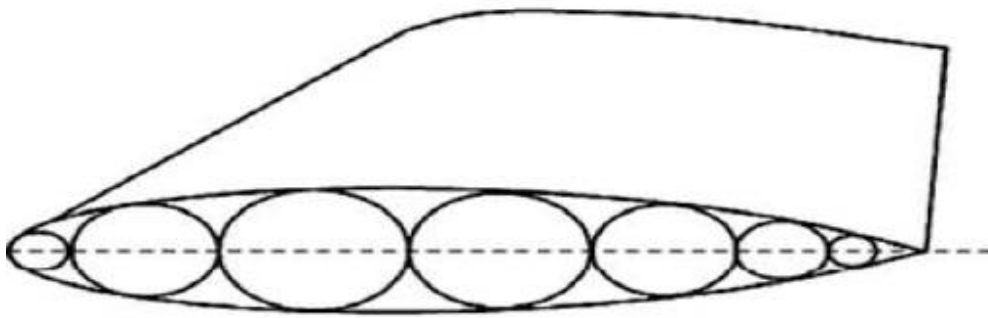
Tato struktura se vyznačuje tím, že tvar křídla je ovlivněn působením každého kabelu. Díky tomu, že se plynové vaky navzájem ovlivňují, tak má křídlo rovnoměrné rozvinutí. Křídlo má dobré vlastnosti vůči deformaci od větru a jeho vlastnosti ohýbání a kroucení jsou podobná klasickému pevnému křídlu. Za nedostatky této struktury se dá považovat jeho provázanost, kdy v momentě poškození se již nedá použít. Navíc za určitých podmínek potah křídla ztrácí stabilitu. Na obr. 60 je znázorněna vícekabelová struktura. [58]



Obrázek 60 Vícekabelová struktura [58]

5.3.4.2. Vícetrubková struktura

Tato struktura se vyznačuje tím, že se využívá různých průměrů válců. Tyto válce jsou nafukovací a slouží jako nosná konstrukce. Válce jsou uspořádány těsně vedle sebe a tečně se dotýkají, aby se zachovala tuhost a profil křídla. Vnější potah udržuje tvar povrchu. Jelikož se válce navzájem neovlivňují, tak má tato struktura dobrou odolnost proti zlomení, nicméně oproti vícekabelové struktuře má horší vlastnosti ohýbání a kroucení. Na obr. 61 je znázorněna vícetrubková struktura. [58]



Obrázek 61 Vícetrubková struktura [58]

5.3.5. Výzvy v technologii nafukovacího křídla

Celkově mezi výhody využití nafukovacích křídel patří například možnost jejich zabalení, rozvinutí i při působení velkého přetížení, robustnost, jednoduchost, spolehlivost (nemají žádné pohyblivé plochy) a možnost jejich opakovatelného použití. Nicméně je i pár výzev, se kterými se je potřeba při využití nafukovacího křídla vypořádat. Patří mezi ně vychylování křídla při velkých štíhlostech, hmotnost systému doplňování plynu k udržení natlakování křídel, schopnost udržet profil křídla s membránovým potahem, absence ovládacích ploch a potenciálně komplikované rozvinutí. Se všemi těmito aspekty se musí při návrhu a použití křídla počítat. [52][53][54][55]

5.3.5.1. Omezení štíhlosti pro velké zatížení křídla

Nafukovací křídla fungují ve srovnání s klasickými pevnými křídly relativně dobře při malé štíhlosti a malém zatížení křídla. Tento fakt je atraktivní pro využití u konceptů UAV, které využijí kompaktnost uložení před rozvinutím. Nicméně s rostoucí štíhlostí a zatížením křídla, začíná nafukovací křídlo trpět kvůli potřebě zvyšující se tloušťky materiálu a nafukovacího tlaku, které jsou nutné k tomu, aby odolaly nárůstu ohybového momentu u kořene křídla. Dále se zvyšující se štíhlostí nafukovacího křídla roste potřeba udržení vysokého vnitřního tlaku, což vede k většímu nafukovacímu systému, který se projeví na zvýšené hmotnosti. Navíc se při návrzích musí počítat i s hmotností samotného plynu k udržení vhodného tlaku, kde se množství může měnit dle teplotních a výškových změn či kvůli únikům. Takže se jedná o hledání vhodných prostředků k tomu, aby se snížil vnitřní tlak co nejméně a tím se snížila hmotnost nafukovacího systému a samotné konstrukce, ale zachovala se požadovaná pevnost a tuhost.

S jedním přístupem, jak minimalizovat potřebný nafukovací tlak k zabránění vzpěru, přišla společnost ILC Dover, Inc., kdy optimalizovala design průřezu křídla. K sérii tkaninových nosníků na horní a dolní stranu připojily vysoko modulové tkaninové pásnice. Po nafouknutí průřez připomíná řadu protínajících se válců viz. obr. 63. Po nafouknutí tedy horní a dolní pásnice odděluje vnitřní nosníky, čímž se v průřezu maximalizuje moment setrvačnosti a to vede k nejnižšímu vnitřnímu tlaku, který křídlo potřebuje. Díky jednoduchosti konstrukce

Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

se dá křídlo velmi hustě zabalit, aniž by docházelo k problémům při rozvinutí.

Dalším přístupem, jak minimalizovat potřebný vnitřní tlak pro nafukovací křídlo s velkou štíhlostí, je využití nafukovacích trubkových nosníků. Primární struktura křídla je tedy z trubkových nosníků, žeber a membránového potahu. Nosníky jsou vyrobeny tak, aby vydržely vysoký tlak nafouknutí potřebný k zajištění pevnosti křídla a zároveň, aby snížily celkový vnitřní tlak pro ohybovou tuhost. S tímto přístupem přišla společnost Vertigo, Inc.. Nosníky se skládají z vysoce houževnatých vláken splétaných přes tenkou plynovou bariéru. Žebra slouží k tomu, aby udržela požadovaný profil po nafouknutí nosníků a napnutí membránového potahu viz. obr. 62, což zlepší poměr vztlaku ku odporu křídla.

Třetím přístupem, jak snížit požadovaný vnitřní tlak u nafukovacího křídla s velkou štíhlostí je využít metody zvané „rigidizace“. Díky chemické reakci se při této metodě z pružného materiálu stane pevná kompozitní struktura. Jedná se o chemickou reakci, při které se vytvrzuje polymerní pryskyřice, která je nanášena ve vyztužené látce křídla, za pomoci UV záření. Po natlakování a rozvinutí křídel dochází k jejich ztuhnutí poté, co jsou vystavena zdroji UV záření, kterým může být slunce či namontované LED. Na obr. 64 jsou znázorněna křídla vyvinutá společností ILC Dover, Inc., která byla vyzkoušena u experimentu BIG BLUE. Mezi výhody tohoto přístupu patří to, že po ztuhnutí křídla již není potřeba jeho natlakování k udržení profilu a tím se i snižuje riziko propíchnutí a úniku. Mimo jiné odpadá i potřeba doplňovacího plynu, takže se snižuje doprovodná hmotnost a odpadá složitost systému. Navíc po ztuhnutí, je křídlo schopné vydržet vyšší faktor zatížení. Doba vytvrzení pryskyřice je v řádech minut. Nevýhodou tohoto přístupu je fakt, že by křídlo během tuhnutí nemělo být zatěžováno. Mohlo by dojít k tomu, že by křídlo ztuhlo v neoptimálním profilu z důvodů malého zprohýbání nebo povrchových deformací. Jednou z možností, jak tomuto předejít je vypuštění UAV s tím, že se křídlo nechá ztuhnout, když je zavěšeno na padáku. Po ztuhnutí se odpojí padák a UAV může letět. Pokud však křídlo musí být rozvinuto při aerodynamickém zatížení, je nezbytné, aby byla konstrukce navržena tak, aby vydržela zatížení bez deformace či prohýbání. Toho se docílí silnějším průřezem a zdrojem s vyšším nafukovacím tlakem, které ale vede k zvýšení celkové hmotnosti systému. [52][53][54][55]



Obrázek 63 Řez křídlem a jeho rozložení [54]



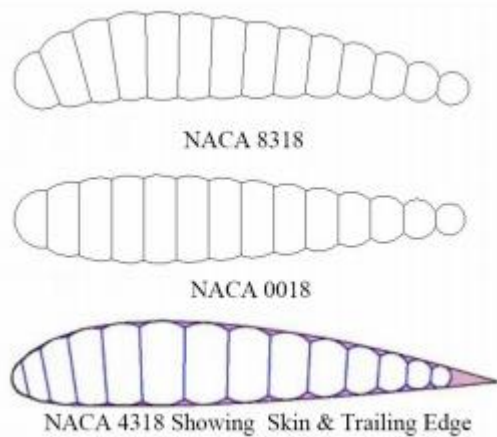
Obrázek 62 Nafukovací křídlo bez potahu [54]



Obrázek 64 Křídlo u projektu BIG BLUE [54]

5.3.5.2. Zachování profilu s membránovým potahem

U návrhů nafukovacích křídel se provádí balanční výběr materiálu, který zahrnuje jeho účinnost zabalení a výsledné aerodynamické vlastnosti. Nejvyšší účinnost zabalení a snížení hmotnosti poskytují lehké a pružné materiály, ale je těžké s nimi docílit toho, aby nafukovací křídlo udrželo požadovaný profil. Křídla se často deformují pod působením dynamického tlaku či dochází k tvoření vrásek na náběžné hraně, což může způsobovat přechod z laminárního proudění na turbulentní. To má za následky zvýšení odporu profilu.

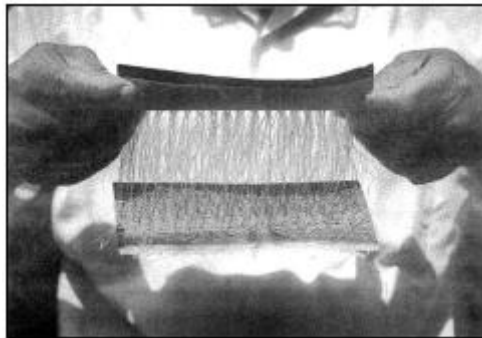


Obrázek 65 Profil křídla s a bez potahu [54]

Tento fakt spolu s udržením požadovaného profilu je rozhodující pro dosažení požadovaného výkonu vzlak-odpor u aplikací UAV ve vysokých nadmořských výškách nebo při využití na misích na Marsu. Zejména u aplikací s nízkým Reynoldsovým číslem je problém tvoření separační bubliny na horním povrchu křídla a tím zvyšující se odpor tlaku. Bylo prokázáno, že u nafukovacích křídel s vícero textilními nosníky v nízkých

Reynoldsových čísel (<500 000) tato „hrbolatá“ plocha pozitivně ovlivňuje výkonost křídla. U vysokých Reynoldsových čísel se však profil musí potáhnout potahem z hladké látky nebo povlaku, aby se snížil aerodynamický odpor i za cenu navýšení hmotnosti. Na obr. 65 jsou znázorněny profily jak s, tak i bez zmiňovaného potahu.

Při využití tlustších materiálů se zmírní deformace potahu, ale zvýší se nafukovací tlak což vyústí k navýšení hmotnosti a navíc se sníží účinnost zabalení. V tomto ohledu se rigidizace jeví jako účinný přístup, ale záleží na délce doby vytvrzování a jestli je nafukovací křídlo schopné po rozvinutí držet požadovaný profil během samotného vytvrzování. Nafukovací křídla, která používají trubkové nosníky a membránový potah, využívají k udržení požadovaného profilu křídla několik žeber, které jsou podélně rozmístěna. Zde se řeší rozteč mezi žebry, která ovlivňuje, jak moc se materiál zprohýbá pod působením vysokého aerodynamického zatížení, a tím poskytuje různé výkony vztlak-odpor. Dalším přístupem, jak udržet požadovaný tvar profilu u nafukovacího křídla je využití vnitřních výztuh, spojených s potahem tisíci vlákný („drop stitch“). Tato metoda se použila u Goodyearovi Inflatoplane viz. obr. 66. Nicméně i přestože je tento přístup účinný, tak zesložituje konstrukci křídla a snižuje účinnost zabalení. [52][53][54][55]



Obrázek 66 Drop stitch [54]

5.3.5.3. Nedostatek ovládacích ploch

Použití nafukovacích křídel představuje určitou výzvu, protože nemají klasické ovládací plochy. Avšak nafukovací křídla jsou ohebná či se dá měnit jejich tvar, čehož se může využít k jejich ovládnutí. Využitím vnějších zařízení se dá nafukovací křídlo tvarově upravovat, aniž by se porušila integrita křídla. Jako vnější zařízení by se daly použít mechanické aktuátory, jiná ovládací zařízení nebo například použití slitin s tvarovou pamětí.

Dráty ze slitiny s tvarovou pamětí (SMA) jsou snadno dostupným materiálem, které mohou prostřednictvím tepelné aktivace poskytnout potřebnou odezvu na napětí a deformaci. Jejich výhodou je, že se velmi lehce implementují a nevyžadují použití dalších mechanických součástí. Na obr. 67 je znázorněné křídlo FASM s využitím SMA drátu, při provedení tahového zatížení. Drát SMA byl uchycen na odtokové hraně mezi fixními body,

které se nacházely u kořene křídla a na konci křídla. Při ovládní SMA je jejich frekvenční šířka pásma řízena tepelnou odezvou vodičů, která je ale bohužel pomalejší než odezva, která je vyžadována u řídicích členů. Navíc musí být dráty pod napětím.

Další možností je použít mechanické aktuátory, jako například servomechanismus, který se připevní na nafukovací křídlo a poskytne potřebné vychylování odtokové hrany, navíc s velmi rychlou odezvou. Tyto servomechanismy se dají připevnit jak na samotné nafukovací křídlo (viz. obr. 68) tak do trupu UAV a posléze použít systém kabelů a kladek k ovládní vychylování. Při navrhování rozvinutí nafukovacího křídla se musí zajistit určitá ochrana těchto mechanismů, aby nedošlo k poškození.

Dalšími tvarovacími mechanismy nafukovacího křídla by mohly být „nastic“ struktury, piezoelektrické aktuátory nebo elektroaktivní polymery. Tyto mechanismy se jeví velmi lákavě, protože konvenční ovládací mechanismy mají určitá prostorová omezení a limity u zabalování. Nicméně k překonání vnitřního tlaku v nafukovacím křídle mají jen omezené velikosti sil a posuvů, které mohou generovat.

U již ztuhlého nafukovacího křídla, kde odpadá možnost jeho ovládní skrze jeho deformaci se v některých případech k ovládní používají tuhé ocasní plochy. Další možností je použít hybridní křídlo, které je částečně nafukovací a částečně pevné. Toto křídlo je tvořeno pevnou vnitřní částí, která slouží k zabránění tvoření ohybového momentu v kořeni křídla a k poskytnutí strukturální pevnosti. Vnější část je nafukovací a tvarovatelná, takže slouží k řízení letu. [52][53][54][55]



Obrázek 67 Křídlo s SMA dráty [54]



Obrázek 68 Servomechanismus na křídle [54]

5.3.5.4. Pevnost a tuhost v ohybu

Efektivní pevnost v ohybu nafukovacího nosníku je ovlivněna momentem „zvrásnění“ a je podobná mezi kluzu u kovových struktur. Zvrásnění je stav zatížení, při kterém vlákno v části nosníku dosáhne nulového napětí. Zvrásnění označuje hranici mezi malými pružnými průhyby a velkými průhyby vedoucí ke vzpěru. Chování před zvrásněním je řízeno stejnými rovnicemi, jaké by platily pro tuhou kompozitní strukturu se stejným typem vláken, distribucí, hmotností a orientací. [55]

U tkaninové srolované trubky o průměru d a natlakované na diferenciální tlak P dojde k zvrásnění po aplikování ohybového momentu, který je vyjádřen rovnicí 20:

$$M_{vráska_vazba} = \frac{\pi}{16} * P * d^3 \quad (20)$$

Pro daný ohybový moment je minimální požadovaný nafukovací tlak dán vztahem viz. rovnice 21:

$$P = \frac{8 * M}{\pi * d^3 * \left(1 - \frac{2}{\tan^2 \beta}\right)} \quad (21)$$

Někdy dochází k tomu, že hmotnost plynu potřebného k natlakování nosníku křídla je vyšší než hmotnost samotného nosníku. [55]

Tuhost v ohybu lze vyjádřit jako parametr EI . Jedná se o součin modulu pružnosti materiálu s momentem setrvačnosti. Průhyb se určí pomocí velikostí aplikovaného ohybového momentu, parametru tuhosti EI a konstanty závislé na geometrii zatížení. [55]

Pro technické odhady rovnice 22 předpokládá lineární křivku zatížení-deformace a umožňuje dimenzovat pásnici podle meze pevnosti F_{brk}

$$EI = \frac{d^2 F_{brk}}{2 \varepsilon_{brk}} \quad (22)$$

Rozumná aproximace pro ε_{brk} je 1,5 násobek relativního prodloužení příze použité na pásnici. [55]

5.3.6. Teoretické aerodynamické chování

Jelikož nafukovací křídlo, které je nafukováno nafukovacím systémem, nemá žádné konstrukční prvky, které by ho udržovaly tuhé, musí být nafukovací tlak vysoký. Tento nafukovací tlak je důležité udržet za jakýkoliv podmínek, jelikož je důležitý pro správnou funkci křídla.

Ve vzduchových strukturách existuje vlastnost zvaná obvodové napětí. Rovnice obvodového napětí 23 tvořená vnitřním tlakem na tenkostěnné tlakové válkové nádobě je:

$$\sigma = \frac{P \cdot r}{2t} \quad (23)$$

Kde t je tloušťka stěny, P je vnitřní tlak a r je poloměr. Stěna je výrazně tenčí než ostatní rozměry, což znamená, že rozdíl mezi vnitřním a vnějším poloměrem je malý. Z rovnice je patrné, že čím větší je průměr trubky, tím větší je napětí na tkanině pro jakýkoliv tlak. Trubka o menším průměru vydrží větší vnitřní tlak a na látku působí stejným napětím. U dlouhých nafukovacích trubíc se spodní tkanina natahuje a dochází k zvlnění, k udržení tohoto stavu je potřeba většího vnitřního tlaku, protože se látka v trubici natahuje po vnější ohybové straně. To je důvod, proč se zdá, že některé nafukovací struktury nedosahují stejných tuhostí jako jiné. [59]

Poté můžeme obvodové napětí vyjádřit přes ohybový moment následovně viz. rovnice 24:

$$\sigma = \frac{P \cdot r}{2t} = \frac{M_0 \cdot r}{\pi \cdot r^3 \cdot t} \quad (24)$$

Kde M_0 je kořenový ohybový moment. Přepsáním a úpravou rovnice dostaneme rovnici 25:

$$P = \frac{2 \cdot M_0}{\pi \cdot r^3} \quad (25)$$

U nafukovacích křídel k podpoře ohybového zatížení se proto vyplatí použít trubky o větším průměru. Výhodu umístění válcového nosníku o větším průměru do místa čtvrtinové čáry křídla je, že nosník v provozních podmínkách podporuje zatížení křídla. Tohoto je využito u přepážkového křídla, které se skládá z řady dutých trubek, které mají různý poloměr zakřivení, jsou umístěny od náběžné hrany k odtokové hraně a fungují jako samostatné nosníky. Tím poskytují dodatečnou odolnost vůči zatížení v ohybu křídla.

Byl učiněn předpoklad, že k zvrásnění dojde poté, co v důsledku ohybu bude tlakové napětí stejně velké jako tahové napětí způsobené vnitřním přetlakem. K zatížení vrásnění se dosáhne poté, co se výsledné napětí vyruší v místě, kde je celkové napětí v trubce rovné nule. Předpokládá se, že k tomuto dochází, protože látka nevydrží tlakové napětí. Nejběžnější místa zvrásnění jsou poblíž kořene křídla, nebo v místa kde se k sobě části připojují.

Hlavním faktorem selhání u nafukovacích struktur je maximální udržitelný ohybový moment nebo zatížení pro zhroucení. Pro určení nosnosti zjednodušeného nafukovacího nosníku, použijeme Euler-Bernoulliho rovnici viz.26, která dává do vztahu aplikovaný moment a průhyb nosníku a aplikovaný moment a materiálové vlastnosti konzolového nosníku. [59]

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M(x)}{E_w \cdot I} \quad (26)$$

Kde E_w je Youngův modul materiálu, M je aplikovaný moment a I je moment setrvačnosti. ILC Dover navrhla přepážku, která maximalizuje moment setrvačnosti průřezu a minimalizuje nafukovací tlak potřebný k snížení průhybů a zabránění vzpěru. V rovnici 27 jsou jasně vidět tyto vztahy. Po úpravách této rovnice s ohledem na nafukovací látkovou trubici dostaneme vztah pro rovnici ohybového momentu viz.28 pro jeden nafukovací nosník v nafukovacích strukturách. [59]

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M}{E_i \pi r^3} \text{ for } M < \frac{\pi r^3 P}{2} * (1 - 2v_t) \quad (27)$$

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M - 2v_t P r^3 \sin \theta_0}{E_i r^3 [(\pi - \theta_0) + \sin \theta_0 \cos \theta_0]} \text{ for } M > \frac{\pi r^3 P}{2} * (1 - 2v_t) \quad (28)$$

Kde M je ohybový moment, E_i je podélný modul tuhosti tkaniny, r je poloměr nosníku a θ_0 je úhel zvrásnění. Vztah zahrnuje vliv zvrásnění se zohledněním biaxiálního napětí v tkaninovém nosníku a dopad, který má na prahovou hodnotu zvrásnění nosníku jakožto i na jeho chování po ohýbání. Model byl srovnán s experimentálními hodnotami zatěžujících zkoušek tkaninových nosníků. Při zvýšení zatížení dojde k lineárnímu prohnutí nosníku. Poté co se dosáhne prahové hodnoty zvrásnění, tak se vztah stane nelineární. Brzy poté se nosník prohne v závislosti na typu použité struktury. Zatímco vzpěr je režim selhání, počátek zvrásnění označuje maximální návrhové zatížení, které se použije pro návrhové limity. Je třeba poznamenat, že ve srovnání s kovovými nebo pevnými kompozitními strukturami při dosažení meze kluzu nedochází k plastické deformaci či k prasknutí. Po odlehčení se nepoškozený nosník vrací do původního stavu. [59]

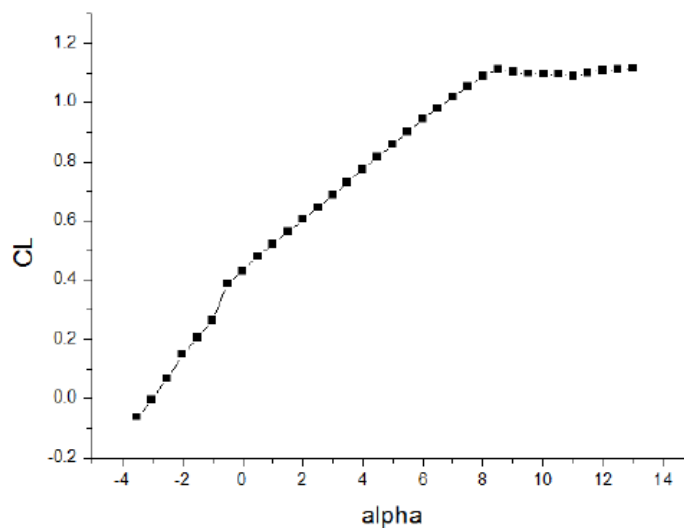
5.3.7. Letecké experimenty

Byly provedeny zkoušky a experimenty související s aerodynamickými vlastnostmi nafukovacího křídla použitelného pro letouny na Marsu kvůli jejich specifickému profilu. Provedly se testy na vytvrzeném „hrbolatém“ profilu nafuko-vytvrditelném křídle a na ideálním „hladkém“ profilu v aerodynamickém tunelu spolu s kouřovou vizualizací. Prvotním nápadem, jak zlepšit aerodynamické vlastnosti, bylo potažení křídla potahem, čímž by se docílilo ostřejší odtokové hrany a snížilo by se rušení od přepážek. Při nízkých hodnotách Reynoldsova čísla se díky tomu zlepšil tok vzduchu přes křídlo. Ovšem u ideálního profilu E398, který se použil, to nefungovalo tak dobře jako u nafukovacího křídla. U ideálního profilu při hodnotách nulového úhlu náběhu a $Re=25 \cdot 10^3$ docházelo k oddělení proudu příliš blízko náběžné hrany bez dalšího připojení. U hrbolatého profilu při stejných podmínkách byl proud připojený a přilehnutí proudnic nebylo zřetelně jasné. To je způsobeno hrbolky, které narušují proud a ten přechází do turbulentního proudu. Je možné pozorovat, že pozice separační oblasti je posunuta dále po proudu laminárního separačního bodu, kvůli dalším nárazům do hrbolek.

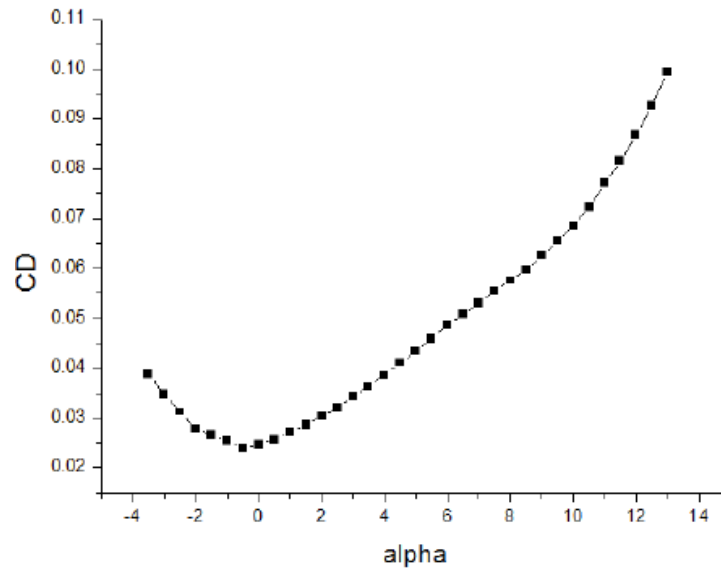
V některých případech se využilo zjednodušení a hodnoty C_L a C_D se odhadli z upravených dat získaných z programů jako je Xfoil. V jiných případech se v Xfoilu upravilo to, aby profil měl před náběžnou hranou nebo za odtokovou hranou překážku, čímž by se simulovalo nafukovací křídlo. K těmto úpravám dochází, protože nelze do těchto programů čistě vložit hrbolatý profil za účelem získat potřebná data. Je to kvůli tomu, že tyto programy využívají určitou techniku analýzy, která nefunguje zcela dobře při velkých změnách C_L a C_D .

Poté se v programu Profili zkoušely simulovat nafukovací křídla tak, že se použily hladší hrbolaté profily, aby došlo k potřebné konvergenci. To se sice povedlo, ale tyto výsledky se nepovažují za příliš důvěryhodné a používají se spíše jen jako kontrolní hodnoty.

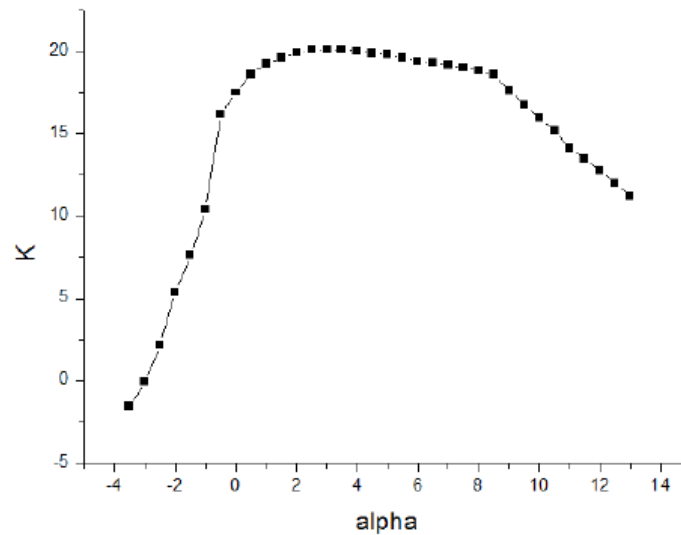
V tomto odstavci bude shrnuto, jak se mění C_L a C_D v závislosti na úhlu náběhu u nafukovacího křídla s profilem NACA 4309 v porovnání s jeho ideálním protějškem, kromě dat získaných z CFD analýzy. Tyto hodnoty se následně aplikovaly na data získaná z Xfoilu, kde se použil ideální hladký profil, a ty se poté procentuálně změnili. Z těchto výsledků byly sestrojeny grafy C_L a C_D v závislosti na úhlu náběhu viz. obr. 69 a obr. 70. Koeficient odporu se přibližně zdvojnásobil a koeficient vztlaku mírně klesá. Pracovalo se s cestovní rychlostí přibližně 30 m/s. Na obr. 71 je znázorněn poměr vztlak/odpor, u kterého je patrné, že se poměr přibližně zvyšuje se zvyšujícím se úhlem náběhu. [59]



Obrázek 69 Graf závislosti C_L na úhlu náběhu [59]



Obrázek 70 Graf závislosti C_D na úhlu náběhu [59][58]



Obrázek 71 Graf závislosti K na úhlu náběhu [59]

5.3.8. Zhodnocení

Návratový systém jako nafukovací křídlo splňuje požadavek na říditelný sestup. Je však potřeba k zajištění říditelnosti použít např. servomechanismus, takže se zvyšuje riziko poruchy, a tedy i možnosti destrukce užitečného zatížení. Co se týče dopadu, je na tom podobně jako kluzák, záviselo by na celkové konstrukci.

5.4. Dron

Dron z anglického slova drone nebo také UAV z anglického Unmanned Aerial Vehicle je bezpilotní prostředek, který je řízen na dálku nebo létá samostatně dle předprogramovaných letových plánů či dle složitějších dynamických autonomních systémů.

Drony se většinou využívají tam, kam lidé nemohou jít či k misím, které by člověk nezvládl. Mají velké spektrum využití ať už v armádě, vědeckém výzkumu, zemědělství, dozoru, dodávkách produktů, leteckých snímcích, rekreačním využití atd. Avšak dají se zneužít i k páchání škod jako jsou teroristické útoky a podobně. [29][30][31][32][33][34][37]

V České republice úřad pro civilní letectví rozlišuje a popisuje tři pojmy, kterými jsou bezpilotní letadlo (UA), bezpilotní systém (UAS) a model letadla. Jedná se o doplněk X – Bezpilotní systémy, předpisu L2 – Pravidla létání. [36] Popis zní takto:

Bezpilotní letadlo (UA) „je letadlo určené k provozu bez pilota na palubě (může se jednat a většinou se jedná o součást bezpilotního systému). V kontextu legislativního rámce České republiky se za bezpilotní letadla považují všechna bezpilotní letadla s výjimkou modelů letadel s maximální vzletovou hmotností nepřesahující 20 kg.“

Bezpilotní systém (UAS) „je systém skládající se z bezpilotního letadla, řídicí stanice a jakéhokoliv dalšího prvku nezbytného k umožnění letu, jako například komunikačního spojení a zařízení pro vypuštění a návrat. Bezpilotních letadel, řídicích stanic nebo zařízení pro vypuštění a návrat může být v rámci bezpilotního systému více.“

Model letadla „Letadlo, které není schopné nést člověka na palubě, je používáno pro soutěžní, sportovní nebo rekreační účely, není vybaveno žádným zařízením umožňujícím automatický let na zvolené místo, a které, v případě volného modelu, není dálkově řízeno jinak, než za účelem ukončení letu nebo které, v případě dálkově řízeného modelu, je po celou dobu letu pomocí vysílače přímo řízené pilotem v jeho vizuálním dohledu.“

Historie

První zmínky o dronech jsou z roku 1849, kdy v Itálii rakouští vojáci za pomoci horkovzdušných, heliových a vodíkových balónů bombardovali Benátky. První bezpilotní letoun řízený rádiem byl vytvořen během první světové války, v roce 1918 americká armáda přišla s experimentem Kettering Bug. Byla to v podstatě létající bomba, která se však nikdy nepoužila v boji. V roce 1935 vznikl dron přestavbou dvojplášňáku de Havilland DH82B „Queen Bee“. Na zadní sedadlo se umístilo rádio a servopohon což umožnilo, že se dron mohl ovládat jak z předního sedadla, tak i mimo letoun. Tyto letouny poté sloužili pro výcvik dělostřelců. Největší zájem o vývoj technologie UAV měla armáda. V roce 1982 izraelské letectvo využilo UAV k zničení syrské flotily. Drony fungovaly jako návnady, rušily komunikaci a obstarávaly videozáznamy/fotografie v reálném čase. V armádě se dále používaly ke zpravodajství, k ochraně a dozoru, k hledání a sledování cílů, k průzkumu a hodnocení poškození a používají se i jako zbraně. Jako jeden z nejnámějších dronů sloužící jako zbraň je MQ-1 Predator, který je používán americkou armádou. [29][31][35]



Obrázek 72 MQ-1 Predator [38]

5.4.1. Rozdělení dronů

Bezpilotní letouny se mohou klasifikovat z mnoha hledisek, ale prvním a tím hlavním hlediskem by měl být účel využití, zda se jedná o vojenské či civilní využití. Dalšími hledisky, kterými můžeme letouny rozdělit jsou cena, hmotnost, doba letu, dolet, max. výška letu, nesené zařízení a mnoho dalších. [29][34][37]

5.4.1.1. Rozdělení podle velikosti

V této kapitole se rozdělí drony na čtyři rozměrové skupiny a ke každé skupiny bude popsáno její nejčastější využití.

a) Velké drony

Tyto drony se obvykle využívají pro bojové či průzkumné mise. Mohou létat ve vysokých výškách a mají velký dolet bez potřeby doplňovat palivo či potřeby dobíjení. Bojové drony mohou nést rakety s dálkovým odpalováním. Průzkumné drony slouží k pozorování a zabezpečování velmi velkých oblastí. [29][37]

b) Střední drony

Tato kategorie dronů se nejčastěji využívá k průzkumu nebo ke sběru dat. Tyto drony naleznou uplatnění v armádě či v komerční, průmyslové a zemědělské oblasti. [29][37]

c) Malé drony

Tato kategorie dronů je nejpoužívanější. Drony využívají komerční podniky, vládní útvary, profesionální fotografové, filmaři či fandové této technologie. [29][37][38]

d) Miniaturní drony

Tyto drony se používají ke specifickým účelům. Drony jsou tak malé, že se vejdou do dlaně ruky. Jejich vývoj byl směřován hlavně pro armádu, aby sloužily jako špionážní zařízení. Dají se však využít i při pátracích nebo záchranných operacích v stojících či poškozených budovách. [29][37]

5.4.1.2. Rozdělení podle designu

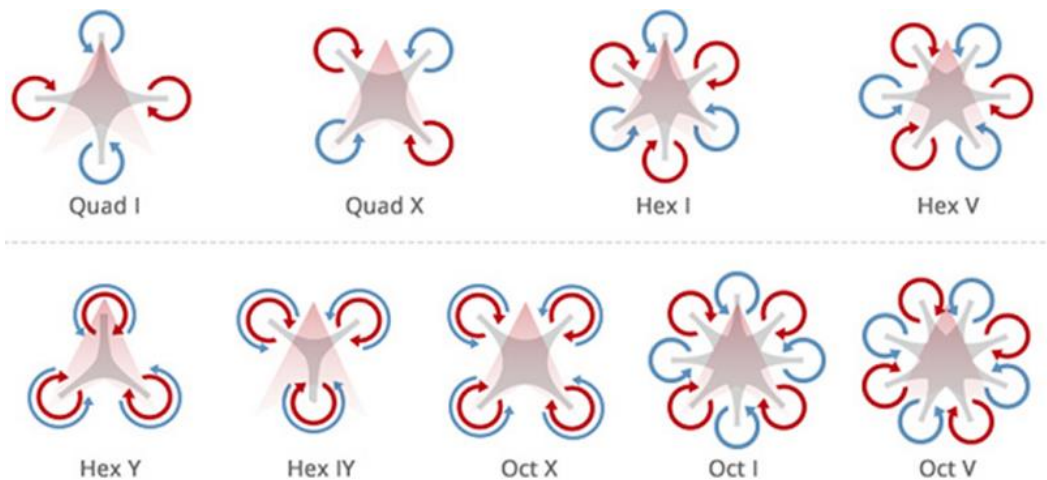
Tato kapitola se bude zabývat designem dronů. Jedná se v podstatě o konstrukci jejich ploch, produkující vztlak.

a) Pevné křídlo

Tyto drony vypadají jako letadla, jejich pevná křídla se nepohybují a jsou spojena s tělem dronu. Na křídlech se mohou nacházet řídicí plochy pro manévrování jako křídélka nebo směrové kormidlo. Vrtule se nachází na přední či na ocase. Vztlak v tomto systému je generován tahem pohonné jednotky ve spojení s aerodynamickým tvarem křídla. Díky chybějící posádce mají tyto letouny rozmanitou škálu tvarů a velikostí a těžší z širších relativních rozpětí křídel a sníženého užitečného zatížení. Výhoda pevného křídla je, že díky aerodynamickému tvaru mohou zůstat ve vzduchu delší dobu a jsou poměrně energeticky účinné. Díky tomuto jsou ideální pro dlouhodobé mise, jako je průzkum a monitorování klimatu, protože tyto drony vydrží ve vzduchu mnoho hodin nebo dokonce i několik dní. Jejich nevýhodou je, že potřebují místo pro vzlet/přistání a nemohou se vznášet ve vesmíru, což eliminuje některé aplikace. [32][34][37]

b) Rotační

U dronů s rotačním křídlem, lopatky rotoru/křídla rotoru rotují kolem centrálního těžiště, čímž tlačí vzduch směrem dolů a vytváří vertikální vztlak, který dron vynese do vzduchu. Drony s vertikálním vzletem/přistáním se označují jako VTOL, do této kategorie patří i malé a velké vrtulníky a multikoptéry. Drony s rotačními křídly mohou mít jeden až osm rotorů s různým uspořádáním viz. obr. 73, které generují tah. Výhodou těchto dronů je, že se mohou vznášet na místě, což umožňuje plnit velkou škálu rolí. Cena těchto dronů je navíc relativně nízká. Mezi jejich nevýhody patří krátká doba letu, protože generování tahu pro vzlet a samotný let vyžaduje hodně energie, čímž se snižuje dolet a životnost zařízení. [32][34][37]



Obrázek 73 Možné způsoby rozložení rotorů [39]

c) Hybridní

Hybridní drony představují kompromis mezi drony s pevným křídlem a drony s rotačními křídly, přičemž k letu využívají kombinaci jejich prvků. Rotory se využívají pro vzlet/přistání jako u VTOL dronů, ale jakmile je ve vzduchu, letoun přechází do režimu jako s pevným křídlem. Tyto drony těží z nízkých prostorových požadavků rotačních dronů a zároveň vylepšené aerodynamiky a účinnosti pevných křídel. Mezi hybridní drony patří tiltrotor, tiltwing a drony využívající kolmé sady rotorů viz obr. 74 a obr. 75. Rozdíl mezi tiltrotor a tiltwing je takový, že u tiltrotor se rotory samostatně otáčejí podle toho, jestli dron vzlétá/klesá nebo letí vodorovně. U tiltwingu, kde je rotor pevně spojen s křídlem se musí podle letového režimu otáčet celé křídlo. Tiltrotor a tiltwing se někdy označují jako konvertoplán, protože během letu mění svou konfiguraci z jedné na druhou. U dronů s kolmou sadou rotorů pro vzlet/přistání a samotný let nedochází ke změně rotace či polohy jejich rotorů. V jejich případě je jedna sada rotorů využita pro vzlet/přistání, zatímco kolmá sada je použita pouze v potřebě letět vodorovně. I když se zdá, že hybridní drony jsou nejlepší možností, tak jejich konstrukce je poměrně komplikovaná, což vysvětluje, proč se moc nepoužívají. Navrhnutí systému tak, aby mohl přecházet mezi konfiguracemi během letu a přitom zůstat stabilní, je velmi náročné, ale když se to povede, tak výsledný letoun je vysoce univerzální. [32][34][37]



Obrázek 75 Tiltrotor [40]



Obrázek 74 Tiltwing [41]

5.4.1.3. Rozdělení podle pohonu

V této kapitole bude uveden použitelný pohon pro drony, který se dá i kombinovat. Jedná se o drony s elektrickým pohonem, drony s palivovým pohonem a drony s hybridním pohonem.

Většina rotačních dronů je poháněna elektrickou energií dodávanou lithium-iontovými polymerními (LiPo) bateriemi. Tyto baterie jsou lehké a navíc se dají dobít, což je u dronů z hlediska designu ideální. Další zdroj pro pohon by mohla být solární energie, získaná ze solárních článků namontovaných na povrchu dronu. Tímto způsobem by se navýšila možná doba letu dronu, pokud by svítilo slunce. O tento koncept se pokusil inženýrský tým z NUS (Národní univerzita v Singapuru). To se jim nakonec podařilo, ale tento koncept je ještě daleko od toho, aby ho bylo možné využít u reálných misí.

U dronů určených pro mise ve velkých výškách či velkých vzdálenostech se většinou využívá palivového pohonu. Elektromotory jsou sice účinnější než spalovací motory, ale benzín má 50x větší hustotu energie než LiPo baterie, čímž si ponechává energetickou výhodu. Pro tyto pohony je pár možných variant použitelných paliv jako je bezolovnatý benzín, dvoutaktní motorový olej, benzín na bázi nitra nebo nafta. Drony s tímto pohonem nejčastěji patří do kategorie s pevným křídlem, protože se do nich vejdu větší motory. Díky aerodynamickému tvaru, který produkuje hodně vztlaku je potřeba k dlouhým letům jen malé množství paliva. Například dron VA001 s naftovým pohonem patřící společnosti Vanilla Unmanned vydržel ve vzduchu pět dní a po přistání se zjistilo, že nafta by vydržela na další tři dny.

Třetí kategorií jsou drony s hybridním pohonem, který využívá kombinaci dvou zdrojů energie. Pohon může být konfigurován ve vícero možnostech, například palivo/baterie nebo baterie/solární články atd. Mají vysoký výkon a využívají se jak u rotačních dronů, tak

u dronů s pevným křídlem. Příkladem může být oktokoptéra Skyfront's Perimeter 8, která během letu využívá elektrické vstřikování paliva k přeměně benzínu na elektřinu. Dalším příkladem může být model PHASA-35, jedná se o hybridní dron pro vysokou nadmořskou výšku s dlouhou výdrží (HALE), který má potenciál ve stratosféře vydržet letět až jeden rok. Dron funguje tak, že během dne využívá solární energii a během noci energii z baterie.

Dalším zdrojem energie u dronů by mohly být vodíkové palivové články nebo laserem dobíjené baterie. Vodíkové palivo je čistý energeticky hustý zdroj energie, zatímco laserem dobíjené baterie by dronům umožnily zůstat ve vzduchu neomezeně dlouho. Oba koncepty jsou však zatím experimentální. [34]

Možné využití

V této části uvedu pár možných případů využití dronů. Drony se hodí hlavně tam, kam není možné poslat lidi či by je to nějak ohrožovalo a podobně.

a) Armáda

Armáda využívá drony jak k bojovým akcím, tak i k průzkumu a pozorování z oblohy. Využívají i nákladní drony, které dopravují zbraně a zásoby vojenským jednotkám [29][31][32][37]

b) Komerční využití

V komerčním sektoru jsou drony většinou vybaveny kamerami a slouží hlavně k mapování oblastí. Za jejich pomoci jsou pořizovány fotografie a videa, která se potom používají dle potřeby. [29][31][32][37]

c) Zemědělství

Zemědělci používají drony k rozprašování pesticidů, hnojiv a dalších chemikálií. Drony jsou vybaveny speciálními senzory a kamerami, které odhalí problémy v úrodě. Zemědělci díky dronům získávají data o svých pozemcích, úrodě, půdě a o atmosférických podmínkách, které poté mohou využít. [29][31][32][37]

d) Policie

Policejní jednotky využívají drony například k sledování podezřelých cílů. Pozorování místa v reálném čase je také užitečné, neboť posílat policejní jednotky do nezmapovaných prostorů je nebezpečné. [29][31][32][37]

e) 3D mapování

Při průzkumu krajiny se používají drony, které mají vyspělé 3D zobrazovací zařízení. Toto zařízení spojí tisíce obrázků vysoké kvality dohromady a vytvoří přesnou 3D mapu pozemní oblasti. To poskytuje lepší chápání geografických rysů dané oblasti. [29][31][32][37]

f) Pomoc při katastrofách

Je těžké vymezit celkovou velikost poškození, například po přírodní katastrofě, za pomoci dronů je možné rychle a efektivně získat informace o následcích

katastrofy. Bez těchto informací pátrací a záchranné týmy ztrácejí čas a proto se používá UAV, aby našel místa, kde je potřeba pomoc. [29][31][32][37]

g) Lov hurikánů

Drony jsou vybaveny vědeckým zařízením, které slouží k pozorování bouří a ostatních přírodních katastrof. Data shromážděná a analyzovaná těmito pozorováními slouží k tvorbě prediktivních modelů, které předpovídají blízkost katastrofu. [29][31][32][37]

h) Doručování produktů

Mnoho velkých společností již nyní, ale hlavně do budoucnosti rozvíjí možnost doručování zásilek za pomoci dronu. Aktuálně však stále stojí v cestě určitá regulační omezení, která je nejdříve nutná vyřešit. [29][31][32][37]

i) Výzkum a vývoj

Vědci využívají drony pro sběr různých typů dat o zemi, moři a vzduchu. Při tomto sběru dat odpadá nutnost posílat několik týmů do cílových oblastí, a tím je rychlý a snadný. [29][31][32][37]

j) Průzkum

UAV se využívají k ochraně hranic států před vetřelci. Shromažďují se díky nim informace z bojišť, které se poté využijí. Díky dronům se vojenský personál může vyhnout vysoce rizikovým misím nebo pro takové mise mít alespoň lepší informace o pozemní situaci. [29][31][32][37]

k) Obecné použití

Drony používají i fandové této technologie. Tyto drony mohou být opatřeny kamerou pro zaznamenávání fotografií či videa. Provozovatelé těchto dronů však musí znát přísná pravidla a předpisy pro létání s drony. [29][31][32][37]

5.4.1.4. Další dělení

V České republice se řízení bezpilotních letounů řídilo doplňkem X – Bepilotní systémy, předpisu L2 – Pravidla létání. 31.12.20 došlo k úpravě tohoto doplňku, aby se sjednotila pravidla pro celou Evropskou unii. Hlavní změna byla v tom, že nyní se všichni uživatelé bezpilotních letounů musí registrovat a složit zkoušku. Takže se neregistruje samotné zařízení, ale pilot. [43]

Registraci nemusí podstoupit ten, jehož dron váží méně jak 250g a přitom:

- nemá kameru nebo jiný senzor schopný jakkoli zachycovat osobní údaje, nebo
- se jedná o hračku. Tou se rozumí dron, který je již předem vyvinutý jako zařízení určené k hraní pro děti do 14 let, je identifikován základním označením CE a je na něm uvedeno, že odpovídá směrnici č. 2009/48/ES. Naopak dron, který hračkou není, by měl být na obalu jasně označen štítkem „14+“. Jakkoliv může být nyní ještě rozlišení označení hraček nejasné, doporučujeme všem

uživatelům důkladně pročíst návod, kde by příslušné informace měly být uvedeny.

V doplňku X můžeme nalézt jedno z rozdělení viz. obr 76. Poté můžeme bezpilotní letouny řadit podle UVS International (mezinárodní asociace pro bezpilotní letouny), kde jsou zahrnuty jak vojenské, tak civilní letouny viz. tabulka 1.

Tabulka 1 Rozdělení dle UVS International [44]

Zkratka	Název	Hmotnost [kg]	Dolet [km]	Výška letu [m]	Výdrž [hod]
μ	Micro	< 5	< 10	250	1
Mini	Mini	< 20/25/30/150	< 10	150	< 2
CR	Close range	25 - 150	10 - 30	3000	2 - 4
SR	Short range	50 - 250	30 - 70	3000	3 - 6
MR	Medium range	150 - 500	70 - 200	5000	6 - 10
MRE	MR Endurance	500 - 1500	> 500	8000	10 - 18
LADP	Low Alt. Deep Penetration	250 - 2500	> 250	50 - 9000	0,5 - 1
LALE	Low alt. Long Endurance	15 - 25	> 500	3000	> 24
MALE	Medium Alt. Long End.	1000 - 1500	> 500	5/8000	24 - 48
HALE	High Alt. Long Endurance	2500 - 5000	> 2000	20000	24 - 48
Strato	Stratospheric	> 2500	> 2000	> 20000	> 48
EXO	Exo-stratospheric	-	-	> 30000	-
UCAV	Unmanned combat AV	> 1000	+/- 1500	12000	+/- 2
LET	Lethal	-	300	4000	3 - 4
DEC	Decoys	150 - 500	0 - 500	50 - 5000	< 4

Tabulka 1 (viz ust. 16)										
ř.	maximální vzletová hmotnost	≤ 0,91 kg		> 0,91 kg a < 7 kg		7 – 25 kg		> 25 kg		bezpilotní letadlo provozované mimo dohled pilota
		rekre- ačně spor- tovní	výdělečné, experimen- tální, výzkumné	rekre- ačně spor- tovní	výdělečné, experimen- tální, výzkumné	rekreačně sportovní	výdělečné, experimen- tální, výzkumné	rekreačně sportovní	výdělečné, experimen- tální, výzkumné	
-	účel použití ----- požadavek									
1	evidence letadla	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ano	ano	ano
2	evidence pilota	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ano	ano	ano
3	praktický a teoretický test pilota	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ano	ano	ano
4	povolení k létání	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ano	ano	ano
5	povolení k provádění LP a LČPVP	nelze	ano	nelze	ano	nelze	ano	nelze	ano	nelze
6	označení UA: ID štítek / ID štítek + pozn. značka	ne / ne	ano / ano	ano / ne	ano / ano	ano / ne	ano / ano	ano / ne	ano / ano	ano / ano
7	min. ve vzdálenosti (m): vzlet, přistání / osoby, stavby / osídlený prostor	bez- pečná	bezpečná	bez- pečná	bezpečná	bezpečná, ale minimálně 50/100/150	bezpečná, ale minimálně 50/100/150	bezpečná, ale minimálně 50/100/150	bezpečná, ale minimálně 50/100/150	bezpečná, ale minimálně 50/100/150
8	pojištění: běžný provoz / LVV (mil. Kč)	ne / 0,25	dle nař. č. 785/2004 ¹	ne / 1	dle nař. č. 785/2004 ¹	ne / 3 od 20 kg dle nař. č. 785/2004 ¹	dle nař. č. 785/2004 ¹	dle nař. č. 785/2004 ¹	dle nař. č. 785/2004 ¹	dle nař. č. 785/2004 ¹
9	dozor	ne	ne	ne	ne	ne	ne	ano	ano	ne
10	„failsafe“ systém	ne	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano
11	provozní příručka UAS	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ne
12	hlášení událostí	ne	ano	ne	ano	ne	ano	ano	ano	ano

Obrázek 76 Doplněk X [42]

5.4.2. Zhodnocení

Návratový systém v podobě dronu by se dal hodnotit stejně jako kluzák. Využít by se musel dron s pevnými křídly. Rotorová křídla by nebyla možná použít v takovýchto výškách. Naopak pro fázi dopadu by rotorová křídla byla ideální, nabízela by měkká přistávání, podobně např. jako u vrtulníků.

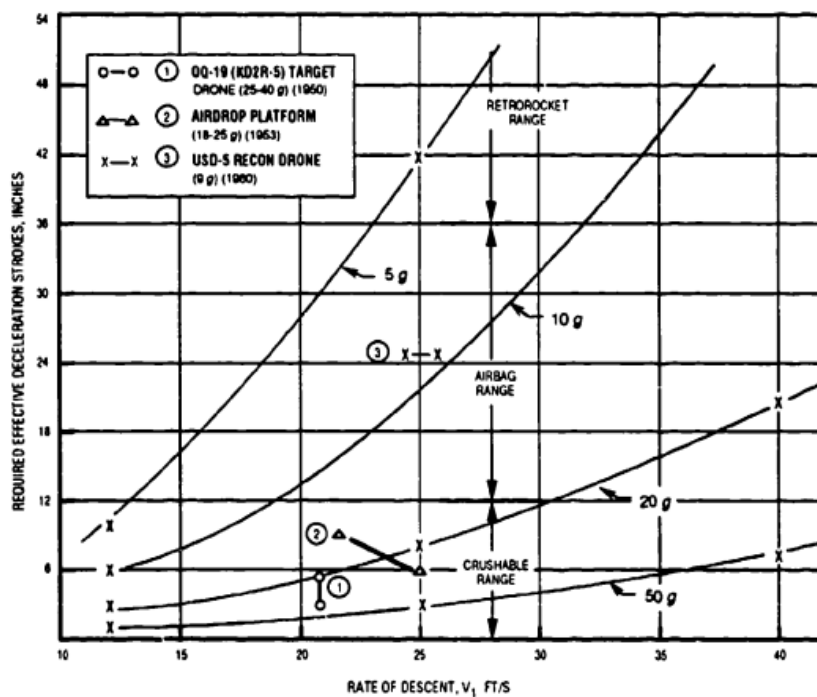
Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

6. Dopad

6.1. Airbag

Systém airbagu se využívá k celé řadě aplikací sloužící k tlumení nárazů. V letectví jsou to například přistávací systémy u vrtulníků, UAV, nákladů shozených z letadel či jako přistávací systém pro únikové moduly. V kosmických aplikacích se airbagy využili při celé řadě pozemských i mimozemských aplikacích. Nejznámější použití airbagového systému bylo při misích Pathfinder a MER na Marsu. [17][45][46][47]

Na obr. 77 je znázorněn požadovaný rozsah zpomalovacího tahu („záškubů“), který je nevhodnější pro využití airbagového systému.



Obrázek 77 Zpomalovací tah [17]

V tabulce 2 jsou znázorněny povolené zpomalovací nárazy u různých systémů (zařízení).

Tabulka 2 Tabulka přetížení pro různá zařízení [17]

Zařízení	Zpomalovací náraz, přetížení - g
Vojenský výsadkový náklad	20 – 35
UAV, drony	20 – 30
Telemetrické vybavení	20 – 25
Citlivá elektronická zařízení	5 – 10
Členové letové posádky	6 – 10
Astronauti po dlouhých vesmírných letech	3 - 5

Mezi výhody airbagu patří, že vyžadují poměrně malý skladovací prostor, jsou opakovaně použitelné a mají vysokou schopnost absorpce energie.

6.1.1. Základní koncept

Základním konceptem airbagu je textilní vak potažený pružným plastem, aby měl nulovou pórovitost. Tento vak či vaky se nachází buď v trupu nebo v křídlech letounu. Proces je takový, že po klesání pomocí hlavního návratové systému (nejčastěji je to padák) se v určité výšce vaky vysunou a začnou se nafukovat na určitý tlak, aby získaly správný počáteční tvar. Po kontaktu se zemí dochází k adiabatickému nárůstu tlaku. K tomu, aby se zlepšila účinnost vaku, tak je opatřený ventilem, který se při určitém tlaku otevře a umožní úniku části stlačeného plynu. Většinou se airbagy nastavují na určitou hodnotu energie, aby správně fungovaly. Pokud se tato navrhovaná energie změní například rychlostí klesání, tak dochází k dvěma situacím. V prvním případě, kdy je navrhovaná energie překročena, dochází k tomu, že při kontaktu s povrchem nastane odskok. V druhém případě, kdy skutečná energie je nižší, jak navrhovaná, dochází k tomu, že zařízení zůstane nad zemí. [17][45][46][47][48]

Airbagy můžeme rozdělit do tří kategorií, kterými jsou:

a) Airbagy bez ventilu

Tento systém funguje tak, že dochází k přeměně kinetické energie z užitečného zatížení (payload) do energie předané plynu, který je uložený v obalu. Při odskoku dochází k obrácenému toku energie, kdy energie uložená v plynu se přeměňuje na kinetickou energii. Tento typ airbagu byl použit u misí MER a Pathfinder viz. obr. 78. [17][46]



Obrázek 78 Systém airbagu u Pathfinder a MER [49]

b) Airbagy s ventilem

V tomto systému dochází k tomu, že po kompresi tlaku ventil upouští část plynu, čímž se odebírá uložená energie. Díky tomu dochází k malému nebo k žádnému odrazu. Airbagy s ventilem jsou velmi citlivé na okolní tlak. Při

použití na Zemi, při vyrovnávání tlaků uvnitř airbagu a okolního tlaku, je potřeba uvolnit jen malou část hmotnosti plynu. Při využití na Marsu by k vyrovnání tlaku bylo potřeba vypustit téměř všechny plyn. A jelikož je dynamika tohoto systému velmi citlivá, je potřeba mít kontrolní systém, který postupně odvětrává potřebné množství. Tento typ se typicky využívá u UAV. [17][46]

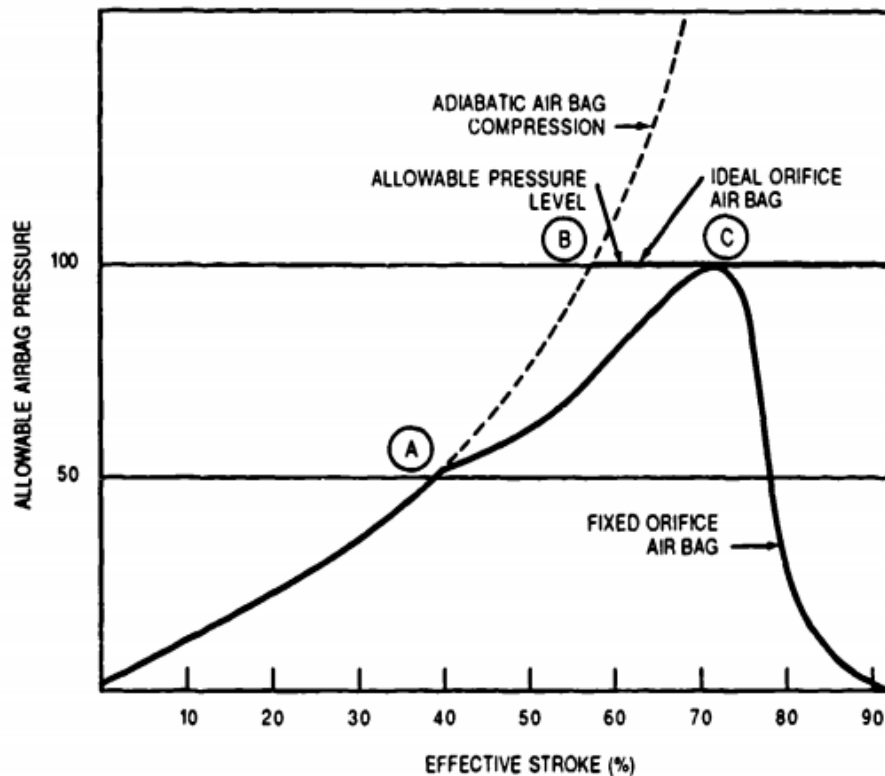


Obrázek 79 Airbag s ventilem [50]

c) Kombinovaný airbag

Tento systém airbagu se obvykle skládá ze dvou airbagů, kdy vnější airbag je airbag s ventilem a vnitřní je airbag bez ventilu. Tím je docíleno výhod z předešlých dvou typů, kterými jsou eliminace odskoku zařízení a kontakt zařízení s povrchem. [17][46]

Na obr. 80 je znázorněn nárůst tlaku, poté co dojde ke kontaktu s povrchem cílového tělesa, v tomto případě s povrchem Země. Po kontaktu dochází ke komprimování airbagu a nárůstu vnitřního tlaku do bodu A. Zde dochází k otevření přetlakových ventilů, které se otevírají buď současně, střídavě nebo tlakově řízeně. Poté dochází k pozvolnému nárůstu tlaku až do bodu C, kde se nachází přípustná tlaková úroveň airbagu. Poté tlak pozvolně klesá. [17]



Obrázek 80 Graf změny vnitřního tlaku v airbagu [17]

6.1.2. Rozměry airbagu

Výška airbagu je dána požadovaným zpomalovacím tahem/trhnutím. Průměr airbagu lze určit následujícím vztahem: plocha průřezu vaku vynásobená tlakem ve vaku se rovná povolenému faktoru zpomalení n násobek hmotnosti vozidla/zařízení. Také lze využít následující rovnici viz. 29. [17][46]

$$n * W_v = p_b * S_b \quad (29)$$

Kde

n = povolený faktor zpomalovacího nárazu [-]

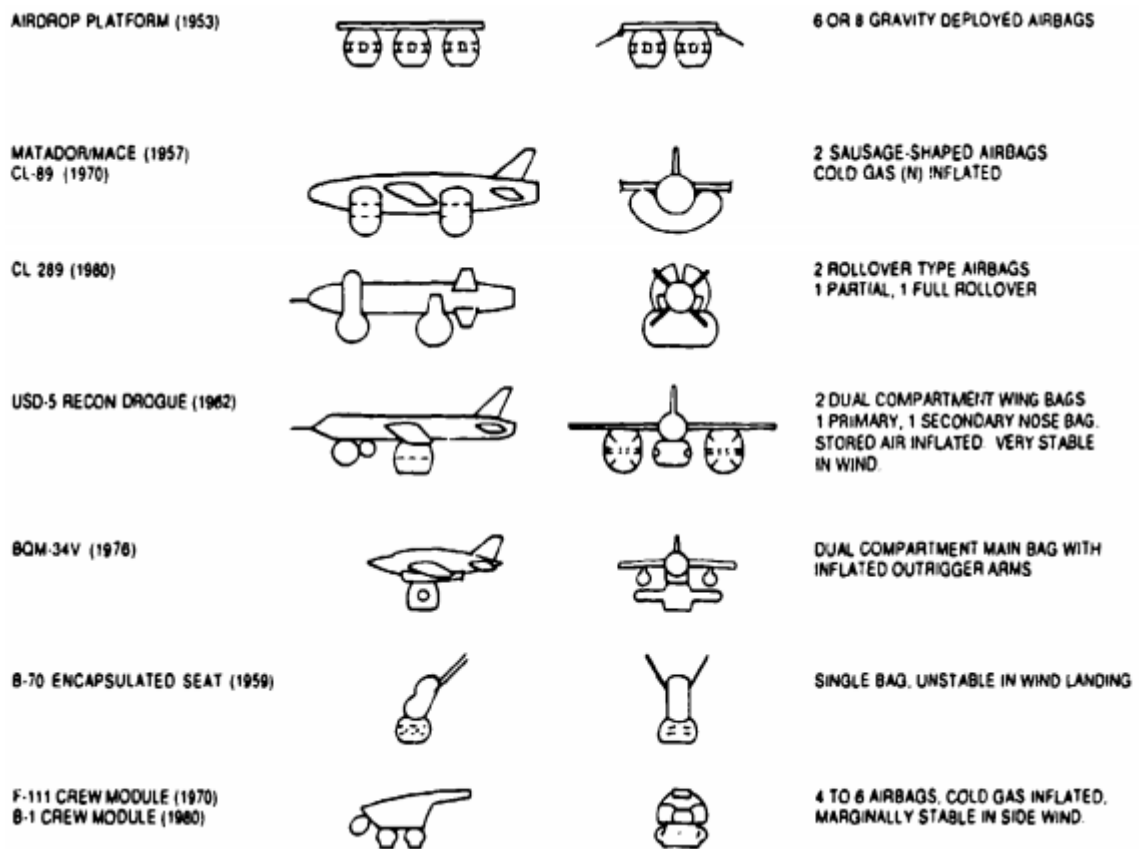
W_v = hmotnost vozidla/zařízení [kg]

p_b = tlak ve vaku [bar]

S_b = plocha průřezu airbagu [m²]

Hodnoty n a W_v jsou neproměnné, jelikož se jedná o konstrukční hodnoty. Oproti tomu hodnoty p_b a S_b jsou proměnné a jsou řízeny konstrukčním pravidlem, že výška vaku by neměla překročit 1,25 – 1,5 násobek průměru vaku. Oba rozměry závisí na tvaru vaku, designu vaku a jeho instalaci. [17]

Na obr. 81 je znázorněno několik možných designů airbagů a jejich pozice umístění.



Obrázek 81 Různé designy airbagu a jejich umístění [17]

V tabulce 3 jsou uvedena některá technická data airbagových systémů, které byly použity v případech uvedených na obrázku.

Tabulka 3 Technická data airbag. systémů [17]

Aplikace/zařízení	Rok	Hmotnost vozidla/zařízení [kg]	Rychlost klesání [m/s]	Povolené přetížení, g
Letecké dodávky	1952/53	4,5 - 9072	6,7	5 – 8
Řízená střela Matador/Mace	1956	4900	6,1	8
Průzkumný dron US-5 (USA)	1960	2177	7,9	7
B-70 zapouzdřené sedadlo	1960	318	8,5	8
F-111 posádkový modul	1962	1225	7,9	8
B-1 posádkový modul	1973	3629	8,2	10
UAV BQM-34V	1977	1814	7,9	8
Průzkumný dron CL-289	1980	216	9,1	max 30

Problém nastává se stabilitou airbagu při přistání během větrných podmínek či když přistává na oscilujícím padáku. Je žádoucí, aby se airbag při dosednutí částečně deformoval

a zajistil, aby se zařízení nepoškodilo. Proto jsou tyto systémy upraveny či jich je použito více, aby odolávaly působícím bočním silám (od poryvů větru) například klouzáním po povrchu. Je nežádoucí, aby došlo k převrácení zařízení. [17][46]

6.1.3. Nafukovací systém airbagu

Nejčastěji se v nafukovacím systému využívá azidu sodného, který se uchovává v nádobách. Ten při hoření produkuje plynný dusík. Výhodou plynného dusíku je, že je nehořlavý (70% vzduchu je naplněno plynným dusíkem) a proto je bezpečný při používání u nafukování. [17][46][51]

Princip je takový, že senzor zapne elektrický obvod, který zažehne azid sodný. Nastává chemická reakce, při které se tvoří plynný dusík. Tento plyn je přiváděn do vaku, který se rychle plní. Tento proces od počínajícího signálu od senzoru až do plného nafouknutí trvá přibližně v řádech desítek milisekund.

V airbagu se tedy nachází generátor plynu, který v sobě obsahuje směs azidu sodného (NaN_3), dusičnanu draselného (KNO_3) a oxidu křemičitého (SiO_2). Azid sodný se rozkládá při teplotě $300\text{ }^\circ\text{C}$ a to na sodík a plynný dusík. V generátoru plynu tedy dochází k vytvoření podmínek s vysokou teplotou nutnou pro rozklad azidu sodného pomocí elektrického impulzu, získaného od snímače zpomalení. Vytvořený plynný dusík plní airbag. KNO_3 a SiO_2 slouží k neutralizaci a přeměně sodíku na neškodný materiál. Sodík je totiž vysoce reaktivní a výbušný. Sodík nejdříve reaguje s KNO_3 za vzniku oxidu draselného, oxidu sodného a plynného dusíku, který také naplňuje airbag. Vytvořené oxidy následně reagují s SiO_2 a vytvářejí křemenné sklo, které je stabilní a neškodné. Díky tomu, že z přibližně 130 g azidu sodného lze získat 70 litrů plynného dusíku, tento přístávací systém nezvyšuje celkovou hmotnost systému. Na obr. 82 je znázorněno jak tento nafukovací systém vypadá. [17][46][51]



Obrázek 82 Nafukovací systém [51]

6.1.3.1. Průběh nafukování

V této kapitole popíšu stádia přistání s využitím airbagového systému. V tomto popisu použiji airbag s ventilem, jelikož se jeví jako lepší alternativa pro možné využití jako návratový systém pro stratosférickou platformu.

Bude se tedy jednat o čtyři dynamická stádia v celkovém přistávacím procesu a těmi jsou: nafukování, volný pád, komprese a odvětrávání.

1) Nafukování airbagu

V tomto stádiu zařízení nebo letoun klesá pomocí například padáku a v určité výšce dochází k nafukování airbagu. [17]

2) Volný pád

Během tohoto stádia je airbag nafukován až do jeho úplného nafouknutí, s tím, že dochází ke kontaktu s povrchem cílového tělesa (např. Země). [17]

3) Komprese airbagu

Zde dochází ke kontaktu s povrchem, nastává odpojení od padáku a začíná komprese airbagu. Tím se v airbagu zvyšuje vnitřní tlak. Odpojení od padáku pomůže tomu, aby nedošlo k případnému překlopení zařízení, které se nachází na airbagu, pokud by foukal vítr. [17]

4) Odvětrávání airbagu

Zde dochází k otvírání ventilů v airbagu poté co je dosažen maximální vnitřní tlak. Tento proces otvírání ventilů, který slouží k odvodu energie z dopadu, tedy kinetické energie, pokračuje až dokud se zařízení bezpečně nedostane na povrch. [17]

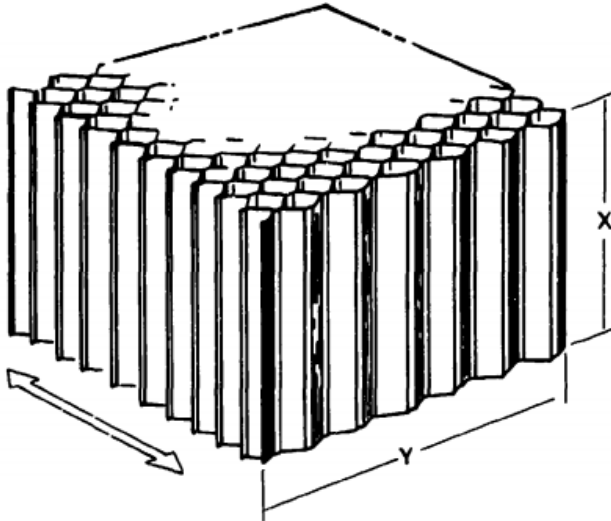
6.1.4. Zhodnocení

Návratový systém jako airbag se hodí čistě pouze pro fázi dopadu, kde umožňuje dostatečně hladké přistání. Pro fázi sestupu se nehodí a neumožňoval by ani říditelnost. Lze si to představit jako kdybychom hodili kámen z určité výšky.

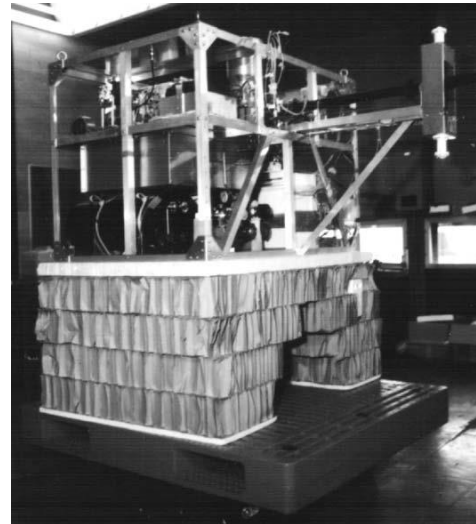
6.2. Deformovatelné tlumiče nárazů

Deformovatelné tlumiče nárazů se skládají z papíru, plastu, hliníkové voštiny a nebo několika druhů pěnového materiálu. Voštinové materiály viz. obr. 84 se skládají z buněčné struktury, přičemž se mění velikost buněk a hustota materiálu.

Nejvyšší absorpci energie mají tyto tlumiče ve směru x, ale přibližně 25% energie zůstává ve směru y. Většinou se tyto tlumiče dodávají již ve stlačeném stavu (ve směru y) a před použitím je nutné je prodloužit (naskládat se na sebe více vrstev) a na spodní a horní část umístit podložka viz. obr. 83. Nejčastěji se tyto deformovatelné tlumiče nárazů používají, pokud potřebujeme absorbovat energii ve svislém směru, přičemž vodorovná energie je absorbována posuvem po zemi. Na obr. 83 je znázorněno jedno z použití, kde se tlumiče dávají pod gondolu s měřícím zařízením. [17][46]



Obrázek 84 Typická voštinová struktura [17]



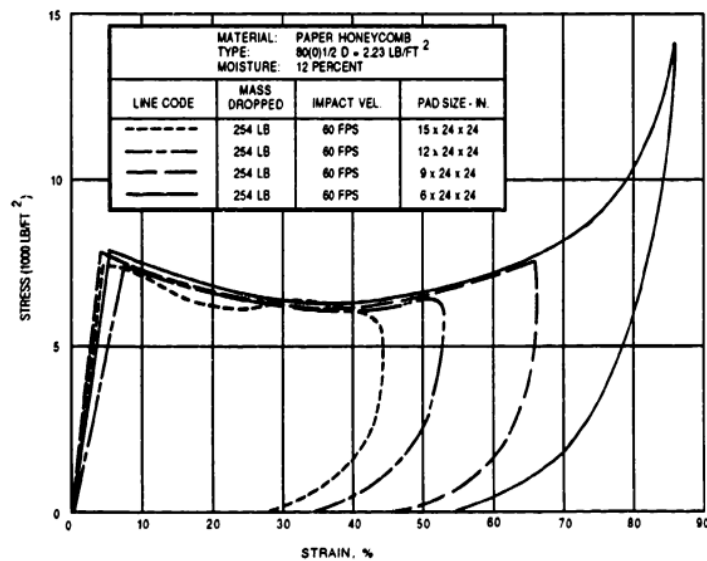
Obrázek 83 Umístění tlumiče na gondolu [2]

6.2.1. Experimenty s materiály deformovatelných tlumičů

Jedná se převážně o schopnost absorpce energie různých materiálů, přičemž hodnotíme závislost napětí na deformaci.

6.2.1.1. Papírové voštiny

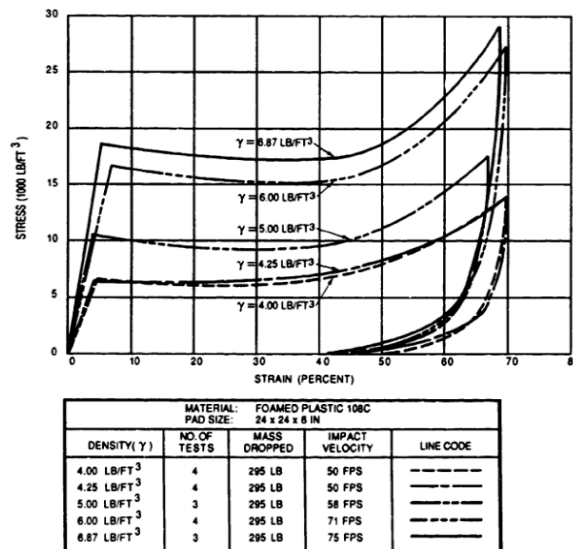
Na obr. 85 je znázorněn vztah napětí na deformaci tohoto materiálu. Je patrné že papírová voština může být stlačena na přibližně 30% své výšky po ustálení po dopadu. Při začátku kompresního tahu se tvoří malá síla, která se ke konci mění v elastickou sílu, která může způsobit mírný odraz. Pokud nedojde k absorpci celkové energie na konci 70% stlačení, tak je výsledkem velká nárazová síla. [17][46]



Obrázek 85 Závislost napětí na deformaci [17]

6.2.1.2. Pěnové plasty

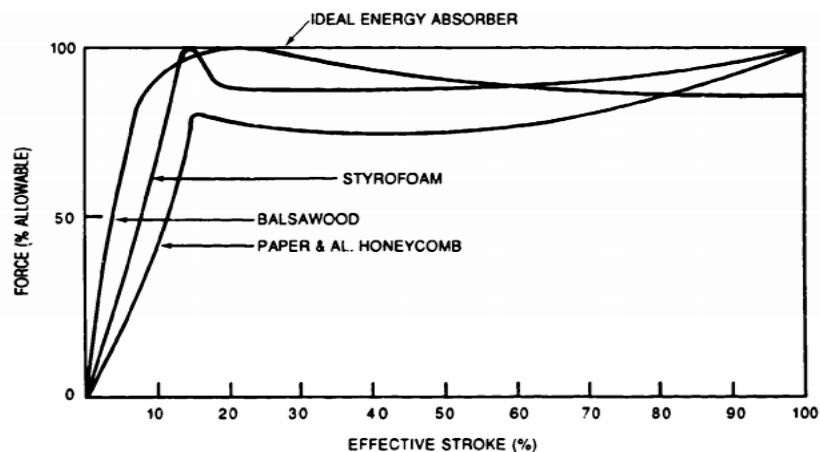
Vztah napětí na deformaci pěnových plastů je znázorněn na obr. 86. Pěnové plasty mají oproti papírovým voštinám mírnější prvotní peak síly a stlačení na přibližně 50% výšky. Pěnové plasty mají navíc schopnost 100% pohlcovat energii ve všech směrech. Na druhou stranu však mají nižší absorpci energie na kilogram hmotnosti, vyžadují poměrně velký úložný prostor a nejsou opakovaně použitelné. Obvykle se používají například pro ochranu telemetrie a dalších elektronických zařízení. [17][46]



Obrázek 86 Závislost napětí na deformaci [17]

Výhodou pěnových plastů je potřeba malého úložného prostoru pro tento systém. Nevýhodou však jsou dlouhé vytvrzovací doby, citlivost pěny na teplotu a nutnost rozsáhlé instalátéřské práce a kontrolních zařízení. [17][46]

Na obr. 87 je znázorněno porovnání několika deformovatelných materiálů vzhledem k závislosti požadované kompresní síly na efektivním tahu. Efektivní tah se mění v závislosti na zvoleném materiálu.



Obrázek 87 Porovnání deformovatelných materiálů [17]

6.2.2. Zhodnocení

Návratový systém jako deformovatelný tlumič nárazu stejně jako airbag je vhodný čistě pro fázi dopadu. Sestup by nebyl možný být říditelný. Při kombinaci deformovatelného tlumiče nárazu s jiným systémem (mimo systém padáku) by nejspíše při klesání došlo k zhoršení aerodynamiky. Nicméně tento systém je velmi jednoduchý a spolehlivý, protože neobsahuje části, které by mohli selhat.

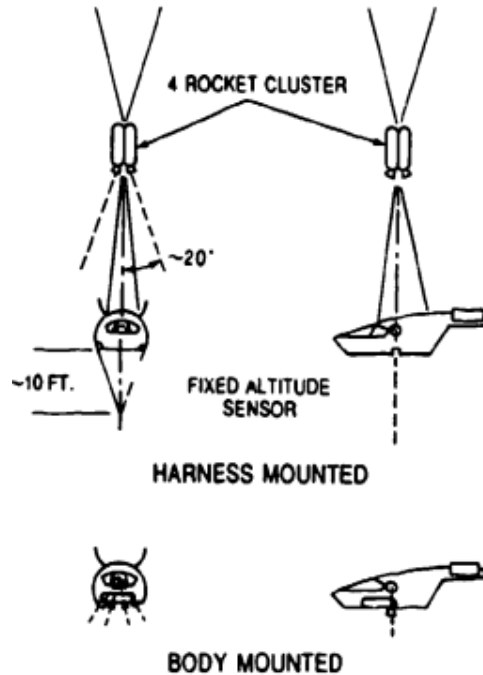
6.3. Systém pro přistání pomocí raketového motoru

Využití systému raketového motoru pro přistání se hodí pro břemena, zařízení, vozidla, která lze označit jako payload, která mají mez přetížení při přistání 3-6 g, což vede k zpomalovacím zdvihům o více než 1 metr. To je jejich výhodou, poněvadž takto velkých zpomalovacích tahů airbagy ani deformovatelné tlumiče nedosahují. Další výhodou je jejich vysoký poměr energie ku hmotnosti a jejich schopnost zpomalit payload před kontaktem se zemí. Tuto možnost opět airbagy ani deformovatelné tlumiče nemají. [17]

Tyto raketové motory mají dva koncepty instalace. Prvním konceptem je připevnění tohoto či těchto motorů na postroj (Harness mounted). Tedy nachází se v padákové části nad payload. Druhou možností je umístění motoru či motorů na samotný payload (Body mounted). Obě varianty jsou znázorněny na obr. 88.

U prvního konceptu je motor/motory centrován/y vůči těžišti padákového systému a payload. Nezbytnou částí je zde tepelná ochrana částí pod motory. Této varianty se použilo například u dronu Redhead/Roadrunner. U druhého konceptu je soustava vysoce citlivá na posuvy těžiště. Tento druhý koncept se využívá často hlavně u kosmických těles, ať už jsou to stupně raket, lunární moduly apod. Tento systém byl použit například u Gemini, Apollo a nyní se využívá i u programu SpaceX. [17]

Tyto raketové motory jsou navrženy stejně jako ostatní tlumiče nárazů k tomu, aby snižovaly rychlost klesání či aby zabránily k nekontrolovanému dopadu payload na zem, což by způsobilo jeho poškození. U raketových motorů je důležité zajistit správnou dobu jejich zažehnutí. Tato doba se odvíjí od nadmořské výšky. Pro určování této výšky se v dřívějšíku používal takzvaný „mechanical feeler“, který měl na konci mikrospínač (tohoto systému bylo využito u dronu Redhead/Roadrunner či podobný princip u Gemini). Dnes se již výška určuje pomocí radarových systémů. [17]



Obrázek 88 Umístění motorů [17]

6.3.1. Zhodnocení

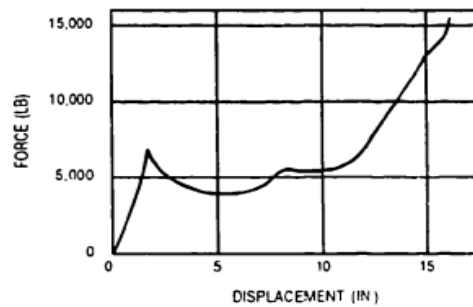
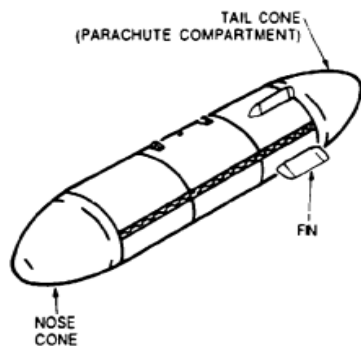
Ani tento návratový systém by neumožnil požadovanou říditelnost ve fázi klesání. Fáze dopadu by byla oproti airbagu či deformovatelným tlumičům nárazů hladší, jelikož by mohlo dojít ke zpomalení již před samotným dopadem.

6.4. Speciální tlumič nárazu

U tohoto speciálního tlumiče nárazu se jedná o upravenou přední kontejneru pro payload, která se deformuje a to tím, že narazí do země a částečně se tedy zapichuje. Kvůli tomuto způsobu, by muselo být vědecké zařízení či jiné aparatury uložené v specificky tvarované gondole. U těchto tlumičů jsou dva koncepty provedení, kterými jsou:

a) Deformovatelný předový kužel

U této varianty se na předě nachází deformovatelný kužel, který se při nárazu se zemí deformuje a slouží tedy jako tlumič nárazu. Je nutné, aby při této variantě payload klesal s tímto kuželem směrem dolů. Tohoto konceptu využila například americká armáda u přepravního kontejneru M4-A. Na obr. 89 je znázorněn kontejner spolu s charakteristickou absorpcí energie. [17]

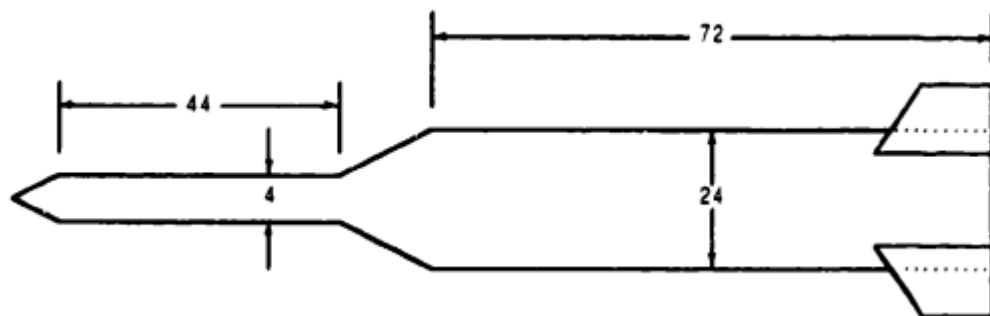


Obrázek 89 Přepravní kontejner M4-A s deform. předvým kuželem [17]

b) Předvým hrot

Tento způsob se tedy používá spíše u válcových kontejnerů, kde se na přídí nachází hrot. Tento hrot se při nárazu do země zapichuje a slouží jako tlumič nárazu. I zde je nutné, aby se jednalo o svislé klesání a hrot tedy směřoval dolů. Na obr. 90 je znázorněno uspořádání, které bylo použito u experimentálního letounu Lockheed X-7.

Výhodou tohoto provedení je, jednoduchá konstrukce, možnost opakovaného použití a nízké nároky na údržbu. Nicméně mají určitá provozní omezení. Příkladem jednoho z těchto omezení je, že nelze s předvým hrotem přistávat ve skalnatém prostředí. Dále je potřeba dosáhnout určité rychlosti klesání (35 ft/s), aby došlo k zapíchnutí do země a nedošlo k převrácení. Při větrném dni by poměr svislé a vodorovné rychlosti měl být minimálně 2,5, aby nedošlo opět k převrácení a poškození. [17]



Obrázek 90 Typický předvým hrot jako tlumič nárazu [17]

6.4.1. Zhodnocení

Tento návratový systém jako všechny ostatní systémy v této kategorii neumožňuje říditelný sestup. Dopad u tohoto systému by byl tvrdý což se nejeví dobře pro užitečné zatížení, které by se zcela určitě poškodilo, protože by se jednalo o citlivé vědecké zařízení.

7. Výsledky rešerše

7.1. Porovnání říditelnosti

V této části porovnám říditelnost jednotlivých systémů, které jsem uvedl v předchozích částech práce. Jedná se tedy o systém padáku, kluzáku, nafukovacího křídla, dronu, airbagu, deformovatelných tlumičů nárazů, raketových motorů či speciálních tlumičů nárazů.

Jak je již v práci uvedeno, nejprve je vhodné jednotlivé systémy rozdělit dle toho, zda se hodí spíše pro sestup a dopad na zemský povrch či povrch jiných planet. Z tohoto důvodu je již patrné, že systémy vyskytující se ve skupině určené pro dopad budou dosahovat nejhorší říditelnosti. Nicméně jejich využití je klíčové pro udržení payload v bezpečí před možným poškozením od nárazů spojených s dopadem. Navíc tyto systémy pro dopad budou částečně ovlivňovat chování a samotnou říditelnost systémů pro sestup, a proto se i z tohoto hlediska musí zvolit správný typ.

Stěžejní proto bude porovnání systémů určených pro sestup. Mezi tyto systémy patří padák, kluzák, nafukovací křídlo a dron. U padáků, které se využívají dnes, je říditelnost omezena absencí pilota nebo mechanismu, který by padák ovládal, a tudíž je systém s padákem ovlivněn povětrnostními podmínkami, od nichž se odvíjí místo přistání payload. Pro výpočet přibližného místa dopadu je tedy nutné znát aktuální počasí před každým vypuštěním. Z tohoto důvodu bych v případě využití padáku zvolil říditelný klouzavý padák, který by byl řízen mechanismem, který by ovládal řídicí lana. Nicméně systémy s dálkovým ovládáním či systémy s integrovaným naprogramovaným systémem ovládání vykazují lepší říditelnost. V tomto případě se tedy již bavíme o bezpilotním prostředku, tudíž o dronu. Zde bych upřednostnil zařízení s pevnými křídly namísto s rotačními plochami, jelikož ty mají výšková omezení a potřebují dostatečně výkonnou pohonnou jednotku. Zbývá tedy nafukovací křídlo a kluzák. U nafukovacího křídla považuji za výhodu menší úložný prostor před nafouknutím, avšak ovladatelnost či říditelnost bude ovlivněna potřebou servomechanismů či využití hybridního nafukovacího křídla pro ovlivňování místa přistání. Toto zvýší konstrukční složitost a může způsobit provozní problémy při nafukování. Mimo těchto servomechanismů by byla potřeba nafukovací jednotka pro křídlo, která by obstarala jeho nafouknutí. Kluzák pravděpodobně nabízí nejlepší říditelnost, kvůli ovladatelným řídicím plochám (ať už pilotem či programem). Narozdíl od nafukovacího křídla či padáku odpadá mezikrok nafouknutí či rozvinutí, čímž se snižuje možnost poruchy, nicméně kluzák by se musel do požadovaných výšek vynášet již složený. Tudíž z hlediska hmotnosti a rozměrů má od ostatních systémů jistou nevýhodu.

7.2. Provázanost systémů

V této kapitole popíšu možnou provázanost systémů. Jedná se tedy o kombinaci dvou či více variant ze skupin soustav pro sestup a dopad. Tato provázanost následně umožňuje návrat payload z vysokých výšek (na Zemi i jiných planetách) a to způsobem, který minimalizuje poškození při dopadu.

Dnešní obvyklou aplikací je kombinace padáku a deformovatelných tlumičů nárazů - té je využíváno pro sestup payload ze stratosférických výšek. Padák je zde rozložen již při výstupu payload, ke kterému je využit stratosférický balón, po jehož oddělení následuje konečné nafouknutí padáku a klesání za jeho pomoci. Při dopadu sehraje roli deformovatelný tlumič (ve většině případů se jedná o více vrstev z papírové voštiny), který slouží ke zmírnění nárazu při dopadu, tak aby se předešlo poškození payload. Při přistávání na jiných planetách se využívá provázanosti i více jak dvou systémů. Například při přistávání na Marsu se využilo provázanosti pro sestup a dopad mezi tepelným štítem, padákem, brzdícími motory a airbagy (mise Mars Pathfinder). Ke zpomalení klesání bylo tedy využito tepelného štítu, následovalo rozložení padáků a zažehnutí brzdících motorů. Při samotném dopadu bylo nakonec využito airbagů.

Pro moji práci bych jako návratový systém volil takový systém, který by na rozdíl od současného provedení nabízel určitou možnost kontrolovatelnosti místa přistání, aby nedocházelo k přistávání na nevhodných místech jako jsou vodní plochy, skalnaté povrchy apod. V případě zvolení kluzáku, jakožto systému určeného pro sestup bych k němu volil systém pro dopad v podobě airbagu. Oproti deformovatelným tlumičům, které se využívají na gondolách momentálně, by se airbagy mohly umístit do trupu či křídel kluzáku viz. obr. 81. K jejich nafouknutí by došlo až v požadovaný okamžik před dopadem na zem. Toto umístění by navíc oproti tlumičům neovlivňovalo samotné klesání, jelikož by nezhoršovalo aerodynamiku kluzáku. Jako přídavek bych do kluzáku umístil i padák. Tento padák by byl využit v případě ztráty kontroly nad kluzákem, takže by plnil roli záchranného systému, jehož cílem by bylo zabránit většímu poškození kluzáku či samotného payload. V případě zvolení říditelného klouzavého padáku jakožto systému pro sestup by byla potřeba nejdříve payload vypustit volným pádem do určité výšky kde by bylo možné vypustit klouzavý padák. Během tohoto volného pádu by byl vypuštěn brzdící padák, který by payload brzdil, aby nebyla rychlost pádu příliš velká a nepřetrhala by případně řídicí lana klouzavého padáku. V tomto případě by dopad mohl být realizovaný samotným klouzavým padákem, nicméně k zajištění měkkého dopadu bych přidal deformovatelné tlumiče nárazu, které jsou jednoduché a spolehlivé. Při jejich využití by zde nedocházelo k tak zřetelnému zhoršení aerodynamiky, jak kdyby se využily u kluzáku.

Další dopadové systémy, které jsem v práci zmínil, mi nepřipadají vhodné z hlediska možného zhoršení aerodynamiky sestupového systému, navýšení hmotnosti či možného nedostatečně měkkého dopadu na zem, to by bylo problémem především při přepravě citlivých vědeckých zařízení. Motorické přistání je zajímavá možnost pro dopad, využívá se

Návratový systém pro užitečný náklad stratosférické platformy

navíc i při přistávání na jiných planetách. Nicméně vzhledem k zadání mé práce se mi motorické přistání jeví jako zbytečně komplikované a nevhodné pro payload o hmotnosti pouze 10 kg.

Čistě po teoretické stránce by bylo ideální využít jednu z alternativních variant, tedy solární letadlo, aerostat poháněný sluneční energií či obdobu AlphaLink. Zde by říditelné bylo jak stoupaní, tak i klesání. Navíc by se mohly do vysokých výšek vynášet těžší zařízení a setrvat v nich delší dobu, v optimálním případě i neomezeně dlouho.

7.3. Celkové zhodnocení

V následující tabulce bude uvedeno srovnání parametrů jednotlivých systémů. Dron je vynechán z důvodu, že se technicky jedná v podstatě o kluzák a hodnocení by bylo stejné.

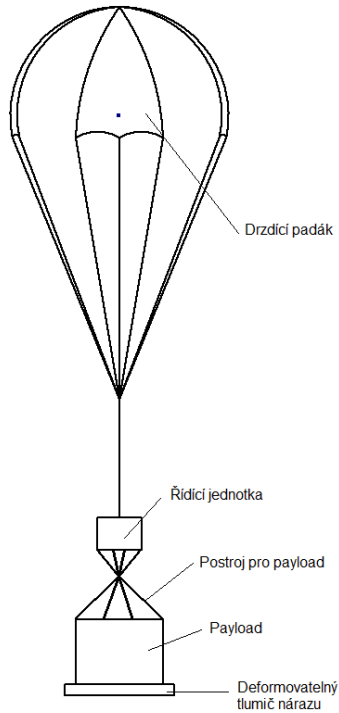
Tabulka 4 Porovnání zvolených parametrů návratových systémů

	Kluzavý padák	Kluzák	Nafuk. křídlo	Airbag	Deform. Tlumič nárazu	Raket. motor	Speciální tlumič nárazu
Říditelnost	**	***	**	-	-	-	-
Jednoduchost konstrukce	***	**	**	**	***	*	***
Hmotnost konstrukce	***	*	**	**	**	*	*
Rozměry	***	*	***	***	**	**	*
Cena	**	*	**	**	***	*	**

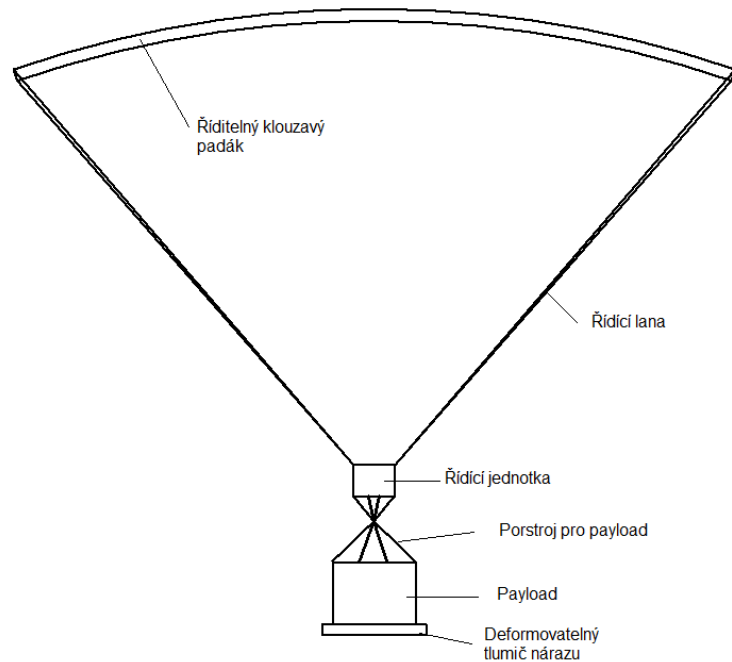
Vzhledem k ohodnoceným parametrům bych jako celkové řešení volil říditelný kluzavý padák s případným využitím deformovatelných tlumičů nárazů upevněných k payload. Ačkoli kluzák nabízí nejlepší říditelnost, tak jednoduchost konstrukce padáků a jeho nižší hmotnost spolu s tím, že říditelnost kluzavého padáku není zásadně horší, předčí tento fakt.

8. Návrh návratového systému

V této části práce bude popsán způsob řešení zvoleného návratového systému. Jedná se o systém skládající se z říditelného padáku typu křídlo. Po uvolnění payload ve výšce přibližně 20 km nastává volný pád payload přičemž zároveň dochází k aktivaci a vypuštění brzdícího padáku. Tento brzdící padák slouží ke zpomalení volného pádu a stabilizaci payload viz. obr.92. V určené výšce a rychlosti nastane vypuštění říditelného padáku viz obr.91. Tento systém bude obsahovat i záložní padák, ve formě klasického sférického padáku pro případ nouze. Na spodní straně payload bude navíc připevněn deformovatelný tlumič nárazu.



Obrázek 92 Použití brzdného padáku



Obrázek 91 Použití říditelného klouzavého padáku

8.1. Návrh říditelného padáku

Výroba padáku by byla případně svěřena specializované firmě, jelikož proces spadá pod certifikované operace. V práci tak budou uvedeny pouze základní výpočty a návrhy pro zjištění plochy padáku a odhad sil potřebných k jeho ovládní.

8.1.1. Základní konstrukce padákového kluzáku

Pro začátek by bylo vhodné zvážit dvourozměrné proudění kolem části křídla při různých úhlech náběhu. Průběh tohoto proudění lze určit pomocí metody vírové singularity.[60]

Pro výpočty padáku jsem použil profil NASA/LANGLEY LS(1)-0417. Reynoldsovo číslo jsem volil $Re=10^6$, poté hodnoty $dC_L/d\alpha$, $a_0 = 5,672 \text{ rad}^{-1}$ a hodnota úhlu nulového vztlaku $\alpha_{zL} = -4,2^\circ$. Při výpočtech uvažuji, že se jedná o obdélníkové křídlo se štíhlostí $A=3$ a $A=2$. Veškeré výpočty lze vyhledat v příloženém excel souboru.

8.1.1.1. Součinitel vztlaku padáku typu křídlo

Pro křídla, která mají štíhlost $A>5$ lze využít teorii nosné čáry, nicméně u křídel s nízkou štíhlostí dochází k tomu, že odtoková hrana je vystavena vychýlenému toku od

náběžné hrany. Proto nelze předpokládat, že vztlak působí na čáru a musí být rozložen po povrchu profilu. Boční hrany na tento fakt mají rovněž vliv.

V minulosti proběhlo již několik pokusů o rozšíření teorie nosné čáry pro křídla s nízkou štíhlostí či její nahrazení teorií nosné plochy. Jednou z možností, kterou zmínil A.Pope, je vycházet z teorie nosné čáry kdy hodnotu vztlakové křivky pro křídlo získáme pomocí rovnice 30. [60]

$$a = \frac{\pi \cdot a_0 \cdot A}{\pi \cdot A + a_0(1 + \tau)} \quad (30)$$

Kde a_0 – sklon dvourozměrné vztlakové křivky [rad⁻¹]
 A – štíhlost [-]
 τ – Glauertův opravný součinitel [-]

Hoerner nicméně navrhl, že u křidel s malou štíhlostí by sklon dvourozměrné vztlakové křivky měl být redukován hodnotou k . Poté tedy dostaneme rovnici 31 [60]

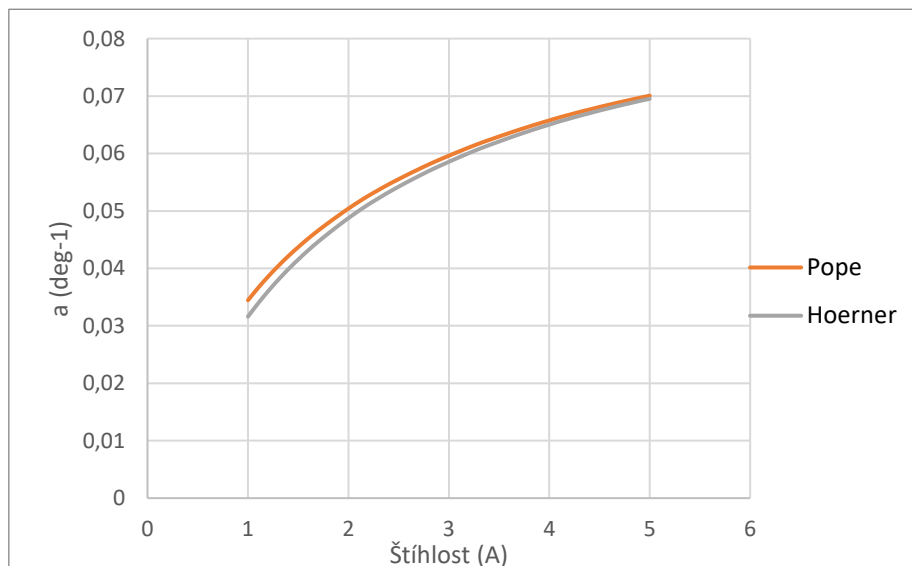
$$a'_0 = a_0 \cdot k$$

Kde

$$k = \frac{2 \cdot \pi \cdot A}{a_0} \cdot \tanh \frac{a_0}{2 \cdot \pi \cdot A}$$

$$a = \frac{\pi \cdot a'_0 \cdot A}{\pi \cdot A + a'_0(1 + \tau)} \quad (31)$$

V následujícím grafu viz. obr. 93 je znázorněn výpočet rovnic (30) a (31). Ve zvolených metodách se výsledky příliš neliší.



Obrázek 93 Závislost sklonu vztlakové křivky u křidel s malou štíhlostí na štíhlosti

Následně můžeme vypočítat součinitel vztlaku padáku typu křídlo viz. rovnice 32.

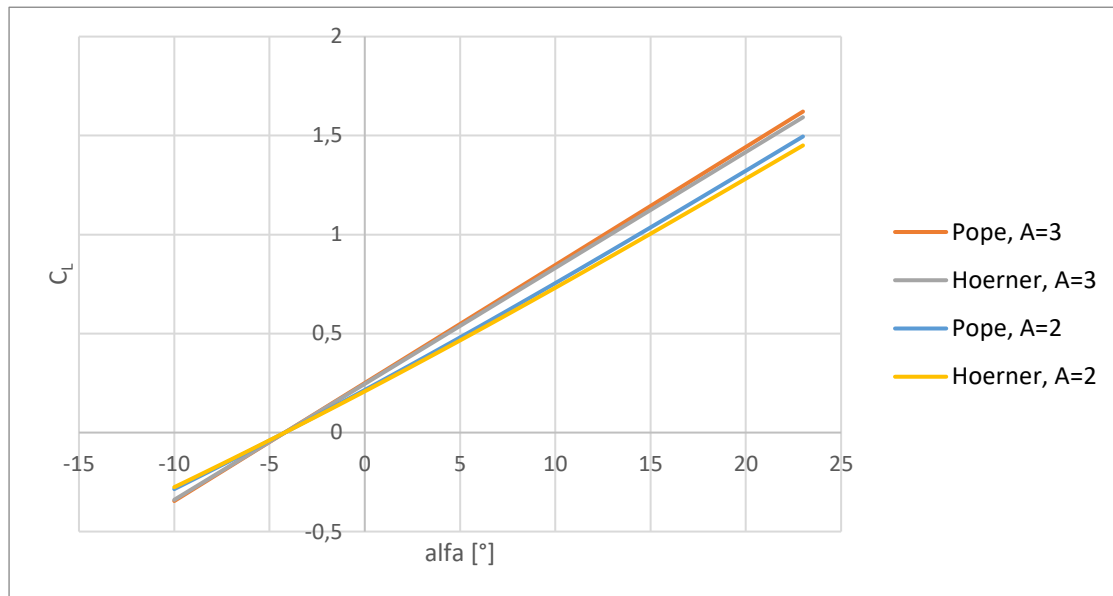
$$C_L = a(\alpha - \alpha_{ZL}) + k_1 * \sin^2(\alpha - \alpha_{ZL}) \cos(\alpha - \alpha_{ZL}) \quad (32)$$

Kde:

Hodnota k_1 je funkcí štíhlosti a tvaru bočních hran křídla. Pro rozsah štíhlosti $1 < A < 2,5$ je hodnota $k_1 = (3,33 - 1,33 * A)$. Pro štíhlosti $A > 2,5$ je hodnota $k_1 = 0$.

Hodnota a je definována z rovnice (30)

V následujícím grafu viz. obr 94 je znázorněn průběh součinitele vztlaku padáku v závislosti na změně úhlu náběhu α pro obě možnosti a dvě štíhlosti.



Obrázek 94 Vztlaková čára, závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu

8.1.1.2. Součinitel odporu padáku typu křídlo

Pomocí rovnice 33 mohou vypočítat součinitel odporu samotného padáku.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_{LC}^2(1+\delta)}{\pi * A} + k_1 * \sin^3(\alpha - \alpha_{ZL}) \quad (33)$$

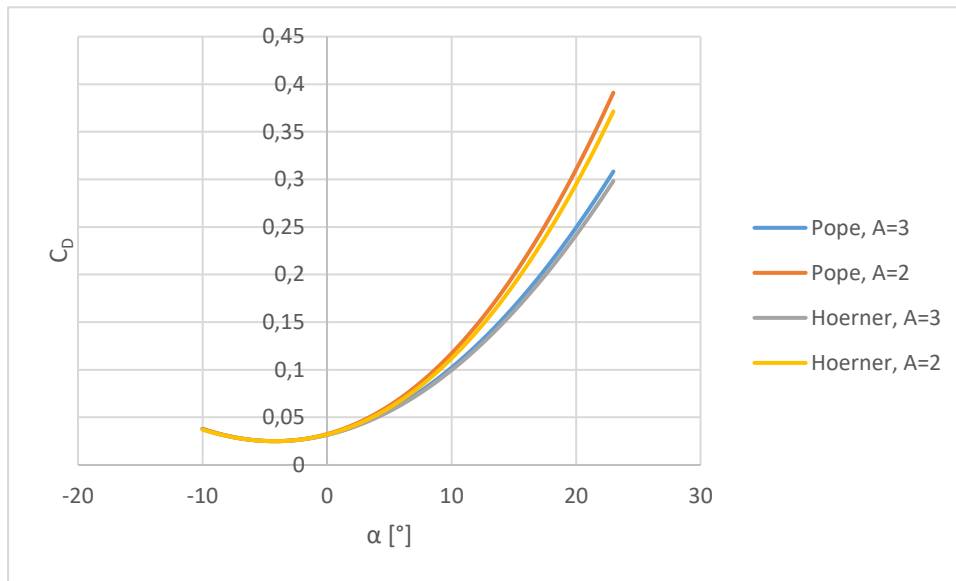
Kde C_{D0} – konstantní odpor profilu (při výpočtech jsem volil hodnotu $C_{D0} = 0,025$) [-]

C_{LC} – koeficient cirkulačního vztlaku [= $a * (\alpha - \alpha_{ZL})$] – nejedná se o součinitel vztlaku [-]

k_1 – stejná hodnota jako v rovnici 31

δ – Glauertův opravný součinitel [-]

V následujícím grafu viz. obr. 95 je znázorněn průběh součinitele odporu padáku v závislosti na změně úhlu náběhu α . Výpočty provedeny pro obě možnosti a dvě štíhlosti.



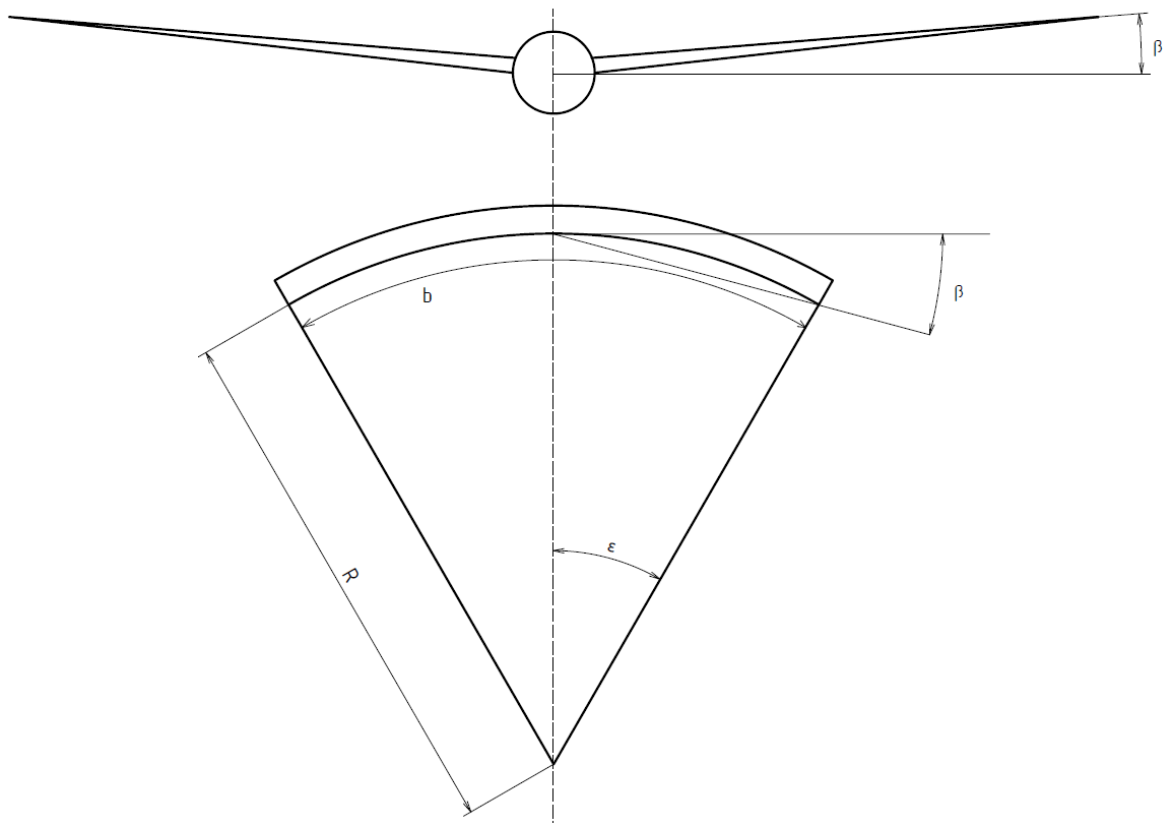
Obrázek 95 Závislost součinitele odporu C_D na úhlu náběhu α

8.1.2. Aerodynamická charakteristika návratového systému

V následující části bude popsána aerodynamická charakteristika celkového návratového systému. Bude zde uveden výpočet součinitele vztlaku a součinitele odporu celkového systému, který se však bude od výpočtů pro samotný padák lišit. Opět zde budou uvedeny výpočty pro dvě zvolené metody a dvě štíhlosti.

8.1.2.1. Součinitel vztlaku

Při výpočtu součinitele vztlaku celého návratového systému musíme již do výpočtu zahrnout vzepětí. Na obr. 96 je porovnání, jak vypadá vzepětí u letounu a jak vzepětí u padáku typu křídlo.



Obrázek 96 Ukázka vzepětí; horní obrázek – vzepětí u letounu, dolní obrázek – vzepětí u padáku typu křídlo

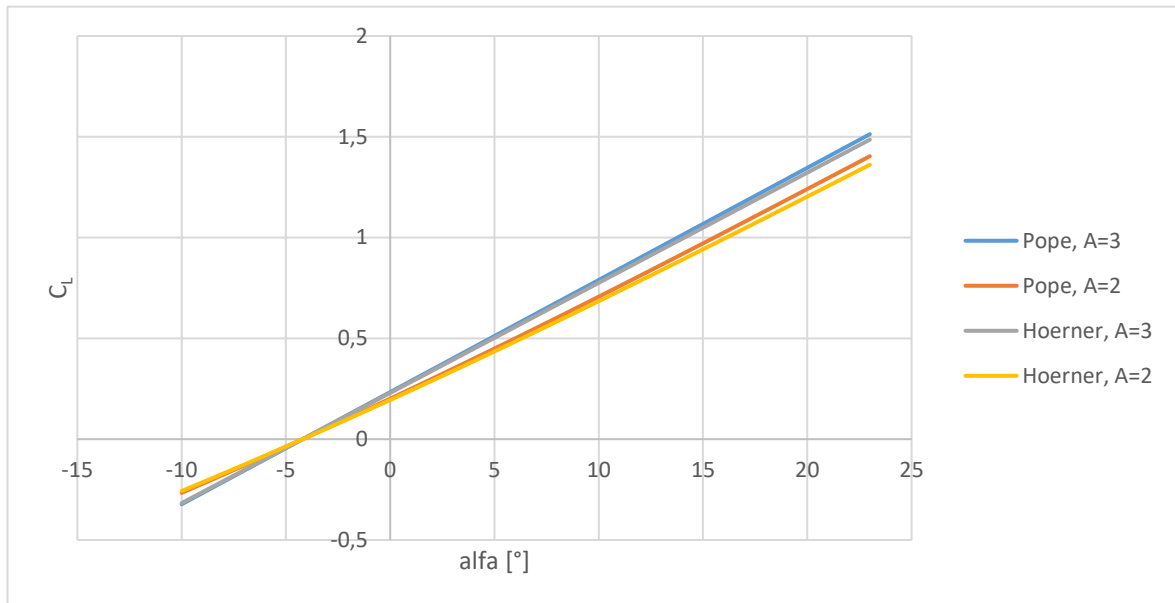
U padáku typu křídlo je tedy vzepětí $\beta = \epsilon/2$

Poté můžeme rovnici vztaku (32) upravit na rovnici vztaku celého systému viz. rovnice 34.

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{ZL})\cos^2\beta + k_1 * \sin^2(\alpha - \alpha_{ZL})\cos(\alpha - \alpha_{ZL}) \quad (34)$$

Kde β - úhel vzepětí [rad]

Poté graf vztakové čáry celého návratového systému vypadá viz. obr. 97. Výpočty provedeny pro obě varianty a pro dvě štíhlosti.



Obrázek 97 Závislost součinitele vztlaku C_L návratového systému na úhlu náběhu α

8.1.2.2. Součinitel odporu

Při výpočtu součinitele odporu celého návratového systému je nutné do výpočtu zahrnout i odpor lan a užitečného nákladu. Pro zjednodušení počítáme s tím, že řídicí lana jsou všechna stejně dlouhá.

Výpočet součinitele odporu lan viz. rovnice 35

$$C_{Dl} = \frac{n \cdot R \cdot d \cdot \cos^3 \alpha}{S} \quad (35)$$

Kde n – počet lan [-]
 R – délka lan [m]
 d – průměr lan [m]
 S – plocha padáku [m²]
 α – úhel ofukování lan (ve výpočtech zanedbáno) [°]

Výpočet součinitele odporu užitečného nákladu viz. rovnice 36

$$C_{Ds} = \frac{(C_D \cdot S)_s}{S} \quad (36)$$

Dříve než lze vůbec spočítat součinitel odporu užitečného nákladu celkového návratového systému, musíme vypočítat součinitel odporu samotného užitečného nákladu.

Při výpočtech jsem užitečný náklad uzavřel do „kapky“ a počítal odpor pro ni. Pro určení součinitele odporu jsem využil rovnici 37 a 38.

$$\frac{C_{Do}}{C_f} = 3 * \left(\frac{l}{d}\right) + 4,5 * \left(\frac{d}{l}\right)^{0,5} + 21 * \left(\frac{d}{l}\right)^2 \quad (37)$$

$$C_f = \frac{0,427}{(\log Re - 0,407)^{2,64}} \quad (38)$$

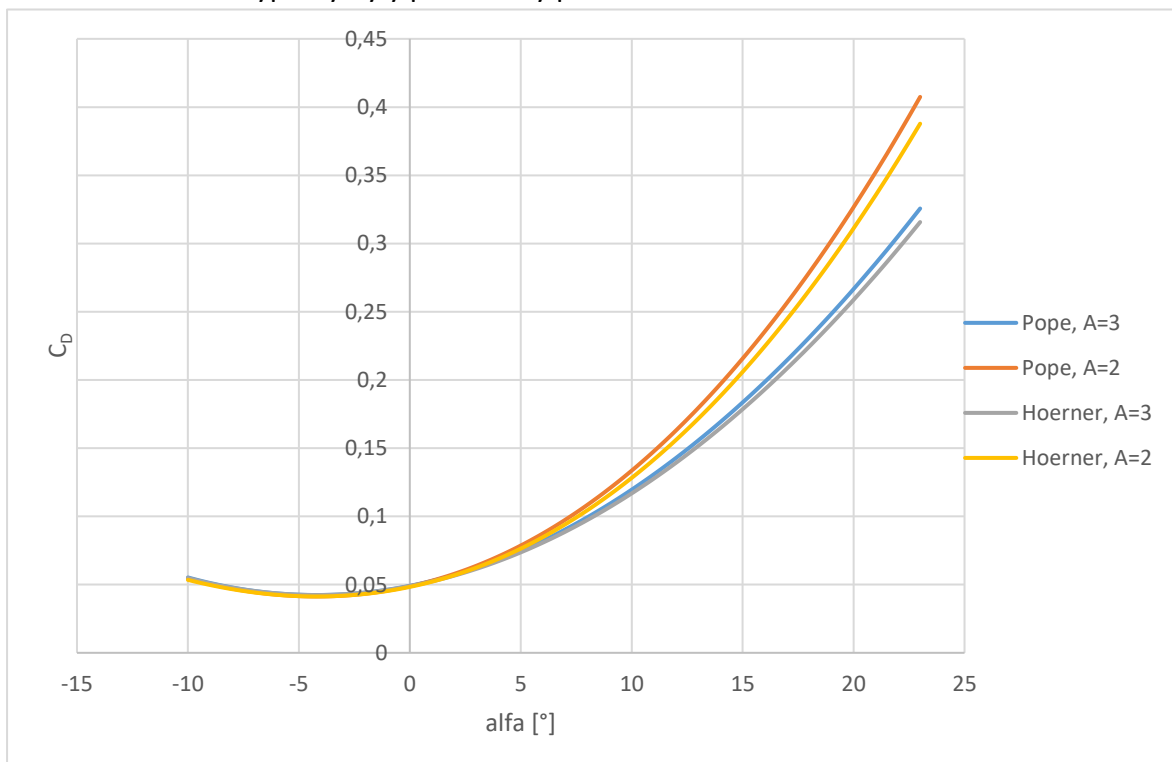
Kde C_{Do} – součinitel odporu užit. nákladu [-]
 C_f – součinitel odporu tření [-]
 l – délka „kapky“ [m]
 d – průměr „kapky“ [m]
 Re – Reynoldsovo číslo [-]

Poté co vypočítáme součinitele odporu jednotlivých systémů vztažených k ploše padáku, můžeme je sečíst a dostaneme tak celkový součinitel odporu návratového systému viz. rovnice 39.

$$C_D = C_{D0} + C_{Dl} + C_{Ds} + \frac{a^2(\alpha - \alpha_{zL})^2}{\pi * A} (1 + \delta) + k_1 * \sin^3(\alpha - \alpha_{zL}) \quad (39)$$

Kde A - štíhlost [-]

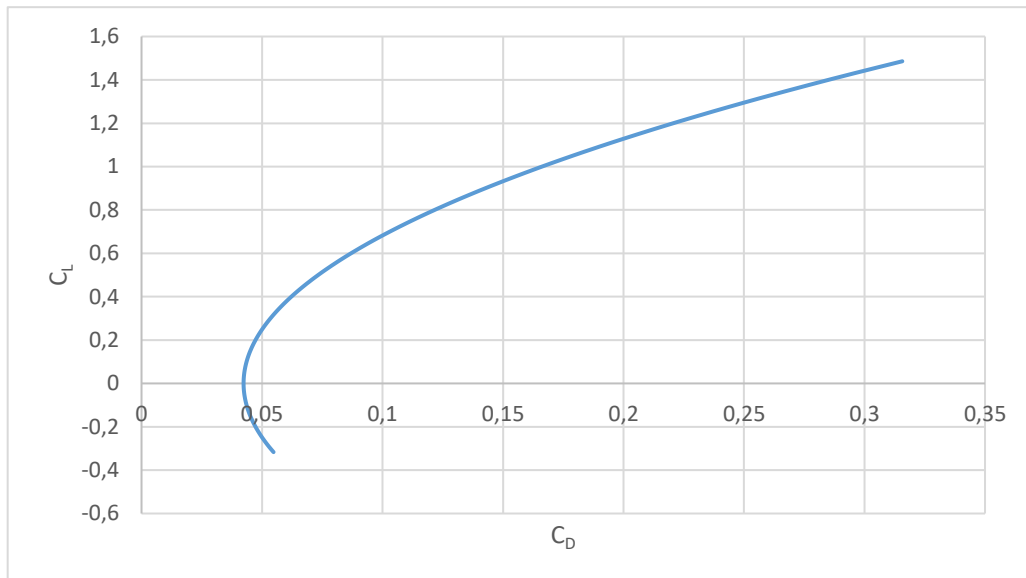
Na obr. 98 lze vidět průběh součinitele odporu návratového systému s měnícím se úhlem náběhu α . Výpočty byly provedeny pro obě možnosti a obě štíhlosti.



Obrázek 98 Závislost součinitele odporu C_D návratového systému na úhlu náběhu α

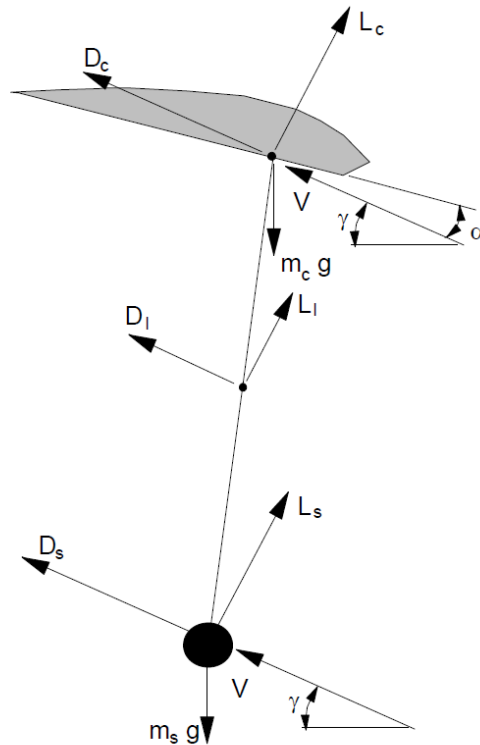
8.1.2.3. Aerodynamická a rychlostní polára návratového systému

Poté co zjistíme součinitele vztlaku a součinitele odporu návratového systému, můžeme vytvořit aerodynamickou poláru. Aerodynamická polára je závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu viz. obr. 99. Pro přehlednost uvedu pouze aerodynamickou poláru pro variantu Hoerner se štíhlostí $A=3$. Zbylé možnosti lze nalézt v příložené příloze excel. souboru.



Obrázek 99 Aerodynamická polára, Hoerner, $A=3$

Rychlostní poláru získáme tak, že si nejdříve rozložíme síly působící na návratový systém během stabilního klouzavého klesání v klidném vzduchu spolu s rychlostí V a úhlem klouzání γ viz. obr.100.



Obrázek 100 Rozložení sil do horizontální a vertikální složky [60]

Síly si tedy rozložíme do horizontální a vertikální složky viz. rovnice 40 a 41.

$$(L_C + L_l + L_S) * \sin\gamma - (D_C + D_l + D_S) * \cos\gamma = 0 \quad (40)$$

$$(m_s + m_c) * g - (L_C + L_l + L_S) * \cos\gamma - (D_C + D_l + D_S) * \sin\gamma = 0 \quad (41)$$

- Kde
- L_C – vztlačková síla působící na padák [N]
 - L_l - vztlačková síla působící na lana [N]
 - L_S - vztlačková síla působící na užitečný náklad [N]
 - D_C – odporová síla působící na padák [N]
 - D_l - odporová síla působící na lana [N]
 - D_S - odporová síla působící na užitečný náklad [N]
 - m_s - hmotnost padáku [kg]
 - m_c - hmotnost užitečného nákladu [kg]
 - g - tíhové zrychlení [m/s²]

Z rovnice 40 lze následně vyjádřit úhel klouzání γ viz. rovnice 42

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{\tan\gamma} \Rightarrow \gamma = \arctg\left(\frac{C_D}{C_L}\right) \quad (42)$$

Kde $L = L_c + L_l + L_s$ - vztlak celého návratového systému [N]
 $D = D_c + D_l + D_s$ - odpor celého návratového systému [N]
 $C_L = L / 0,5 * \rho * v^2 * S$ - součinitel vztlaku [-]
 $C_D = D / 0,5 * \rho * v^2 * S$ - součinitel odporu [-]
 S - referenční plocha [m²]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]

Po dosažení součinitelů vztlaku a odporu do rovnice 42 a její úpravě dostaneme rovnici 43.

$$W = 0,5 * \rho * v^2 * S * (C_L^2 + C_D^2)^{0,5} \quad (43)$$

Kde $W = (m_s + m_c) * g$ - tíhová síla od návratového systému [N]

Posléze z rovnice 43 můžeme vyjádřit rychlost návratového systému ve stabilním klouzavém letu viz rovnice 44.

$$V = \left(\frac{2}{\rho} * \frac{W}{S} * \frac{1}{(C_L^2 + C_D^2)^{0,5}} \right)^{0,5} \quad (44)$$

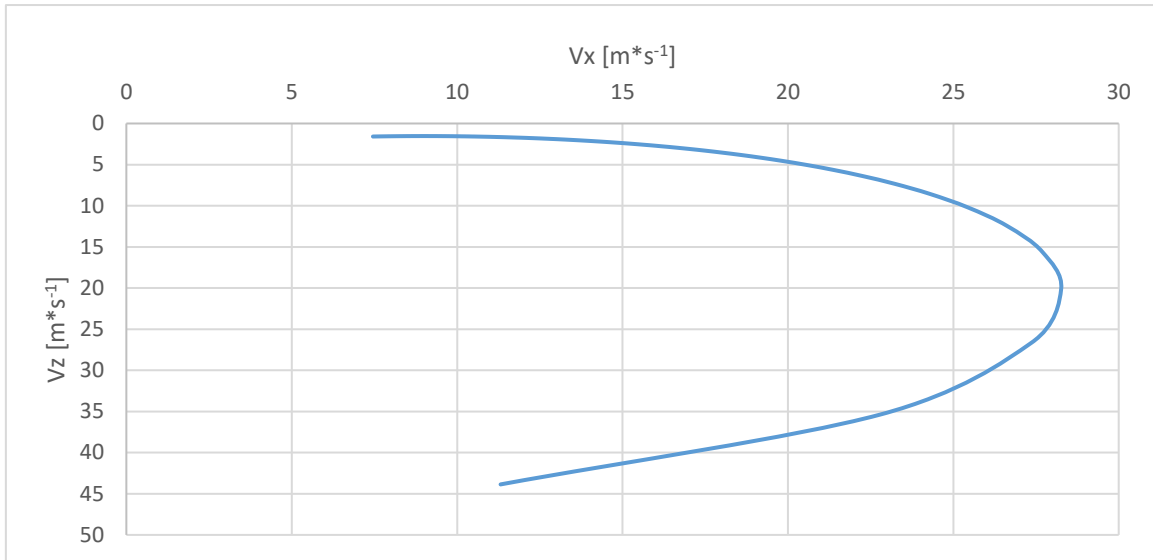
Nakonec si výslednou rychlost rozložíme do horizontální složky V_x a vertikální složky V_z a můžeme vytvořit rychlostní poláru návratového systému.

$$V_x = V * \cos\gamma$$

$$V_z = V * \sin\gamma$$

V následujícím obr. 101 bude uvedena rychlostní polára pro variantu Hoerner se štíhlostí $A=3$. Pro zvolené a vypočtené návrhové hodnoty vychází totiž nejlépe.

Návrhové hodnoty: hmotnost návratového systému $m = 20\text{kg}$
Plocha padáku $S = 5,32\text{ m}^2$
Hustota vzduchu $\rho = 0,820719683\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$
Tíhové zrychlení $g = 9,81\text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$



Obrázek 101 Rychlostní polára, Hoerner, A=3

8.1.2.4. Klouzavost a optimální rychlost

Pomocí výsledné rychlostní poláry můžeme určit hodnotu klouzavosti navrženého padáku. Dále můžeme také zjistit optimální rychlost letu.

Klouzavost

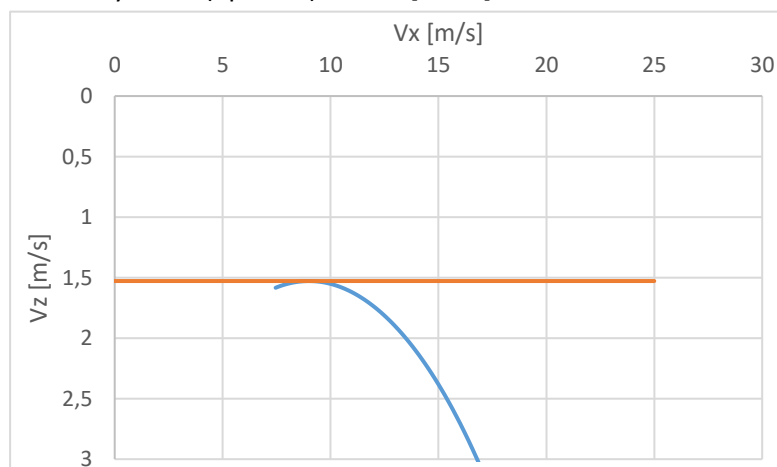
Klouzavost lze zjistit vytvořením tečny ke křivce rychlostní poláry, která je rovnoběžná s osou x viz. obr.102. Poté lze klouzavost vyjádřit vztahem viz. rovnice 45.

$$K = \frac{V_x}{V_z} = \frac{9}{1,528} = 5,89 \quad (45)$$

Kde K - klouzavost [-]

V_x - horizontální rychlost [m*s⁻¹]

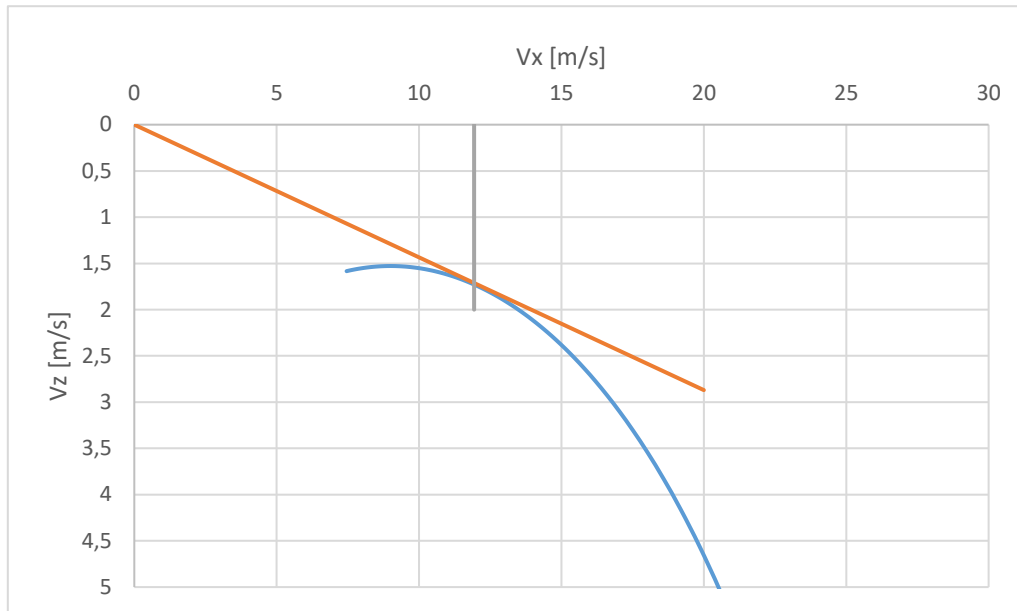
V_z - vertikální rychlost (opadání) [m*s⁻¹]



Obrázek 102 Rychlostní polára, určení klouzavosti

Optimální rychlost

Optimální rychlost V_{opt} zjistíme tak, že v rychlostní poláře vytvoříme tečnu ke křivce začínající v bodě $[0;0]$. Poté z grafu odečteme hodnotu V_x , která se rovná V_{opt} . Postup je znázorněn v obr. 103.



Obrázek 103 Určení V_{opt} z rychlostní poláry

Po provedení tohoto postupu jsem došel k výsledku, že $V_{opt} = 11,933 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 42,96 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$.

8.1.2.5. Výsledky návrhu padáku

Dle provedených výpočtů pro návratový systém volím padák typu křídlo o celkové ploše $S = 5,32 \text{ m}^2$. Jedná se o obdélníkové křídlo s rozpětím $b = 4 \text{ m}$ a hloubkou $c = 1,33 \text{ m}$. Klouzavost celého návratového systému je $K = 5,89$, minimální opadání $V_{Zmin} = 1,528 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a optimální rychlostí letu $V_{opt} = 11,933 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 42,96 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$.

8.1.3. Síly potřebné k ovládní řídicích lan padáku

K výpočtu sil potřebných k ovládní klouzavého padáku jsem využil program XFOIL. Nejdříve bylo nutné stáhnout souřadnice profilu NASA/LANGLEY LS(1)-0417 a následně je upravit do požadované podoby. Následoval sled příkazů, kterými jsem měnil hodnoty Reynoldsova čísla ($Re=1\cdot 10^6$) apod.

Díky provedeným operacím se mi podařilo zjistit rovnice sil F_x a F_y (rovnice 46 a 47) ze kterých mohu následně dopočítat výslednou sílu F .

Rovnice síly F_x :

$$\frac{F_x}{b} = 0,043924 * \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c \quad (46)$$

Kde ρ - hustota vzduchu [kg*m⁻³]
 v - optimální rychlost [m*s⁻¹]
 c - hloubka křídla [m]
 b - rozpětí křídla [m]

$$\begin{aligned} F_x &= 0,043924 * \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c^2 * b \\ &= 0,043924 * 0,5 * 0,820719683 * 11,1933^2 * 1,33 * 4 = 12 \text{ N} \end{aligned}$$

Rovnice síly F_y :

$$\frac{F_y}{b} = 0,143890 * \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c \quad (47)$$

$$\begin{aligned} F_y &= 0,143890 * \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c^2 * b \\ &= 0,143890 * 0,5 * 0,820719683 * 11,1933^2 * 1,33 * 4 = 39,36 \text{ N} \end{aligned}$$

Výsledná síla F se vypočítá dle rovnice 48

$$F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} = \sqrt{12^2 + 39,36^2} = 41,15 \text{ N} \quad (48)$$

8.1.3.1. Ovládání řídicích lan padáku

K ovládání řídicích lan padáku jsem využil krokového elektromotoru, ke kterému jsem připevnil bubínek, na který se bude navíjet lano. V podstatě se jedná o elektrický naviják.

Díky zjištění celkové síly potřebné k ovládání lan si mohu vypočítat krouticí moment, který musí elektromotor mít viz. rovnice 49.

$$M_K = F * \frac{D}{2} = 41,15 * \frac{0,035}{2} = 0,7201 \text{ Nm} = 72,01 \text{ Ncm} \quad (49)$$

Kde M_K - krouticí moment [N*m]
 F - celková síla k ovládání lan [N]
 D - průměr bubínku [m]

Nakonec jsem pro jistotu zvolil elektromotor s větším krouticím momentem od firmy Nanotec. Model elektromotoru je AS5918S2804 s krouticím momentem 99 Ncm viz. obr.104. V případě nutnosti je možné zvolit výkonnější motory. Veškeré rozměry jsou pro tento typ motoru stejné, a tudíž výměna je jednoduchá a bez případných změn konstrukce.



Obrázek 104 Elektromotor [61]

8.2. Elektronika

V této části bude zmíněna elektronika potřebná pro automatické/ovladatelné řízení návratového systému. Řízení budou obstarávat elektronické navijáky, kdy ke každému navijáku bude připevněno řídicí lano padáku. Dále bude obsahovat systémové napájení, telemetrii a komunikační zařízení.

Automatické ovládání těchto elektrických navijáků bude obstarávat řídicí jednotka Arduino viz. obr. 105. Jedná se o jednodeskový počítač, který lze předem naprogramovat. V případě ručního ovládání je nutné přidat přijímač a vysílač. V případě, že by na sestupující návratový systém bylo vidět, stačilo by využití dipólové antény, nicméně v případě sestupu na jiných místech by bylo nutné obstarat družicový uplink a downlink.

K arduinu lze následně připojit senzory, které budou mít za úkol řídit vypuštění jednotlivých padáků, které mají za úkol bezpečně dostat užitečný náklad na zem. Mezi tyto senzory patří GPS snímač, barometrický výškoměr/variometr, akcelerometr, snímače teploty a další podle potřeby. Tyto senzory budou obstarávat měření a zjišťování nezbytných dat jako je rychlost letu a klesání, kde přesně se návratový systém nalézá, vnitřní teplotu apod. Měření stejných veličin různými senzory není na škodu, např. lze měřit rychlost letu/klesání pomocí výškoměru, který zaznamenává změnu tlaku okolního prostředí, nebo také pomocí akcelerometru a GPS snímače. Tato možnost zvýší bezpečnost v případě poruchy některého ze senzorů. Posléze můžeme díky těmto datům spustit mechanismus, který aktivuje padák.

Napájení celého systému bych řešil použitím Li-pol akumulátorů. Pro jistotu bych systém rozdělil na primární a sekundární napájecí okruh. Primární okruh by sloužil pro všechny elektrické spotřebiče a sekundární by byl použit v případě poruchy primárního

okruhu k napájení důležitých částí jako jsou např. GPS snímače (návrátový systém je vhodné v případě poruchy lokalizovat a nalézt).

Všechny použité elektrické spotřebiče a elektrické zdroje postupem času a vlivy okolního prostředí (jako jsou nízké teploty, snížený tlak, sluneční radiace apod.) degradují. Proto by bylo vhodné použítou elektroniku proti těmto jevům chránit a vytápět.

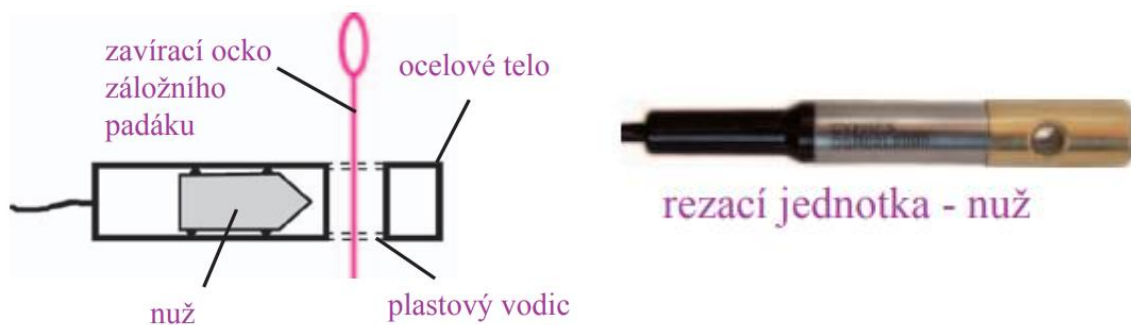


Obrázek 105 Arduino [62]

8.2.1. Systém aktivace a odstřihnutí padáku

Všechny padáky se budou aktivovat balistickým zařízením. Řídící jednotka pomocí senzorů vyšle v určité výšce či rychlosti signál, který aktivuje speciální pyropatronu, která způsobí „výbuch“ a nastane vytažení padáku.

V případě, že potřebujeme určitý padák od návratového systému oddělit buď z důvodů aktivace jiného nebo v případě poruchy se využije takzvaný „Cutter“ viz. obr.106. Toto zařízení slouží k přerážení lana. K aktivaci cutteru opět slouží signál z řídicí jednotky, který vyšle v určené výšce nebo rychlosti.



Obrázek 106 Cutter Cypres2 [63]

8.3. Návrh konstrukce

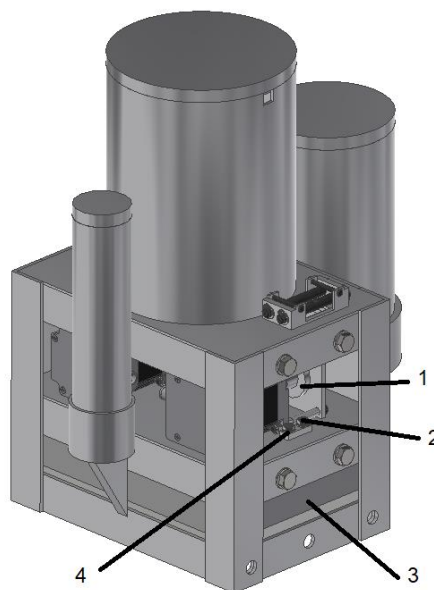
Konstrukci návratového systému lze rozdělit na tři základní segmenty, kterými jsou horní část, payload a spodní část, které jsou k sobě posléze připojeny.

V horní části se nachází veškerá elektronika sloužící jak k aktivaci a odstřihnutí, tak i k ovládání padáků včetně elektrických motorů sloužících jako elektrické navijáky. Dále se zde nachází úložné prostory pro jednotlivé padáky. V části payload nalezneme měřicí aparatury, kamery apod. V podstatě vše, co lze označit pojmem užitečný náklad. Pod segment nazvaný spodní část spadají přistávací nohy, které fungují jako deformovatelný tlumič nárazu.

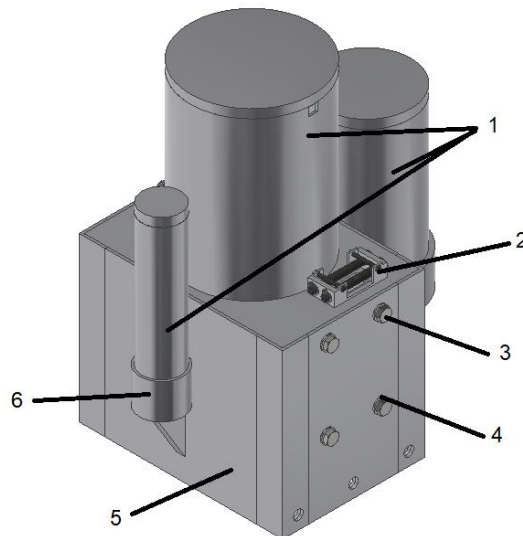
8.3.1. Horní konstrukce

Horní konstrukce je hlavní částí návratového systému. Je zkonstruována ze svařených hliníkových L profilů. Vnější část tvoří hliníkové desky, které jsou k L profilům buď přivařené nebo přišroubované, aby byla zaručena přístupnost k vnitřním prvkům. K přišroubování desek slouží šrouby M8x16 a matice M8. Na vnějším povrchu se taktéž nachází úložné prostory pro padáky. Dále se v horní části nachází vedení pro lano, které slouží k tomu, aby se řídicí lana hlavního říditelného padáku neodírala o rohy a také, aby řídicí lana směřovala k elektrickému navijáku.

Vnitřní prostor horní konstrukce je rozdělen na dvě patra, opět pomocí svařených hliníkových L profilů. V prvním patře je umístěná veškerá elektronika (řídící, snímací apod.). V druhém patře se nachází dva elektronické navijáky, které jsou upevněné osmi šrouby M5x15 a osmi maticemi M5 k hliníkové desce navařené na rozdělující příčku. Na obr. 107 a 108 je znázorněn model horní konstrukce.



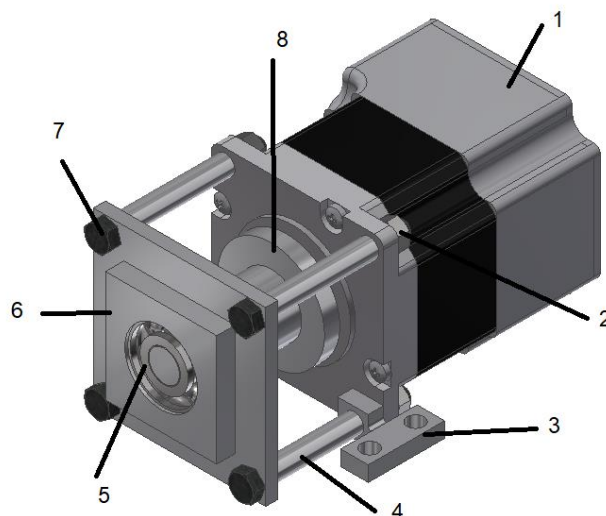
Obrázek 107 Horní konstrukce, 1-elektrický naviják; 2-šroub M5; 3-veškerá elektronika, 4-podložka



Obrázek 108 Horní konstrukce, 1-úložný prostor pro padáky; 2-vedení pro lana; 3-šrouby M8; 4-podložka; 5-hlavní konstrukce; 6-Podpěra pro úložný prostor

Elektrický naviják

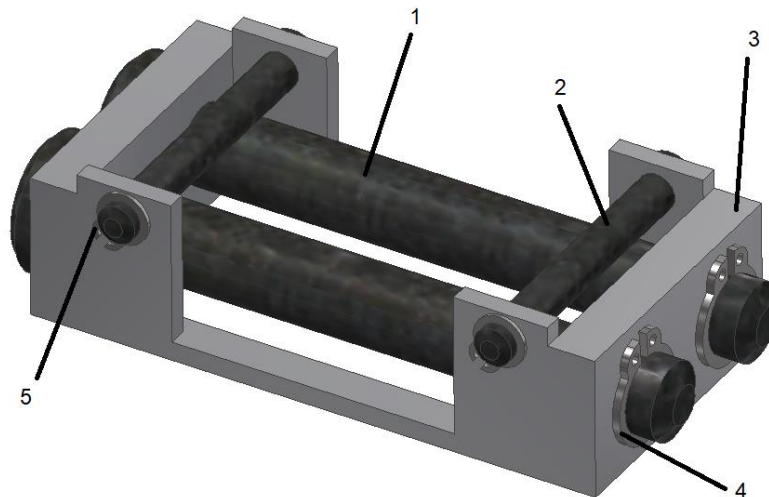
Elektrický naviják se skládá z krokového motoru AS5918S2804, bubnu na který se navíjí řídicí lana padáku a víka viz. obr. 109. Buben je nasazen na hřídel motoru a zajištěn perem. Z druhé strany je zajištěn víkem, ve kterém se nachází nalisované kuličkové ložisko. Díky tomuto provedení se buben axiálně nepohybuje. Víko je s motorem spojeno šrouby M5x50 a maticemi M5, přičemž jsou použity distanční trubky, k zabránění axiálního posuvu víka a bubnu.



Obrázek 109 Elektrický naviják, 1-motor, 2-matice M5, 3-uchycení motoru, 4-distanční trubka, 5-kuličkové ložisko, 6-víko, 7-šroub M5, 8-buben

Vedení pro lano

Tato součást je zhotovena z obrobeného hliníku. Do zhotovených otvorů se umístí dva čepy 8x45 A ISO 2341 a dva čepy 4x32 A ISO 2341, přičemž všechny čepy jsou z druhé strany zajištěny pojistnými kroužky, což by mělo umožnit jejich rotaci. Model je znázorněn na obr. 110.



Obrázek 110 Vedení pro lano, 1-čep 8x45; 2-čep 4x32; 3-hliníkový obrobek, 4-pojistný kroužek, 5-pojistný kroužek

Úložné prostory pro padáky

Jedná se celkem o tři úložné prostory pro jednotlivé padáky o válcovitém tvaru, ve kterých se nachází složený padák spolu s balistickým zařízením sloužícím k jeho vytažení. Nádoby jsou zakryté víky. Nádoby jsou ke konstrukci přivařeny, přičemž hlavní lana padáků jsou ke konstrukci taktéž přichyceny. Na obr. 107 a 108 jsou znázorněny modely úložných prostorů.

8.3.2. Payload

Vycházel jsem ze zadaného předpokladu, že se jedná o kvádr o hmotnosti 10 kg a rozměrech 450x220x150 mm (VxŠxD). Vrchní část payload je uchycena k horní konstrukci pomocí šesti šroubů M10x30. V dolní části payload se nachází otvory pro šrouby M5, ke kterým se následně připevní nohy, sloužící k přistání. Na obr. 111 je znázorněn model payload.



Obrázek 111 Payload

8.3.3. Přistávací nohy

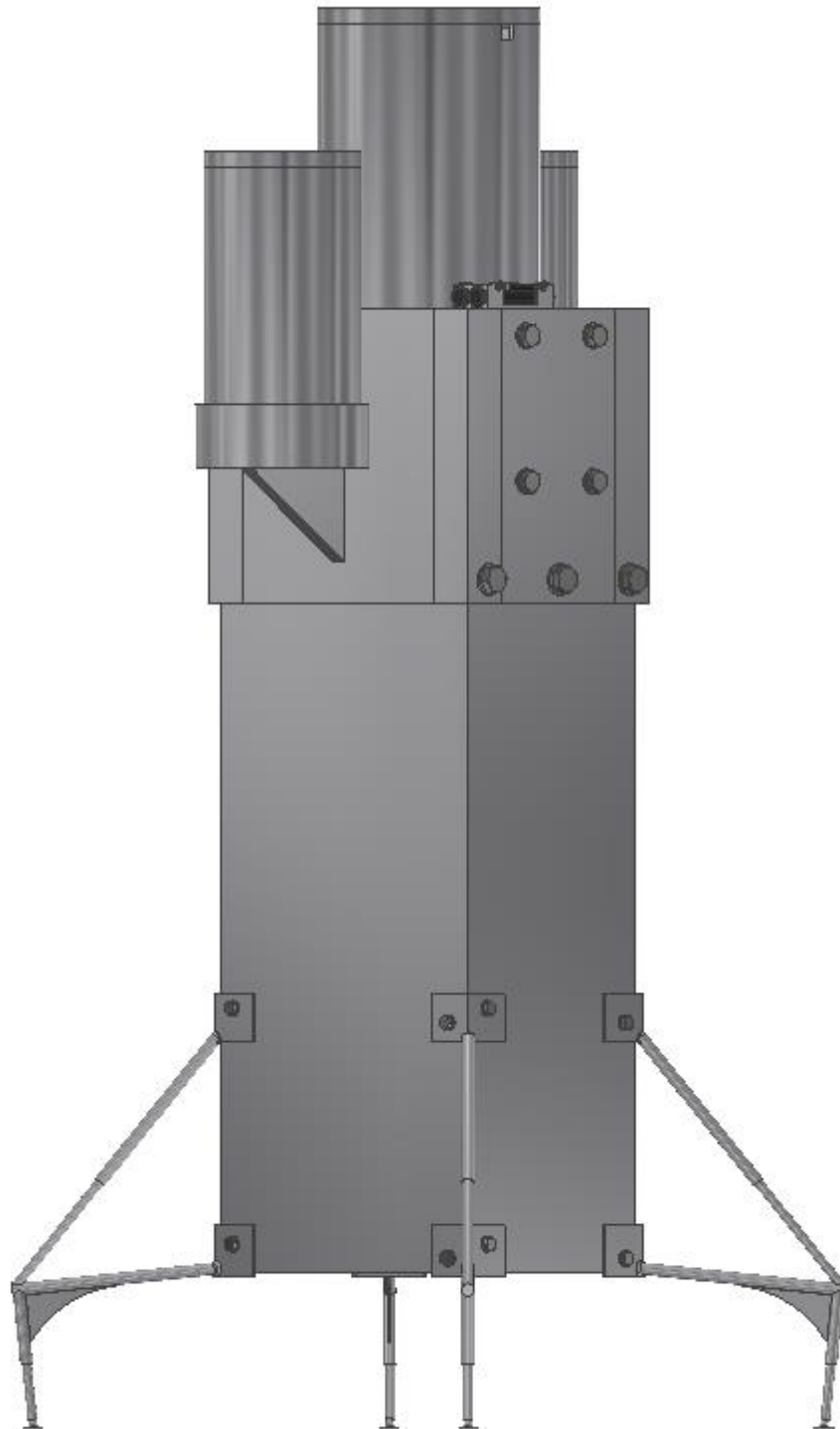
Na obr. 112 lze vidět vyhotovený jednoduchý návrh přistávacích noh. Jedná se celkem o čtyři nohy, připevněné k rohům payload. Principem je využití deformovatelných tlumičů nárazů. Přistávací nohy byly zvoleny z důvodů umístění kamery ve spodní části payload, tudíž je nezbytné, aby bylo zajištěné zorné pole. Přistávání na tomto zvoleném principu je ozkoušené, v mém návrhu se ale přistávací nohy jeví poměrně malé, což by mohlo zhoršit stabilitu při přistávání na nerovných površích nebo v kopcích, lesech apod.



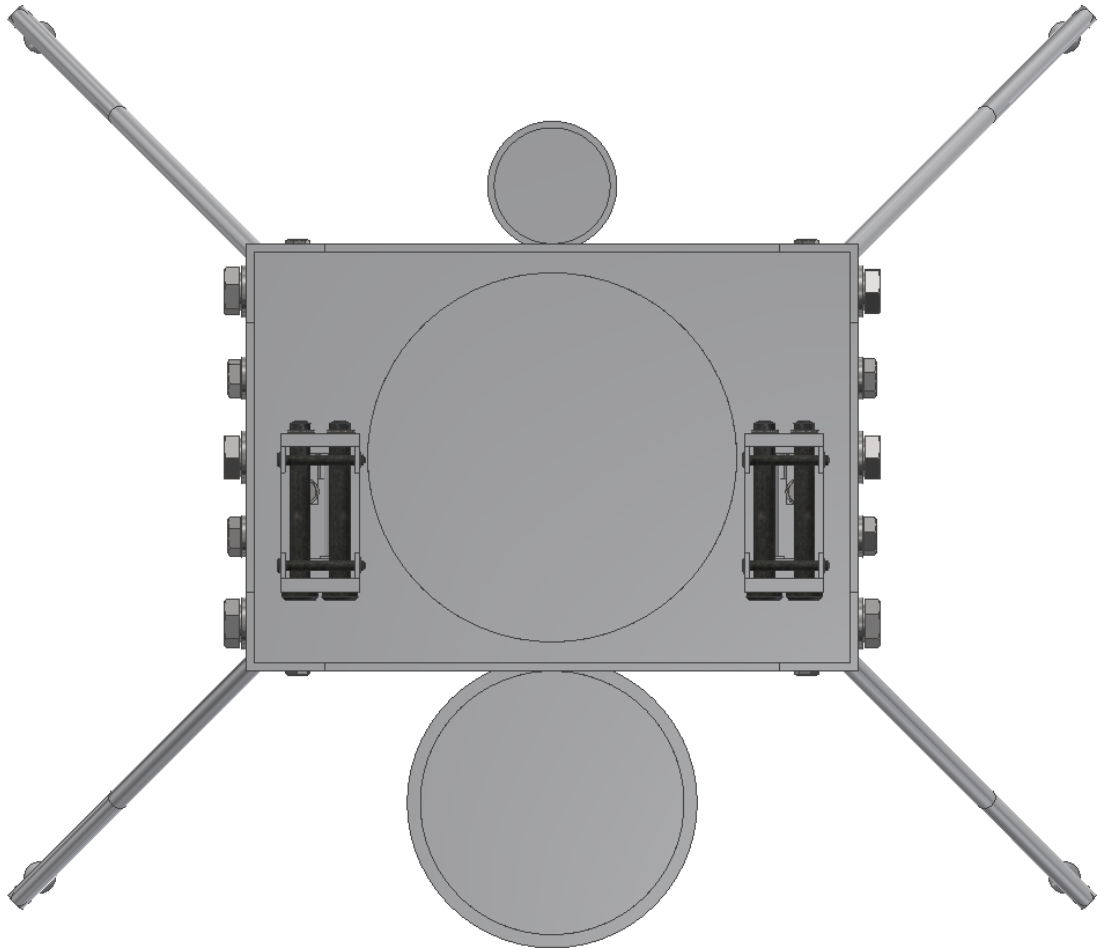
Obrázek 112 Přistávací nohy

8.3.4. Celková sestava

Nyní na obr. 113 a 114 uvedu zobrazení celkové sestavy. V příložených přílohách (CAD soubory a pdf výkres sestavy) si lze model prohlédnout.



Obrázek 113 Návratový systém, pohled z boku



Obrázek 114 Návratový systém, pohled shora

8.4. Koncepce operací

V ideálním případě by letová sekvence měla být následovná. Po vystoupení stratosférického balónu spolu s návratovým systémem do předem určené výšky, kde posléze setrvá požadovanou dobu, dojde k uvolnění návratového systému spolu s užitečným nákladem. Po uvolnění následuje krátký volný pád, přičemž se aktivuje brzdící padák. Pomocí nainstalovaných senzorů, které snímají rychlost letu (resp. pádu), dochází k tomu, že se pomocí cutteru uvolňuje brzdící padák a zároveň se aktivuje hlavní říditelný padák typu křídlo v přibližné výšce 4 km nad zemí. Po klouzavém letu návratový systém spolu s užitečným nákladem dopadá na zem.

Nicméně však mohou nastat určité problémy, které je potřeba vyřešit, aby se zabránilo samovolnému pádu návratového systému spolu s užitečným nákladem a k jejich následnému zničení.

Prvním z možných problémů by mohlo být nedostatečné nafouknutí hlavního klouzavého padáku typu křídlo, či celková nefunkčnost tohoto padáku. V případě, že by senzory nezaznamenaly aktivaci nebo změnu rychlosti letu, mělo by následně dojít k aktivaci záložního padáku, případně k odříznutí hlavního padáku. Záložním padákem je klasický sférický padák, který by měl zajistit bezpečné přistání návratového systému i v případě, že by se nejednalo o říditelný let.

Dalším problémem, který by mohl nastat, je porucha jednoho z elektrických zařízení nebo jeho napájení. Z tohoto důvodu je užito více elektrických zdrojů, které napájejí dva elektrické obvody (primární a sekundární). V primárním okruhu se nachází všechny elektrické spotřebiče jako je řídicí jednotka, senzory apod. Elektrické spotřebiče, které jsou nezbytné k bezpečnému dopravení návratového systému zpět na zem jsou navíc připojeny k sekundárnímu okruhu. Těmito spotřebiči jsou např. řídicí jednotka, minimálně jeden senzor snímající rychlost letu, balistické zařízení aktivace padáků a hlavně GPS snímač. GPS snímač je nutné mít aktivní za jakéhokoliv stavu, aby šlo zařízení případně dohledat.

9. Závěr

V této diplomové práci jsem zpracoval rešerši týkající se Zemské atmosféry, resp. jejích vrstev, ve kterých se návratový systém bude pohybovat (troposféra a stratosféra). S hlavním zaměřením na měnící se vlivy okolního prostředí (teplota, tlak, hustota vzduchu apod.) s přibývajícím nadmořskou výškou. Dále jsem zpracoval popis vynášecího zařízení stratosférických platforem, které se momentálně využívá prostřednictvím stratosférických balónů.

Poté jsem popsal používané či potencionálně použitelné návratové systémy pro stratosférické platformy. Mezi tyto systémy patří HAPS („družice pro velké nadmořské výšky“), padák (klasické a říditelné padáky), kluzák, nafukovací křídlo, dron, airbag, deformovatelné tlumiče nárazu, systém s raketovým motorem a speciální tlumič nárazu. Následně jsem tyto systémy rozdělil do dvou skupin dle jejich vhodnosti, kdy jedna skupina byla určena k sestupu a druhá k dopadu.

Na závěr teoretické části jsem jednotlivé návratové systémy porovnal z hlediska říditelnosti, provázanosti a dalších vlastností. Na základě této důkladné rešerše jsem se rozhodl využít jako návratový systém říditelný padák (padák typu křídlo) spolu s deformovatelným tlumičem nárazu.

V praktické části diplomové práce po výběru konkrétního typu návratového systému jsem provedl aerodynamické výpočty samotného padáku (profil křídla padáku jsem volil NASA/LANGLEY LS(1)-0417) a posléze i celého systému. Díky návrhovým a zjištěným hodnotám jsem vytvořil rychlostní poláru návratového systému z které jsem zjistil jeho klouzavost $K = 5,89$ a optimální rychlost letu $V_{opt} = 11,933 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. S pomocí těchto hodnot jsem mohl zvolit vhodné rozměry říditelného padáku. Po zjištění optimální rychlosti letu jsem v programu Xfoil vypočítal přibližnou sílu potřebnou k ovládní řídicích lan padáku. Síla odpovídá přibližně hodnotě 41,15 N. Na závěr jsem pomocí této síly zjistil potřebný kroutící moment krokového motoru modifikovaného jako elektrický naviják. Potřebný kroutící moment byl stanoven na $M_K = 72,01 \text{ N}\cdot\text{cm}$.

Dále jsem na základě zjištěných hodnot navrhl celkový návratový systém, který lze rozdělit do tří částí, které se k sobě připevňují. K horní části obsahující elektroniku, elektrické navijáky k řízení padáku a úložné prostory pro padáky se ze spodní strany upevňuje payload pomocí šroubů. K payload jsou následně připojeny přistávací nohy ve formě deformovatelných tlumičů nárazu. Celková hmotnost návratového systému spolu s payload vychází přibližně -20 kg.

Na tuto práci by šlo následně navázat provedením pevnostních výpočtů a zkoušek, výrobou potřebných dílů a jejich následným spojením. Poté by mohly být provedeny i experimentální zkušební lety. Dále se nabízí možnost přesného naprogramování letové sekvence tohoto, či jiného zvoleného systému, kterým by mohl být kluzák, ovšem pouze za předpokladu, nízké hmotnosti a menších rozměrů (skládatelná křídla apod.).

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] Meteorologický slovník. *Meteorologický slovník* [online]. Dostupné z: <http://slovník.cmes.cz/heslo/4080>
- [2] YAJIMA, N., N. IZUTSU, T. IMAMURA a T. ABE. *Scientific ballooning: technology and applications of exploration balloons floating in the stratosphere and the atmospheres of other planets*. New York: Springer, c2009. ISBN 978-0-387-09727-5.
- [3] Meteorologický slovník. *Meteorologický slovník* [online]. Dostupné z: <http://slovník.cmes.cz/heslo/2965>
- [4] Tryskové proudění v zemské atmosféře | *In-počasí. Počasí - předpověď počasí, aktuální informace | In-počasí* [online]. Copyright © 2021 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://www.in-pocasi.cz/clanky/teorie/tryskove-proudeni-25.11.2013/>
- [5] Za extrémny počasí stojí tryskové proudění. Vzdušné proudy o rychlosti letadla se stále častěji vlní — ČT24 — Česká televize. *ČT24 — Nejdůvěryhodnější zpravodajský web v ČR — Česká televize* [online]. Copyright © [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://ct24.ceskatelevize.cz/veda/2365297-za-extremy-pocasi-stoji-tryskove-proudeni-vzdušne-proudny-o-rychlosti-letadla-se-stale>
- [6] VARGAS, A. *Sounding Balloon User's Manual* [online]. 2018 [cit. 2021-06-21]. Dostupné z: https://www.rymdstyrelsen.se/contentassets/8a2a5e64aa5b41ec9306e2180297d866/user-manual_sounding-balloons.pdf .
- [7] VARGAS, A. *ZPB user manual* [online]. 2019 [cit. 2021-06-21]. Dostupné z: <https://www7.obs-mip.fr/wp-content-aeris/uploads/sites/22/2019/10/User-Manual-Zero-Pressure-Balloons-1.1.pdf> .
- [8] *Scientific Balloons* [online]. NASA. 2017 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/scientific-balloons/types-of-balloons>
- [9] Nebe nad Českem brázdí meteorologické balóny se sondami | *In-počasí. Počasí - předpověď počasí, aktuální informace | In-počasí* [online]. Copyright © 2021 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://www.in-pocasi.cz/clanky/teorie/meteorologicke-balony-sondy-4.2.2020/>
- [10] Tipy na víkend: Praha 12. *Praha 12: Titulní stránka* [online]. Dostupné z: <https://www.praha12.cz/tipy-na-vikend/d-53675>
- [11] SPB (Super Pressure Balloon) -2015-. *StratoCat - Historia y presente del uso de globos estratosféricos en la ciencia* [online]. Copyright © StratoCat 2005 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://stratocat.com.ar/fichas-e/2015/WNK-20150326.htm>
- [12] Družice ve velkých výškách atmosféry – kosmonautix.cz. *kosmonautix.cz – Novinky ze světa kosmonautiky* [online]. Copyright © 2012 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2020/03/DRUZICE-VE-VYSOKYCH-VYSKACH-ATMOSFERY/>
- [13] KÖTHE, A. Project AlphaLink. In: *FMRA.TU-Berlin* [online]. TU Berlín. 2021 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: https://www.fmra.tu-berlin.de/menue/forschung/project_alphalink/parameter/en/



- [14] HAPS Alliance – High Altitude Platform Station (HAPS). *HAPS Alliance – High Altitude Platform Station (HAPS)* [online]. Copyright © [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://hapsalliance.org/>
- [15] Zephyr S High-Altitude Pseudo-Satellite (HAPS) - Airforce Technology. *Air Force Technology | Air Defence News & Views Updated Daily* [online]. Copyright © Copyright Verdict Media Limited 2021 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/zephyr-s-high-altitude-pseudo-satellite-haps/>
- [16] Project AlphaLink on Vimeo. *Vimeo | The world's only all-in-one video solution* [online]. Copyright © 2021 Vimeo.com, Inc. All rights reserved. [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <https://vimeo.com/266672367>
- [17] KNACKER, T.W. *Parachute recovery systems: design manual*. Santa Barbara: Para, 1992. ISBN 0-915516-85-3.
- [18] Main drogue chute. In: NASA [online]. NASA 2009 [cit. 28.6.2021]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/drogue_chute3.html
- [19] Annular Evo – AirArea.eu. *AirArea.eu – The right Paragliding site* [online]. Dostupné z: <https://airarea.eu/product/annularevo/>
- [20] MegaFly. In: *Aero News Network* [online]. Aero News Network, 2006 [cit. 28.6.2021]. Dostupné z: <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=a7136ec4-e0df-45bc-a995-b1137b949da2>
- [21] U.S. Army Proving Ground. Ares I main cluster parachute [online]. NASA 2009 [cit. 28.6.2021]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/ares/aresI_parachute5.html
- [22] Parachute - The balloon encyclopedia. *StratoCat - Historia y presente del uso de globos estratosféricos en la ciencia* [online]. Copyright © StratoCat 2005 [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <http://stratocat.com.ar/stratopedia/119.htm>
- [23] MC1-1B – Geofadak. *Geofadak – تعمیرات / کالیبراسیون / خرید و فروش / تجهیزات نقشه برداری / فدک* [online]. Copyright © All rights of this site are reserved for Fadak Ground Equipment Company [cit. 20.06.2021]. Dostupné z: <http://geofadak.com/product/mc1-1b/?lang=en>
- [24] Steerable rescue parachute type rogallo approved to 130 kg. *Boutique Parapente Paramoteur - MosAiles Shop parapente paramoteur* [online]. Dostupné z: <https://shop.mosailles.com/en/rescue-parachutes/1503-rescue-rogallo-777-x-curve.html>
- [25] BarishSailwing. In: *Extremesport: skydiving – historie* [online]. Extremesport [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <http://www.extremesport.cz/skydiving-historie.html>
- [26] Federal Aviation Administration (FAA)/Aviation Supplies & Academics (ASA). *Glider Flying Handbook: FAA-H-8083-13A* [online]. Aviation Supplies & Academics, Inc., 2013 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook/media/faa-h-8083-13a.pdf. ISBN 1619541041.

- [27] Plachtění. *Plachtění* [online]. Dostupné z: <http://vrydl.sweb.cz/index.html>
- [28] Gliders. *NASA Glenn Research Center* [online]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/glider.html>
- [29] Lesson 1: Introduction to the Unmanned Aerial System | GEOG 892: Unmanned Aerial Systems. *Welcome! | John A. Dutton e-Education Institute* [online]. Copyright © 2020 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/3>
- [30] Co je dron? | představení a základní dělení dronů | *RCprofi.cz. RC modely | 25 000 položek skladem na RCprofi.cz* [online]. Dostupné z: <https://www.rcprofi.cz/poradna/co-je-dron.html>
- [31] What is a Drone? - Definition from WhatIs.com. *Internet of Things (IoT) news, blogs and analysis - IoTAgenda.com* [online]. Dostupné z: <https://internetofthingsagenda.techtarget.com/definition/drone>
- [32] Drones: Everything you ever wanted to know | *Packt Hub. Technology News, Insights and Tutorials | Packt Hub* [online]. Copyright © Packt Publishing Ltd [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://hub.packtpub.com/drones-everything-you-wanted-know/>
- [33] How Do Drones Work And What Is Drone Technology - *DroneZon. DroneZon - Drones, Drone Technology, Knowledge, News & Reviews* [online]. Copyright © 2014 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.dronezon.com/learn-about-drones-quadcopters/what-is-drone-technology-or-how-does-drone-technology-work/>
- [34] NAGEL, L. Types of Drones and UAVs. In: *RCbenchmark* [online]. RCbenchmark Copyright © 2021 RCbenchmark. [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.rcbenchmark.com/blogs/articles/types-of-drones>
- [35] A Brief History of Drones | *Imperial War Museums. Imperial War Museums* [online]. Copyright © IWM 2021 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.iwm.org.uk/history/a-brief-history-of-drones>
- [36] Co je to bezpilotní letadlo, bezpilotní systém, model letadla? - Úřad pro civilní letectví. *Úřad pro civilní letectví - Bezpečně a s nadhledem* [online]. Copyright © 2021 všechna práva vyhrazena [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.caa.cz/provoz-stare/letadla-bez-pilota-na-palube/provoz-ostatnich-letadel-bez-pilota-na-palube/co-je-to-bezpilotni-letadlo-bezpilotni-system-model-letadla/>
- [37] The Benefits and Challenges of UAVs | *Ohio University. Online Master's Degree Programs | Ohio University* [online]. Dostupné z: <https://onlinemasters.ohio.edu/blog/the-benefits-and-challenges-of-uavs/>
- [38] U.S. Air Force photo/Lt Col Leslie Pratt. General Atomics MQ-1 Predator. *Wikipedia* [online]. 2008. [cit. 21.06.2021] Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-1_Predator#/media/Soubor:Twuav_13_02.jpeg

- [39] FabDrone. In: *Eduardochamorro.github.io* [online]. Eduardo Chamorro, Copyright © Eduardo Chamorro. Design [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://eduardochamorro.github.io/beansreels/workshops/modulardrone/types.html>
- [40] U.S. Navy Mass Communication Specialist 2nd Class Katie Earley. Tiltrotor. Bell Boeing V-22 Osprey [fotografie] *Wikipedia* [online]. 2006 [cit. 28.6.2021]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Tiltrotor#/media/File:US_Navy_061206-N-0458E-076_A_U.S._Marine_Corps_V-22_Osprey_helicopter_practices_touch_and_go_landings_on_the_flight_deck_of_the_multipurpose_amphibious_assault_ship_USS_Wasp_\(LHD_1\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Tiltrotor#/media/File:US_Navy_061206-N-0458E-076_A_U.S._Marine_Corps_V-22_Osprey_helicopter_practices_touch_and_go_landings_on_the_flight_deck_of_the_multipurpose_amphibious_assault_ship_USS_Wasp_(LHD_1).jpg)
- [41] X-18 tilting its wing bw. In: *Wikipedia* [online]. Wikipedia 2005 [cit. 28.06.2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Hiller_X-18#/media/File:X-18_tilting_its_wing_bw.jpg
- [42] Úřad pro civilní letectví. Letecká informační služba. *Letecký předpis. Pravidla létání L2 - Doplněk X.* [Online] [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-2/data/effective/doplX.pdf>
- [43] Úřad pro civilní letectví - Bezpečně a s nadhledem. *Úřad pro civilní letectví - Bezpečně a s nadhledem* [online]. Copyright © 2021 všechna práva vyhrazena [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.caa.cz/>
- [44] van Blyenburgh, P. Unmanned aircraft systems the current situation. In: *EASA* [online]. EASA UAS Workshop Paříž, Francie, 1.2.2008. [cit. 21.06.2021] Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/ws_prod-g-doc-Events-2008-February-1-Overview-of-the-UAV-Industry-\(UVS\).pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/ws_prod-g-doc-Events-2008-February-1-Overview-of-the-UAV-Industry-(UVS).pdf)
- [45] EWING E.G., BIXBY H.W., KNACKE T.W. *Recovery Systems Design Guide* [online]. Ohio: [Department of Defense], Department of the Air Force, Systems Command, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978 [cit. 21.6.2021]. Dostupné z: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a070251.pdf>.
- [46] Landing Systems | Vorticity. *Vorticity | Entry, Descent and Landing Systems for Space Vehicles* [online]. Copyright © 2020 Vorticity Ltd. All rights reserved. [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://www.vorticity-systems.com/disciplines/landing-systems/>
- [47] Airbags - NASA Mars. *NASA's Mars Exploration Program* [online]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mer/mission/spacecraft/entry-descent-and-landing-configuration/airbags/>
- [48] Zhou, X., Zhou, S M. a Li, D K. Optimal Design of Airbag Landing System without Rebound. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* [online]. Suzhou, Čína, 2019 [cit. 21.06.2021]. Dostupné z: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/531/1/012001/pdf>
- [49] Soft Landing Challenge - STEM Clearinghouse. *STEM Clearinghouse* [online]. Dostupné z: <http://clearinghouse.starnetlibraries.org/astronomy-and-space/211-soft-landing-challenge.html>

- [50] NASA/SEAN SMITH. In: NASA [online]. NASA, 2008. [cit. 28.6.2021]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/orion/2nd-gen-airbag-test.html
- [51] ELAVARASAN E., VENUGOPAL M., ANDREWS D., KAMLESH K. *A Combined Inflated Airbed and Additional Booster System for Emergency Landing*, *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)* [online]. ICITMSEE – 2018 (Volume 6 – Issue 10). [cit. 21.06.2021]. ISSN 2278-0181. Dostupné z: <https://www.ijert.org/research/a-combined-inflated-airbed-and-additional-booster-system-for-emergency-landing-IJERTCONV6IS10007.pdf>
- [52] The Inflatable Plane < HistoricWings.com :: A Magazine for Aviators, Pilots and Adventurers. *HistoricWings.com :: A Magazine for Aviators, Pilots and Adventurers* [online]. Dostupné z: <http://fly.historicwings.com/2013/03/the-inflatable-plane/>
- [53] JACOB D. J., SIMPSON A., SMITH S. *Design and Flight Testing of Inflatable Wings with Wing Warping* [online]. 05WAC-61, University of Kentucky, Lexington, KY 40506, 2005 [cit. 22.06.21]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.123.6382&rep=rep1&type=pdf>
- [54] PULLIAM, W., NORRIS, R. Historical Perspective on Inflatable Wing Structures. In: *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* [online]. Palm Springs, California, 2009 [cit. 21.06.2021] Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.701.2640&rep=rep1&type=pdf>
- [55] BROWN, G., HAGGARD, R. a NORTON, B. Inflatable structures for deployable wings. In: *16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* [online]. AIAA-2001-2068, Vertigo, Inc., 2012. [cit. 21.06.2021] Dostupné z: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.475.4537&rep=rep1&type=pdf>
- [56] Inflatable Wing Technology Demonstrator | NASA. NASA [online]. Copyright © 2011 [cit. 22.06.2021]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/InflatableWing/ED01-0273-1.html>
- [57] MURRAY, J. E., PAHLE, J. W., THORNTON, S. V., VOGUS, S., FRACKOWIAK, T., MELLO, J. a NORTON, B. *Ground and Flight Evaluation of a Small-Scale Inflatable-Winged Aircraft* [online]. NASA/TM-2002-210721. NASA, 2002. [cit. 22.06.2021]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88735main_H-2471.pdf
- [58] Analysis and Flight Test for Small Inflatable Wing Design. *Publications | World Academy of Science, Engineering and Technology* [online]. Copyright © 2021 World Academy of Science, Engineering and Technology [cit. 28.06.2021]. Dostupné z: <https://publications.waset.org/849/analysis-and-flight-test-for-small-inflatable-wing-design>
- [59] Li, Y., Wang, H. The Aerodynamic Performance of an Inflatable Wing in Aircraft. In: *7th International Conference Education. Managment, Information and Mechanical*

- engineering (EMIM 2017)*[online]. Atlantis Press, 2017 [cit. 22.06.2021]. Dostupné z: DOI:
<https://doi.org/10.2991/emim-17.2017.3>
- [60] [PDF] PRECISION AERIAL DELIVERY SEMINAR RAM-AIR PARACHUTE DESIGN - Free Download PDF. *Silo of research documents* [online]. Dostupné z: <https://silo.tips/download/precision-aerial-delivery-seminar-ram-air-parachute-design>
- [61] AS5918 – Stepper motor / M12 connector / IP65 protection class | NANOTEC. *Nanotec - Precise and Reliable Motion Control Solutions* [online]. Copyright © 1995 [cit. 27.07.2021]. Dostupné z: <https://en.nanotec.com/products/165-as5918-stepper-motor-with-m12-connector-and-protection-class-ip65-nema-23>
- [62] Arduino Uno Rev3 | Arduino Official Store. *Arduino Official Store | Boards Shields Kits Accessories* [online]. Dostupné z: <https://store.arduino.cc/arduino-uno-rev3>
- [63] CYPRES. CYPRES 2 - Prirucka uzivatele. In: *Cypres.aero* [online]. 2013 [cit. 27.07.2021]. Dostupné z: <https://www.cypres.aero/wp-content/uploads/2016/07/CYPRES-2-Prirucka-uzivatele-01-2013.206.pdf>

SEZNAM OBRÁZKŮ A TABULEK

Obrázek 1 Graf závislosti teploty na nadmořské výšce	3
Obrázek 2 Graf závislosti tlaku na nadmořské výšce	3
Obrázek 3 Graf závislosti hustoty na nadmořské výšce	4
Obrázek 4 Tryskové proudění [4]	5
Obrázek 5 Meteorologický balón [10]	8
Obrázek 6 Super-pressure balón [11]	8
Obrázek 7 Zero-pressure balón [7]	9
Obrázek 8 Celková konfigurace s padákem [7]	9
Obrázek 9 Letová sekvence [7]	10
Obrázek 10 Zephyr S [15]	12
Obrázek 11 AlhpaLink [16]	13
Obrázek 12 Stratobus [12]	13
Obrázek 13 Anulární padák [19]	16
Obrázek 14 Polosférický padák [18]	16
Obrázek 15 Cluster [21]	16
Obrázek 16 Padák typu křídlo [20]	16
Obrázek 17 Popis padáku [22]	17
Obrázek 18 Souřadnicová soustava padáku [17]	19
Obrázek 19 Forebody efekt	20
Obrázek 20 Nekruhové forebody [17]	21
Obrázek 21 Případy stability [17]	21
Obrázek 22 Dynamická stabilita [17]	22
Obrázek 23 Koeficient momentu k úhlu náběhu [17]	23
Obrázek 24 Znázornění proudění kolem různých typu padáků [17]	24
Obrázek 25 Padák MC1-1B [23]	25
Obrázek 26 rescue-rogallo-777-x-curve [24]	26
Obrázek 27 BarishSailwing [25]	26
Obrázek 28 Balistický padák vs. Klouzavý padák [17]	27

Obrázek 29 Graf C_L ku C_D [17]	28
Obrázek 30 Srovnání klouzavosti [17]	29
Obrázek 31 Navýšení vertikální rychlosti vzhledem k úhlu naklonění [17]	30
Obrázek 32 Ornitoptéra, Leonardo da Vinci [26].....	31
Obrázek 33 Kluzák [26]	32
Obrázek 34 Sailplane [26]	33
Obrázek 35 Samo-vzletový kluzák [26]	34
Obrázek 36 Akaflieg Stuttgart FS-24 Phönix [26].....	34
Obrázek 37 Stěrač hmyzu na křídle [26]	35
Obrázek 38 Části kluzáku [26].....	36
Obrázek 39 Polohy klapek [26]	37
Obrázek 40 Ocasní plochy [26]	37
Obrázek 41 Poloha komponentů k ovládnání trimu [26].....	38
Obrázek 42 Vektorový diagram kluzáku [26].....	39
Obrázek 43 Redukce odporu pomocí změny tvaru [26]	41
Obrázek 44 Znázornění laminární a turbulentní vrstvy na profilu [26]	42
Obrázek 45 Výsledný celkový odpor [26]	43
Obrázek 46 Graf poláry kluzáku; nejnižší rychlost opadání [26].....	44
Obrázek 47 Graf poláry kluzáku; nejlepší poměr L/D [26]	44
Obrázek 48 Tři typy dynamické stability [26]	45
Obrázek 49 Podélná stabilita [26].....	47
Obrázek 50 Vzepětí [26]	47
Obrázek 51 Tři typy vývrtek [26]	48
Obrázek 52 Graf hustotní výšky [26]	49
Obrázek 53 Nafukovací návratové zařízení [55]	51
Obrázek 54 Flying machine [55]	51
Obrázek 55 Různé typy nafukovacích křídel [55].....	51
Obrázek 56 Goodyear Inflatoplane [54]	52
Obrázek 57 GLOV [54]	52
Obrázek 58 Projekt I2000 [56].....	53
Obrázek 59 Nafukovací křídlo u I2000 [57]	54
Obrázek 60 Vícekabelová struktura [58]	55
Obrázek 61 Vícetrubková struktura [58]	56
Obrázek 62 Nafukovací křídlo bez potahu [54]	58
Obrázek 63 Řez křídlem a jeho rozložení [54]	58
Obrázek 64 Křídlo u projektu BIG BLUE [54].....	58
Obrázek 65 Profil křídla s a bez potahu [54].....	58
Obrázek 66 Drop stitch [54].....	59
Obrázek 67 Křídlo s SMA dráty [54].....	60
Obrázek 68 Servomechanismus na křídle [54]	60
Obrázek 69 Graf závislosti C_L na úhlu náběhu [59].....	64
Obrázek 70 Graf závislosti C_D na úhlu náběhu [59][58].....	65
Obrázek 71 Graf závislosti K na úhlu náběhu [59]	65
Obrázek 72 MQ-1 Predator [38]	67
Obrázek 73 Možné způsoby rozložení rotorů [39]	69
Obrázek 74 Tiltwing [41].....	70
Obrázek 75 Tiltrotor [40]	70
Obrázek 76 Doplněk X [42]	74
Obrázek 77 Zpomalovací tah [17]	75
Obrázek 78 Systém airbagu u Pathfinder a MER [49].....	76
Obrázek 79 Airbag s ventilem [50]	77
Obrázek 80 Graf změny vnitřního tlaku v airbagu [17].....	78

Obrázek 81 Různé designy airbagu a jejich umístění [17]	79
Obrázek 82 Nafukovací systém [51]	80
Obrázek 83 Umístění tlumiče na gondolu [2]	82
Obrázek 84 Typická voštinová struktura [17]	82
Obrázek 85 Závislost napětí na deformaci [17]	82
Obrázek 86 Závislost napětí na deformaci [17]	83
Obrázek 87 Porovnání deformovatelných materiálů [17]	83
Obrázek 88 Umístění motorů [17]	85
Obrázek 89 Převážný kontejner M4-A s deform. příďovým kuželem [17]	86
Obrázek 90 Typický příďový hrot jako tlumič nárazu [17]	86
Obrázek 91 Použití říditelného klouzavého padáku	90
Obrázek 92 Použití brzdného padáku	90
Obrázek 93 Závislost sklonu vztakové křivky u křídel s malou štíhlostí na štíhlosti	91
Obrázek 94 Vztaková čára, závislost součinitele vztaku na úhlu náběhu	92
Obrázek 95 Závislost součinitele odporu C_D na úhlu náběhu α	93
Obrázek 96 Ukázka vzepětí; horní obrázek – vzepětí u letounu, dolní obrázek – vzepětí u padáku typu křídlo	94
Obrázek 97 Závislost součinitele vztaku C_L návratového systému na úhlu náběhu α	95
Obrázek 98 Závislost součinitele odporu C_D návratového systému na úhlu náběhu α	96
Obrázek 99 Aerodynamická polára, Hoerner, $A=3$	97
Obrázek 100 Rozložení sil do horizontální a vertikální složky [60]	98
Obrázek 101 Rychlostní polára, Hoerner, $A=3$	100
Obrázek 102 Rychlostní polára, určení klouzavosti	100
Obrázek 103 Určení V_{opt} z rychlostní poláry	101
Obrázek 104 Elektromotor [61]	103
Obrázek 105 Arduino [62]	104
Obrázek 106 Cutter Cypres2 [63]	104
Obrázek 107 Horní konstrukce, 1-elektrický naviják; 2- šroub M5; 3-veškerá elektronika, 4-podložka	105
Obrázek 108 Horní konstrukce, 1-úložný prostor pro padáky; 2-vedení pro lana; 3-šrouby M8; 4- podložka; 5-hlavní konstrukce; 6-Podpěra pro úložný prostor	106
Obrázek 109 Elektrický naviják, 1-motor, 2-matice M5, 3-uchycení motoru, 4-distanční trubka, 5- kuličkové ložisko, 6-víko, 7-šroub M5, 8-buben	106
Obrázek 110 Vedení pro lana, 1-čep 8x45; 2-čep 4x32; 3-hliníkový obrobek, 4-pojistný kroužek, 5- pojistný kroužek	107
Obrázek 111 Payload	108
Obrázek 112 Přistávací nohy	108
Obrázek 113 Návratový systém, pohled z boku	109
Obrázek 114 Návratový systém, pohled shora	110
Tabulka 1 Rozdělení dle UVS International [44]	73
Tabulka 2 Tabulka přetížení pro různá zařízení [17]	75
Tabulka 3 Technická data airbag. systémů [17]	79
Tabulka 4 Porovnání zvolených parametrů návratových systémů	89

PŘÍLOHY

- Příloha 1 - Atmosféra (soubor excel)
- Příloha 2 - Padák - profil NASA LS1-0417 (soubor excel)
- Příloha 3 - Kompletní návratový systém (CAD model sestavy + CAD model jednotlivých dílů)
- Příloha 4 - Kompletní návratový systém (PDF výkres sestavy)