

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou (bakalářskou) práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon)

V Praze dne .....

.....

podpis

## Poděkování

Svým rodičům za jejich neustálou podporu při tvůrčím procesu.

Vedoucímu práce Ing. Jaromírovi Kučerovi a odbornému asistentovi práce Mgr. Jaroslavu Kousalovi Ph.D. za jejich užitečné rady a připomínky.

Poděkování patří i Davidu Bowiemu za jeho skladby, které byly inspirací a přispěly k volbě tohoto tématu bakalářské práce.

# Obsah

2	Úvod.....	1
3	Historie.....	2
3.1	Vývoj v oblasti stratosférických balonů .....	2
3.2	Vývoj v oblasti sondážních raket .....	2
3.2.1	Předválečné období .....	2
3.2.2	Sovětský svaz .....	4
3.2.3	Francie .....	5
3.2.4	Velká Británie .....	5
3.2.5	Spojené státy americké.....	5
3.2.6	Československo.....	6
3.2.7	Shrnutí.....	7
4	Současná situace .....	8
4.1	Současné experimenty prováděné pomocí balonů a raket.....	8
5	Návrh kontejneru .....	9
5.1	Nástin problematiky .....	9
5.1.1	Nedostatky současných řešení .....	9
5.2	Koncepční řešení kontejneru pro experimenty .....	9
5.2.1	Požadavky na kontejner .....	9
5.2.2	Tvarová specifikace .....	11
5.2.3	Rozměrové návrhy .....	11
5.2.4	Způsob výroby a montáž.....	12
5.2.5	Volba materiálu.....	13
5.3	Výpočty .....	14
5.3.1	Pevnostní výpočty .....	14
5.3.2	Teplotní výpočty.....	18
5.3.3	Hmotnostní výpočty .....	20
5.4	Představení modulačních součástí.....	21
5.4.1	Víčko.....	21
5.4.2	Stabilizační prvek k ukotvení experimentu v kontejneru.....	22
5.4.3	Manipulační prvek k uchycení kontejneru při balonových experimentech .....	23
5.5	Různé konfigurace.....	23
5.5.1	Základní konfigurace pro let sondážní raketou: těleso kontejneru s víky .....	24

5.5.2	Základní konfigurace pro let stratosférickým balonem: těleso kontejneru s víky a panely pro uchycení ke gondole .....	25
5.5.3	Rozšířený modul: dvě propojená tělesa s víky.....	25
6	Možnosti realizace experimentu .....	27
6.1	Úvod.....	27
6.2	Koncepce experimentu .....	27
6.3	Technické provedení.....	28
6.4	Požadované výstupy.....	28
7	Závěr.....	29
8	Přehled použité literatury .....	30

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Verze československých sondážních raket SONDA

Obrázek 2: Model základního tělesa kontejneru

Obrázek 3: Schematické zobrazení prvního případu vzpěru

Obrázek 4: Zdeformovaná skořepina po ztrátě stability

Obrázek 5: Vizualizace sítě pro numerické řešení úlohy

Obrázek 6: Modulační součást – tlakové víko kontejneru

Obrázek 7: Modulační součást – stabilizační prvek k uchycení experimentu

Obrázek 8: Modulační součást – manipulační prvek sloužící k připojení ke gondole stratosférického balonu

Obrázek 9: Základní konfigurace pro let sondážní raketou: těleso kontejneru s víky

Obrázek 10: Základní konfigurace pro let stratosférickým balonem: těleso kontejneru s víky a panely pro uchycení ke gondole

Obrázek 11: Rozšířená konfigurace více kontejnerových součástí

Obrázek 12: Schéma fungování Aspiračního kondenzátoru

Obrázek 13: Konfigurace kontejneru pro zvolený experiment

## Seznam grafů

Graf 1: Závislost teploty vnějšího prostředí na nadmořské výšce

Graf 2: Záznam letových dat experimentu REXUS - Výška letu v průběhu času

Graf 3: Záznam letových dat experimentu BEXUS - Výška letu v průběhu času

## Seznam příloh

Výkres 1: Kontejner

Výkres 2: Tlakové víko

## Seznam použitých symbolů

Označení	Legenda	Jednotka
$c_p$	Měrná tepelná kapacita za stálého tlaku	[J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]
$d_1$	Vnitřní průměr kontejneru	[mm]
$d_2$	Vnější průměr kontejneru	[mm]
$F_{kr.E}$	Kritická síla	[N]
$J_{min}$	Kvadratický moment	[mm <sup>4</sup> ]
$k$	Součinitel prostupu tepla	[W.m <sup>-2</sup> .K <sup>-1</sup> ]
$k_b$	Boltzmanova konstanta	[J.K <sup>-1</sup> ]
$l$	Výška kontejneru	[mm]
$m_{in}$	Efektivní hmotnost	[kg]
$N_A$	Avogadrova konstanta	[-]
$p_1$	Vnitřní tlak	[MPa]
$p_2$	Vnější tlak	[MPa]
$q$	Hustota tepelného toku	[W.m <sup>-2</sup> ]
$\dot{q}_v$	Rychlost vzniku tepla v objemové jednotce	[W.m <sup>-3</sup> ]
$r_1$	Vnitřní poloměr kontejneru	[mm]
$r_2$	Vnější poloměr kontejneru	[mm]
$r, \phi, z$	Cylindrické souřadnice	[-]
$T$	Teplota	[K]
$\sigma_d$	Dovolené napětí	[MPa]
$\nu_{in}$	Četnost srážek	[-]

## Anotace

Předmětem této práce je představit výzkum prováděný pomocí sondážních raket a stratosférických balonů, proto pojednává o historickém vývoji v oblasti a přehledu současné situace. Jádrem celé práce je koncepční návrh kontejneru určeného pro provádění experimentů na sondážních raketách a stratosférických balonech. Práce tak nastiňuje koncepci a možné využití tohoto kontejneru a nabízí možné aplikace překračující původní rámec použití. Funkčnost je demonstrována pomocí návrhu experimentu zabývajícího se výzkumem změn v elektrické vodivosti v závislosti na výšce.

Klíčová slova: sondážní raketa, stratosférický balon, kontejner, koncepční návrh

## Abstract

This thesis is focusing on the field of scientific research using the sounding rockets and stratospheric balloons: its historical development and contemporary situation in the field. Mainly, the thesis introduces a conceptual multipurpose container design for sounding rockets and stratospheric balloons. The aim of this concept is to approach currently used technology from a different angle and offer new solutions. Unlike the others, proposed container is versatile and focuses on wide range of applications and reusability. As a result, such technology offers academic research centres affordable tools for conducting experiments and enhance their research capacity. The function of the container is demonstrated by an experiment based on a measurement of the variation in electric conductivity with altitude.

Key words: sounding rocket, stratospheric balloon, container, conceptual design

# 1 Úvod

Cílem práce je navrhnout kontejner pro použití při výzkumu pomocí sondážních raket a stratosférických balonů. Současná řešení skýtají řadu nevýhod: zejména velice úzkou specializaci, neboť jsou běžně navrhovány pro jednotlivé konkrétní experimenty a nenabízí tak mnoho prostoru k modulaci. Kvůli jejich specifickému použití se jedná i o poměrně drahé řešení. Návrhem kontejneru vlastní konstrukce s možností opakovaného použití se zjednodušuje i celkový proces přípravy experimentu, neboť odpadá fáze navrhování, kalkulací a testování jednorázově použitelných kontejnerů a lze využít tento víceúčelový typ. Pro správné pochopení situace a nároků kladených na kontejner je však třeba se zaměřit i na historický vývoj a analyzovat současnou situaci v oblasti.



## 2 Historie

### 2.1 Vývoj v oblasti stratosférických balonů

Historie stratosférických balonů není příliš dlouhá, neboť vysokých výšek začaly dosahovat až v posledních dekadách, můžeme proto začít s balony zkoumajícími atmosféru a provádějící různá aerologická a meteorologická pozorování. V takovém případě můžeme hovořit o přelomu devatenáctého a dvacátého století, kdy počínaje rokem 1896 začal francouzský meteorolog Léon Teisserenc de Bort vypouštět vodíkem plněné balony. Na základě výsledků pozorování získaných z více než 200 vypuštěných balonů byl schopen rozlišit, že atmosféra má více vrstev a je mu tak připisován objev stratosféry a troposféry [1]. Zajímavým faktem je i drobná česká stopa v období četných objevů: V srpnu roky 1912 odstartoval z Ústí nad Labem Viktor Hess ve svém vodíkem plněném balonu a prováděl měření radiace. Na základě výsledků měření získaných při tomto letu stanovil nezemský původ zdroje této radiace a fakticky tak objevil kosmické záření (jak jej sám pojmenoval) [2]. Lety balonů plněných vodíkem a později héliem pokračovaly a dosahovaly větších výšek, a tedy i bez lidské posádky. Výjimkou byly lety Augusta Piccarda, který ve svých balonech opatřených tlakovou gondolou dosáhl několika výškových rekordů (nejvýše 23 000 m). Dále se pak pokračovalo s výzkumem radiace ve vyšších vrstvách atmosféry, měřením složení atmosféry a případně teploty. V roce 1958 pak došlo k dalšímu posunu vpřed, když došlo k vypuštění prvních tranzosond [3], tedy sond vybavených technologií k udržení konstantní výšky a tedy i dlouhodobějšímu pozorování\*. V létě roku 1960 se poté uskutečnil do té doby nejvyšší padákový seskok, při němž Joseph Kittinger seskočil z gondoly stratosférického balonu, která ho vynesla do výše 31 kilometrů, což je téměř na hranici dostupnosti těchto balonů z důvodu nosnosti plynu, kterým jsou naplněny. Maximální výška dostupnosti se pohybuje okolo 40 kilometrů, jelikož však bylo potřeba provádět měření a experimenty i výše, přišly na řadu rakety.

### 2.2 Vývoj v oblasti sondážních raket

#### 2.2.1 Předválečné období

V oblasti vývoje raket lze první případy použití datovat již do 13. století, které se vážou na vynález střelného prachu ve středověké Číně. Na několik set následujících let se ovšem použití omezilo na vojenské účely, a to nejprve v Asii a posléze i v Evropě a Severní Americe, kam se dostala tato technologie po obchodních trasách. Určitý zlom ve smýšlení nastal až na přelomu 19. a 20. století, kdy se postupně jednotliví vědci začali zabírat i civilním použitím raket s dlouhodobým cílem objevování vesmíru. Za význačnou osobnost vývoje této oblasti se dá označit Konstantin Eduardovič Ciolkovskij<sup>a</sup>, který ve svých vědeckých pracích zabýval teoretickými principy fungování raket poháněných tekutým palivem, ve svém díle postupně stanovil několik zásadních vztahů, které do velké míry ovlivnily vývoj celé oblasti.

---

<sup>a</sup> Konstantin Eduardovič Ciolkovskij – narozen 15. září 1857, Iževskoje – zemřel 19. září 1935, Kaluga. Byl sovětský vědec, který vytvořil a popsal teorie raketových letů. Je autorem Ciolkovského rovnice, která popisuje vztah mezi parametry konstrukce rakety a maximální rychlosti, kterou může tato raketa vyvinout.

K podobným závěrům se dopracoval i Hermann Oberth<sup>b</sup>, německý fyzik, jehož práce vytvořila základy pro rozvoj raketových letů v tehdejší Německu. Získání těchto teoretických poznatků bylo jistě důležité, ale poměrně velkým krokem vpřed byly praktické zkoušky a samotná výroba raket v Jet Propulsion Laboratory [4] pod vedením amerického fyzika Roberta H. Goddarda<sup>c</sup>.

Robert H. Goddard si formou praktických testů a empirickým pozorováním nejprve ověřil možnosti použití rakety s motorem na kapalné pohonné hmoty a posléze se dopracoval k prvním funkčním prototypům dvoustupňových raket. Tyto výsledky vzbudily zájem jak v akademické obci, tak i u vládních institucí, přesto se zejména z počátku setkával Goddard a jeho kolegové v Jet Propulsion Laboratory s nedostatkem financí pro experimentální část jejich programu, který zahrnoval elementární pokusy s raketovými motory na tuhé i kapalné pohonné hmoty. Goddard experimentoval přibližně od poloviny 20. let a celá třicátá léta, a ačkoliv jeho výsledky nejprve nepůsobily přesvědčivě (úvodní zkoušky byly neúspěšné a rakety explodovaly), později v roce 1936 jeho sondážní raketa vystoupala do výše pouhých 2286 metrů, postupně vykonal dostatek testů, kterými si získal potřebnou finanční přízeň. Jeho Jet Propulsion Laboratory tak uskutečnila řadu měření a zkoušek, díky nimž získala poznatky o termodynamických charakteristikách raketového motoru, ty se zúročily jak při válečném úsilí, tak i po válce, právě při vývoji sondážních raket.

Bylo by nesprávné opomenout a alespoň krátce nezmínit i praktické pokusy a reálné výstupy, kterých dosáhli v Sovětském svazu. Zde se během třicátých let objevilo hned několik typů sondážních raket s motorem na kapalné pohonné hmoty. Namátkou můžeme uvést rakety GIRD konstruktéra A. F. Canděra, GIRD-09 z dílny M. K. Tichonravova, či raketa AVIAVNITO od L. S. Duškina [5]. Tyto výstupy byly poté využity později.

Opravdovou velmocí v oblasti raketového výzkumu a vývoje se ovšem stalo Německo, které zažilo boom na konci dvacátých a zejména během třicátých let 20. století. Využívajících poznatků výše zmíněného H. Obertha se vědecké týmy rychle posouvaly vpřed. Velkou roli hrála významná finanční podpora ze strany státu a zejména postava Wernhera Von Brauna<sup>d</sup>, pod jehož vedením si Německo vytvořilo značnou technologickou převahu. Je ovšem nutné dodat, že finanční prostředky ze strany státu plynuly zejména kvůli vojenskému potenciálu,

---

<sup>b</sup> Hermann Oberth – narozen 25. června 1894, Sibiu, Sedmihradsko, Rakousko-Uhersko – zemřel 28. prosince 1989, Norimberk, Západní Německo. Byl významným německým fyzikem, který zásadním podílem přispěl k rozvoji oblasti raketové techniky. Jeho poznatky tvoří teoretický základ pro raketové lety. Je po něm pojmenován tzv. Oberthův efekt, jehož znalost vedla k širšímu využití dvoustupňových raket pro kosmické lety.

<sup>c</sup> Robert Hutchings Goddard – narozen 5. října 1882 Worcester, Massachusetts, USA – zemřel 10. srpna 1945. Byl americký fyzik, inženýr a společně s Ciolkovským a Oberthem je považován za zakladatele raketové techniky. Krom teoretických poznatků ověřoval podstatnou část experimentálně a významně se zasloužil o rozvoj použití kapalných palivových hmot. Byl jednou z hlavních postav americké Jet Propulsion Laboratory.

<sup>d</sup> Wernher Von Braun – narozen 23. března 1912 Wirsitz, Německé císařství (dnes Wyrzysk v Polsku) – 16. června 1977 Alexandria, Virginie, USA. Byl velmi významným konstruktérem nejprve německých a po druhé světové válce amerických raket. Mezi jeho nejznámější konstrukce patří vojenská raketa V-2 a Saturn V, nosná raketa modulů Apollo.

který v raketách spatřovala německá vládní garnitura. Zlomem v rychlosti vývoje a přerodu této původní civilní iniciativy, která přitahovala zájem nadšenců o lety do vesmíru do vojenského programu, byl rok 1936, kdy převzala faktickou i finanční kontrolu nad výzkumem německá armáda [6]. Na její popud se vývoj přesunul do nově vybudovaného výzkumného centra v Peenemünde. Právě zde Wernher Von Braun v čele přibližně 6000 vědců dosahoval největšího pokroku a mílovými kroky se přibližoval k sestrojení rakety schopné dosáhnout hranice vesmíru. To ovšem nebylo primárním cílem německé armády, takže musel Von Braun nasměřovat své síly jiným směrem. Výsledkem toho snažení pak byla řada raket známá jako Aggregat. Zřejmě nejznámějším zástupcem této řady je typ Aggregat 4 (A-4) [7], který byl již plně funkční raketou poháněnou kapalnými pohonnými hmotami. V současné době je spíše známá pod svým vojenským označením V-2 (Vergeltungswaffe 2). Jednalo se o jednostupňovou raketu používající směs etylalkoholu a kapalného kyslíku jako paliva. Tato raketa byla 14,2 metru vysoká a v průměru měřila 1,65 metru. Při váze 23 000 kg byla schopna vystoupat až do výše 190 km nad zemský povrch. K prvním testovacím pokusům tohoto typu došlo v říjnu 1942 a vojensky byla využívána téměř až do konce války. Raketa byla schopna nést až 1000 kilogramů nálože ve vlastní hlavici, pro tuto práci je ovšem důležité, že byla občasně používána nevojensky. Jelikož na vývoj této rakety byly navázány různé technologické společnosti a instituce, výkonu rakety bylo využíváno i k vědeckým účelům. Pokusů a testování existovalo poměrně velké množství, ať už se jednalo o testy aerodynamiky trupu, tak i ostatní pozorování. Na základě spolupráce s tehdejšími Institutem fyziky stratosféry ve Freidrichshafenu [6] (v současnosti spadajícím pod Institut Maxe Plancka) V-2 fungovala i jako sondážní raketa pro nejrůznější atmosférická měření a výzkum ionosféry. Docházelo k obecným měřením hustoty, tlaku, teploty a složení atmosféry v různých výškách pomocí tlakoměrů, UV spektrometrů a dalších zařízení, která se po ukončení měření z rakety uvolnila a pomocí padáku přistála bezpečně na povrchu. Z důvodu primárního vojenského použití se ovšem od těchto experimentů upustilo.

Německé rakety ovšem nezůstaly bez povšimnutí a jejich enormního potenciálu si brzy po nasazení všimly všechny velké země na straně spojenců. Po skončení druhé světové války došlo k dělení území a ukořistěného materiálu, k němuž patřily i rakety a značná část dokumentace. V mnoha případech to znamenalo začátek vlastního raketového výzkumu, či výrazný krok vpřed v této oblasti v zemích jako Francie, Velká Británie, Sovětský svaz či Spojené státy americké.

### 2.2.2 Sovětský svaz

Na základě dělení teritorií bývalého nacistického Německa Sovětský svaz získal většinu techniků zapojených do výzkumu v Peenemünde, stejně tak jako výrobní linky v Nordhausenu, kam byla výroba V-2 přesunuta po britském bombardování v roce 1943. Spolu s 3500 členy vědeckého a technického personálu, kteří byli vzati do zajetí, byl do Sovětského svazu převezen i materiál a součásti použité pro výrobu těchto raket [6]. Ty byly později použity pro stavbu vylepšených raket, které se daly použít i pro vědecké účely. Uvádí se, že po válce byla v Sovětském svazu k vědeckým účelům použito určité množství raket A-4. Pokusy pokračovaly i s dalšími raketami a počátkem května 1949 byla v Sovětském svazu vypuštěna série výzkumných raket, které překonaly hranici 100 km výšky, přičemž každý let

vynášel přibližně 120-130 kilogramů nákladu. V testech pokračovali i s dalšími raketami, jako například raketou MR-1 [5]. Tato raketa měla kapalinový raketový motor využívající jako kapalné palivové hmoty směs kyseliny dusičné a petroleje. Konstrukce se skládá ze startovacího stupně, oddělitelné přístrojové hlavice a padákového návratného zařízení pro pouzdro s měřicími přístroji, ale i pro trup s nádržemi a motorem. Raketa, která měřila 9,12 metru na výšku a 0,435 metru v průměru, byla vyrobena z oceli a byla schopna vynést až 72 kilogramů měřících přístrojů do výšky přibližně 90 kilometrů. Tyto přístroje (nejčastěji membránové tlakoměry, odporové teploměry a bolometry, k určení polohy v prostoru umístěné i čtyři fotoaparáty) nejčastěji sloužily k meteorologickému výzkumu v horních vrstvách atmosféry a zpět na zem byly snášeny pomocí padáku.

### 2.2.3 Francie

Francie po skončení druhé světové války začala aktivně spolupracovat s některými zbývajícími vědci, kteří se původně podíleli na výzkumu v Peenemünde. Pro vytvoření podmínek vhodných k rozvoji této oblasti bylo rozhodnuto o založení Laboratoire Recherches Balistiques et Aérodynamiques ve francouzském Vernonu v roce 1946 [6]. Zde společnými silami francouzští vědci a 90 německých raketových inženýrů pod vedením Heinze Bringera vyvinuli modelovou řadu raket Veronique. Ta byla unikátní tím, že se jednalo o vůbec první evropskou civilní raketu poháněnou kapalným palivem určenou k výzkumu vesmíru. První typ byl vyvíjen mezi léty 1949 a 1950 a k pravidelným letům docházelo od roku 1952 [8]. Výkonnější verze AGI, která byla používána mezi léty 1959 až 1969 a při rozměrech 7,3 metrů výšky, 0,55 metrů průměru a se 70 kilogramy užitečného zatížení byla schopná dosáhnout výšky 220 km v apogeum.

### 2.2.4 Velká Británie

Jelikož bylo území Velké Británie jedním z nejčastějších míst dopadů raket V-2, byl zájem ze strany vojenských i politických špiček o tuto oblast eminentní. Již během války bylo několik částí havarovaných raket V-2 dopraveno do Velké Británie, kde je podrobili důkladnému testování. Po skončení války pak ve spolupráci s 85 raketovými inženýry a 400 členy pozemní obsluhy odpališť bylo provedeno několik testovacích letů V-2. Poznatky z těchto testů a znalosti, kterými disponovali němečtí vědci, které poté Velká Británie zaměstnala, vedly k vývoji vlastních a velice úspěšných raket. Mezi ty nejznámější patří rakety z vývojové větve Skylark [9], které létaly mezi roky 1957 až 2005. V tomto období se tyto rakety poháněné tuhou pohonnou hmotou výrazně zlepšily ve svých letových parametrech. V první verzi měla raketa při užitečném zatížení 45 kilogramů dostup přibližně 200 kilometrů, v poslední, Skylark 12, byla schopna vynést více než 200 kilogramů nákladu do výše 575 kilometrů. Krom této velice hojně používané rakety Velká Británie operovala se sondážními raketami Skua a Petrel [6].

### 2.2.5 Spojené státy americké

Zdaleka nejvíce ovšem na poválečném vývoji profitovaly Spojené státy americké. V samotném závěru války se jejich vojenským silám povedlo zabezpečit jak rakety V-2 (ať už zkompletované, či jejich části), tak i dokumentaci a poměrně velké množství vědců, kteří na vývoji této rakety pracovali. Nejprve tak v roce 1946 probíhaly testy V-2 ve White Sands

v Novém Mexiku (uvádí se, že bylo uskutečněno celkem 64 startů těchto raket [7]), aby později Američané vyvinuli několik tříd vlastních sondážních a nosných raket, které byly později využity v závodě o dobývání vesmíru. Jedním z nejčastěji používaných typů byla raketa Aerobee [10]. Ta byla prvním typem rakety určené speciálně pro sondáž vysokých vrstev atmosféry a pomocí této rakety bylo získáno mnoho cenných údajů. Tato 8 metrů vysoká raketa byla schopna vynést až 68 kilogramů užitečného nákladu do výše 130 kilometrů. K tomu používala své dva stupně: startovací na tuhou pohonnou hmotu a druhý stupeň na kapalnou pohonnou hmotu (konkrétně směs  $HNO_3$  + anilin s furturylalkoholem). Během deseti let své činnosti tyto rakety vynášely přístroje pro měření sluneční radiace a kosmického záření, slunečního spektra a později došlo i měřením magnetického pole a ionosféry. Zdokonalená verze této rakety nazývaná Aerobee – Hi byla schopna díky lepší volbě materiálu a změnám v konstrukci vystoupat až výšky 271 kilometrů. Rakety Aerobee a Aerobee – Hi ovšem nebyly jediné, které Spojené státy používaly. Další významnou raketou byl Viking, který rozšířil portfolio sondážních raket. Tato raketa byla do určité míry specifická svým vývojem, neboť se konstrukce měnila po každém vyrobeném kusu v závislosti na naměřených datech při letu předešlého kusu[11]. Nejlepších výsledků tedy dosáhly později vyrobené kusy této jednostupňové rakety poháněné kapalnou pohonnou hmotou (tehdy poměrně běžnou směsí kapalného kyslíku a etylalkoholu), které byly schopny s užitečným zatížením 374 kilogramů vystoupat do výše 254 kilometrů.

### 2.2.6 Československo

V Československu došlo k největšímu rozvoji v oblasti raketového výzkumu se řadou sondážních raket SONDA [12]. Jelikož Československo poměrně zaostávalo za ostatními zeměmi, bylo na Vojenské akademii Antonína Zápotockého rozhodnuto o vývoji vlastních raket jak pro vojenské, tak civilní účely. Proto na začátku roku 1965 na výše uvedené instituci vznikla pracovní skupina, jejímž úkolem bylo navrhnout a zkonstruovat sondážní raketu schopnou dosáhnout vyšších vrstev atmosféry, ve kterých by byla prováděna atmosférická měření.

Aspirantem na plnění těchto úkolů měla být raketa SONDA a její pozdější verze, jichž bylo v průběhu celého programu vyvinuto 10. Jednalo se o dvoustupňové rakety s motory poháněnými tuhou pohonnou hmotou, přičemž první stupeň byl vždy startovací a druhý letový, od verze SONDA 3 též schopný nést užitečný náklad. Pozdější verze dosahovaly vyšších hodnot užitečného zatížení a též vyššího dostupu, dá se ovšem říci, že se nemohly rovnat raketám zahraničním. Dobrým příkladem je nosnost 8 kilogramů užitečného nákladu při maximální dostupu 18 kilometrů u SONDY 9. Po otestování verze SONDA 10 byl celý program ukončen.



Obrázek 1: Verze československých sondážních raket SONDA

### 2.2.7 Shrnutí

Pro sondážní rakety se v historii našlo pevné místo pro průzkum vyšších vrstev atmosféry, a to nad 40 kilometrů (což je dostup stratosférických balonů) a pod 200 km (poněvadž v této výšce jsme již schopni instalovat satelity), přičemž ve vrchních vrstvách byly (a stále jsou) používány pro měření tlaku, proudění vzduchu a chemické složení a v oblasti ionosféry pak zejména pro pozorování poruch magnetického pole, šíření radiových vln či hustotu elektronů a iontů. V několika následujících dekadách byla do velké míry zkoumána ionosféra. Tento výzkum prošel určitým vývojem, který se dá rámcově rozdělit do tří etap [6]:

- Období mezi roky 1957 a 1970 bylo věnováno zejména výzkumu polární záře, zejména v D-vrstvě ionosféry. Rovněž probíhala měření spektra dopadajících částic. Později se zájem obrátil i na emise rentgenového záření a chování magnetosféry
- Období mezi roky 1971 a 1990 lze charakterizovat zvýšením zájmu o vrchní vrstvy ionosféry (zejména E-vrstvy a F-vrstvy). Výzkum byl zaměřen na elektrických polí a zjišťování energetických relací mezi jednotlivými vrstvami atmosféry.
- Období od roku 1991 dodnes je typické výzkumem gravitačních vln, dochází také k intenzivnímu zkoumání mezopauzy. Probíhá však celá řada experimentů, které jsou uvedeny v následující kapitole.

## 3 Současná situace

### 3.1 Současné experimenty prováděné pomocí balonů a raket

Jako reprezentativní vzorek současného výzkumu v oblasti letů stratosférických balonů se dá považovat programy BEXUS (zkratka pro Balloon EXperiments for University Students) a REXUS (Rocket EXperiments for University Students). Tyto programy primárně cílí na studentské experimenty, ať už pocházející z universit, či středních škol. Výzkum je zaměřen na vědecké a technologické experimenty vynášené pomocí stratosférických balonů a sondážních raket dvakrát ročně z vědeckého centra poblíž města Kiruna v severním Švédsku. Projekt vznikl ve spolupráci mezi německou a švédskou stranou, která později nabídla prostor vyhrazený pro svoje experimenty i jiným zemím. Typy prováděných experimentů se neliší od těch prováděných na samostatných pracovištích jinde ve světě a dají se rozdělit do dvou hlavních skupin s několika podmnožinami:

- Vědecký výzkum, ve kterém probíhají experimenty rozlišené v několika dalších oblastech, jako biologie, kde se zkoumají především dopady prostředí na živé organismy a jejich vlastnosti. Často zde figurují pozorování v mikrogravitaci (např. experiment CEMIOS [13]), či vliv radiace na buněčné struktury (např. experiment Daemon [14]). Dále astrofyzika, přičemž nejčastěji se zde v malém měřítku experimentálně ověřují principy později využitelné u větších aplikací, jako jsou měření a pozorování pomocí teleskopů (např. CPT-SCOPE [15]). Mezi další obory patří studium radiace, studium materiálů a jejich vlastností, výzkum magnetického pole, fyzika tekutin, případně velice rozšířený výzkum atmosféry.
- Technologické demonstrátory, které mají primárně za úkol otestovat různá technologická řešení a rozlišit, do jaké míry jsou aplikovatelné v běžném studiu vesmíru. Proto zde nalezneme zařízení z nejrůznějších technických oborů. Jmenovitě se jedná o motory a zařízení na testování paliv, dále návratové moduly, komunikační zařízení, navigační systémy, ovládací zařízení, či systémy na testování aerodynamiky a aerodynamických prvků.

Mimo tyto dva programy probíhají měření a pozorování podobného charakteru ve vědeckých a výzkumných centrech, ať už se jedná o programy uskutečňované NASA, Evropskou vesmírnou agenturou ESA (např. MAXUS), či zeměmi jako Austrálie, Indie a Írán. Další poměrně významné programy jsou vedeny pod záštitou University of Alaska Fairbanks, či University of Queensland.

## 4 Návrh kontejneru

### 4.1 Nástin problematiky

#### 4.1.1 Nedostatky současných řešení

Ačkoliv to není zcela zřejmé ze souhrnu současné situace experimentů v obou oblastech, kontejnery mají jednu podstatnou slabinu: každý experiment má svůj vlastní, specificky navržený kontejner. Ten sice zpravidla dostatečně plní svoji funkci, ale právě jeho specializace přináší určité nevýhody. Jedná se zejména o všestrannost a možnost opakovaného použití. Proto je třeba pro každý nový experiment zvlášť navrhnout, vypočítat a otestovat materiálové a termické charakteristiky odpovídajícího kontejneru. To s sebou nese zátěž jak v oblasti časové, neboť vývoj a testování může zabrat řádově měsíce, tak především v oblasti finanční, protože materiálové zkoušky mohou být poměrně nákladné.

### 4.2 Konceptní řešení kontejneru pro experimenty

#### 4.2.1 Požadavky na kontejner

Jelikož je cílem této práce konceptní návrh multifunkčního kontejneru, jehož rozsah využití bude velice široký, je třeba brát v úvahu celou škálu požadavků na jeho vlastnosti. Záměrem je navrhnout kontejner, který lze využívat nejen jako platformu pro vykonávání experimentů na sondážních raketách, ale i na stratosférických balonech, centrifugách a případně dalších zařízeních podobného experimentálního zaměření. Z toho důvodu je třeba brát v úvahu podmínky v prostředí, které bude kontejner obklopot. Z nich odvodíme alespoň minimální požadavky na kontejner. Jedná se o níže uvedené:

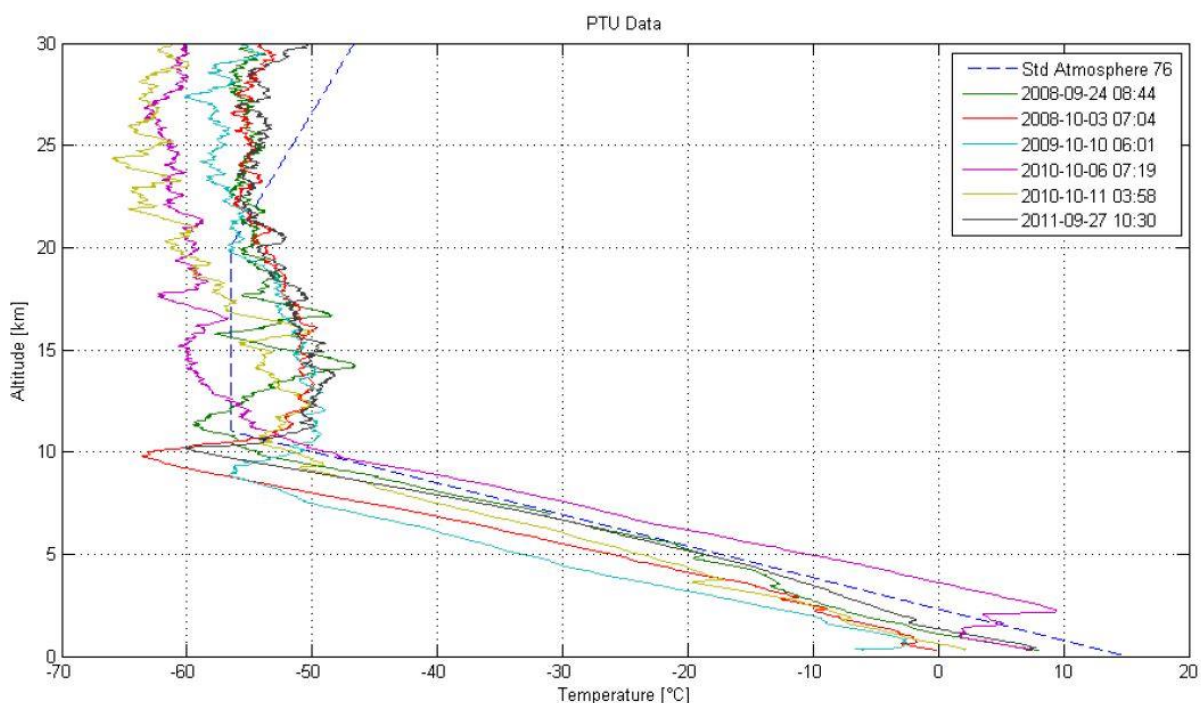
1. Mechanické vlastnosti: Kontejner musí splňovat určité materiálové parametry, aby zajistil stálost vnitřního prostoru určeného k vykonávání experimentu. Konstrukce tedy musí vydržet:
  - a. Odstředivé síly – ačkoliv není třeba nad nimi uvažovat při použití na balonových experimentech, jedná se o důležitý požadavek, budeme-li kontejner používat při raketových experimentech a při pokusech na centrifuze.
  - b. Zrychlení – na základě telemetrie letů zaznamenaných při vypouštění raket v rámci programu REXUS se dá očekávat zrychlení s přetížením o velikosti přibližně 20G
  - c. Zpomalení – hodnoty přetížení při návratu jsou nižší, než při stoupání a běžně nepřekračují hodnoty 20G. Je ovšem třeba mít na paměti, že tato přetížení mohou působit ve všech směrech.
  - d. Síly při přistání – mohou být enormní, ovšem při běžném, kontrolovaném dopadu pomocí padáku rychlosti nepřekračují hodnoty 8 m.s<sup>-1</sup>. Určitým rizikem jsou proto pouze poruchové vztahy, které při výpočtu deformace kontejneru budou (alespoň okrajově) brány v potaz.
  - e. Rozdíl tlaků – dalším důležitým parametrem je schopnost kontejneru odolávat rozdílu tlaku, neboť zejména při raketových experimentech se budeme potýkat



s velkými změnami tlaku. Kontejner by tak měl být vzduchotěsný a zachovat si svoje mechanické vlastnosti i ve vakuu.

2. Termické vlastnosti: V závislosti na typu experimentu a následném použití je třeba počítat s poměrně velkými změnami teplot prostředí. Sondážní raketa či stratosférický balon operují především ve vyšších vrstvách atmosféry, kde se teploty velmi výrazně liší od těch na povrchu. Pro referenci je možno uvést teplotní rozsahy tak, se uvádějí ve specifikacích pro experimenty z programu BEXUS [16] a REXUS [17]:

- a. Balonové experimenty programu BEXUS – jelikož se stratosférický balon pohybuje v oblasti do 40 kilometrů výšku a při vzestupu ani sestupu negeneruje žádné teplo, můžeme uvažovat nad teplotním rozsahem od  $-80^{\circ}\text{C}$  do  $+20^{\circ}\text{C}$  (horní hranice se může lišit v závislosti na roční a denní době). Pro větší názornost uvedeme i graf závislosti vnější teploty prostředí na výšce výstupu použitým v manuálu pro experimenty BEXUS:



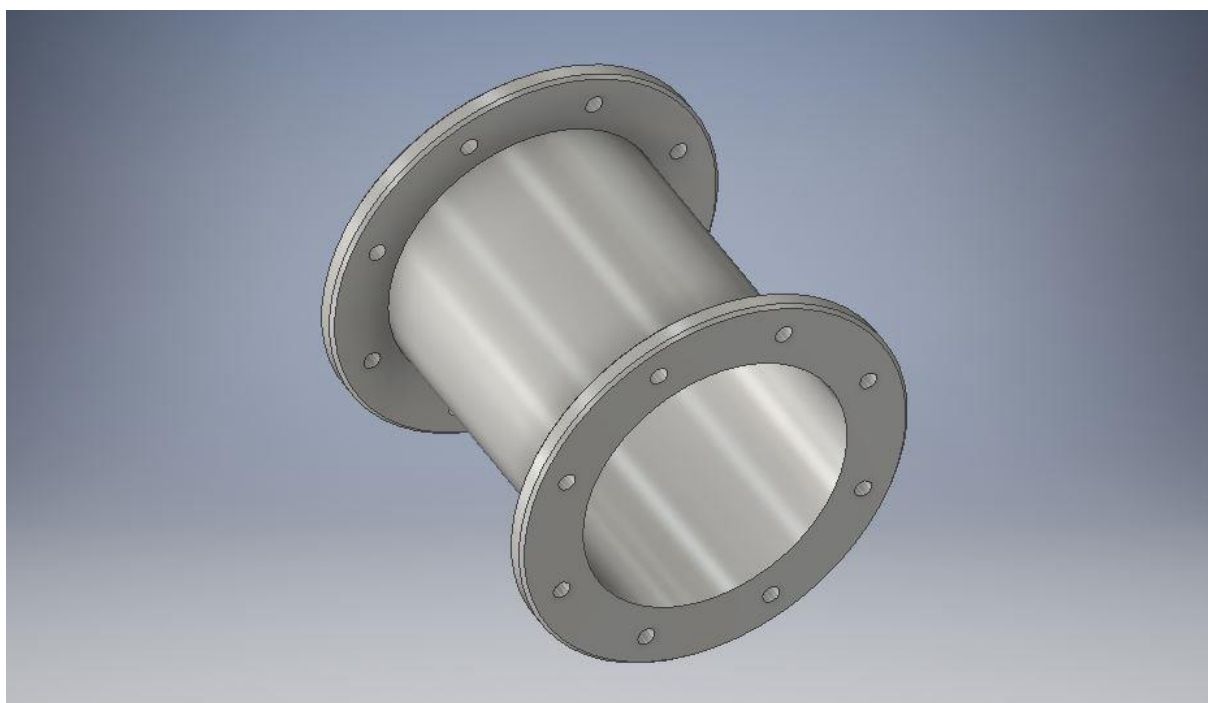
Graf 1: Závislost teploty vnějšího prostředí na nadmořské výšce

- b. Raketové experimenty programu REXUS – zde je situace poměrně odlišná, neboť raketa využívá raketového motoru (v případě programu REXUS se jedná o motor Orion poháněný pevnou palivovou hmotou), který zahřívá prvky rakety až do teploty  $110^{\circ}\text{C}$ . Nejvyšších teplot ovšem dosahuje raketa při návratové fázi z důvodu tření. V daném momentu je plášť rakety schopný zahřát se až na teploty vyšší než  $200^{\circ}\text{C}$ .

Je tedy zřejmé, že požadavky na teplotní vlastnosti a odolnost experimentálního kontejneru jsou enormní a pohybují se přibližně od  $-80^{\circ}\text{C}$  do  $200^{\circ}\text{C}$ . Aby byl kontejner patřičně odolný, bude třeba vhodně volit materiál, ale i patřičně přizpůsobit tvar konstrukce.

#### 4.2.2 Tvarová specifikace

Na základě výše uvedených požadavků, které budou na kontejner kladeny, jsem vytvořil koncepční návrh. Za zásadní měřítko kvality považuji zejména tvarovou jednoduchost, co nejméně komplikovanou montáž a širokou škálu možného použití, která umožňuje opakované nasazení na řadě na první pohled rozdílných zařízení. Právě multifunkčnost a možnost opakovaného použití je velkou výhodou mého konceptu, která umožní vědeckým i studentským týmům výrazně snížit náklady a ušetřit čas, který by byl jinak využit na vývoj a testování kontejneru vlastní konstrukce. Kontejner samotný se skládá ze dvou základních součástí: trupu ve tvaru válce a dvou přírub, které jsou přivařeny na konce tohoto válce. Vnější průměr těchto přírub je větší než vnější průměr válce a příruby tak tedy tvoří vnější půdorys kontejneru. Tato konstrukce tak tvoří základní těleso kontejneru.



Obrázek 2: Model základního tělesa kontejneru

#### 4.2.3 Rozměrové návrhy

Při počátečních úvahách je třeba vycházet zejména z budoucího způsobu používání a účelu, za jakým by měl být tento kontejner navržen. Cílem tedy je najít co nejlepší poměr mezi maximálním možným vnitřním objemem, který by se dal využít k uskutečňování experimentů, a velikostním omezením daným průměrem rakety. Tato podmínka sice nehraje roli u experimentů uskutečňovaných na stratosférických balónech, je ovšem potřeba ji zohlednit, chceme-li zachovat co nejširší škálu použití. Kompaktnost rozměrů taktéž zajistí i nižší hmotnost kontejneru. Jako referenční velikost nákladu proto volíme umístění dvou

objektů o velikosti CubeSat<sup>e</sup> ve vertikální konfiguraci. K této volbě došlo na základě sledování současných trendů v oblasti experimentálního výzkumu na sondážních raketách a popularitě, které se CubeSaty v poslední době těší. Jak již název napovídá, jedná se o modul ve tvaru kvádrů o rozměru 113 x 100 x 100 milimetrů [18]. Na základě jednoduchého výpočtu můžeme určit, že vnitřní průměr by měl být nejméně roven hodnotě uhlopříčky čtverce o straně 10 milimetrů, tedy přibližně 141,421 milimetrů. Z důvodu snadnější montáže a výroby kontejneru byl tento rozměr upraven na hodnotu 150 milimetrů. To zároveň umožňuje určitou manipulaci s modulem v rámci vnitřního prostoru kontejneru.

Pro určení vertikálního rozměru opět vycházíme z parametrů modulu CubeSat. Jelikož by byl kontejnerový prostor pouze pro jediný modul velice malý, je použito dvou modulů ve vertikální konfiguraci, přičemž je mezi nimi uvažováno s rezervním prostorem o výšce 10 milimetrů, který lze využít například pro komunikace, stínící prvky mezi moduly, či dodatečnou stabilizaci modulů v rámci vnitřního prostoru kontejneru. Tímto způsobem byl určen přibližný vertikální rozměr 210 milimetrů. Tyto rozměry je však třeba dále upravovat v závislosti na výsledcích pevnostních a teplotních výpočtů, taktéž jsou ovlivněny i způsoby montáže a výroby.

#### 4.2.4 Způsob výroby a montáž

Jak již bylo uvedeno výše, základní těleso kontejneru se bude skládat z válcovitého těla a dvou přírub. Při volbě přírub ovšem vyvstává otázka, která do zásadní míry ovlivní způsob použití kontejneru, ale i výrobu a montáž samotnou. V zásadě se nabízí dvě varianty:

- Varianta používající příruby, které využívají vakuové technologie. Jedná se o příruby, které jsou používány při práci s vakuovými komorami. Tyto příruby dodržují standard ISO-F/ISO-K [19] a pro správnou funkci využívají standardního těsnicího mezikroužku pro podtlak (vakuum do  $10^{-6}$  Pa) i přetlak (až 1,5bar). Toto řešení přináší dvě nesporné výhody. První z nich je vysoká spolehlivost, neboť jsou tyto příruby již otestovány a jejich použití je ověřeno v praxi. V daném případě tak stačí vhodně zvolit typ příruby z produktového katalogu výrobců. Druhou podstatnou výhodou je rozšíření množství možností využití kontejneru, neboť zvolením tohoto řešení se nám nabízí využití při experimentech s vakuovými komorami. Díky tomu nemusí kontejner opustit zemský povrch, a přesto najde své využití ve výzkumu. To představuje značnou výhodu i po finanční stránce, neboť daný koncept pak nemá jen úzký profil použití a vědecká pracoviště jej mohou využívat vyhovujícími způsoby v závislosti na daných požadavcích. Jakkoliv je toto řešení z výše uvedených důvodů lákavé, přináší i určitá úskalí. Jedním z nich je nevyhnutelné zvýšení hmotnosti kontejneru, a to jak z důvodu vyšší váhy přírub samotných, tak i z důvodu přírůstku váhy na těle kontejneru. Tloušťka těla musí alespoň přibližně odpovídat tloušťce příruby z technologických a montážních důvodů. Je totiž vysoce komplikované spojovat dvě součásti o příliš

---

<sup>e</sup> CubeSat – jako CubeSat označujeme miniaturní satelity a měřicí zařízení, jejichž velikost v přepravním stavu (v těle rakety) by neměla překračovat rozměry 113x100x100 mm a jejich hmotnost převyšovat 1,33 kg. Pro svoji velikost a relativní finanční nenáročnost jsou oblíbeny zejména v prostředí vysokoškolského výzkumu

rozdílných tloušťkách materiálu. Tomu se dá do určité míry čelit i úpravou tloušťky příruby, aby se kompenzoval rozměrový rozdíl. Nabízí se například vyvrtání či zbroušení vnitřního průměru příruby, je ovšem příhodnější zvětšit tloušťku těla kontejneru samotného. Takto navržený kontejner je masivnější, odolnější a těžší, což může být drobnou nevýhodou pro jeho vynášení pomocí sondážních raket.

- Jinou variantou je celistvé řešení za použití běžných přírub. V takovém případě můžeme volit menší tloušťku materiálu těla kontejneru, což nám zcela zjevně povede snížit hmotnost celého kontejneru a výrazně zvýší jeho vhodnost pro použití při experimentech se sondážními raketami. To vede k očividné specializaci a potenciálnímu snížení způsobů bezpečného využití. Ovšem v dané situaci je možno dosahovat tloušťky materiálu řádově v desetinách milimetru. Širší možnosti využití však nelze předem vyloučit, neboť výborné materiálové charakteristiky titanové slitiny i duralu 2024 T3 nám i tak dávají poměrně široké pole působnosti. Je však nutné, aby bylo provedeno velké množství testů ověřujících hranice použití kontejneru ve specifických podmínkách, čímž opět vyvstává problém časové i finanční náročnosti návrhu a konstrukce kontejneru a navržený koncept se pak řadí na úroveň v současnosti používaných kontejnerů. Je tedy otázkou, s jakou motivací k návrhu a konstrukci přistupujeme a v závislosti na daném rozhodnutí volíme odpovídající variantu.

V obou případech se nabízí různé způsoby montáže přírub k tělu kontejneru. Kromě varianty, při níž použijeme ke spojení součástí nýty, je možné i příruby a tělo kontejneru svařit. Tento způsob se jeví jako pravděpodobnější, je ovšem vhodné se zamyslet nad možnými rozdíly v použití technologie v závislosti na volbě materiálu, neboť se budou do určité míry lišit:

- Svařování titanové slitiny – se nejčastěji provádí metodou obloukového svařování wolframovou elektrodou v ochranné atmosféře argonu. Pro tuto metodu se dle normy ČSN ISO 15608 používá číselné označení „141“. Ke svařování je použit stejnosměrný proud. Tato metoda je velmi výhodná i z toho důvodu, že umožňuje svařovat i velmi tenké vrstvy materiálu.
- Svařování duralu 2024 T3 – je obecně obtížnější, neboť v tepelném režimu, který je charakteristický pro tavný způsob svařování, již při ohřevu nad 200 °C dochází k poklesu pevnostních vlastností. Materiál se dá tedy označit za hůře svařitelný. Jako nejvhodnější se jeví proto metoda MIG (Metal Inert Gas) [20]. Při této metodě hoří elektrický oblouk mezi odtavující se drátovou elektrodou, která je zároveň slouží jako přídavný materiál. Jak již název metody napovídá, tento děj probíhá v ochranné atmosféře inertního plynu. Pro tyto účely je nejčastěji používán argon, případně při větších tloušťkách materiálu lze použít směsi argonu a helia

#### 4.2.5 Volba materiálu

Jako nejvhodnější pro výrobu kontejneru se jeví dva materiály, kterými je dural 2024 T3 a titan (respektive jeho slitina Ti-6Al-4V – dále v textu je označována jen jako „titanová slitina“). Tyto materiály ostatní materiály předčí svými materiálovými vlastnostmi, ať už se jedná o

pevnostní, nebo termické charakteristiky. Oba jsou výrazně lehčí než ocel a taktéž vyhovují navrhovanému způsobu montáže pomocí svařování.

Dural 2024 T3 má výborné mechanické vlastnosti. Jedná se o slitinu hliníku a mědi s příměsí hořčíku a v leteckém a vesmírném průmyslu se používá zdaleka nejčastěji. Jeho hlavní předností je vysoká pevnost a dobrá lomová houževnatost. Díky hořčíkové příměsi také disponuje lepší svařitelností. Ačkoliv titanová slitina svými vlastnostmi převyšuje dural 2024 T3, je třeba uvědomit si, že o co lepší jsou materiálové a termické charakteristiky této slitiny, o to je dražší jak samotný materiál, tak technologie pro její zpracování a úpravu. To může být do určité míry limitující pro použití na akademických pracovištích. Přesto je svými vlastnostmi natolik zajímavý, že veškeré výpočty jsou provedeny jak ve variantě pro dural 2024 T3, tak pro titanovou slitinu.

## 4.3 Výpočty

### 4.3.1 Pevnostní výpočty

Jelikož detailně navrhnout a popsat všechny materiálové vlastnosti navrhovaného kontejneru výrazně převyšuje rozsah této práce, pro výpočty pevnosti bylo použito určitého zjednodušení. V případě navrhovaného kontejneru bylo zásadní určit minimální limit pro tloušťku stěny, která odolá rozdílu tlaků. Dalším výpočtem ověřit stabilitu konstrukce tak, aby odolala mnohonásobnému přetížení při startu a návratu a také poukázat na limity, které tato konstrukce má při extrémní zátěži (například za jakých podmínek již dojde k trvalé deformaci těla kontejneru). Jak již bylo zmíněno výše, veškeré výpočty provedeme dvakrát, a to pro dural 2024 T3 i titanovou slitinu.

#### 4.3.1.1 Dimenzování tloušťky stěny pomocí vztahu pro výpočet uzavřené silnostěnné nádoby

Pro získání tohoto rozměru použijeme vztah příslušející výpočtu uzavřené silnostěnné nádoby s vnitřním přetlakem[21]. Ten zní:

$$(p_1 + p_2)_D \leq \frac{\sigma_d}{2} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{r_1}{r_2} \right)^2 \right]$$

Kde  $p_1$  je tlak působící uvnitř kontejneru,  $p_2$  je tlak působící vně,  $\sigma_d$  je dovolené napětí dané vlastnostmi uvažovaného materiálu,  $r_1$  je vnitřní poloměr válce kontejneru a  $r_2$  je vnější. Tímto způsobem jsme schopni určit nejnižší možnou tloušťku stěny, při níž se nám kontejner za daných podmínek nedeformuje. Vztah proto upravíme do tvaru, ze kterého jsme schopni přímo určit vnější poloměr válce:

$$r_2 \geq \sqrt{\frac{r_1^2}{1 - \frac{2 \cdot p_1}{\sigma_d}}}$$

Do tohoto vztahu dosadíme hodnotu vnitřního poloměru  $r_1 = 75$  mm, kterou jsme předběžně navrhli již dříve a  $p_1 = 0,1013$  MPa, což odpovídá hodnotě atmosférického tlaku. Tlak  $p_2$

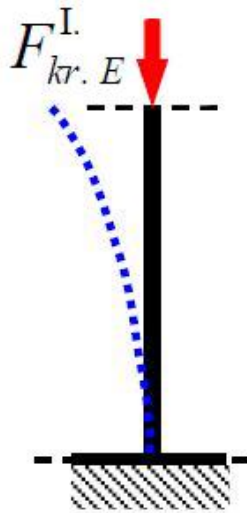
v rovnici vůbec neuvažujeme, jelikož jeho hodnota je nulová, neboť nám reprezentuje tlak ve vakuu. Hodnota  $\sigma_d$  je pro dural a titanovou slitinu různá. Určíme ji z mezi pevnosti každého z materiálů, kterou získáme z tabulek, či z katalogu výrobce. Po dosazení pak vztahy vypadají následovně:

$$r_{2Dural} \geq \sqrt{\frac{75^2}{1 - \frac{2 \cdot 0,1013}{122}}}$$

$$r_{2Titan} \geq \sqrt{\frac{75^2}{1 - \frac{2 \cdot 0,1013}{203}}}$$

Obě vypočtené hodnoty  $r_{2Dural} = 75,04 \text{ mm}$  a  $r_{2Titan} = 75,03 \text{ mm}$ , poukazují, že minimální požadovaná tloušťka materiálu je zanedbatelná. Je proto relevantní přizpůsobit tloušťku stěny ostatním požadavkům v závislosti na zvolené technologii konstrukce a montáže, či výsledkům dalších pevnostních výpočtů.

4.3.1.2 Dimenzování tloušťky stěny pomocí vztahu pro výpočet ztráty stability při vzpěru  
 Další metodou, jak ověřit pevnost konstrukce a námi zvolené parametry tloušťky materiálu, je vypočítat možnou tloušťku stěny pomocí vztahu pro výpočet ztráty stability při vzpěru. V našem případě budeme uvažovat s nejméně pozitivní, a tedy i nejnáročnější variantou. Tou je první případ vzpěru, kdy prut není po žádné straně vázán a de facto tak pouze spočívá na povrchu. Tomu se i nejvíce blíží reálné podmínky použití kontejneru, kdy na něj ve vertikálním směru bude působit zatížení způsobené silou vznikající jako reakce na zrychlení rakety. Jelikož budeme používat stejného výpočtového modelu pro určení mezního napětí před trvalou deformací, je vhodné alespoň schematicky tento druh zatížený zobrazit



Obrázek 3: Schematické zobrazení prvného případu vzpěru

Pro tento případ vzpěru platí následující vztah [21]:

$$F_{kr.E}^{(I)} = 0,25 \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{min}}{l^2}$$

Kde  $F_{kr.E}^{(I)}$  je síla působící na počítaný profil ve vertikálním směru vznikající jako reakce na zrychlení rakety,  $E$  je Youngův modul pružnosti materiálu,  $l$  je délka zkoumaného tělesa a  $J_{min}$  je kvadratický moment součásti. Právě ze vztahu pro výpočet kvadratického momentu vyjádříme velikost vnějšího průměru. Vztah pro výpočet kvadratického momentu mezikruhového průřezu je:

$$J_{min} = \frac{\pi \cdot d_2^4}{64} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{d_1}{d_2} \right)^4 \right]$$

Zvolíme tedy rozměry na základě výše zmíněného odhadu, který zohledňuje způsob výroby a montáže. Odhadované hodnoty jsou proto  $d_1 = 150 \text{ mm}$  a  $d_2 = 156 \text{ mm}$ . Po dosazení tedy:

$$J_{min} = \frac{\pi \cdot 153^4}{64} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{153}{159} \right)^4 \right]$$

Hodnota kvadratického průřezu  $J_{min}$  je tedy rovna  $J_{min} = 4,474 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$ . Tuto hodnotu dosadíme do původního vztahu, kde je ovšem třeba rozlišit variantu pro dural 2024 T3 a titanovou slitinu. Budou se lišit velikostí Youngova modulu  $E$ .

- Dosazení pro titanovou slitinu:

$$F_{kr.E.Tit}^{(I)} = 0,25 \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{min}}{l^2} = 0,25 \cdot \frac{\pi^2 \cdot 1,1 \cdot 10^5 \cdot 4,474 \cdot 10^6}{l^2}$$

- Dosazení pro dural 2024 T3:

$$F_{kr.E.Dural}^{(I)} = 0,25 \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{min}}{l^2} = 0,25 \cdot \frac{\pi^2 \cdot 0,73 \cdot 10^5 \cdot 4,474 \cdot 10^6}{l^2}$$

Výsledkem obou rovnic jsou mimořádně vysoké hodnoty kritické síly.  $F_{kr.E.Tit}^{(I)} = 27,53 \cdot 10^6 N$  a  $F_{kr.E.Dural}^{(I)} = 18,27 \cdot 10^6 N$ . Je naprosto zřejmé, že síla působící na kontejner při zrychlení během stoupavého letu, ale i při zpomalení při návratu zpět, nebude nijak zásadně ohrožovat strukturu kontejneru. Pokud bychom se i tak rozhodli z jakéhokoliv důvodu dimenzovat tloušťku tělesa kontejneru, lze použít výše uvedené vztahy. Je ovšem třeba si uvědomit, že nejprve určujeme bezpečnou variantu řešení, tedy  $F_{kr.E}^{(I)} = k \cdot F$ , kde  $k$  je námi zvolená bezpečnost a  $F$  je reálná hodnota síly vyvolané zrychlením rakety. Tento vztah dosadíme do původní rovnice pro výpočet 1. případu vzpěru. Po úpravě obdržíme vztah:

$$d_2 = \sqrt[4]{\frac{256 \cdot k \cdot F \cdot l^2}{\pi^3 \cdot E}} + d_1^4$$

Do tohoto upraveného vztahu poté dosazujeme hodnoty Youngova modulu pružnosti  $E$  pro dural 2024 T3 a titanovou slitinu. Tento vztah je ovšem obecně platný a dá se použít i pro jiné materiály či jiné rozměry kontejneru při zachování mezikruhového průřezu.

#### 4.3.1.3 Ztráta stability

Nemůžeme také opomenout možnosti ztráty stability při kritickém zatížení navrhovaného kontejneru. V praxi se jedná o velmi závažný problém, o čemž svědčí i řada vědeckých studií na toto téma. V případě lokálního porušení stability skořepiny mohou být následky pro konstrukci fatální, jelikož se může celá konstrukce postupně zdeformovat celá.



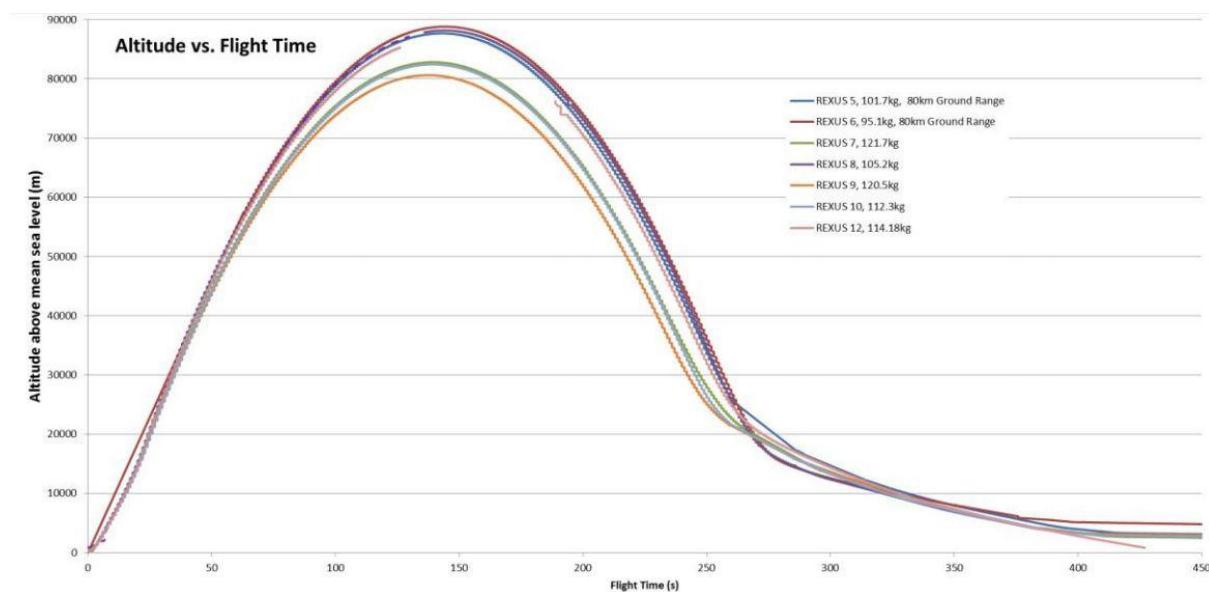
Obrázek 4: Zdeformovaná skořepina po ztrátě stability

Výpočty ztráty stability dosahují velmi komplexní úrovně a svojí náročností značně přesahují rozsah této práce. Na základě výsledků dosavadních výpočtů použitých výše se dá ovšem očekávat, že zvolená tloušťka stěny o hodnotě 3 mm bude naprosto dostačující a případ ztráty stability znázorněný v ilustraci tak není pravděpodobný.



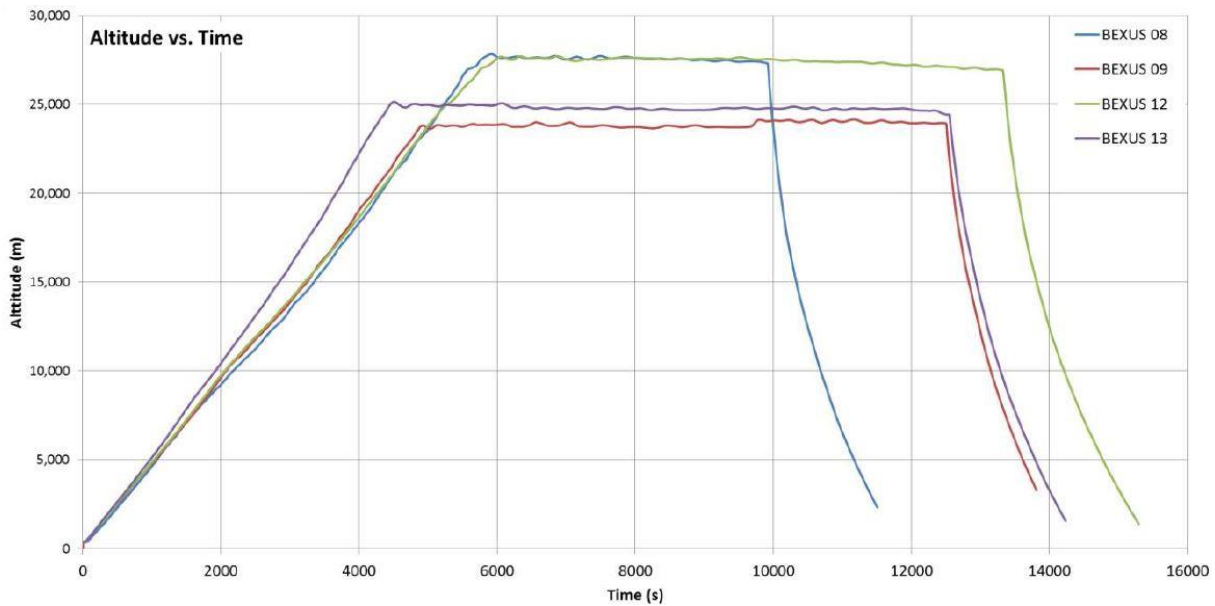
### 4.3.2 Teplotní výpočty

Jak již bylo uvedeno v požadavcích výše, kontejner bude vystaven poměrně velkému rozsahu teplot. Jako referenci používáme zaznamenaná data z předešlých experimentů REXUS a BEXUS. Z jejich uživatelských příruček [16][17] jsme schopni určit některé z hodnot nutných pro termické výpočty. Je uvedeno, že prostředí pro uložení experimentálních modulů před motorem rakety dosahuje přibližně po 50 sekundách od startu teplot až 110°C. Délku návratové části letu, při níž dosahuje plášť rakety teplot okolo 200°C, lze určit z níže uvedeného grafu. Tato fáze od dosáhnutí apogea po otevření padáku trvá přibližně 240 sekund.



Graf 2: Záznam letových dat experimentu REXUS - Výška letu v průběhu času

Charakteristika letu stratosférického balonu je výrazně odlišná. Oproti letu sondážní rakety je balonový let výrazně delší a teplotní změny jsou tak pomalejší. Jelikož se dosahuje maximální výšky letu do 40 kilometrů, dají se očekávat v nejvyšším bodě teploty okolo -80°C. Průběh letu ilustruje graf porovnávající data ze čtyř předešlých vypuštění stratosférického balonu v rámci programu BEXUS.



Graf 3: Záznam letových dat experimentu BEXUS - Výška letu v průběhu času

Z porovnání obou grafů je očividné, že nelze souhrnně určovat teplotní charakteristiky kontejneru a bude zapotřebí výpočty rozdělit zvlášť pro průběh raketového a balonového letu. Můžeme vycházet z některých obecně známých vlastností uvažovaných materiálů a na základě nich vyslovit určité předpoklady. Obecně se dá říci, že dural 2024 T3 má vysokou tepelnou vodivost a vzhledem k nízké tloušťce materiálů (alespoň z pohledu přenosu tepla) dojde k přestupu velice rychle a dá se tedy očekávat, že v poměrně krátké době dojde k vyrovnání teplot na vnější i vnitřní straně tělesa kontejneru, podobně se bude chovat i titanová slitina, byť má vyšší tepelnou kapacitu. S omezeným množstvím naměřených dat, která máme k dispozici, je ovšem poměrně komplikované přesně stanovit teplotní charakteristiku kontejneru, ať už se jedná o rychlost šíření tepla, stanovení velikosti teplotního toku, či součinitel přestupu tepla  $\alpha$ , který závisí mimo jiné i na rychlosti proudění prostředí obklopující zkoumaný kontejner. Určité výsledky by bylo možné získat při patřičném zjednodušení zkoumané situace. Za předpokladu, že bude vnější teplota stěny konstantní (a to ve všech uvažovaných případech, tedy jak pro raketový let a jeho fázi výstupu i sestupu, tak pro let stratosférickým balonem), úloha se redukuje na případ stacionárního vedení tepla. V takové situaci můžeme použít Fourierova zákona [22]:

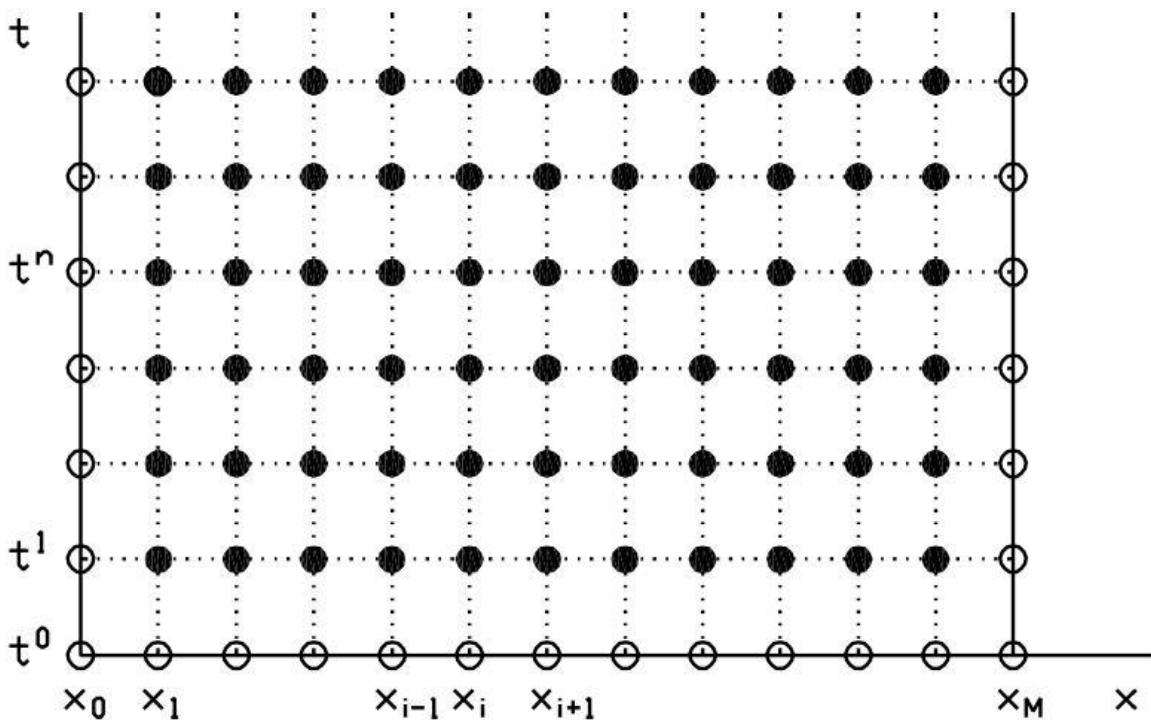
$$q = -k \cdot \nabla T$$

Který upravíme z důvodu válcové stěny kontejneru do odpovídajícího tvaru za použití cylindrických souřadnic [23]:

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \cdot \left( kr \cdot \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \phi} \cdot \left( k \cdot \frac{\partial T}{\partial \phi} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \cdot \left( k \cdot \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q}_v = \rho c_p \cdot \frac{\partial T}{\partial t}$$

Jelikož je i tento výpočet poměrně pracný a případné řešení velice přibližné, dá se v rámci počátečního zjednodušení vycházejícího z materiálových předpokladů říci, že se vnitřní prostor kontejneru bude pohybovat ve stejném rozsahu teplot, jako vnější prostředí, které ho obklopuje.

Je ovšem přínosné brát v potaz i variantu, kdy budeme muset znát teplotu vnitřního prostředí co nejpřesněji (například z důvodu citlivosti měřící aparatury při možném experimentu). V takovém případě je vhodné sestavit takový matematický aparát, který nám pomůže do detailu objasnit chování kontejneru a na základě vypočtených výsledků přizpůsobit např. kalibraci experimentálního zařízení. Pokračujme tedy v úvaze: V ideálním případě bychom byli schopni na základě vlastností jednotlivých přístrojů vypočítat jejich měrné skupenské teplo, které by zpřesnilo určení podmínek ve vnitřním prostředí kontejneru. Za předpokladu, že bychom měli také dostatek naměřených dat průběhu teploty vně či uvnitř kontejneru, znali bychom dostatek proměnných pro získání hodnoty tepelného toku. S těmito daty bychom již byli schopni poměrně přesně určit teplotní průběh ve stěně kontejneru a teplotní chování vnitřního prostředí kontejneru. Odpovídající matematický aparát se nachází v oblasti numerické matematiky, jako nejvhodnější se pak jeví numerické řešení za použití sítě a následné vyjádření jednotlivých hodnot pomocí explicitní metody. Pro jasnější představu je zobrazení takovéto sítě uvedeno níže. Jako počáteční podmínky volíme konkrétní hodnoty vzdálenosti mezi jednotlivými stěnami (v ose  $x$ ) a jako okrajové podmínky poté naměřené hodnoty teplot (hodnoty  $t$  na ose  $y$ ).



Obrázek 5: Vizualizace sítě pro numerické řešení úlohy

### 4.3.3 Hmotnostní výpočty

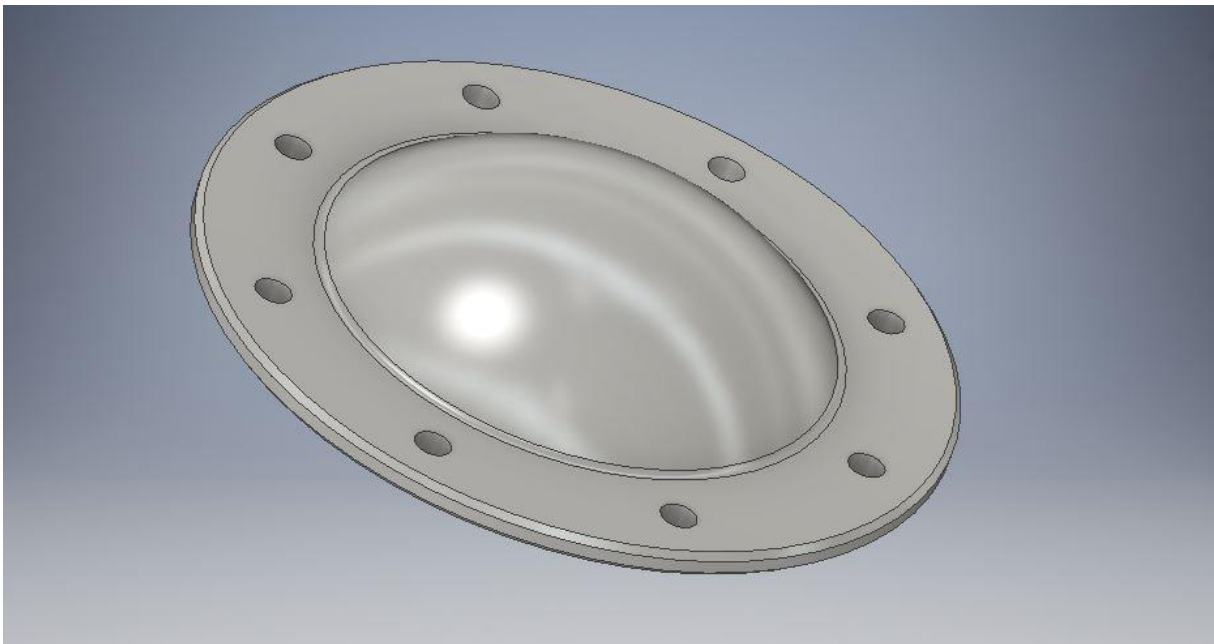
Jako poslední, ale praktičnost do zásadní míry rozhodující, je váha kontejneru jako takového. Výpočet, při němž jsme sečetli váhu těla válce a dvou přírub, byl proveden jak pro dural, tak pro titanovou slitinu. Celkový objem tělesa kontejneru je roven  $V = 611,563 \text{ cm}^3$ , snadným násobením této hodnoty určíme, že pro dural 2024 T3 o hustotě  $\rho_{Dural} = 2,73 \text{ g/cm}^3$  je váha

1669,57 gramů a pro titanovou slitinu o hustotě  $\rho_{Titan} = 4,43 \text{ g/cm}^3$  je váha 2709,2 gramů. Tyto hodnoty se mohou zdát na první pohled jako poměrně vysoké. Je však důležité mít na paměti, že odpovídají zvolenému tvaru, který podléhá požadavkům na kompatibilitu s několika dalšími zařízeními a jeho rozměry proto (prozatím) nejsou optimalizovány.

#### 4.4 Představení modulačních součástí

Samotný kontejner slouží jako velice jednoduchá platforma pro různé druhy experimentů. Aby se jeho použití stalo opravdu, je třeba je vhodně kombinovat s doplňujícími součástmi. Každá z nich má specifickou funkci, díky níž rozšiřuje možnosti použití celé sestavy. Mezi primární součásti patří

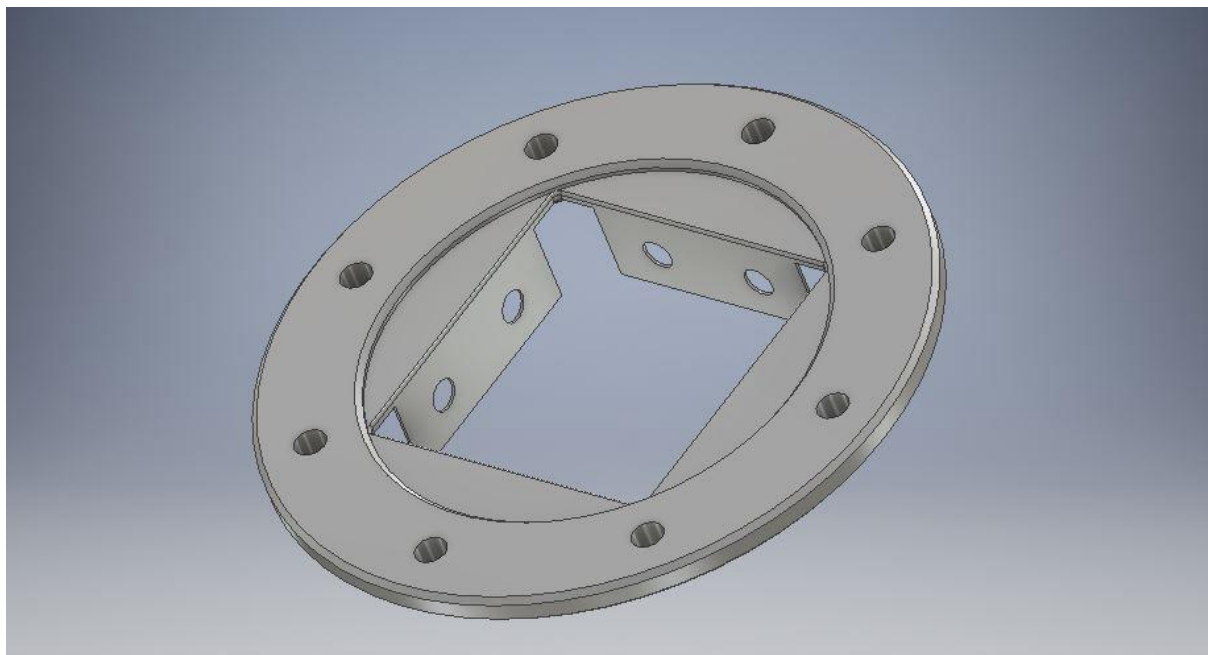
##### 4.4.1 Víčko



Obrázek 6: Modulační součást – tlakové víko kontejneru

Víko kontejneru je základní součástí, pomocí níž se dá těleso kontejneru z obou stran uzavřít. K tělesu se připevňuje pomocí šroubů, přičemž mezi přírubu kontejneru a přírubovou část víka se vkládá tlakový těsnicí kroužek, který vnitřní prostor hermeticky uzavře.

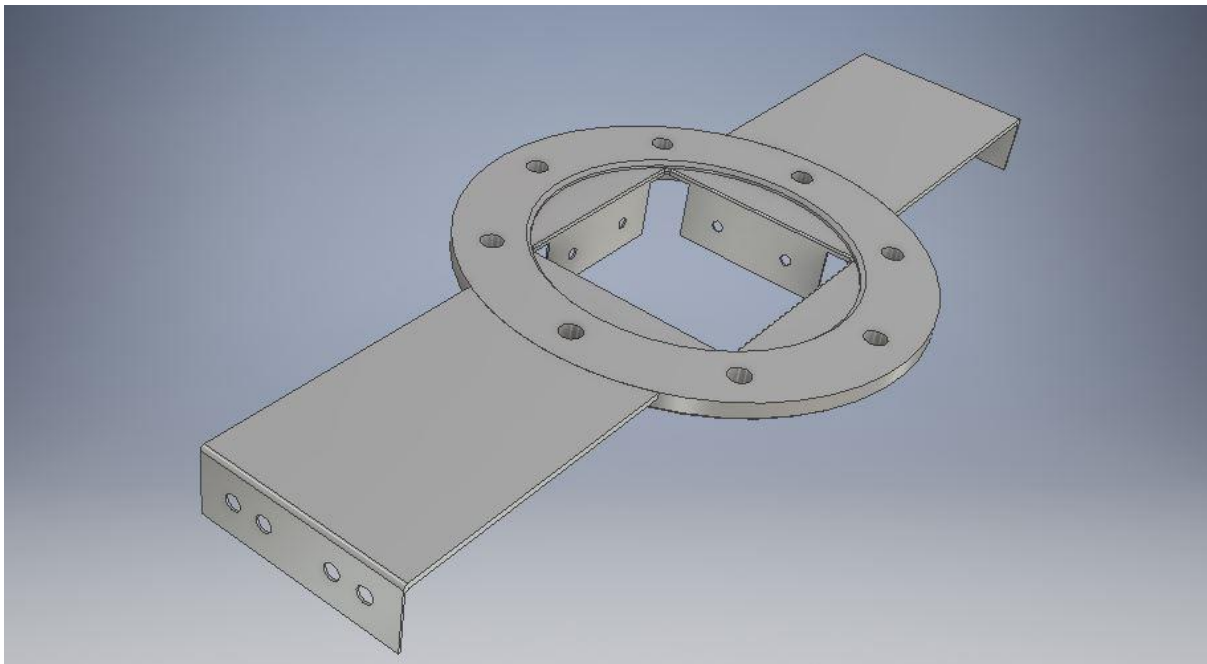
#### 4.4.2 Stabilizační prvek k ukotvení experimentu v kontejneru



*Obrázek 7: Modulační součást – stabilizační prvek k uchycení experimentu*

Tato součást umožňuje snadnější manipulaci s experimentem ve vnitřním prostoru kontejneru a přináší další výhodu: experimentální zařízení je celé možné sestavit mimo kontejner a poté po připevnění k této komponentě pouze do vnitřního prostoru kontejneru zasunout. To umožňuje lepší možnosti konfigurace měřicích zařízení a technologických demonstrátorů a eliminuje nevýhodu stísněného manipulačního prostoru. Využití tohoto prvku je vhodné i při komplikovanějších sestaveních (například více kontejnerů spojených k sobě – viz níže). Kdy funguje jako podpůrný a stabilizační prvek.

#### 4.4.3 Manipulační prvek k uchycení kontejneru při balonových experimentech



Obrázek 8: Modulační součást – manipulační prvek sloužící k připojení ke gondole stratosférického balonu

Tento prvek tvarově vychází z předešlého, ovšem slouží k jinému účelu. Jejím primárním způsobem použití je ukotvení ke gondole stratosférického balonu (viz konfigurace níže), ovšem dá se použít i u jiných zařízeních. Jednou z možností je i připevnění k centrifuze, což by mělo těleso se svými materiálovými charakteristikami bezpečně vydržet.

#### 4.5 Různé konfigurace

Jak již bylo naznačeno výše, kontejner svojí konstrukcí, při jejímž návrhu byly zohledněny specifické podmínky používání, nabízí rozsáhlé možnosti aplikace. Níže jsou graficky znázorněny možné aplikace, které demonstrují vysokou variabilitu kontejneru i jeho součástí. To z kontejneru činí velice dostupné řešení, vhodné pro použití v akademickém prostředí či jiném výzkumu s omezenými prostředky.

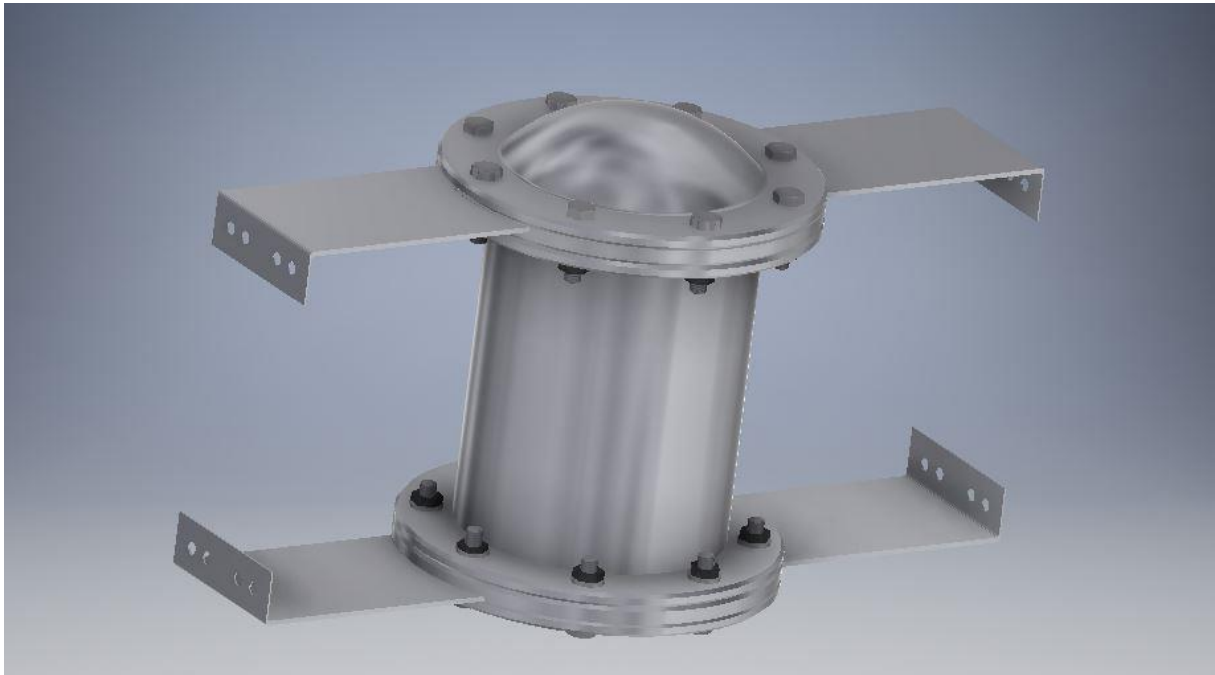
#### 4.5.1 Základní konfigurace pro let sondážní raketou: těleso kontejneru s víky



Obrázek 9: Základní konfigurace kontejneru

Na ilustraci výše je 3D ortogonální zobrazení nejjednodušší možné konfigurace kontejneru v kombinaci se dvěma víky. Tato konfigurace je vhodná pro experimenty uskutečňované během letu sondážní raketou, neboť je ze všech uvažovaných variant nejlehčí. Díky těsnicím kroužkům, které jsou umístěny mezi víka a těleso, je sestava hermeticky uzavřená a tak jen s velice drobnou modifikací se může tato konfigurace proměnit, a ze sestavy se při odstranění jednoho z vík stane vakuová komora, jejíž neosazená příruba se dá přišroubovat ať už přímo k vakuovému čerpadlu, či složitějšímu zapojení dalších součástí soustavy.

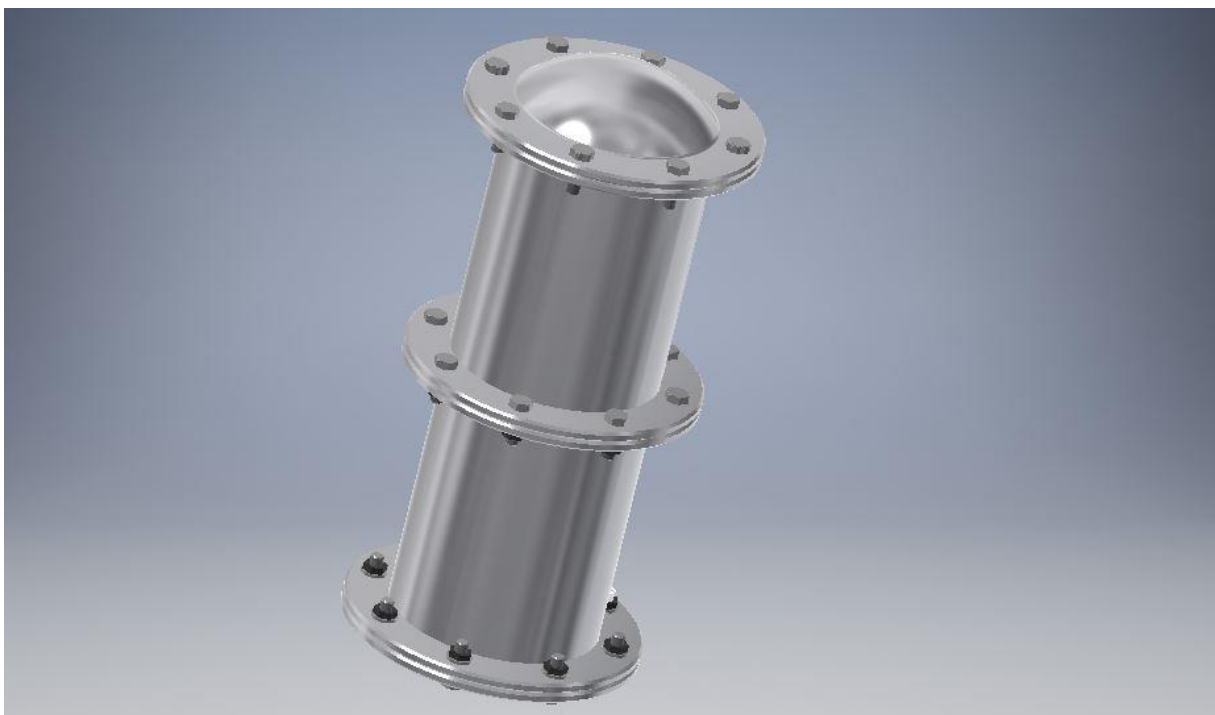
#### 4.5.2 Základní konfigurace pro let stratosférickým balonem: těleso kontejneru s víky a panely pro uchycení ke gondole



Obrázek 10: Základní konfigurace pro let stratosférickým balonem: těleso kontejneru s víky a panely pro uchycení ke gondole

V této konfiguraci je kontejner sestaven za použití dvou manipulačních prvků v jedné rovině. Je ovšem možné použít prvek pouze jeden (čímž se sníží váha sestavy), pokud to podmínky dovolí.

#### 4.5.3 Rozšířený modul: dvě propojená tělesa s víky



Obrázek 11: Rozšířená konfigurace více kontejnerových součástí



V tomto zobrazení je konfigurace dvou kontejnerů nad sebou, ovšem počet není nijak zvlášť omezen, neboť je těleso kontejneru dimenzováno tak, aby mohlo sloužit i jako nosný prvek. Limitujícím faktorem pro počet použitých kontejnerů je tak okolní prostor, ať už se jedná o interiér rakety, či velikost místnosti v laboratoři. Další podstatnou výhodou je i možnost oddělovat jednotlivé kontejnery mezi přírubami a vytvářet tak prostředí s rozdílnými vlastnostmi, která jsou vyžadována specifikací experimentu (například hermetické a nehermetické). Spojením více kontejnerů také získáme dostatek prostoru pro náročnější experimenty, mezi které se řadí i ty, zkoumající vlastnosti v prostředí s mikrogravitací. Další možností je využití jednoho kontejneru pro uložení akumulátorů, pokud je potřeba napájet měřící zařízení vyšším výkonem, než umožní baterie v případě osazení pouze jednoho kontejneru.

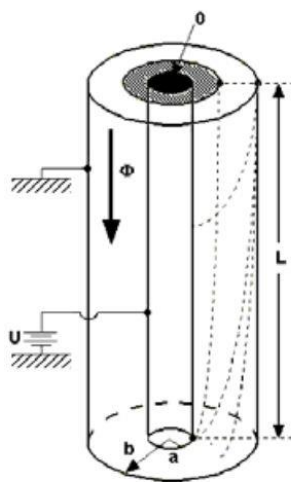
## 5 Možnosti realizace experimentu

### 5.1 Úvod

Funkční využití navrženého kontejneru je nejlépe převeditelné na konkrétním experimentu. Z toho důvodu v této práci představíme jeden z možných způsobů využití kontejneru. Pro daný účel jsme zvolili experiment zabývající se výzkumem změn v elektrické vodivosti v závislosti na výšce.

### 5.2 Koncepce experimentu

Tyto změny budeme ověřovat pomocí pozorování hustoty iontů a jejich celkové skladby v prostředí v závislosti na vzrůstající výšce. Součástí experimentu je i studium závislosti elektrické vodivosti na výšce pomocí zaznamenávání mobilního spektra kladných a záporných iontů. K záznamu těchto dat budeme používat Aspirační kondenzátor pro měření koncentrace vzdušných iontů (v zahraniční literatuře též nazývaný jako Gerdien Condenser [24]).



Obrázek 12: Schéma fungování Aspiračního kondenzátoru

Abychom zajistili přímý přístup k oběma elektrodám, bude Aspirační kondenzátor umístěn mimo plášť kontejneru. V závislosti na polaritě předpětí na kondenzátoru se pak kladně nebo záporně nabitě ionty při dopadu odrazí směrem k vnitřní elektrodě. Naměřené hodnoty proudu potom zpracováváme a vycházíme z faktu, že při nárazu do katody je indukovaný proud v proporci k hustotě iontů a také pohyblivosti různých skupin iontů [24]. Pro dosažení co nejvyšší přesnosti je třeba předem odhadnout proudy a předpětí pro různé výšky. Také je třeba odhadnout počet srážek, a to jak s ionty, tak s neutrálními částicemi. Pro četnost srážek platí:

$$v_{in} = N_A \sigma_{in} \sqrt{\frac{8k_B T}{m_{in} \pi}}$$

Kde  $N_A$  je Avogardova konstanta,  $k_B$  je Boltzmannova konstanta,  $T$  je teplota v Kelvinech a  $m_{in}$  je efektivní hmotnost všech (kladných, záporných a neutrálních) částic.

### 5.3 Technické provedení

Abychom zajistili měření jak kladných, tak záporných částic, využijeme činnosti dvou Aspiračních kondenzátorů, které budou připevněny zvnějšku k tělesu kontejneru pomocí dutých konzol. Výhodou kontejneru je, že lze do jeho těla vytvořit potřebné otvory, neboť tloušťka stěny je pro takové případy navrhnutá. Těmito otvory pak následně povede kabeláž, která spojuje kondenzátory se záznamovým zařízením a napájením. Akumulátory a řídicí systém, stejně jako záznamové zařízení jsou uloženy uvnitř kontejneru. Konfigurace kontejneru poté vypadá následovně:



Obrázek 2: Konfigurace kontejneru pro zvolený experiment

### 5.4 Požadované výstupy

Získaná data poté vyhodnotíme. Je třeba vyloučit výkyvy, které mohou být způsobené nepravidelností proudění v okolí rakety, následně určíme iontovou hustotu a pohyblivost. Takto naměřená data poté použijeme k vyjádření nejistot. Pro zpracování dat využijeme jednoduchého vyhledávacího algoritmu, který vypočítává první a druhé derivace po vyhlazení obdržené křivky. Takto vyčištěná a upravená data v budoucnu poslouží k lepšímu chápání komplexních podmínek ve vrchních vrstvách atmosféry a zpřesní naše informace o jejím složení.

## 6 Závěr

Předmětem této práce bylo představit situaci výzkumu pomocí sondážních raket a stratosférických balonů, a to jak její historický vývoj, tak současnou situaci. Těžištěm práce však byl koncepční návrh vlastního kontejnerového modulu, který by mohl sloužit jako platforma k provádění experimentů v širší míře. Při návrhu bylo identifikováno několik oblastí vyžadujících zvýšenou pozornost, jelikož použité výpočetní metody byly svojí složitostí zcela v rozsahu práce a pro důkladnou specifikaci všech charakteristik kontejneru by bylo vhodné zvolit komplexnější výpočetní metody. Z toho důvodu je navržený koncepční design poměrně robustní. Tuto nevýhodu lze ovšem odstranit pomocí důkladnější kalkulace a tvarových úprav, zejména v případě tloušťky stěny kontejneru a rozměru přírub. Z této nevýhody ovšem můžeme i profitovat: současný návrh je rozměrově zcela kompatibilní s vybavením používaným při experimentech na vakuových zařízeních, což bezprostředně rozšiřuje škálu využití. Robustní konstrukce také umožňuje používat kontejner jako nosný prvek, což ve výsledku může vést k úsporám. Ostatně, koncepční návrh do velké míry zohledňuje dostupnost. Díky svojí široké škále využití se tak může stát důležitou součástí výzkumných center nejen na vysokých školách, kde lze používat jak na sondážních raketách, tak i pro stratosférické balony či centrifugy. Pro demonstraci těchto vlastností byl v poslední části práce zvolen experiment zkoumající vlastnosti atmosféry, a to zejména elektrické vodivosti v různých výškách. Pro tento experiment byla zvolena nová, ale poměrně jednoduchá konfigurace, u níž se můžeme domnívat, že zajistí plynulý průběh měření a pomůže nám získat data vedoucí k lepšímu pochopení chování atmosféry.

## 7 Přehled použité literatury

- [1] VÁZQUEZ, M a Arnold HANSLMEIER. *Ultraviolet radiation in the solar system*. Dordrecht: Springer, 2006, xii, 380 p. ISBN 9781402037269.
- [2] ANGELO, Joseph A. *Nuclear technology*. Westport, Conn.: Greenwood Press, 2004, xii, 638 p. ISBN 1573563366.
- [3] "Chief Special Projects Section: Dr. Lester Machta", dokument dostupný zde: [http://docs.lib.noaa.gov/rescue/wb\\_topicsandpersonnel/1958.pdf](http://docs.lib.noaa.gov/rescue/wb_topicsandpersonnel/1958.pdf)
- [4] MALINA, Frank J. Začátky a první desetiletí, *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 3, st. 21-23. ISSN 0024-1156
- [5] RŮŽIČKA, B. MR-1. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 18, st. 29-30. ISSN 0024-1156
- [6] SEIBERT, G. *The history of sounding rockets and their contribution to European space research*. Noordwijk, the Netherlands: ESA Publications Division, c2006, vi, 68 p. ISBN 9290925507.
- [7] SVOBODA O. a KUSÁK J. *Vojenské rakety*. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1966, č. 8, st. 27-28. ISSN 0024-1156
- [8] RŮŽIČKA, B. Veronique. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 17, st. 29-30. ISSN 0024-1156
- [9] RŮŽIČKA, B. Skylark. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 22, st. 29-30. ISSN 0024-1156
- [10] RŮŽIČKA, B. Aerobee. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 15, st. 29-30. ISSN 0024-1156
- [11] RŮŽIČKA, B. Viking. *Letectví + kosmonautika*, roč. 1965, č. 19, st. 29-30. ISSN 0024-1156
- [12] LAZECKÝ, D. *Sondážní rakety řady SONDA*. Dostupné zde: <http://mek.kosmo.cz/cz/sonda/>
- [13] Frog eggs on a short trip into space. CIEMOS. Dostupné zde: [http://cemios.ch/?page\\_id=162](http://cemios.ch/?page_id=162)
- [14] Overview of the Experiment. Team Deamon. Dostupné zde: <http://lab708.mht.bme.hu/daemon/eng/index.html>
- [15] CPT-SCOPE. Dostupné zde: <http://www.cpt-scope.com/>
- [16] REXUS/BEXUS Organisers, KINNAIRD A. *BEXUS User Manual*. 2014
- [17] MAWN S. a SCHMIDT A. *REXUS User Manual*. 2014
- [18] About us. CUBESAT. Dostupné zde: <http://www.cubesat.org/index.php/about-us>
- [19] ISO-F/ISO-K Flanges. PFEIFFER VACUUM. Dostupné zde: <http://www.pfeiffer-vacuum.com/en/products/components/iso-k-iso-f/iso-k-iso-f-flanges/>
- [20] ČSN EN 30042. *Svarové spoje hliníku a jeho slitin zhotovené obloukovým svařováním. Norma pro určování stupňů jakosti*. Český normalizační institut, 1995

- [21] MICHALEC, Jiří. *Pružnost a pevnost II*. Vyd. 2. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2001, 215 s. ISBN 80-01-02375-3.
- [22] ŠESTÁK, Jiří. *Přenos hybnosti, tepla a hmoty*. 1. vyd. Praha: České vysoké učení technické, 1993, 299 s.
- [23] MESEGUER, José, Isabel PÉREZ-GRANDE a Angel SANZ-ANDRÉS. *Spacecraft thermal control*. Philadelphia: Woodhead Pub., 2012, xxix, 382 p. Woodhead Publishing in mechanical engineering. ISBN 1845699963.
- [24] FARROKH H. *Design of a Simple Gerdien Condenser for Ionospheric D-region Charged Particle Density and Mobility Measurement*, Scientific report, The Pennsylvania State University, 1975

## 8 Přílohy