



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRATOVÝ CUBESAT

REENTRY CUBESAT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Matěj Kopecký

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Pavel Zikmund, Ph.D.

BRNO 2020

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Matěj Kopecký
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	Ing. Pavel Zikmund, Ph.D.
Akademický rok:	2019/20

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

Návratový CubeSat

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

CubeSat jsou miniaturní satelity s definovanými rozměry a hmotností. Díky své velikosti se CubeSat stává cenově dostupný i pro středně velké podniky a univerzity. Bakalářská práce zaměřená na uvedenou kategorii satelitů CubeSat se bude věnovat analýze možností jejich návratu z nízké oběžné dráhy zpět na Zemi.

Cíle bakalářské práce:

- Rešerše technologií pro návratové moduly
- Studie proveditelnosti miniaturního CubeSat satelitu určeného pro návrat na Zemi z nízké oběžné dráhy

Seznam doporučené literatury:

CubeSat. CubeSat [online]. [Accessed 29 October 2019]. Available from: <http://www.cubesat.org/>

SELLERS, Jerry Jon, et al. Understanding space: An introduction to astronautics. Primis, 2000.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

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

.....
doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato závěrečná práce se zabývá analýzou návratu miniaturního CubeSat satelitu z nižší oběžné dráhy. V úvodní části vysvětluje problematiku návratového procesu, jaká tělesa se typicky používají a možnosti jejich ochrany před odporem atmosféry. Práce se také zaměřuje na skupinu zmíněných CubeSat satelitů a definuje je podle obecných požadavků. Za pomoci získaných poznatků z úvodní části byl sestaven teoretický úvod k předběžné analýze návratu CubeSat satelitu, který následuje vzorový výpočet. Zde je vysvětleno, jak se CubeSat při sestupu atmosférou pohybuje a jaké parametry musí splňovat, aby bylo možné návrat uskutečnit.

KLÍČOVÁ SLOVA

Satelit, CubeSat, návratový modul, technologie návratových modulů, atmosféra, návrat

ABSTRACT

This bachelor's thesis deals with the analysis of the re-entry of the miniature CubeSat satellite from lower orbit. In the opening section, it is explained how re-entry process works, what bodies are typically used and the possibilities for protecting them from atmospheric resistance. The thesis is also focused on the mentioned group of CubeSat satellites and defines them according to general requirements. Using the knowledge learned from the opening section, a theoretical introduction to the preliminary analysis of the re-entry of the CubeSat satellite was put together, followed by a sample calculation. Here, it is explained how the CubeSat moves as it descends throughout the atmosphere and what parameters it needs to meet in order to make the re-entry.

KEYWORDS

Satellite, CubeSat, re-entry module, re-entry technologies, atmosphere, re-entry

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KOPECKÝ, Matěj. *Návratový CubeSat*. Brno, 2020. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125139>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. 51 s. Vedoucí práce Pavel Zikmund.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Návratový CubeSat zpracoval sám s využitím uvedených zdrojů pod vedením Ing. Pavla Zikmunda, Ph.D.

V Brně dne

.....
Matěj Kopecký

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych tímto poděkoval panu Ing. Pavlu Zikmundovi, Ph.D. za cenné rady, výpomoc, trpělivost, příjemný a vstřícný přístup při zpracování této závěrečné práce.

OBSAH

Úvod.....	11
1 Návratový modul	12
1.1 Historie.....	12
1.2 Popis.....	12
1.3 Vybrané návratové moduly	13
1.3.1 Návratový modul Vostok	13
1.3.2 Kapsle McDonnell Mercury	14
1.3.3 Kapsle McDonnell Gemini.....	14
1.3.4 Modul Apollo	15
1.3.5 Orion	16
2 Technologie návratových modulů	17
2.1 Návratový problém	17
2.1.1 Motorický návrat.....	17
2.1.2 Aerodynamický návrat	18
2.1.3 Aerodynamický ohřev.....	18
2.1.4 Pohyb návratového modulu při prostupu atmosférou	19
2.2 Thermal protection system (TPS).....	20
2.2.1 Znovupoužitelný systém tepelné ochrany	20
2.2.2 Ablativní systém tepelné ochrany.....	21
3 CubeSat	23
3.1 Historie.....	23
3.2 Popis.....	23
3.3 Parametry	23
3.4 Dispenser system	24
3.4.1 P-POD.....	24
3.5 Launch vehicle (LV)	25
3.6 Doposud vypuštěné CubeSat satelity.....	26
3.6.1 QuakeSat	26
3.6.2 AAU.....	27
3.6.3 GeneSat -1	27
3.6.4 PW-Sat2	28
3.7 CubeSat satelity v ČR	28
3.7.1 VZLUSAT-1.....	28
3.7.2 Lucky-7	29
4 Projekt Qarman.....	30

4.1	mise	30
4.1.1	Fáze 0	31
4.1.2	Fáze 1	31
4.1.3	Fáze 2	31
4.1.4	LPM	32
4.1.5	Fáze 3	32
5	Analýza návratu CubeSat satelitu.....	33
5.1	Prostup satelitu atmosférou	33
5.1.1	Síly	33
5.1.2	Souřadnicové systémy.....	34
5.1.3	Pohybové rovnice	36
5.1.4	Balistický sestup	36
5.1.5	Tepelný tok.....	37
5.2	Přistání	38
5.3	Vzorový výpočet.....	39
	Závěr	45
	Použité zdroje.....	46
	Seznam použitých zkratk a symbolů	50

ÚVOD

Kosmický průmysl je v současnosti jeden z nejvíce rozvíjejících se oborů techniky. Lidstvo se snažilo dobýt neznámý vesmír už odedávna. Od prvních úspěchů, jako je první člověk ve vesmíru nebo přistání Apolla 11 na Měsíci, až po současné snahy o dosažení Marsu. Všechny tyto mise však vyžadují příslušné návratové moduly a vhodné technologie pro zajištění bezpečnosti posádky a důležitého nákladu. Na místě je tedy velmi dobré porozumění atmosféře Země a odporu, kterému musí všechny tělesa při prostupu atmosférou překonat.

V dnešní době je už bezpečný návrat modulu na denním pořádku. Se současnými technologiemi jsou rizika při prostupu atmosférou v porovnání s letem Jurije Gagarina, prvního člověka ve vesmíru, minimální.

Díky větší jistotě se začala vyvíjet nová technika, jako jsou například CubeSat satelity. Ty jsou oproti běžným měřicím zařízením nebo družicím nejen značně jednodušší na výrobu, ale i mnohonásobně levnější. Právě proto je lze využít na celou řadu úkolů, které by s běžnou technikou byly příliš nákladné a náročné. Jedním z těchto úkolů je například analýza prostupu atmosférou, o kterém je nám stále mnoho informací nejasných. Tímto problémem se zabývá projekt Qarman, jehož úkolem je právě objasnění těchto informací. Na základě těchto informací by v budoucnu mohl být vstup atmosférou značně jednodušší.

Tato závěrečná práce si klade za cíl popis technologií návratových modulů a analýzu návratu CubeSat satelitu z nižší oběžné dráhy.

Rešerše Technologií používaných u návratových modulů věnuje hlavní pozornost návratovému problému, respektive návratu a systémům tepelné ochrany. Samotná analýza popisuje, jaké veličiny je v rámci řešení návratového problému nutné vzít v potaz. Na to navazuje vzorový výpočet, který ukazuje, jak se CubeSat při návratu pohybuje a jaký vliv na něho má odpor atmosféry.

1 NÁVRATOVÝ MODUL

Naši planetu Zemi obklopuje atmosféra, která ji chrání, ale zároveň značně ztěžuje jakýkoli vstup jí samou. Z toho vyplývají všeobecně známé fakty, jako extrémní teploty, tření, energie a síly, které působí na jakýkoli objekt vstupující atmosférou. [1]

Objekty postavené lidmi, které jsou určeny k cestě mimo Zemi (a zpět), těmto podmínkám musí odolat. Potom je namístě pokročilá věda, dovednosti a znalosti. [1]

Pokud ale mluvíme o přepravě lidské posádky nebo důležitého nákladu, zaručení bezpečného vstupu skrze atmosféru je prioritou. Tuto funkci zastávají návratové moduly, kterým je úvodní kapitola věnována. [2], [3]

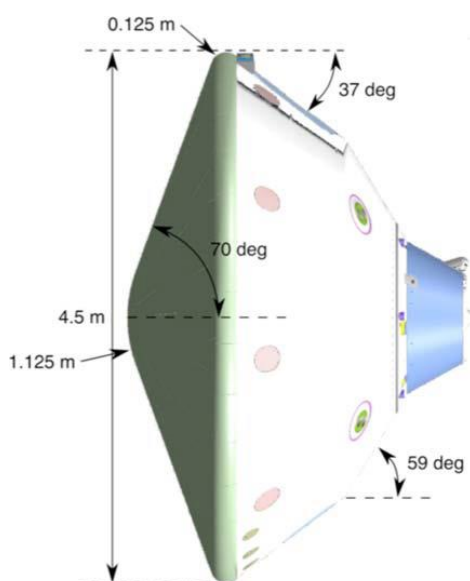
1.1 HISTORIE

Prvotním impulsem pro vývoj návratových modulů byla Studená válka (1947–1991). Stejně jako soupeřící strany, existovali 2 typy modulů. Američané například využívali moduly, které po průchodu atmosférou přistávaly ve vodě. Oproti tomu Sovětský svaz zase vždy přistával se svými moduly na pevnině, což samozřejmě znamenalo těžší a tvrdší přistání pro posádku. [1]

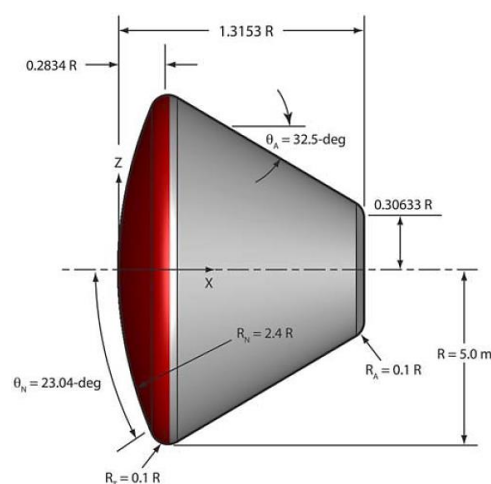
Průběhem času došlo k vývoji, změnám a vylepšení technologií návratových modulů. I přes mnoho překážek a selhání, například selhání termálního ochranného systému v roce 2003 (tzv. „Kolumbijský incident“), jsou dnes úspěšné návraty z vesmíru na denním pořádku. [1]

1.2 POPIS

Pokud se zaměříme na to, jak vlastně takový návratový modul vypadá, zjistíme, že se tradičně jedná se o kuželové osově symetrické těleso. Spodní konec (v případě kužele jím je podstava) je zaoblen do sférického tupého tvaru, případně tvar tupého kužele. Horní konec (vrchol kužele) pak může být také sférického tvaru, nicméně se také využívá například kuželový tvar (viz obr. 1-1) nebo jednoduše zploštělý konec (obrázky 1-2). [2], [3]



obr. 1-1 Mars Science Laboratory Entry vehicle (Modul pro vědeckou laboratoř) [2]



obr. 1-2 Modul nesoucí posádku (Projekt Orion) [2]

Konstrukce se většinou skládá z velkých tepelných štítů (obr. 1-6), které chrání posádku, nebo důležitý náklad, a odpovídají tvaru celé konstrukce. Konkrétně tepelný štít, nacházející se v prostřední části, chrání posádku. Spodní štít, pak díky své geometrii vyvolává aerodynamický odpor, který způsobuje zpomalení celé konstrukce. [2], [3]

1.3 VYBRANÉ NÁVRATOVÉ MODULY

Jak už bylo předesláno návratové moduly, již existují dlouhou dobu a bylo jich tedy již vyrobeno velké množství (v současnosti se bavíme v řádech stovek). Nicméně v této podkapitole budou představeny pouze ty neznámější a pravděpodobně i nejsymboličtější návratové moduly, které se napříč lidskou historií objevily.

1.3.1 NÁVRATOVÝ MODUL VOSTOK

Prvním představeným návratovým modulem bude Sovětský Vostok (obr. 1-3), který jako první modul vůbec, přepravil člověka zpět na naši planetu. Tímto mužem byl sovětský astronaut Jurij Alexejevič Gagarin, který je dnes známý jako první člověk, který se kdy ocitl ve vesmíru. [4]

Použitou nosnou raketou byla modifikovaná „SS-6 Sapwood“. Ta odstartovala 12. dubna roku 1961 ze sovětského kosmodromu Bajkonur, nacházejícího se v kazachstánském Tyuratamu. Raketa byla navržena s možností dálkového ovládní, které by bylo řízeno z pozemní stanice, a to z důvodu obav ohledně nežádoucích účinků způsobených stavem beztlíže. [4]

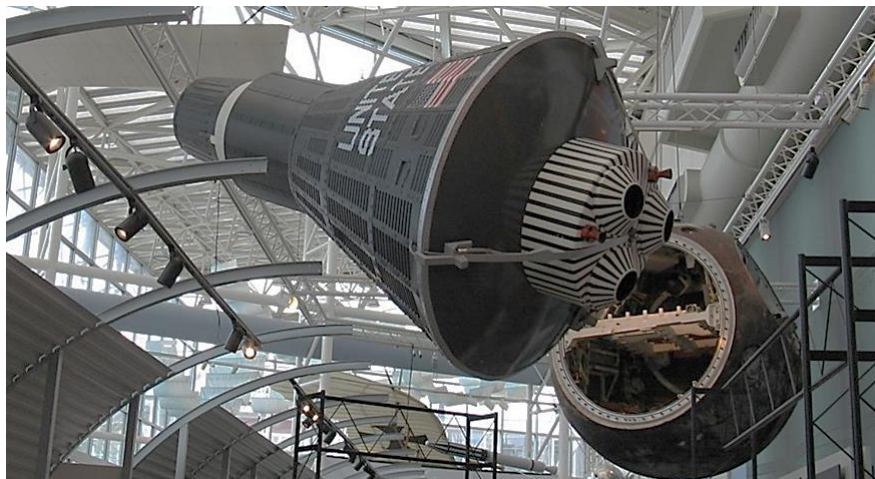


obr. 1-3 Sovětský Vostok [5]

Sovětský svaz zároveň zkonstruoval tento návratový modul tak, aby přibližně ve vzdálenosti 7 km od povrchu Země, katapultoval kosmonauta a tím mu umožnil přistát pomocí padáku. Celá mise byla vysílána nepřetržitě v televizi, a to i z vesmíru. Finální zprávy následně potvrdili, že Gagarin v pořádku přistál za pomoci padáku. [4]

1.3.2 KAPSLE MCDONNELL MERCURY

McDonnell Mercury modul byla návratová kapsle (modul), použitá v rámci projektu Mercury, jehož cílem bylo dostat americkou posádku na orbit, analyzovat schopnosti člověka přežít a fungovat ve vesmírném prostředí a následně modul s astronauty bezpečně dopravit zpět na Zemi. [6]



obr. 1-4 Modul Mercury jako součást expozice Leteckého muzea v Seattlu [6]

Bylo uspořádáno výběrové řízení na pilota a 9. dubna roku 1959 byli tito piloti představeni veřejnosti. Prvním z nich byl Alan Shepard Junior, který 5. května 1961, podnikl první americký suborbitální let (nebylo dosaženo oběžné dráhy). Druhým byl John Glenn Junior, ten necelý rok po něm, 20. února 1962, uskutečnil 3 rotace kolem Země. [6]

1.3.3 KAPSLE MCDONNELL GEMINI

Dalšími významnými moduly zkonstruovanými společností McDonnell, byly návratové kapsle nazývané Gemini, které byly součástí stejnojmenného projektu (Projekt Gemini). [7], [8]



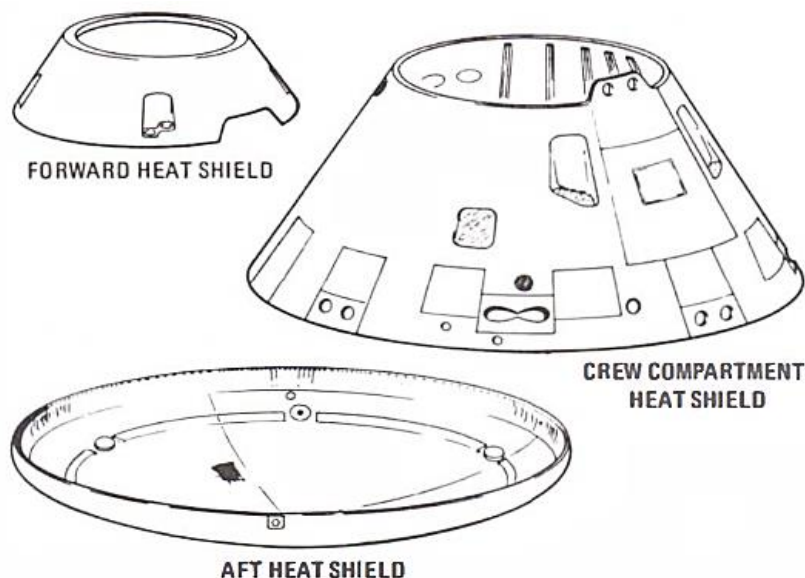
obr. 1-5 Foto modulu Gemini 7, pořízené posádkou Gemini 6 [7]

Tento projekt byl významný spíše jako „mezikrok“, jež měl připravit spojené státy americké na jednu z historicky nejdůležitějších misí, vstup člověka na Měsíc. Postupně bylo během let 1965-1966, do vesmíru vypuštěno 10 kapslí (jedna z nich je zobrazena na obr. 1-5), nesoucích dvoučlennou posádku astronautů, přičemž každá přispěla do projektu individuálně. [7], [8]

Při dílčích misích, vykonaných moduly Gemini, se uskutečnila první americká „spacewalk“, nebo také „vesmírná procházka“. Byl pozorován vliv vesmírného prostředí a stavu beztlíže na pobyt člověka ve vesmíru (konkrétněji po dobu 1-2 týdnů). Zároveň tyto mise posloužily jako zkoušky vesmírných technologií (například nosné rakety nebo pohonu). [7], [8]

1.3.4 MODUL APOLLO

V návaznosti na projekt Gemini, který jak už bylo řečeno, měl připravit spojené státy na vstup na Měsíc, byl sestaven návratový modul Apolla 11. Ten je ukázán na obr. 1-6, kde jsou vidět jeho tepelné štíty a přibližný tvar. [9]



obr. 1-6 Tvar a typy tepelných štítů návratového modulu Apolla [10]

Forward heat shield-přední tepelný štít; Crew compartment heat shield-tepelný štít chránící posádku; Aft heat shield-zadní tepelný štít

16. července roku 1969 odstartovala raketa, označená jako Saturn 5, která dopravila posádku okupující modul Apolla („Apollo Command Module“ neboli velící modul Apolla) mimo planetu Zemi, na Měsíc. Tam astronauti, Neil Armstrong, Edwin „Buzz“ Aldrin a Michael Collins sesbírali vzorky a zdokumentovali tuto historickou událost. [9]

Pár dní na to, přesněji 24. července 1969, návratový modul nesoucí posádku, v pořádku vydržel průchod atmosférou a bezpečně dopravil astronauty zpět na Zemi. [9]

1.3.5 ORION

Doposud byly ukázány historicky významné moduly, z toho důvodu, bude pro porovnání se současností představen modul Orion, který se momentálně nachází ve fázi vývoje. [11]

Modul je součástí tzv. „Orion MCPV“ („Multi-Purpose Crew Vehicle“, neboli „víceúčelového vesmírného plavidla s posádkou“; obr. 1-7). Jedná se o misi, na které spolupracují Evropská kosmická agentura, „ESA“ („European space agency“), a Národní úřad pro letectví a kosmonautiku, „NASA“ („National Aeronautics and Space Administration“). Cílem mise je umožnit lidským posádkám cestovat na Měsíc, Mars nebo asteroidy. [11]



obr. 1-7 Obrázek Orion MCPV od ESA [11]

Co se týče designu, který je ukázán na obr. 1-8, a technologií použitých při konstrukci tohoto modulu, tak ty byly navrženy jako úprava po zkušenostech z „ATV“ („Automatic Transfer Vehicle“ neboli „automatické převozní vozidlo“). To bylo použito při zásobovacích misích na Mezinárodní vesmírné stanici. [11]



obr. 1-8 Modul určený pro posádku [11]

Kapsle je tedy vyvinuta tak, aby byla schopna poskytovat životní podporu pro posádku po dobu 21 dní aktivního režimu a dalších 210 dní v klidovém režimu posádky. Pod pojmem klidový režim je myšleno uložení členů posádky do obytných modulů, jež poskytují životní podporu při dlouhodobých letech za vzdálenými cíli. [11]

2 TECHNOLOGIE NÁVRATOVÝCH MODULŮ

Atmosférický sestup je důležitým milníkem pro budoucnost „vesmírné dopravy“. S lepším porozuměním návratu je jednodušší vytvořit vhodnou ochranu pro návratové těleso. [12], [13]

Toto řeší technologie návratových modulů. Od samotného návratu, kde se řeší trajektorie, zatížení a tvorba modelu, přes navigační systémy až po ochrannou vrstvu, známou také jako „tepelné štíty“. [12], [13], [14]

Všechny tyto disciplíny, pak slouží k vytvoření komplexního návrhu konstruovaného zařízení, ať už se jedná o návratový modul, satelit nebo jiné zařízení. [12], [13], [14]

2.1 NÁVRATOVÝ PROBLÉM

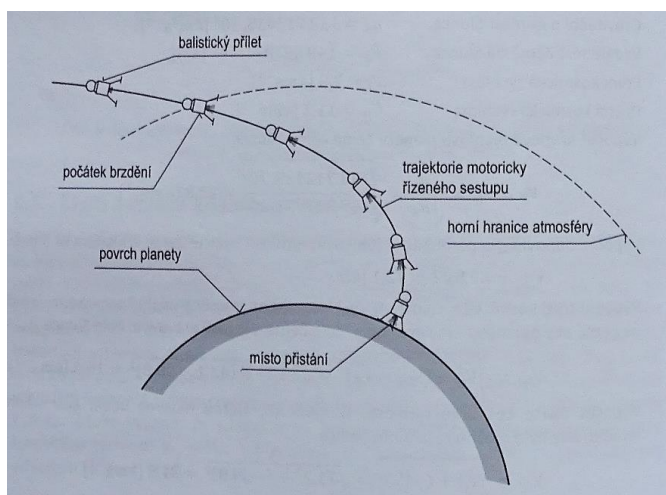
Samotný návrat kosmického objektu z kosmu (orbitu neboli oběžné dráhy) na konkrétní místo, je pak obecně nazývaný „Návratovým problémem“. Jedná se o úkol mechaniky kosmického letu, řešící bezpečný návrat kosmického objektu. [12]

Paradoxně je právě návrat objektu z oběžné dráhy největší překážkou. V průběhu sestupu z oběžné dráhy do okamžiku přistání, je objektem pohlcováno a disipováno obrovské množství kinetické energie. [12]

Důležité také je, jestli se jedná o sestupu na planetu s atmosférou, nebo bez atmosféry. [12]

2.1.1 MOTORICKÝ NÁVRAT

Motorický návrat neboli návrat na planetu bez atmosféry je takový sestup, při kterém je kontrované zpomalení zajištěno za využití brzdících a přistávacích motorů. Toho se docílí pomocí opačné orientace vektoru tahové síly motorů vůči rychlostnímu vektoru. [2], [12]



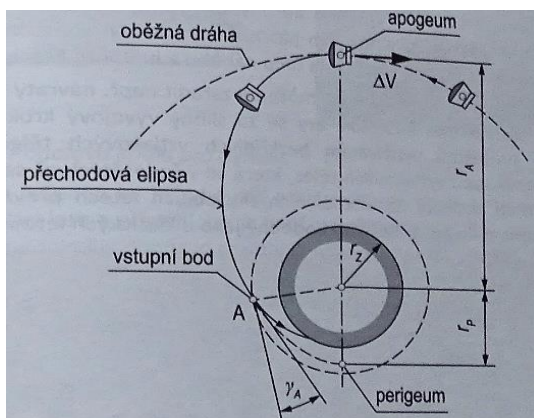
obr. 2-1 Manévr řízeného motorického sestupu [12]

Trajektorie sestupného pohybu je monitorována a ovládána počítačem. Ten pak analyzuje data sestupu (úhel sklonu, rychlost a výšku), pomocí kterých řídí již zmíněný tah brzdících motorů. [2], [12]

2.1.2 AERODYNAMICKÝ NÁVRAT

Oproti Motorickému návratu, návrat na povrch planety s atmosférou neboli aerodynamický návrat má tu výhodu, že na těleso působí aerodynamické síly, které sestup objektu zpomalují. Proto není vždy nutné používat brzdicí a přistávací motory jako u Motorického návratu, i když se kombinace motorů a aerodynamických sil také využívá. [12]

Samotný manévr sestupu tělesa (obr. 2-2) je pak rozdělen na 3 části. První částí je sestup objektu z oběžné dráhy, na tzv. sestupnou dráhu objektu. Ta se stále nachází mimo atmosféru planety. Atmosféra zde stále vliv na pohyb tělesa má, ale je zanedbatelný. [12]



obr. 2-2 Průběh sestupu skrze atmosféru planety [12]

Trajektorie tohoto přechodu má tvar elipsy a označuje se jako přechodová elipsa (obr. 2-2). Jsou na ni kladeny určité nároky, aby úhel, pod kterým se objekt pohybuje (sklon dráhy), spadl do přípustného intervalu hodnot. [12]

Druhou částí je samotný sestup atmosférou. Na obr. 2-2 je patrný její začátek (bod A), nacházející se na tzv. smluvní horní hranici atmosféry Země, která je v nadmořské výšce přibližně 100-120 km. V průběhu této fáze na těleso působí velký odpor. Sestup tedy musí probíhat tak, aby návratový modul i posádka vydrželi aerodynamický ohřev. [12]

Závěrečnou částí je přistání, ke kterému dochází buď na zemský povrch nebo na vodní hladinu. V současné době se přistání návratových modulů provádí za využití brzdných motorů, přistávacích padáků nebo jejich kombinace. Význam mají zejména u přistávání na povrchu Země, kde padáku při brždění vypomáhají přistávací motory. [12]

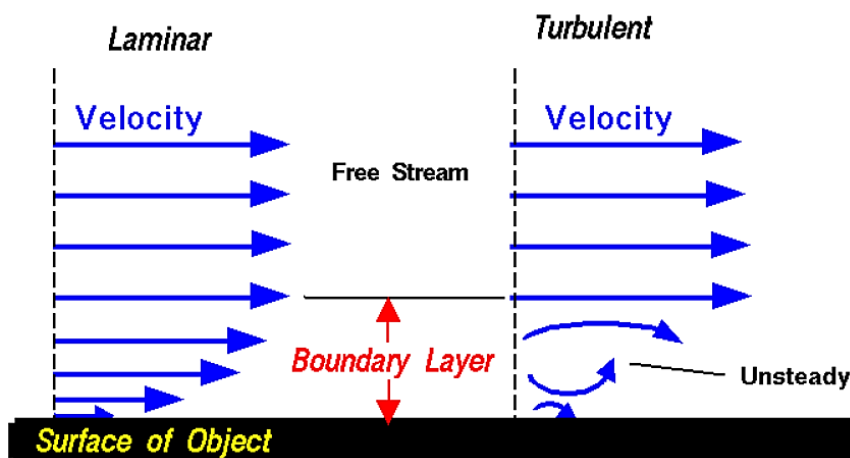
2.1.3 AERODYNAMICKÝ OHŘEV

Aerodynamický ohřev je problém, který se poprvé objevil při vzestupu nadzvukových letadel a byl nazván jako „tepelná bariéra“. Již tehdy se zjistilo, že při vysokých rychlostech dochází k velkému ohřevu, který způsobuje poškození nadzvukových letadel. [12]

Aerodynamický ohřev představuje velký problém při prostupu tělesa atmosférou naší planety. Zejména u misí s cílem bezpečného návratu posádky nebo důležitého nákladu (například vědeckých experimentů nebo dat). [12]

Při ohřevu tělesa dochází k přenosu tepla, který se uskutečňuje buď pomocí konvekce (proudění) nebo vyzařování (radiace). Přenos tepla radiací je v tomto případě však oproti přenosu konvekcí, zanedbatelný, a proto bude v této kapitole vynechán. [12]

Konvekci zapříčiňuje teplotní gradient (spád), který působí v mezní vrstvě. Mezní vrstva je důležitý pojem, který nám říká, že v blízkosti povrchu tělesa dochází ke zbrzděnému pohybu částic neboli změně rychlostního profilu, jak je vidět na obr. 2-3. [12], [14]

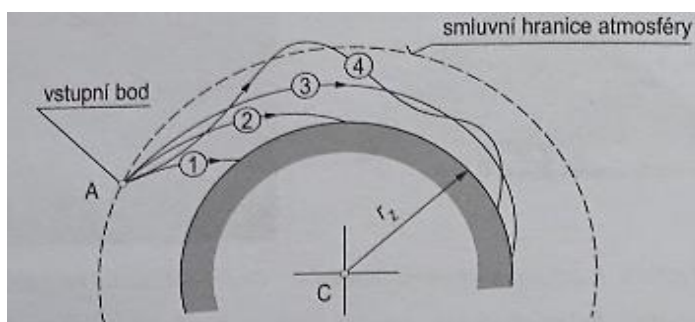


obr. 2-3 Změna rychlostního profilu v mezní vrstvě, poblíž povrchu objektu [15]
 boundary layer-mezní vrstva; unsteady-nestabilní pohyb částic; velocity-vektor rychlosti; surface of object-povrch objektu

2.1.4 POHYB NÁVRATOVÉHO MODULU PŘI PROSTUPU ATMOSFÉROU

Právě kvůli aerodynamickému ohřevu je důležité, aby byl zohledněn i čas, který říká, jak dlouho bude těleso ohřevu vystaveno. Čím delší bude trajektorie sestupu, tím déle bude těleso zatíženo. Proto se trajektorie návratu dělí podle délky sestupu na 4 základní typy vstupních trajektorií (obr. 2-4). [12]

První trajektorií je balistický sestup pod strmým sklonem dráhy (na obr. 2-4, číslo 1). Pro ni platí, že hustota vzduchu rapidně roste s klesající výškou. [12]



obr. 2-4 Návratové trajektorie [12]

Druhou (obr. 2-4, číslo 2) je opět balistický sestup, nicméně jak je vidět, návratový modul sestupuje pod menším úhlem a přírůstek aerodynamického odporu je tedy oproti první trajektorii mnohem nižší. Zároveň se tím, ale zvětšuje časový interval, ve kterém je povrch vystaven ohřevu. [12]

Trajektorie číslo 3 je plynulý sestup, při kterém se využívá vztlakové síly (síla nadlehčující těleso) působící na návratový modul. Pokud jsme schopni vliv této síly na modul ovládat, pak můžeme regulovat aerodynamický ohřev a výrazně přesněji dodržet předpokládanou oblast přistání. [12]

Při posledním typu trajektorie je návratový modul naveden mimo horní hranici atmosféry a následně je nasměrován zpět. Tento manévř může být opakován i vícekrát. Hlavní výhodou této trajektorie je snížení celkové příletové rychlosti. Je ale nutné, aby se celková rychlost tělesa snížila tak, aby se při manévřu neodchýlilo od trajektorie a neodletělo do vesmírného prostoru. [12]

2.2 THERMAL PROTECTION SYSTEM (TPS)

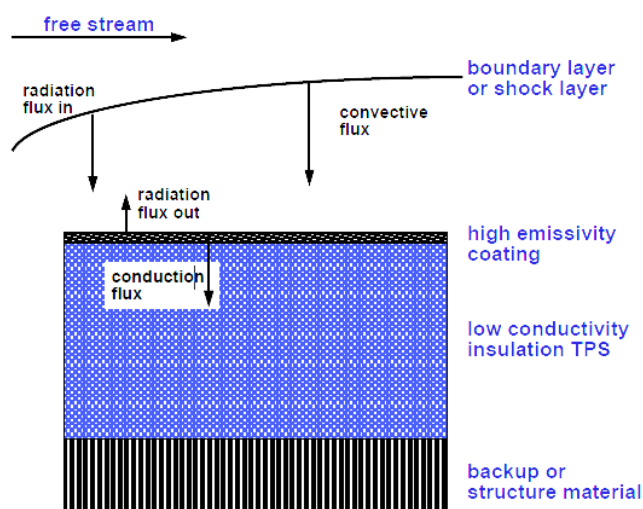
Jak už bylo zmíněno v průběhu návratu, je návratový modul značně tepelně namáhán. Z toho důvodu je nutné, aby návratové moduly byly vůči tomuto zatížení chráněny. Proto se u těchto těles zavádí tzv. „Thermal protection system (TPS)“, neboli „systém tepelné ochrany“. Materiály, ze kterých je tento systém vytvářen, by měly tedy mít vysokou tepelnou kapacitu. [2], [16]

Podle toho, zdali dochází nebo nedochází k hmotnostním změnám a změnám materiálových vlastností, dělíme systémy tepelné ochrany na 2 typy: [2], [16]

- **Reusable (insulative) Thermal protection system** (znovupoužitelný systém tepelné ochrany)
- **Ablative Thermal protection system** (ablativní systém tepelné ochrany)

2.2.1 ZNOVUPOUŽITELNÝ SYSTÉM TEPELNÉ OCHRANY

Tento systém tepelné ochrany je charakteristický tím, že při vstupu do atmosféry nedochází k hmotnostním změnám ani změnám vlastností materiálu. Také je pro ně typická nízká tepelná vodivost. [2], [16]



obr. 2-7 Princip znovupoužitelného systému tepelné ochrany [16]

*high emissivity coating – vnější vrstva povrchu neboli povlak s vysokou schopností vyzařovat teplo;
radiation flux in – radiální tok; convective flux – konvektivní tok; radiation flux out – opětovně
vyzářené teplo; low conductivity insulation TPS – vrstva materiálu o nízké vodivosti*

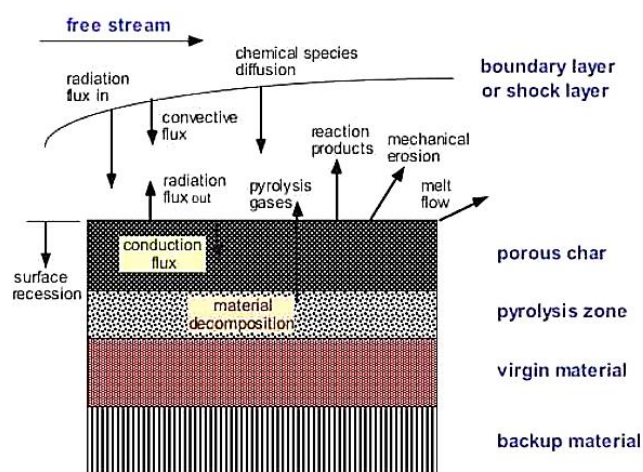
Po tom, co je povrch vystaven atmosférickému ohřevu, se vnější vrstva povrchu ohřeje radiálním a konvektivním tokem, je toto teplo je opětovně vyzářeno (obr. 2-7). Část tohoto tepla je však absorbována vrstvou materiálu o nízké vodivosti. [16]

Mezi nejpoužívanější materiály pro konstrukci znovupoužitelného systému tepelné ochrany patří: [2], [17]

- **RCC** („Reinforced Carbon-Carbon“ neboli „Vyztužený Uhlík-Uhlík“) Kompozit, který se vyráběný vytvrzením grafitové tkaniny, která byla předem impregnována fenolickou pryskyřicí. Dále se díl hrubě ořízne a pryskyřice je za pomoci pyrolýzy, přeměněna na uhlík. Poté se materiál opět impregnuje, tentokrát však furfalem alkoholem, a několika násobnou pyrolýzou se zvýší hustota materiálu a zlepši se jeho vlastnosti. Na závěr je vytvořena povlaková vrstva karbidu křemíku, která chrání materiál před oxidací (uhlík při zvýšených teplotách oxiduje). [17]
- **AFRSI** („Advanced flexible reusable surface insulation blankets“, což znamená „Pokročilé znovupoužitelné povrchové izolační pokrývky“) Tento kompozit se skládá z vláknového nízkohustotního oxidu křemičitého, který je tvořen z oxidu křemičitého s vysokou čistotou a 99,8 % amorfními křemičitými vlákny. Tato struktura se vkládá mezi vnitřní skleněnou tkaninu a vnější vysokoteplotní křemičitou tkaninu. Výsledné „pokrývky“ jsou lepeny pomocí silikonového lepidla přímo na těleso, čímž se dosahuje snížení hmotnosti a výrobních nákladů. [18]
- **HRSI tiles** („High-temperature reusable surface insulation tiles“ nebo také „Vysokoteplotní znovupoužitelné povrchové izolační desky“) Tento materiál je vyráběn z křemičitých 99,8 % amorfních vláken (s tloušťkou 1-2 mm) o nízké hustotě a vysoké čistotě. Izolace je pak vytvářena keramickým lepením jednotlivých vláken k sobě. Výsledná Deska váží 9 liber na 1 kubickou stopu (přibližně 4,082 kg na 0,028 m³). Vyráběny jsou slinováním suspenze vláken a vody, za přidání oxidu křemičitého. Produkt tohoto procesu je opracován do požadovaných rozměrů a tvoří desky, které jsou odolné vůči ohřevu a namrzání. [19]

2.2.2 ABLATIVNÍ SYSTÉM TEPELNÉ OCHRANY

Druhým typem systémů tepelné ochrany jsou ablativní systémy. Ty jsou charakterizovány značnou rychlostí ohřevu a dochází ke ztrátě celkové hmotnosti. Jinak řečeno řízení energie je uskutečňováno pomocí redukce materiálu (obr. 2-8). [2], [16]



obr. 2-8 Princip Ablativního systému tepelné ochrany [16]
 porous char – porézní vrstva; surface recession – úbytek vnější materiálové vrstvy;
 materiál decomposition – rozklad materiálu; pyrolysis zone – zóna pyrolýzy

V okamžiku, kdy dojde ke kontaktu povrchu materiálu s atmosférou, začne se povrch zahřívat materiál začne pyrolyzovat a „odmítne“ teplo. Povrch je opět zahříván radičním a konvektivním tokem. Reakcí na to je formování porézní vrstvy a opětovné vyzařování radiací. [16]

Postupně dochází ke zmenšování vnější materiálové vrstvy a rozkladu materiálu v „zóně pyrolýzy“. Z tohoto místa pak odcházejí „pyrolýzní plyny“, které jsou produktem rozkladu. Ty pak mění vlastnosti mezní vrstvy, což vede ke snížení konvektivního ohřevu (toku). Obecně mají tedy tyto materiály velkou tepelnou vodivost. [2], [16]

Materiály používanými v Ablativních systémech tepelné ochrany jsou: [16]

- **PICA** („Phenolic impregnated carbon ablator“ neboli „Uhlíkový ablátor impregnovaný fenolovou pryskyřicí“) Materiál vyráběný z uhlíkových vláken impregnovaných fenolovou pryskyřicí. Vyznačuje se nízkou hustotou a značnou ablativní schopností, za působení vysokých tepelných toků. Tento kompozit byl použit například u vesmírné sondy Stardust, kde tvořil jednodílný tepelný štít. [2], [20]
- **Carbon-phenolic** Jeden z nejodolnějších materiálu používaných u systému tepelné ochrany. Vyrábí se z uhlíkové plsti, do které je infiltrována („začleněna“) fenolová pryskyřice. Jeho hlavní výhodou je vysoká tepelná vodivost, kterou má mezi „návrátovými“ materiály zdaleka nejvyšší. Při testování byl zatížen až na $3,2 \text{ MWm}^{-2}$ (to odpovídá $3,2 \text{ MJm}^{-2}\text{s}^{-1}$). Byl použit například při výrobě tepelných štítů sondy Galileo, která podnikla vůbec nejtěžší průstup atmosférou v celé sluneční soustavě (byla určena k sestupu atmosférou Jupiteru). [16], [21]

3 CUBESAT

Jak už bylo předesláno, vesmírný průmysl se stále vyvíjí. To otvírá dveře pro nové možnosti zkoumání vesmíru.

V minulosti však i přes to, byly veškeré vesmírné programy vysoce finančně náročné a ani světovým institucím, jako je například NASA, se nevyplatilo některé projekty realizovat. To vyřešil vznik CubeSat satelitů, kterým je tato část práce věnována. [22]

3.1 HISTORIE

CubeSat satelity vznikly v roce 1999 jako výsledek spolupráce Jordi Puig-Suari, profesora na Kalifornské Polytechnické státní univerzitě („California Polytechnic State university – Cal Poly“), a Boba Twiggsa, profesora v Stanfordské univerzitní vývojové laboratoři vesmírných systémů („Stanford University’s Space System development Laboratory – SSDL“). [22]

Primárním cílem tohoto projektu bylo umožnit univerzitám, a to nejen větším institucím, ale i menším univerzitám, středním školám, menším firmám nebo dokonce i základním školám, přístup do vesmíru. A právě díky jejich úsilí má dnes mnoho škol a firem svůj „vesmírný program“. [22]

3.2 POPIS

Obecně lze pojem „CubeSat“ vysvětlit jako miniaturní satelit (v porovnání s běžnými satelity), který musí splňovat předepsané (normované) rozměry, hmotnost a tvar. [22]

Specifická kritéria snižují celkové náklady a umožňují velkovýrobu jednotlivých komponent. Díky tomu je konstrukce a transport, těchto miniaturních satelitů, na oběžnou dráhu v porovnání s malými satelity, které se běžně vyrábí na zakázku, podstatně dostupnější. [22]

3.3 PARAMETRY

Většina misí, zahrnujících CubeSat satelity je stále realizována pod velkými institucemi (NASA, ESA). Ty dávají důraz na to, aby byly již zmíněné požadavky CubeSat satelitů dodržovány. Tvar CubeSatu by například měl odpovídat krychli, což je ostatně zřejmé už z názvu, kdy „Cube“ znamená „krychle“. [22], [23]



Obr. 3-1 1U (vlevo) a 3U (vpravo) CubeSat satelity [22]

Jejich rozměry by neměly překračovat 100x100x110 mm a hmotnost by se měla pohybovat přibližně mezi 1-1,3 kg. CubeSat satelit o takových rozměrech tvoří tzv. „unit“, nebo také základní stavební blok. Často se také jednoduše označuje jako „1U“. Díky popularitě, kterou CubeSaty vyvolaly, se začali vytvářet větší a složitější stavební bloky, např.: 2U, 3U nebo 6U. Ty jsou zobrazeny na obr. 3-7. [22], [23]

Pomocí již uvedených parametrů je tedy z tab. 3-1 patrné, že CubeSat satelity se pak řadí mezi pikodružice a nanodružice na základě hmotnostního rozdělení. [22], [23]

Velké družice	1000 kg a více
Malé družice	500-1000 kg
Minidružice	100-500 kg
Mikrodružice	10-100 kg
Nanodružice	1-10 kg
Pikodružice	0,1-1 kg
Femtodružice	Méně než 0,1 kg

tab. 3-1 Rozdělení družic podle hmotnosti [23]

3.4 DISPENSER SYSTEM

Při transportu jakéhokoli objektu skrze atmosféru je samozřejmě nutná nějaká forma ochranné schránky. V případě CubeSat satelitů zastupuje tuto funkci tzv. „Dispenser system“, v doslovném překladu „Schránkový/Boxový systém“. [22]

Tento systém však neslouží pouze jako ochranný box, zastává také funkci propojení mezi „LV“ („launch vehicle“ nebo také nosná raketa) a samotným tělem CubeSat satelitu. Dále také vypouští satelity ve vhodnou chvíli do vesmíru. [22]

Co se týče typů těchto schránek, tak na trhu jich existuje velké množství. Všechny jsou, ale konstruovány, aby splňovaly rozměrová kritéria pro CubeSat satelity [22]

3.4.1 P-POD

„P-POD“ („Poly Picosatellite Orbital Deployer“ neboli „orbitální vypouštěcí systém pro více pikosatelitů“) je vůbec první Dispenser system, který byl kdy používán. Zároveň je i nejpoužívanější, a to zejména u „3U“. [22], [24]

Jedná se o standartní rozmísťovací systém, jehož primární funkcí je přichycení k nosné raketě a vypouštění CubeSat jednotek do vesmíru. [22], [24]

P-POD je schopen nést až tři 1U CubeSat satelity. Většinou je vyráběn z Alodinovaného hliníku („Chromate conversion coating“). Jedná se o chromátový povlak hliníku, jehož primární funkcí je zachování elektrické vodivosti nebo se používá jako korozní inhibitor (snižuje korozi materiálu). [22], [24]

P-POD funguje na základě jednoduchého mechanismu. Ve chvíli, kdy je nejvýhodnější vypustit náklad, nosná raketa pošle P-PODu elektrický signál, který zapříčiní otevření dvířek. Náklad v podobě CubeSat satelitů ze schránky hladce „vyklouzne“ po plochých kolejkách, které jsou umístěny uvnitř (jsou umístěny podélně na spodní straně P-PODu, směrem od zadní stěny ke dvířkům). [22], [24]

Externí design P-PODu je zobrazen na obr. 3-8, kde jsou patrná jak vypouštěcí dvířka, tak vypouštěcí systém. [22], [24]



obr. 3-2 P-POD pro CubeSat satelity [22]

3.5 LAUNCH VEHICLE (LV)

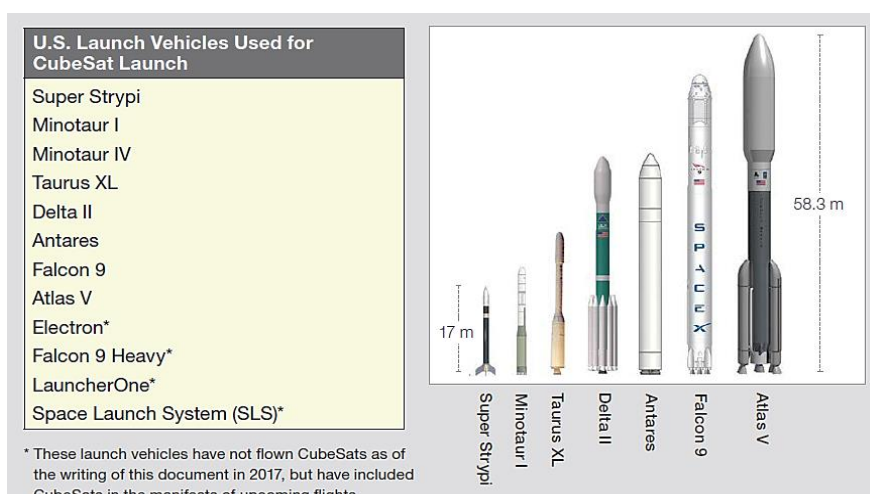
„LV – Launch vehicle“ je nosná raketa, jejíž pomocí jsou CubeSat satelity transportovány ze Země na oběžnou dráhu. [22]

Ve chvíli, kdy byl CubeSat a Dispenser system vymyšlen, naskytlo se jednoduché a efektivní řešení, jak jej dostat mimo planetu Zemi. Dispenser byl jednoduše přimontován (pomocí šroubů) na vlastní tělo nosné rakety, a to tam kde bylo místo. Tento způsob se používá dodnes, a to i přes existenci jiných a modernějších způsobů. [22]

Jedním z nich je možnost poslat CubeSat jako součást nákladu při zásobovací misi na vesmírnou stanici. Následuje vypuštění satelitů pomocí speciálně navrženého vypouštěcího zařízení. Další, poněkud netradiční, cestou je předání nákladu astronautovi, který při své „spacewalk“ vypustí CubeSaty přímo do vesmírného prostoru, mimo stanici. [22]

V roce 2014 bylo této možnosti využito ruským astronautem, při vypouštění CubeSatu Peruvian Chasqui 1. Jednalo se samozřejmě o výjimku, tohoto způsobu není běžně užíváno. [22]

Obr. 3-9 ukazuje nosné rakety užívané pro transport CubeSat satelitů na orbit do roku 2017. [22]



obr. 3-3 Nosné rakety použité pro přepravu CubeSat satelitů [22]

3.6 DOPOSUD VYPUŠTĚNÉ CUBEŠAT SATELITY

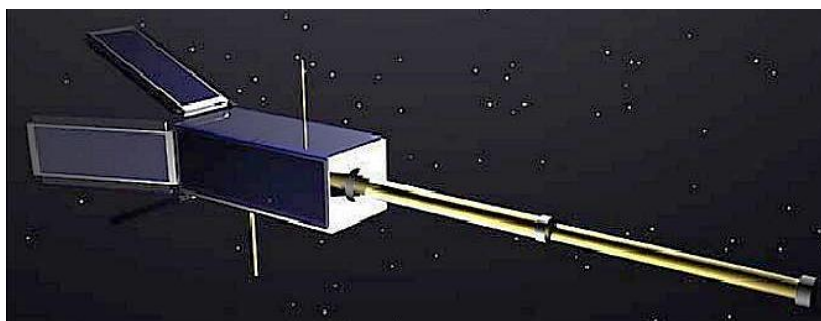
Od počátku celé „CubeSat revoluce“ bylo na oběžnou dráhu Země vypuštěno obrovské množství těchto miniaturních satelitů a mise, do kterých jsou zapojeny se dotýká mnoha různých oborů. Patří mezi ně například sběr a analýza dat, vzdělávací účely, biologické experimenty nebo monitorace počasí a mnoho dalších. [25]

Z tohoto důvodu zde nebudou uvedeny všechny, ale pouze úzké spektrum vybraných, na kterých bude ukázána využitelnost CubeSatů. [25]

3.6.1 QUAKEŠAT

Prvním CubeSat satelitem představeným v rámci této kapitoly bude QuakeSat (obr. 3-1). Ten se oproti většině ostatních CubeSatů značně liší. Byl navržen a zkonstruován za spolupráce Stanfordské univerzitní vývojové laboratoře vesmírných systémů a QuakeFinder týmu z Kalifornského Palo Alto. [25], [26]

Jeho hlavním cílem je detekovat, uložit a analyzovat data získaná měřením magnetického signálu ELF („Extremely low frequency“, což znamená extrémně nízká frekvence). S jejich pomocí lze „předpovídat“ zemětřesení. [26], [27]

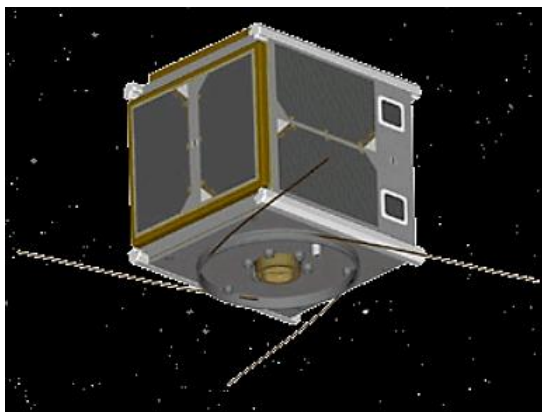


obr. 3-4 QuakeSat [27]

QuakeSat byl vypuštěn 30. června 2003 z ruského kosmodromu Plesetsk, pomocí rakety označené jako „Rockot“. [25]

3.6.2 AAU

AAU projekt byl založen na dánské univerzitě v Aalborgu, kde skupina studentů v roce 2001 navrhla satelit. Jeho cílem bylo poskytnout studentům příležitost si postavit a vypustit svůj vlastní satelit. Tím jim bylo umožněno vzdělat se a získat zkušenosti v oblasti technologií CubeSat satelitů. Model tohoto CubeSat satelitu, je ukázán na obr. 3-2. [25], [28]



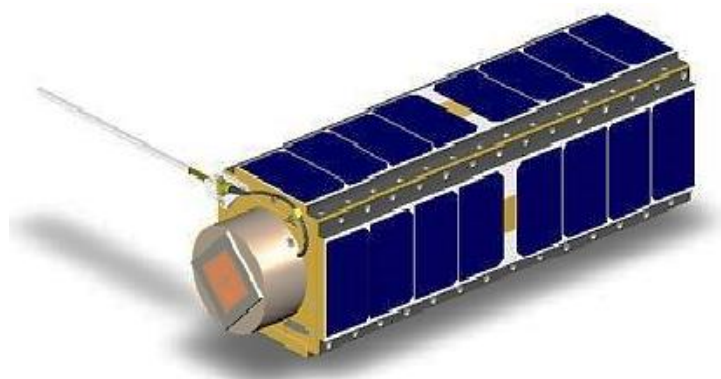
obr. 3-5 Model AAU CubeSat satelitu [28]

30. června 2003 byl miniaturní satelit úspěšně vypuštěn z ruského kosmodromu Plesetsk na raketě, nesoucí název „Rockot“. Po startu a následném vypuštění vydržel satelit dva a půl měsíce provozu, než byly baterie vyčerpány a satelit nemohl pokračovat v činnosti. [28]

Během této doby bylo ze satelitu staženo pouze omezené množství dat. Důvodem byl problém s vysílačem satelitu, který způsobil velmi slabé vysílané signály. Podrobnosti ohledně tohoto problému však nebyly zveřejněny. [28]

3.6.3 GENESAT -1

Následujícím CubeSatem je GeneSat-1 (obr. 3-3), kdy se opět jedná o poněkud netradiční využití. Tento satelit byl totiž sestaven tak, aby nesl miniaturní laboratoř, v níž probíhal biologický (genetický) experiment. [25], [29]



obr. 3-6 Pohled na GeneSat-1 (obrázek NASA) [26]

Konkrétně se jednalo o experimenty s bakteriemi. Tento projekt je zároveň výjimečný oproti předchozím svými cenovými nároky. Oproti obecným cenovým standardům CubeSatů, byl totiž značně finančně náročný (6 miliónů amerických dolarů). [25], [29]

Raketa se značením „Minotaur 1“, která tento miniaturní satelit vynesla na orbit, odstartovala v prosinci 2006 z Wellopsova leteckého zařízení (jižní Delaware), spadajícího pod NASA. [29]

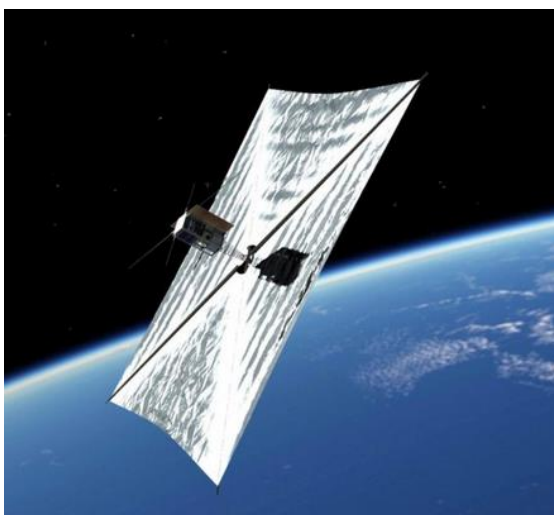
3.6.4 PW-SAT2

Na závěr je představen polský PW-Sat2, který byl zkonstruován na Fakultě energetiky a letectví technické univerzity ve Varšavě („Faculty of Power and Aeronautical Engineering of Warsaw University of Technology“). Sestavili jej členové Studentské Vesmírné Asociace („Students Space Association“) a jeho primárními cíli bylo vzdělávání nových vesmírných inženýrů a studentů tohoto oboru. Dále také technologické testy de-orbitálního systému založeného na plachtách (obr. 3-4). [30], [31]

Satelit má současně za úkol uskutečnit 3 hlavní experimenty (a sérii dalších menších). Prvním z nich je již uvedený de-orbitální systém. Druhým z experimentů s nákladem je „Sun sensor“, neboli Sluneční sensor, což je zařízení používané k určení pozice Slunce (toho se dá využít např. při korigování výšky). [31]

Posledním experimentem jsou solární panely, které jsou v případě PW-Sat satelitu zatažitelné. Byly zde použity i články pevně upevněné k hlavní konstrukci, tím se zvýší plocha pokrytá články a díky tomu je možné nashromáždit více energie. [31]

Projekt jako takový začal v září roku 2003 a start rakety „Falcon 9“, nesoucí tento miniaturní satelit, byl naplánován na rok 2017. Nicméně start proběhl o rok později, koncem roku 2018. [30], [31]



obr. 3-7 PW-Sat2 [32]

3.7 CUBESAT SATELITY V ČR

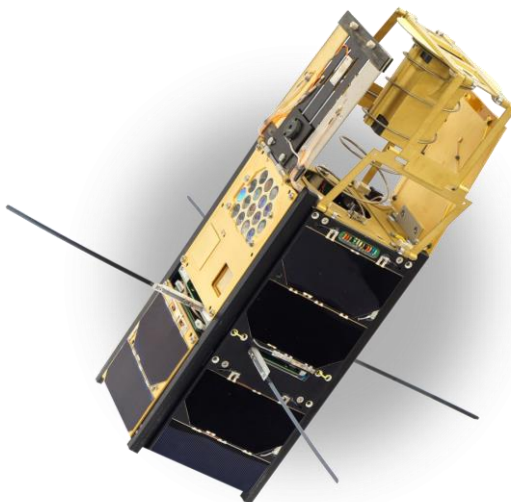
Obsahem předchozí podkapitoly byly CubeSat satelity zkonstruovány ve světě. V návaznosti na toto téma si ukážeme CubeSat mise v rámci České republiky, ve které vesmírný průmysl není až tak rozšířený nebo běžný, nicméně tyto CubeSat satelity určitě stojí za zmínku.

3.7.1 VZLUSAT-1

Prvním avizovaným satelitem bude VZLUSAT-1 (zobrazen na obr. 3-5), vyvíjen jako projekt české organizace VZLÚ (Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.) a některých českých leteckých firem. [33]

Jeho hlavním cílem je otestovat technologické experimenty. Prvním je zkouška, dosud nepoužitého, miniaturizovaného rentgenového dalekohledu. Ten by v budoucnu mohl být využíván pro predikci vesmírného (zkoumání Slunečních erupcí) a běžného počasí. [34]

Dalším experimentem je test vlastností nově vyvinutého kompozitního materiálu, který byl vytvořen za účelem lepšího odstínění kosmické radiace. Mezi zkoumané vlastnosti tohoto materiálu patří mechanické a tepelné vlastnosti, efektivita radiálního stínění a těkavé látky. [34]



obr. 3-8 VZLUSAT-1 [34]

Tento CubeSat byl dopraven na oběžnou dráhu (do výšky přibližně 505 km) za pomoci indické rakety s dalšími 30 miniaturními satelity dne 23.6.2017. [34]

3.7.2 LUCKY-7

Lucky-7, původně označovaný jako CzechTechSat-1, je sedmým českým CubeSat satelitem, který byl vypuštěný na oběžnou dráhu. Z tohoto důvodu byl pojmenován Lucky-7, neboli „šťastná 7“. Za konstrukci (ta je ukázána na obr. 3-6) a vývoj CubeSatu Lucky-7 si zásluhy připisují pan doc. Pavel Kovář a Jaroslav Laifr, kteří na tomto projektu spolupracovali pod záštitou soukromé společnosti SkyFox Labs, s. r. o. [35]

Jedním z oficiálních cílů Lucky-7 CubeSatu je detekce gama záblesků za využití citlivého gama-spektrometru (přístroj měřící spektrum dopadajícího záření, konkrétně rozložení jeho energie). Druhým hlavním cílem je analýza polární záře za využití speciální VGA kamery. [35]

Nosná raketa, označovaná jako „Sojuz-2.1 b/Fregat-M“, odstartovala 5. července roku 2019 z ruského Vostočnyj. [35]



obr. 3-9 Lucky-7 [35]

4 PROJEKT QARMAN

Tato kapitola bude věnována popisu projektu zvaného „Qarman“ („Qubesat for Aerothermodynamic Research and Measurements on Ablation“ neboli „CubeSat určený pro aerodynamický výzkum a měření ablace“). Jeho cílem je úspěšný návrat CubeSat satelitu z oběžné dráhy, což je obdobný problém jako řeší tato závěrečná práce. [36]

Jedná se o projekt řízený evropskou kosmickou agenturou, založený v roce 2013 v Belgickém „VKI“ („Von Karman Institute for Fluid Dynamics“, přeloženo jako „Von Kármánův institut dynamiky tekutin“). [36]

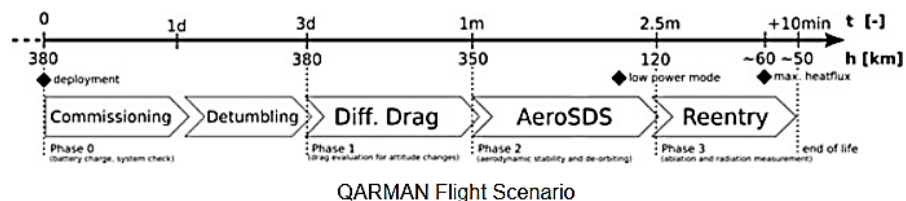
V současnosti mise stále ještě probíhá a návratová fáze je momentálně naplánována na konec srpna tohoto roku (2020). [36]

4.1 MISE

Cílem mise je ukázat použitelnost CubeSat satelitu jako „atmospheric entry vehicle“, tedy návratového tělesa (modulu). Snaží se tedy, aby CubeSat úspěšně přežil sestup atmosférou. Zároveň bude CubeSat při návratu sbírat data o celkovém sestupu, která budou následně analyzována. [36]

Na základě těchto dat budou vyvíjeny novější a lepší modely, které budou v budoucnosti sloužit jako „Blackbox (černá skříňka)“ pro studii degradace materiálu při průchodu atmosférou, což by v budoucnu pomohlo redukovat „vesmírný odpad“. [36]

Aby byla pravděpodobnost úspěchu mise co nejvyšší byl navržen letový plán mise, který je ukázaný na obr. 4-1. [36]



Obr. 4-1 Letový plán projektu Qarman [36]

Z obr. 4-1 je tedy vidět, že letový plán byl rozdělen na následující fáze: [36]

- fáze 0
- fáze 1
- fáze 2
- LPM
- fáze 3

Jednotlivé fáze jsou ukázaný a stručně popsány v následujících podkapitolách. [36]

4.1.1 FÁZE 0

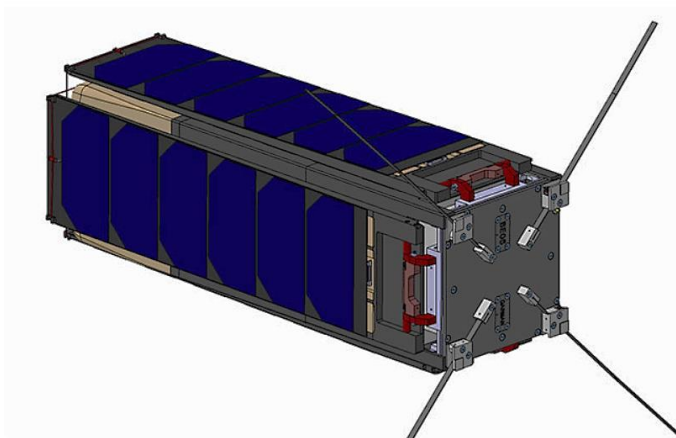
Jedná se o úvodní část letového scénáře, trvající přibližně 3 dny. Tato fáze je rozdělena na 2 dílčí části. První částí je tzv. „commissioning phase“ neboli uvedení do provozu, při které je CubeSat satelit aktivován. Při startu jsou totiž z bezpečnostních důvodů všechny systémy vypnuty. Po aktivaci počítače a následném vysunutí antén jsou všechny systémy zkontrolovány. V následující části fáze 0, tzv. „Detumbling phase“, je CubeSat stabilizován tak, aby nerotoval a setrval na určené pozici. [36]

4.1.2 FÁZE 1

Po stabilizaci následuje fáze 1, trvající necelý měsíc, během které bude satelit sledovat „cílový satelit“ neboli virtuální cíl. Bude tedy udržovat stejnou výšku vůči povrchu Země, díky ovládnutí povrchu satelitu, který je vystaven tzv. „Zbytkové atmosféře“. Toho je docíleno řízením atmosférického odporu, působícího na CubeSat. [36]

Zbytková atmosféra je pojem dokazující, že i ve výšce větší než 300 km existuje atmosférický tlak, který v této výšce nabývá hodnot přibližně 0,1 Pa. Pro porovnání, hodnota běžného atmosférického tlaku je 101,325 kPa. Díky tomu jsme změnou polohy (výšky) satelitu schopni měnit a kontrolovat odporovou sílu v náš prospěch. [36]

V průběhu celé fáze 1 jsou solární panely upevněné k satelitu, uložené v podélné pozici vůči satelitu, jak je ukázáno na obr. 4-2. Je tomu tak z důvodu udržení co nejnižší setrvačnosti a co nejjednodušší ovladatelnosti satelitu. [36]

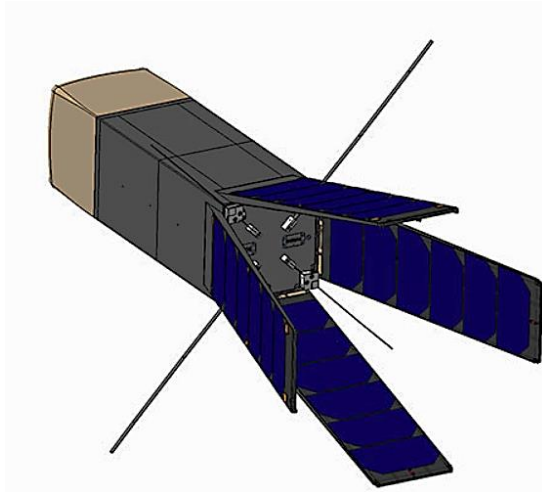


Obr. 4-2 Pozice solárních panelů během první fáze [36]

4.1.3 FÁZE 2

Na konci fáze 1 (na začátku fáze 2), je očekávaná výška satelitu přibližně 320 km. V této výšce dojde k uvolnění a natočení solárních panelů o 15° vůči ose satelitu (obr. 4-3). [36]

Tím je dosaženo zvýšení atmosférického odporu, snížení celkové rychlosti a dojde k pomalému počátku sestupu satelitu. [36]



Obr. 4-3 Pozice solárních panelů ve fázi číslo 2 [36]

4.1.4 LPM

„LPM“ („Low power mode“) neboli úsporná fáze je mezifáze, probíhající mezi fázemi 2 a 3. V průběhu LPM dochází k vypínání nepotřebných podsystémů, celkovému „útlumu“ satelitu a dobíjení baterií, tak aby satelit přežil cestu skrze atmosféru. [36]

4.1.5 FÁZE 3

Fáze 3 už je samotný návrat, při kterém budou měřená data zpracovávána a uložena. Jde o zdaleka nejnáročnější část celé mise, jelikož v průběhu celého sestupu na satelit působí extrémní teploty (překračují $10000\text{ K} = 9726,85\text{ °C}$). Z toho důvodu je CubeSat chráněn izolací (systém tepelné ochrany), vyrobenou z ablativního materiálu. [36]

Právě díky obrovským teplotám dochází okolo sestupujícího CubeSat satelitu ke vzniku mraku volných elektronů. Ten má za následek blokadu spojení se mezi satelitem a pozemní stanicí během návratu skrze atmosféru. Tento jev nazýváme „Black-out window“, tj. ztráta spojení. [36]

Právě proto nejsou data získávána z úložných disků. Namísto toho jsou odeslána v krátkém časovém intervalu mezi koncem „Black-out window“ jevu a pádem satelitu. [36]

5 ANALÝZA NÁVRATU CUBESAT SATELITU

Jak už bylo v předchozích kapitolách zmíněno, při návratu z kosmu působí na objekt značná zatížení. Je žádoucí, aby nám tato zatížení při analýze návratu byla známá. Na základě jejich hodnot jsou poté voleny další body (například materiál) v celkovém návrhu tělesa vracejícího se z vesmíru. [12], [37]

Jako součástí této kapitoly budou představeny veličiny a požadavky, které je nezbytné mít na mysli při výpočtech objektu sestupujícího atmosférou. Dále pak bude vysvětlen pohyb CubeSat satelitu při návratu z nižší oběžné dráhy a jeho přistání. [12], [37]

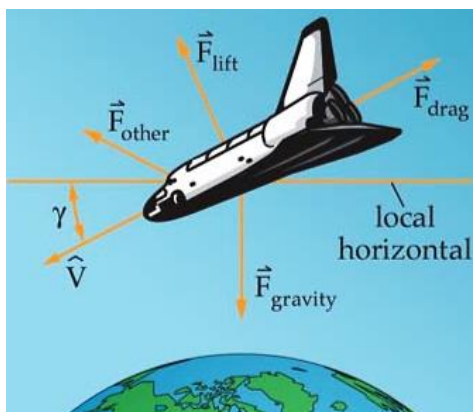
5.1 PROSTUP SATELITU ATMOSFÉROU

5.1.1 SÍLY

Důležitou roli v celkovém výpočtu hrají aerodynamické síly a vliv gravitačního pole Země. Pomocí „řízení“ těchto sil jsme schopni objekt zpomalit a použít vhodnou trajektorii pro jeho sestup atmosférou. [12], [37]

Základními silami působícími na těleso jsou (obr. 5-1): [37]

- **Gravitační síla** („ F_{gravity} “)
- **Odporová síla** („ F_{drag} “)
- **Vztlaková síla** („ F_{lift} “)
- **Jiné síly** („ F_{other} “)



obr. 5-1 Aerodynamické síly [37]

Gravitační síla (Země) je výsledek účinků gravitačního pole Země, které působí na tělesa ve své blízkosti. Místo působení má zpravidla v těžišti tělesa a směřuje do středu (těžiště) planety Země. Gravitační síla se řídí 2. Newtonovým zákonem ve tvaru [12], [37]

$$F_g = mg. \quad (1)$$

kde m [kg] je celková hmotnost tělesa a g [ms^{-2}] je gravitační zrychlení.

Vliv gravitačního pole Země se zvyšující výškou snižuje. Potom platí, že i gravitační zrychlení se s nadmořskou výškou mění podle rovnice (2) [38]

$$g = \frac{F_g}{m} = \frac{GMm}{m(r_z + h)^2} = \frac{GM}{(r_z + h)^2}, \quad (2)$$

kde $G [Nm^2kg^2]$ je tzv. “gravitační konstanta”, $M [kg]$ hmotnost Země, $r_z [m]$ poloměr Země a $h [m]$ je výška ve které se těleso nachází. [38]

Odporová síla je při výpočtu návratu objektu zdaleka nejdůležitější. Jedná se o sílu (odpor), která vzniká vlivem tření a vytváří tak odpor proti směru pohybu. Tato síla závisí na velikosti, tvaru, hustotě atmosféry a rychlosti, kterou se těleso pohybuje. [12], [37]

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 S, \quad (3)$$

přičemž $C_D [-]$ je odporový součinitel, $\rho [kgm^{-3}]$ hustota atmosféry, $v [ms^{-1}]$ rychlost tělesa a $S [m^2]$ odpovídá celkové průřezové ploše. [12], [37]

V případě **vztlakové síly** se jedná sílu kolmou na směr pohybu a odporovou sílu. Využívá se jí zejména v leteckém průmyslu, vhodným tvarováním profilu křídla. Při atmosférickém sestupu však nabývá zanedbatelných hodnot (v porovnání s odporovou silou). [12], [37]

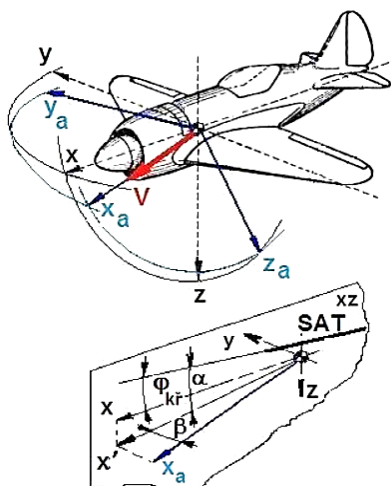
$$L = \frac{1}{2} C_L \rho v^2 S, \quad (4)$$

kde $C_L [-]$ představuje vztlakový součinitel. [12]

5.1.2 SOUŘADNICOVÉ SYSTÉMY

V rámci charakteristiky pohybu návratového modulu je vhodné zavést si souřadnicové systémy, které usnadní sestavení pohybových rovnic. [12]

V případě návratových problémů zavádíme souřadnicové systémy, které určují polohu vzhledem k tzv. lokální horizontální rovině (vodorovná rovina v daném místě) a proudu vzduchu. [12]



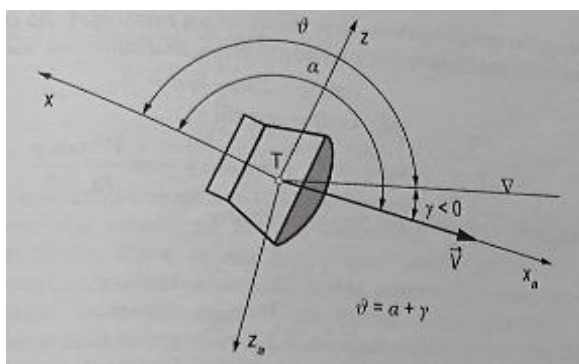
obr. 5-2 Aerodynamický souřadnicový systém [39]

Souřadnicovým systémem, který se využívá při odvozování pohybových rovnic a výpočtů při sestupu tělesa atmosférou, je tzv. **aerodynamický souřadnicový systém**. [12]

Ten je definovaný 3 základními osami (x_a, y_a, z_a), které mají počátek v těžišti tělesa (obr. 5-2). Osa x_a je shodná s vektorem rychlosti a nazýváme ji odporová osa. Osa z_a neboli vztlaková osa, je kolmicí na rychlostní vektor a leží v rovině souměrnosti x - z . Osa y_a , označována jako příčná osa, doplňuje pravoúhlý pravotočivý souřadnicový systém. Každé ose je přiřazena aerodynamická síla (viz. kapitola 5.1.1), která se označuje shodně s osou. Síly směřují opačně vůči kladnému směru os. [12]

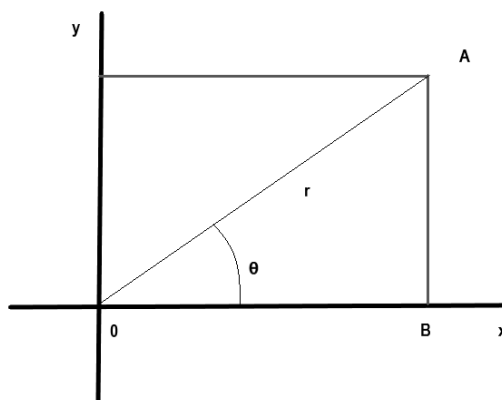
Dále v této souřadné soustavě definujeme 2 základní úhly (α, φ), tzv. úhly obtékání. Úhel α se označuje jako úhel náběhu a leží mezi kladnými směry osy x a průmětu osy x_a (rychlostního vektoru) do roviny souměrnosti x - z . Druhý úhel se označuje jako úhel vybočení φ (na obr. 5-2 je úhel vybočení φ označen jako β) a nachází se mezi rovinou souměrnosti a osou x_a (rychlostním vektorem). [12]

V poslední řadě je třeba si zavést kinematické veličiny tohoto systému. Jsou jimi sklon dráhy letu γ , který svírá rychlostní vektor s horizontální rovinou, a podélný sklon letadla ϑ . Ten je definován jako úhel mezi osou x a horizontální rovinou (obr. 5-3). [12]



obr. 5-3 kinematické veličiny aerodynamického souřadnicového systému [12]

Druhým souřadnicovým systémem je **polární souřadnicový systém**, který je definovaný pouze dvěma veličinami. Vzdáleností od počátku r a úhlem θ (viz. obr. 5-4). V tomto případě vztahujeme polární souřadnicový systém k Zemi. Z toho důvodu je počátek souřadnicového systému shodný se středem Země. [12]

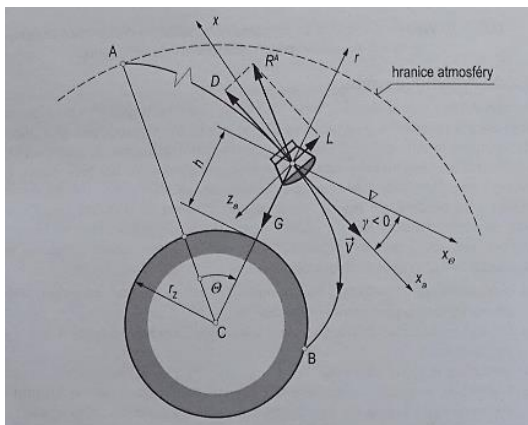


obr. 5-4 Polární souřadnicový systém [12]

Úhel θ se obecně definuje jako úhel mezi osou procházející počáteční polohou (na obr. 5-4 ji představuje spojnice bodů O a B) a úsečkou tvořenou vzdáleností r (na obr. 5-4 spojnice bodů O a A). [12]

5.1.3 POHYBOVÉ ROVNICE

Po zavedení vhodného souřadnicového systému jsme tedy schopni odvodit pohybové rovnice návratového tělesa. Ten je v rámci analýzy zjednodušen na hmotný bod („řízený hmotný bod“), kde je momentová rovnováha splněna. Předpokládáme tedy, že těleso nerotuje okolo svého těžiště. Dále zanedbáváme vlastní rotaci Země a počítáme se všemi silami působícími na těleso tak, jako by měli působit v jeho těžišti. [12]



obr. 5-5 Vektory působící na objekt v polárním souřadnicovém systému [12]

Z obrázku 5-5 lze na základě uvedených předpokladů sestavit pohybové rovnice pro návratové těleso, které po následných úpravách získáváme ve tvaru [12]

$$\dot{v} = -B \frac{1}{2} \rho v^2 - g \sin \gamma, \quad (5)$$

$$v \dot{\gamma} = \frac{1}{2} B \frac{C_L}{C_D} \rho v^2 - \cos \gamma \left(g - \frac{v^2}{r_z + h} \right), \quad (6)$$

kde $\gamma [^\circ]$ je úhel sklonu a $B [m^2 kg^{-1}]$ představuje tzv. balistický koeficient. Jedná se o výpočetní parametr návratové problematiky, který byl zavedený jako výpočetní pomůcka. [12], [37]

$$B = \frac{C_D S}{m}. \quad (7)$$

Tvar rovnic (5) a (6) je finální a lze za jejich pomoci řešit pohyb tělesa při návratu. [12]

5.1.4 BALISTICKÝ SESTUP

Jak již bylo řečeno, při prostupu atmosférou je vliv vztahové síly na těleso v porovnání s odporovou silou zanedbatelný ($L=0$). Tento typ sestupu nazýváme jako Balistický sestup. Pro ten uvažujeme těleso sestupující z nižší oběžné dráhy. Dalším předpokladem je konstantní hodnota podélného sklonu $\gamma = \text{konstantní}$ (využijeme vstupní sklon dráhy γ_A , $\gamma = \gamma_A$). [12]

Na základě této úvahy lze upravit rovnici (6) na zjednodušený vztah [12]

$$v^2 = g(r_z + h). \quad (8)$$

Dále uvažujeme exponenciální závislost hustoty atmosféry na výšce [12]

$$\rho = \rho_0 \exp(-\beta h) = \rho \exp\left(-\frac{h}{H_m}\right), \quad (9)$$

kde $\rho_0 [kgm^{-3}]$ je hustota vzduchu v nulové nadmořské výšce, $H_m [m]$ značí výškovou konstantu a $\beta [m^{-1}]$ výšku atmosférického měřítka. [12], [37]

Po úpravách pohybových rovnic návratového modulu, dostáváme vztah pro rychlost v [12]

$$v = v_A \exp\left(\frac{B\rho_0 \exp(-\beta h)}{2\beta \sin\gamma_A}\right), \quad (10)$$

kdy veličiny $v_A [ms^{-1}]$ a $\gamma_A [^\circ]$ jsou konstantami pro objekt vstupující do atmosféry. [12]

Výsledný vztah pro zrychlení objektu $a [ms^{-2}]$ má pak tvar [12]

$$a = -B \frac{1}{2} \rho v^2, \quad (11)$$

$$a = -B \frac{1}{2} \rho_0 v_A^2 \exp\left(-\beta h + \frac{B\rho_0 \exp(-\beta h)}{\beta \sin\gamma_A}\right). \quad (12)$$

Derivací rovnice (12) podle výšky h , položenou rovno nule, získáváme vztah pro výšku, ve které je zrychlení tělesa maximální $h_a [m]$ [12], [37]

$$h_a = h_{a_{max}} = \frac{1}{\beta} \ln\left(\frac{B\rho_0}{\beta(-\sin\gamma_A)}\right). \quad (13)$$

5.1.5 TEPELNÝ TOK

Asi nejvýznamnější veličinou je Tepelný tok $\dot{Q} [Js^{-1}]$. Ten je definován jako množství tepla dQ přeneseného z jednoho místa na druhé za jednotku času dt . Platí pro něj tedy rovnice [12]

$$\dot{Q} = \frac{dQ}{dt}. \quad (14)$$

Tepelný tok se odvozuje pomocí veličiny zvané hustoty tepelného toku $\dot{q}_s [Jm^{-2}s^{-1}]$. Ta představuje množství tepla dQ přeneseného skrze plochu dS za jednotku času dt . Pak můžeme její definiční vztah obecně zapsat ve tvaru [12]

$$\dot{q}_s = \frac{d\dot{Q}}{dS}. \quad (15)$$

Výsledný vztah pro hustotu tepelného toku, má tvar [12]

$$\dot{q}_s = \frac{C_f}{4} \rho v^3, \quad (16)$$

$$\dot{q}_s = \frac{C_f}{4} \rho_0 v_A^3 \exp\left(-\beta h + \frac{3B\rho_0 \exp(-\beta h)}{2\beta \sin\gamma_A}\right), \quad (17)$$

kde $C_f [-]$ je součinitel tření závislý na hodnotě Reynoldsova čísla $Re [-]$.

Tepelný tok pak získáme pouze integrací rovnice (19) po ploše S [12]

$$\dot{Q} = \frac{C_f}{4} \rho v^3 S. \quad (18)$$

$$\dot{Q} = \frac{C_f}{4} \rho_0 S v_A^3 \exp\left(-\beta h + \frac{3B\rho_0 \exp(-\beta h)}{2\beta \sin\gamma_A}\right). \quad (19)$$

Další užitečnou veličinou je výška, ve které bude hodnota tepelného toku maximální h_Q [m]. Tu získáme derivací rovnice (22) podle výšky h , kterou následně položíme rovno nule (hledáme extrém). Výšku získáme v následujícím tvaru [12]

$$h_Q = h_{Q_{max}} = \frac{1}{\beta} \ln\left(\frac{3B\rho_0}{2\beta(-\sin\gamma_A)}\right). \quad (20)$$

5.2 PŘÍSTÁNÍ

Při finální fázi celkového setupu (přistání) se využívá různých pomůcek pro lepší zpomalení tělesa. Nejpoužívanějšími jsou přistávací (brzdící) motory a padáky, případně jejich kombinace. Jelikož jsou ale CubeSat satelity omezeny rozměrově i hmotnostně (viz. kapitola 3), není moc prostoru pro složité brzdící pomůcky. Proto bude v případě této práce uvažován pouze padák. [12], [22]

Pro padák platí, že se použije až ve chvíli, kdy je těleso zpomaleno atmosférou a už nedochází k ohřevu. Platí pro něho pohybová rovnice (5), kterou po úpravě dostáváme ve tvaru [12]

$$\dot{v} = -g \sin\gamma - \frac{(C_{DSat} + C_{DP})}{2 * m} \rho v^2 (S_{Sat} + S_P) = a, \quad (21)$$

kde C_{DSat} [-] je odporový součinitel satelitu, C_{DP} [-] odporový součinitel padáku, S_P [m²] průřezová plocha padáku a S_{Sat} [m²] je průřezová plocha satelitu. [12]

Hledanou veličinou je plocha S_P , která se získá vyjádřením z rovnice (24) [12]

$$S_P = \frac{-2m(g \sin\gamma + a)}{(C_{DSat} + C_{DP})\rho v^2} - S_{Sat} = \frac{-2m(g \sin\gamma + a)}{(C_{DSat} + C_{DP})\rho_0 \exp(-\beta h_P) v^2} - S_{Sat}. \quad (22)$$

Jelikož se plocha padáku nebude v průběhu závěrečného přistání měnit, lze použít pro rychlost v a zrychlení a , hodnoty v okamžiku otevření padáku (v_1 [ms⁻¹], a_1 [ms⁻¹]). Zároveň je však třeba najít plochu padáku, která bude CubeSat satelit zpomalovat po celou dobu přistávací fáze. Hledáme tedy maximální možnou plochu S_P . Tu získáme při „plném“ působení (maximální hodnotě) gravitační síly F_g , tj. pokud platí, že $\sin\gamma = -1$, respektive $\gamma = -90^\circ$. [12]

Při aplikaci těchto předpokladů dostáváme rovnici (22) ve tvaru

$$S_P = \frac{-2m(-g + a_1)}{(C_{DSat} + C_{DP})\rho_0 \exp(-\beta h_P) v_1^2} - S_{Sat}. \quad (23)$$

5.3 VZOROVÝ VÝPOČET

Uvažované vstupní hodnoty:

$h_{max} = 150,000 \text{ km}$ – počáteční výška výpočtu (spodní hranice nižší oběžné dráhy)

$$\rho_0 = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \text{ – podle [37]}$$

$$\beta = 1,390 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{m}} \text{ – podle [37]}$$

$m_{Sat} = 3,900 \text{ kg}$ – uvažovaná hmotnost CubeSat satelitu („3U“) – podle [22]

$$S_{Sat} = 0,010 \text{ m}^2 \text{ – [22]}$$

$m_P = 0,275 \text{ kg}$ – předpokládaná hmotnost padáku – podle [41]

$$v_A = 8,000 \frac{\text{km}}{\text{s}} = 8000,000 \frac{\text{m}}{\text{s}} \text{ – podle [37]}$$

$\gamma_A = -5,000^\circ$ – uvažovaný vstupní úhel sklonu

$$C_{DSat} = 0,420 \text{ – podle [40]}$$

$$C_{DP} = 0,420 \text{ – podle [40]}$$

$$C_f = 0,002 \text{ – podle [12]}$$

$$G = 6,670 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2\text{kg}^2 \text{ – podle [38]}$$

$$M = 5,972 \cdot 10^{24} \text{ kg} \text{ – podle [38]}$$

$$r_z = 6,371 \cdot 10^6 \text{ m} \text{ – podle [38]}$$

Výpočet sestupu:

Celková hmotnost je dána součtem hmotnosti CubeSat satelitu m_{Sat} a uvažované hmotnosti padáku m_P

$$m = m_{Sat} + m_P = 3,900 + 0,275 = 4,175 \text{ kg}$$

Balistický koeficient B lze dopočítat podle rovnice (7). [12]

$$B = \frac{C_{DSat} S_{Sat}}{m} = \frac{0,420 \cdot 0,010}{4,175} = 0,001 \frac{\text{m}^2}{\text{kg}}$$

Ze vztahu pro hustotu atmosféry ρ (9), po dosažení intervalu hodnot výšky h , získáme graf 5-1 zobrazující vliv výšky na hustotu atmosféry. Graf 5-1 nám tedy dokazuje již zmíněný nárůst hustoty s klesající výškou. [12]



Graf 5-1 Změna atmosférické hustoty při sestupu atmosférou [12]

Víme, že při návratu atmosféra vytváří odpor proti směru pohybu prostupujícího tělesa. Z toho vyplývá, že rychlost tělesa v se bude s klesající výškou h snižovat. Ze vztahu (10) dostáváme graf 5-2. [12]

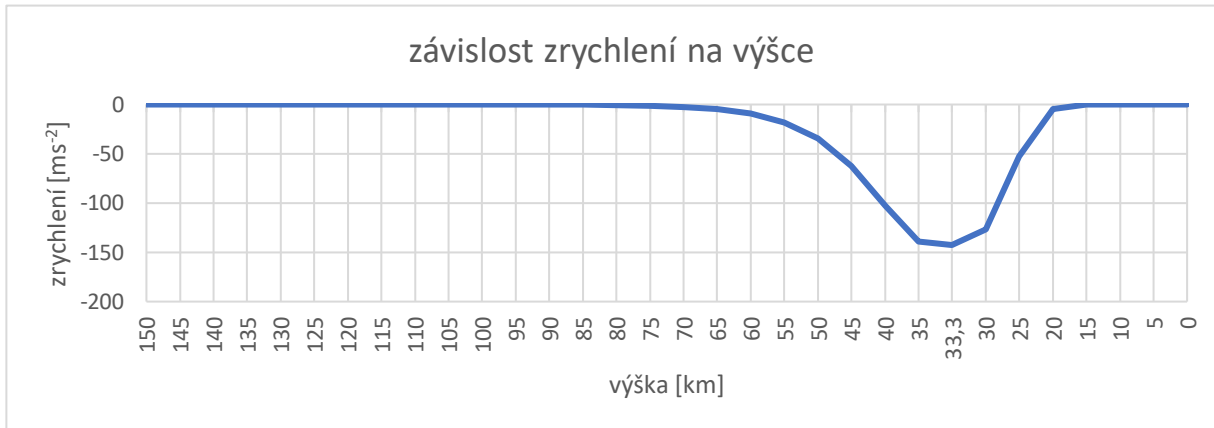


Graf 5-2 Změna velikosti rychlosti objektu při sestupu atmosférou [12]

V grafu 5-2 je vidět výrazný pokles rychlosti, který je způsobený již mnohokrát zmíněným odporem atmosféry. Takto „drastické“ zbrzdění je z části způsobeno i vstupními hodnotami. Konkrétně odporovým koeficientem C_{DSat} , průřezovou plochou satelitu S_{Sat} a hmotností m . Zvýšením hmotnosti nebo snížením odporového koeficientu a průřezové plochy by se dalo docílit o něco mírnějšího poklesu rychlosti. [12]

Zde však vstupní hodnoty omezují obecně dané parametry CubeSat satelitů, kterých se je třeba držet. Ty by se dali „obejít“ zvýšením vstupního úhlu sklonu γ_A , čímž by došlo k mírně pozvolnějšímu poklesu rychlosti satelitu. Zapříčinilo by to však velký vzestup hodnot tepelného toku. [12]

Zrychlení působí při návratu CubeSatu opět proti směru pohybu. Jak se hodnota zrychlení a mění při sestupu popisuje graf 5-3. [12]



Graf 5-3 Změna velikosti zrychlení objektu při sestupu atmosférou [12]

Z rovnice (13) získáme hodnotu výšky h_a , při které je zrychlení maximální. [12]

$$h_a = h_{a_{max}} = \frac{1}{\beta} \ln \left(\frac{B \rho_0}{\beta (-\sin \gamma_A)} \right) = \frac{1}{1,390 \cdot 10^{-4}} \cdot \ln \left(\frac{0,001 \cdot 1,225}{1,390 \cdot 10^{-4} \cdot (-\sin(-5,000^\circ))} \right) =$$

$$= 33\,253,604 \text{ m}$$

Maximální zrychlení a_{max} pak dostaneme dosazením výšky h_a do rovnice (12). [12]

$$a_{max} = -B \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_A^2 \cdot \exp \left(-\beta \cdot h_a + \frac{B \cdot \rho_0 \cdot \exp(-\beta \cdot h_a)}{\beta \cdot \sin \gamma_A} \right) =$$

$$= -0,001 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 8000,000^2 \cdot$$

$$\cdot \exp \left(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 33\,253,604 + \frac{0,001 \cdot 1,225 \cdot \exp(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 33\,253,604)}{1,390 \cdot 10^{-4} \cdot \sin(-5,000^\circ)} \right) =$$

$$= -142,615 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

Zrychlení se většinou udává v tzv. „G’s“ neboli v násobcích gravitačního zrychlení na Zemi ($G=g=9,810 \text{ ms}^{-2}$). Maximální zrychlení CubeSat satelitu je pak přibližně 14,538 G. Pro porovnání, průměrný člověk vydrží „pouhých“ 5 G ($49,050 \text{ ms}^{-2}$). Trénování piloti jsou pak se speciálním vybavením (anti-G obleky) schopni vydržet až 12 G ($117,72 \text{ ms}^{-2}$). V tomto případě, se však nejedná o návrat lidské posádky a limity tedy nejsou závislé na lidském faktoru. [42]

Veličinou, které je třeba věnovat největší pozornost je tepelný tok \dot{Q} . Ten stejně jako zrychlení v průběhu sestupu narůstá a potom, co je rychlost snížena, začíná klesat. Z rovnice (22) lze sestavit graf závislosti tepelného toku na výšce h , 5-4. [12]



Graf 5-4 Změna velikosti tepelného toku objektu při sestupu atmosférou [12]

Pro výpočet maximálního tepelného toku \dot{Q}_{max} je potřebné nejprve vypočítat výšku h_Q , ve které je tepelný tok maximální. Tu získáme dosazením do rovnice (23). [12]

$$h_Q = h_{\dot{Q}_{max}} = \frac{1}{\beta} \ln \left(\frac{3B\rho_0}{2\beta(-\sin\gamma_A)} \right) = \frac{1}{1,390 \cdot 10^{-4}} \cdot$$

$$\cdot \ln \left(\frac{3 \cdot 0,001 \cdot 1,225}{2 \cdot 1,390 \cdot 10^{-4} \cdot (-\sin(-5,000^\circ))} \right) = 36\,170,619 \text{ m}$$

Dosazením výšky maximálního tepelného toku h_Q do vztahu (22) pak získáme maximální tepelný tok \dot{Q}_{max} . [12]

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{max} &= \frac{C_f}{4} \rho_0 S v_A^3 \exp \left(-\beta h_Q + \frac{3B\rho_0 \exp(-\beta h_Q)}{2\beta \sin\gamma_A} \right) = \\ &= \frac{0,002}{4} \cdot 1,225 \cdot 0,010 \cdot 8000,000^3 \cdot \\ &\quad \cdot \exp \left(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 36\,170,619 \right. \\ &\quad \left. + \frac{3 \cdot 0,001 \cdot 1,225 \cdot \exp(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 36\,170,619)}{2 \cdot 1,390 \cdot 10^{-4} \cdot \sin(-5,000^\circ)} \right) = \\ &= 7560,883 \frac{J}{s} \end{aligned}$$

Důležitým milníkem je konec tzv. fáze „ohřevu“, který z grafu 5-4 lze vidět přibližně ve výšce 15 km. V této výšce nabývá tepelný tok velmi malých hodnot, konkrétně $0,002 \text{ Js}^{-1}$. [12]

Maximální hustotu tepelného toku \dot{q}_{smax} vypočítáme vydělením maximálního tepelného toku \dot{Q}_{max} plochou S nebo z rovnice (20). [12]

$$\begin{aligned}\dot{q}_{smax} &= \frac{\dot{Q}_{max}}{S} = \frac{C_f}{4} \rho_0 v_A^3 \exp\left(-\beta h_Q + \frac{3B\rho_0 \exp(-\beta h_Q)}{2\beta \sin\gamma_A}\right) = \\ &= \frac{0,002}{4} \cdot 1,225 \cdot 8000,000^3 \cdot \\ &\quad \cdot \exp\left(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 361\,70,619\right. \\ &\quad \left.+ \frac{3 \cdot 0,001 \cdot 1,225 \cdot \exp(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 36\,170,619)}{2 \cdot 1,390 \cdot 10^{-4} \cdot \sin(-5,000^\circ)}\right) = \\ &= 756\,088,295 \frac{J}{m^2s} = 0,756 \cdot 10^6 \frac{J}{m^2s} = 0,756 \frac{MJ}{m^2s}\end{aligned}$$

V kapitole 5.1.5 už bylo předesláno, že tepelný tok je v rámci této analýzy klíčovou veličinou. Tepelná ochrana návratových těles je schopna sice pojmout obrovské množství energie (v řádech MJm^{-2}), je ale silně náchylná na přírůstek tepla neboli tepelný tok. Z výpočtu plyne, že maximální hodnota tepelného toku, respektive hustoty tepelného toku je $0,756 MJm^{-2}s^{-1}$. [16]

Při potřebě tak vysoké tepelné vodivosti se používají ablativní systémy tepelné ochrany. Jako nejvhodnějším zástupcem se zde jeví tzv. „Carbon-phenolic“. Ten byl použit u misí, kde tělesa čelila extrémním podmínkám, například u mise sondy Galileo. Jeho odolnost vůči hustotě tepelného toku nabývá hodnot i v řádech $MJm^{-2}s^{-1}$ (byl i testován pod maximální hodnotou hustoty tepelného toku $3,2 MJm^{-2}s^{-1}$). [16], [21]

Potřebná plocha přistávacího padáku:

Padáky se používají pouze v závěrečné (přistávací) fázi, neslouží tedy ke zpomalení tělesa při návratu, ale pouze ke snížení přistávací rychlosti. Z tohoto důvodu se padák používá až poté, co je těleso zpomaleno atmosférou a ohřev již není tak významný. [12]

Maximální přípustná rychlost při otevření padáku, používaných u malých těles, je přibližně $80 kmh^{-1}$ ($22,222 ms^{-1}$). Dále je třeba, aby nedocházelo k dalším velkému ohřevu tělesa. Z grafů 5-2 a 5-4 je vidět, že CubeSat se přestává ohřívat přibližně ve výšce $15 km$. V této výšce je zároveň již dostatečně zpomalen (jeho rychlost je pod hranicí $22,222 ms^{-1}$). Z toho důvodu může být padák otevřen ve chvíli, kdy CubeSat dosáhne této výšky ($15 km$). [12], [41]

Padáky používané pro návratová tělesa mohou být používaná při velkých výškách i rychlostech. Taková tělesa jsou však mnohem hmotnější a zpomalují déle. I přesto je výška $15 km$, relativně vysoká hodnota a ovlivnila by přesnost místa přistání.

Vstupní hodnoty pro výpočet plochy padáku (rychlost v_I a zrychlení a_I) se odečtou z grafů 5-2 a 5-4, kdy jako výšku otevření padáku h_P uvažujeme $15 km$. Rychlost v okamžiku otevření padáku v_I je potom rovna $14,365 ms^{-1}$ a zrychlení a_I nabývá hodnoty $-0,016 ms^{-2}$.

$$v_1 = 14,365 \frac{m}{s}$$

$$h_p = 15,000 \text{ km} = 15\,000,000 \text{ m}$$

$$a_1 = -0,016 \frac{m}{s^2}$$

Gravitační zrychlení se mírně mění s nadmořskou výškou, proto dosazením výšky otevření padáku h_p do rovnice (2) získáme jeho přesnou hodnotu. [38]

$$g = \frac{GM}{(r_z + h)^2} = \frac{GM}{(r_z + h_p)^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,972 \cdot 10^{24}}{(6,371 \cdot 10^6 + 15000,000)^2} = 9,768 \frac{m}{s^2}$$

Plochu S_p poté dopočítáme, pomocí získaných veličin, z rovnice (23). [12]

$$\begin{aligned} S_p &= \frac{-2m(-g + a_1)}{(C_{DSat} + C_{DP})\rho_0 \exp(-\beta h_p) v_1^2} - S_{sat} = \\ &= \frac{-2 \cdot 4,175 \cdot (-9,768 - 0,016)}{(0,420 + 0,420) \cdot 1,225 \cdot \exp(-1,390 \cdot 10^{-4} \cdot 15000,000) \cdot 14,365^2} - 0,010 = \\ &= 3,085 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Bylo by tedy bylo zapotřebí použít padák o průřezové ploše $3,085 \text{ m}^2$. Zároveň by bylo vhodné použít padák s lepší odolností vůči vlhkosti a vyšším teplotám, respektive nižším teplotám.

Zhodnocení:

Při použití uvažovaných vstupních parametrů, dosahuje CubeSat zrychlení a (a_{max}) o hodnotě $-142,615 \text{ ms}^{-2}$, tepelný tok \dot{Q} (\dot{Q}_{max}) hodnoty $7560,883 \text{ Js}^{-1}$ a hustota tepelného toku \dot{q} (\dot{q}_{max}), pak $0,756 \text{ MJm}^{-2}\text{s}^{-1}$. Dále je za potřebí použít padák o průřezové ploše $S_p=3,085 \text{ m}^2$.

Jak už bylo předesláno, největší problém zde představuje tepelný tok (hustota tepelného toku), jehož hodnota je stále dost vysoká, a je mu tedy potřeba přizpůsobit tepelnou ochranu. Vypočítané maximální zrychlení by v tomto případě až takový problém nepředstavovalo, jelikož návrat není omezen lidským faktorem.

Dále je pro pozvolnější zpomalení, při přistávací fázi, třeba použít padák o vhodné velikosti a s lepší odolností proti náročnějším podmínkám (odolnost proti vlhkosti a teplotám).

Na základě těchto hodnot lze tedy říct, že prostup CubeSat satelitu skrze atmosféru by při vhodné volbě tepelné ochrany a konstrukci byl teoreticky možný.

ZÁVĚR

Cílem této závěrečné práce bylo vypracovat rešerši technologií návratových modulů a následně provést předběžnou analýzu návratu miniaturního CubeSat satelitu z nižší oběžné dráhy.

Úvodní kapitola popisuje, jak návratový modul typicky vypadá a k čemu slouží. Dále je zde uvedena historie návratových modulů a konkrétní moduly, jako je například Vostok nebo modul Apollo 11.

Druhá kapitola se věnuje samotným technologiím návratových modulů. Vysvětluje, jak funguje návrat na planetu s atmosférou, tak na planetu bez atmosféry. Stručně také popisuje přenos tepla, ke kterému dochází při aerodynamickému ohřevu. Na závěr jsou uvedeny tzv. „systémy tepelné ochrany“, chránící návratové moduly při sestupu atmosférou. Ty se dělí podle změny hmotnosti a materiálových vlastnosti na 2 typy, přičemž ke každému typu jsou uvedeny příklady.

Třetí kapitola je věnovaná CubeSat satelitům. Jsou vysvětleny jejich parametry, požadavky na CubeSaty, jejich historie a vývoj. Dále popisuje schránku, do které jsou CubeSat satelity ukládány neboli „Dispenser system“ a jak se CubeSaty dostávají do kosmu. Kapitola je zakončena významnými CubeSat misemi a rozvojem tohoto oboru v rámci České republiky.

Poslední část rešerše popisuje projekt „Qarman“, který se věnuje využitelnosti CubeSat satelitů a řeší podobný problém jako tato bakalářská práce.

Závěrečná část se skládá z teoretického popisu předběžné analýzy návratu CubeSatu a vzorového výpočtu. Teoretický popis obsahuje klíčové veličiny pro výpočet, které jsou zde vysvětleny. Ze vzorového výpočtu jsou získány maximální hodnoty zrychlení objektu a_{max} , tepelného toku \dot{Q}_{max} a hustoty tepelného toku \dot{q}_{max} . Po výpočtu těchto veličin následuje jednoduchý návrh potřebné průřezové plochy padáku S_p , pro přistávací fázi.

Na základě získaných hodnot lze v rámci předběžné analýzy říct, že by bylo potřeba použít tepelnou ochranu s velmi vysokou tepelnou vodivostí. Při potřebě velmi vysoké odolnosti proti přírůstku hustoty tepelného toku, se většinou užívá ablativních systému tepelné ochrany (například „Carbon-phenolic“). Poté co se satelit přestane ohřívat, je třeba použít padák o vypočítané průřezové ploše pro závěrečné zpomalení před přistáním.

Po zhodnocení výsledků lze tedy považovat návrat CubeSat satelitu, za teoreticky možný (v rámci předběžné analýzy).

POUŽITÉ ZDROJE

- [1] D. LAUNIUS, Roger. History of reentry. In: *Roger Launius's Blog* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): Launius, 1.12.2014 [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <https://launiusr.wordpress.com/2014/12/01/a-short-history-of-reentry-and-recovery-from-space-in-less-than-1000-words/>
- [2] AEROTHERMODYNAMICS OF BLUNT BODY ENTRY VEHICLES. In: *CiteSeerX* [online]. Pensylvánie (Spojené státy americké): The Pennsylvania State University, c2007-2019 [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.475.2417&rep=rep1&type=pdf>
- [3] KOPEČNÝ, Jakub. *Srovnání návratových kosmických těles* [online]. Praha, 2019, 62 s [cit. 2020-04-10]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/84269/F2-BP-2019-Kopecny-Jakub-srovnani_navratovych_kosmickych_tele.pdf?sequence=-1&isAllowed=y. Bakalářská práce. České vysoké učení technické v Praze, fakulta Strojní, Ústav letadlové techniky. Vedoucí práce Jaroslav Kousal.
- [4] Vostok 1. *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1961-012A>
- [5] Vostok 1. In: *Bubbletop* [online]. Montreal (Kanada): Adux Media, c2019 [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: https://babbletop.com/10-amazing-spaceships/tumblr_inline_oob4sugdnn1romqng_1280/
- [6] Mercury capsule. *Museum of flight* [online]. Seattle, (Spojené státy americké): The Museum of Flight, c2020 [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <https://www.museumofflight.org/spacecraft/mcdonnell-mercury-capsule-reproduction>
- [7] What Was the Gemini Program? In: *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA, 16.3.2011 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-was-gemini-program-58.html>
- [8] *Smithsonian National Air and Space Museum* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): Smithsonian National Air and Space Museum [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <https://airandspace.si.edu/>
- [9] Apollo 11. *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1969-059A>
- [10] Apollo 11. In: *Space Exploration* [online]. New York (Spojené státy americké): Stack Overflow, c2020 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://space.stackexchange.com/questions/35956/where-are-the-apollo-forward-heat-shields-currently-located>

- [11] PEDROCHE, Israel. Orion. In: *ALTER TECHNOLOGY* [online]. Madrid (Španělsko): ALTER TECHNOLOGY, c2019 [cit. 2020-04-12]. Dostupné z: <https://wpo-altertechnology.com/multi-purpose-crew-vehicle-orion-mpcv/>
- [12] Návratové problémy. DANĚK, Vladimír. *Mechanika kosmického letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018, s. 264-290. ISBN 978-80-7204-984-4.
- [13] Reentry technologies. *Esa* [online]. Paříž (Francie): ESA [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/IXV/Reentry_technologies
- [14] HIRSCHHEL, Ernst Heinrich. *Basics of Aerothermodynamics* [online]. 3rd ed. Heidelberg: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005 [cit. 2020-04-15]. ISBN 3-540-22132-8. Dostupné z: https://www.academia.edu/794907/Basics_of_Aerothermodynamics?auto=download
- [15] Boundary layer. In: *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/boundlay.html>
- [16] Thermal Protection Materials and Systems: Past, Present, and Future. In: *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA, 4.4.2013 [cit. 2020-04-10]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20130014035.pdf>
- [17] Thermal Protection Systems. In: *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-04-10]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/584728main_Wings-ch4b-pgs182-199.pdf
- [18] AFRSI. *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA, 2002 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/blankets.html>
- [19] HRSI tiles. *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA, 2002 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/hrcitiles.html>
- [20] Low Density Ablators. *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/ames/thermal-protection-materials/tps-materials-development/low-density-ablators.html>
- [21] PAGLIA, Laura, Jaccopo TIRILLO, Francesco MARRA, Cecilia BARTULI, Antonia SIMONE, Teodoro VALENTE a Giovanni PULCI. Carbon-phenolic ablative materials for re-entry space vehicles: plasma wind tunnel test and finite element modeling. TIRILLO, Jaccopo, Cecilia BARTULI a Teodoro VALENTE. *Materials and Design* [online]. 90. Itálie: Elsevier BV, 2016, 15.1.2016, **90**, 1170-1180 [cit. 2020-06-17]. DOI: 10.1016/j.matdes.2015.11.066. ISBN 0264-1275. ISSN 0264-1275. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0264127515308066>

- [22] CubeSat 101. In: *CubeSat* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA [cit. 2020-06-13]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf
- [23] KUNEŠ, Michal. *Návrh kosmické mise CubeSat* [online]. Praha, 2016 [cit. 2020-02-27]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/65212/F3-DP-2016-Kunes-Michal-F3-DP-2016-Kunes-Michal-Kunes_Navrh_kosmicke_mise_CubeSat.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Diplomová práce. České Vysoké učení technické v Praze, Fakulta elektrotechnická, Katedra měření. Vedoucí práce René Hudec.
- [24] P-POD. In: *CubeSat* [online]. San Luis Obispo (Spojené státy americké, Kalifornie): California Polytechnic State University, c2020 [cit. 2020-06-13]. Dostupné z: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5806854d6b8f5b8eb57b83bd/1476822350599/P-POD_MkIIIRevE_UserGuide_CP-PPODUG-1.0-1_Rev1.pdf
- [25] List of CubeSats. *Wikipedia* [online]. San Francisco (spojené státy americké, Kalifornie): Wikimedia, 2003 [cit. 2020-02-28]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_CubeSats
- [26] *EoPortal directory* [online]. Paříž (Francie): ESA, c2000-2020 [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/home>
- [27] LONG, Matthew, Allen LORENZ, Greg RODGERS, Eric TAPIO, Glenn TRAN, Keoki JACKSON a Robert TWIGGS. A CUBESAT DERIVED DESIGN FOR A UNIQUE ACADEMIC RESEARCH MISSION IN EARTHQUAKE SIGNATURE DETECTION. In: *Quakefinder* [online]. Cambridge (Spojené království Velké Británie a Severního Irska): QuakeFinder, c2020 [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: https://www.quakefinder.com/research/pdf/SSC_PAPER_SSC02-IX-6.pdf
- [28] AAU [online]. Aalborg (Dánsko): Aalborg University, 2001 [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: <http://www.space.aau.dk/cubesat/>
- [29] BLUCK, John. GeneSat-1. In: *Nasa* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): NASA, 23.6.2007 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/ames/missions/2007/genesat1.html>
- [30] PW-Sat2. *Wikipedia* [online]. San Francisco (spojené státy americké, Kalifornie): Wikimedia, 2001 [cit. 2020-02-28]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/PW-Sat2>
- [31] What is PW-Sat2. *Pw-sat* [online]. Varšava (Polsko): Warsaw University of Technology [cit. 2020-02-28]. Dostupné z: <https://pw-sat.pl/en/mission/>
- [32] PW-Sat2 blog. In: *Pw-sat* [online]. Varšava (Polsko): Warsaw University of Technology [cit. 2020-03-09]. Dostupné z: <https://pw-sat.pl/blog/>
- [33] VZLÚ připravuje nanosatelit typu CubeSat. In: *VZLÚ* [online]. Praha: Výzkumný a zkušební letecký ústav, c2015 [cit. 2020-02-27]. Dostupné z: <https://www.vzlu.cz/cs/vzlu-pripravuje-nanosatelit-typu-cubesat-c429.html>

- [34] *VZLUSAT-1* [online]. Praha: Výzkumný a zkušební letecký ústav, c2020 [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: <http://vzlusat1.cz/cs/>
- [35] ŠUSTERA, Jiří. Družice Lucky-7. In: *Gisat* [online]. Praha: Gisat, 12.7.2019 [cit. 2020-02-27]. Dostupné z: <http://www.gisat.cz/content/cz/novinky/zpravy-ze-sveta/997-druzice-lucky-7-je-prvni-dot-dot-dot>
- [36] *Qarman* [online]. Sint-Genesius-Rode (Belgie): von Karman Institute for Fluid Dynamics [cit. 2020-02-28]. Dostupné z: <https://www.vki.ac.be/index.php/qarman-home>
- [37] Returning from space: re-entry. In: *Federal aviation administration* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): U.S. Department of Transportation [cit. 2020-04-25]. Dostupné z: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/iii.4.1.7_returning_from_space.pdf
- [38] Understanding Orbits. In: *Federal aviation administration* [online]. Washington, D.C. (Spojené státy americké): U.S. Department of Transportation [cit. 2020-06-20]. Dostupné z: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/III.4.1.3_Understanding_Orbits.pdf
- [39] Souřadnicové systémy. In: *O letadlech* [online]. Uherské Hradiště: Slavětínský [cit. 2020-04-15]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Sour_soustavy.aspx
- [40] Drag coefficient. In: *Bright Hub Engineering* [online]. Troy (Spojené státy americké): Bright Hub Engineering, c2020, 4.12.2009, s. 1 [cit. 2020-06-11]. Dostupné z: <https://www.brighthubengineering.com/hydraulics-civil-engineering/58434-drag-force-for-fluid-flow-past-an-immersed-object/>
- [41] Padáky GBS. *Djitelink* [online]. Praha: Djlink [cit. 2020-06-18]. Dostupné z: <https://www.djitelink.cz/cs/padaky/3773-padak-gbs-1050-inspire.html>
- [42] MELECHOVSKÝ, David Melechovský. Přetížení. In: *Aeroweb* [online]. Brno: Mavisys, c2005-2020, 09.06.2008 [cit. 2020-06-23]. ISSN ISSN 1801-6847. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/1241-pretizeni>

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Značení	jednotka	Veličina
a	$[ms^{-2}]$	Zrychlení tělesa
a_1	$[ms^{-2}]$	Zrychlení tělesa při otevření padáku
a_{max}	$[ms^{-2}]$	Maximální zrychlení tělesa
B	$[m^2kg^{-1}]$	Balistický koeficient
C_D	$[-]$	Odporový součinitel
C_{DP}	$[-]$	Odporový součinitel padáku
C_{DSat}	$[-]$	Odporový součinitel satelitu
C_f	$[-]$	Součinitel tření
C_L	$[-]$	Vztlakový součinitel
D	$[N]$	Odporová síla
F_g	$[N]$	Gravitační síla
g	$[ms^{-2}]$	Gravitační zrychlení
G	$[Nm^2kg^2]$	Gravitační konstanta
h	$[m]$	Výška od povrchu Země
h_a	$[m]$	Výška maximálního zrychlení
H_m	$[m]$	Výšková konstanta
h_{max}	$[m]$	Počáteční výška
h_Q	$[m]$	Výška maximálního tepelného toku
L	$[N]$	Vztlaková síla
m	$[kg]$	Celková hmotnost tělesa
M	$[kg]$	Hmotnost Země
m_P	$[kg]$	Hmotnost padáku
m_{Sat}	$[kg]$	Hmotnost satelitu
\dot{Q}	$[J*s^{-1}]$	Tepelný tok
\dot{q}	$[Jm^{-2}s^{-1}]$	Hustota tepelného toku
\dot{Q}_{max}	$[J*s^{-1}]$	Maximální tepelný tok
\dot{q}_{max}	$[Jm^{-2}s^{-1}]$	Maximální hustota tepelného toku
r	$[m]$	Vzdálenost bodu od počátku
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo
r_z	$[m]$	Poloměr Země
S	$[m^2]$	Celková průřezová plocha
S_P	$[m^2]$	Průřezová plocha padáku

Značení	jednotka	Veličina
S_{Sat}	$[m^2]$	Průřezová plocha satelitu
v	$[ms^{-1}]$	Rychlost tělesa
v_0	$[ms^{-1}]$	Rychlost tělesa ve stagnačním bodě
v_1	$[ms^{-1}]$	Rychlost tělesa při otevření padáku
v_∞	$[ms^{-1}]$	Rychlost okolního proudu vzduchu
v_A	$[ms^{-1}]$	Vstupní rychlost tělesa
α	$[^\circ]$	Úhel náběhu
β	$[m^{-1}]$	Výška atmosférického měřítka
γ	$[^\circ]$	Úhel sklonu
γ_A	$[^\circ]$	Vstupní úhel sklonu
θ	$[^\circ]$	Úhel polárního souřadnicového systému
ρ	$[kgm^{-3}]$	Hustota atmosféry
ρ_0	$[kgm^{-3}]$	Hustota vzduchu v nulové nadmořské výšce
φ	$[^\circ]$	Úhel vybočení
ε	$[^\circ]$	Podélný úhel sklonu