

**ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI**  
**FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ**

**Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**Konstrukce pikosatelitu CubeSat z hlediska radiálního  
stínění elektronických systémů**

**vedoucí práce: Ing. Ivo Veřtát, Ph.D.**

**2014**

**autor: Bc. Lukáš Bicek**

## ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Bc. Lukáš BICEK**  
Osobní číslo: **E12N0075P**  
Studijní program: **N2612 Elektrotechnika a informatika**  
Studijní obor: **Telekomunikační a multimediální systémy**  
Název tématu: **Konstrukce pikosatelitu CubeSat z hlediska radiačního stínění elektronických systémů**  
Zadávací katedra: **Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací**

### Z á s a d y p r o v y p r a c o v á n í :

Realizujte studii provedení mechanické konstrukce pikosatelitů CubeSat z hlediska radiačního stínění vnitřních elektronických systémů.

1. Seznamte se s programem Spenvis pro simulaci radiačního prostředí nízkých orbitálních drah a stínících účinků materiálů.
2. Proveďte rešerši různých koncepcí mechanické konstrukce pikosatelitů CubeSat z hlediska jejich stínících účinků.
3. Navrhněte vlastní koncepci mechanické konstrukce, která umožňuje zesílené stínění vybraných sekcí pikosatelitů a přizpůsobitelnost plánované radiační životnosti systémů.
4. Dle možností vyrobte konstrukční modely navržené koncepce (3D tisk, obrábění).



Doc. Ing. Jiří Hamrman, Ph.D.  
děkan

Rozsah grafických prací: podle doporučení vedoucího

Rozsah pracovní zprávy: 30 - 40 stran

Forma zpracování diplomové práce: tištěná/elektronická

Seznam odborné literatury:

**Student si vhodnou literaturu vyhledá v dostupných pramenech podle doporučení vedoucího práce.**

Vedoucí diplomové práce:

**Ing. Ivo Veřtát, Ph.D.**

Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací

Datum zadání diplomové práce: **14. října 2013**

Termín odevzdání diplomové práce: **12. května 2014**

Doc. Ing. Jiří Hammerbauer, Ph.D.

děkan



Doc. Dr. Ing. Vjačeslav Georgiev  
vedoucí katedry

V Plzni dne 14. října 2013

## **Anotace**

Problém současných konstrukcí pikosatelitů CubeSat je jejich nedostatečná radiační ochrana. Omezení vzniká především z důvodu nízkých hmotnostních limitů. Důsledkem je pak malá spolehlivost a životnost elektronických součástek. Řada vývojových týmů podceňuje vliv kosmického záření a nevěnuje radiačnímu stínění potřebnou pozornost. Tato práce se zabývá výběrem vhodné konstrukční kostry pikosatelitu CubeSat a návrhem dvouúrovňového radiačního stínění pro úsporu hmotnosti. Najdete zde detailně zpracované jednotlivé díly včetně popisu jejich vzniku a výchozí konstrukce. Součástí práce je také výpočet potřebné tloušťky stínění v závislosti na parametrech orbitálních drah, které jsou používány pro malé satelity, na radiační odolnosti použitých součástek a na požadované životnosti elektronických systémů. Všechny získané informace jsou přehledně zpracovány v tabulkách váhových kalkulací a grafech vycházejících ze simulačního programu pro výpočet prostředí na nízkých oběžných drahách.

## **Klíčová slova**

Radiační stínění satelitu, víceúrovňové radiační stínění, kosmické záření, Van Allenovy pásy, CubeSat, PilsenCUBE

## **Abstract**

The problem of current constructions of picosatellites CubeSat is their insufficient radiation hardening. This restriction is due to the low weight limits. Then low reliability and service life of the electronic parts are the result. Many of development teams underestimate the effect of the cosmic ray and don't deal with the radiation hardening enough. This work is focus on the selection of suitable skeleton of the picosatellite CubeSat and design of two-level radiation shielding for reduction of weight. You can find here the individual parts described in detail from basic construction to the new ending version. The great attention is paid to the calculation of needed thickness of the aluminium shielding depending on parameters of orbits, which are used for small satellites, on the radiation resistance of used parts and required service life of electronic systems. All gained information are clearly processed into tables of weight calculations and diagrams, which simulation program for calculation of environment in the low earth orbits.

## **Key words**

Radiation shielding of satellite, multilevel radiation shielding, cosmic ray, Van Allen belts, CubeSat, PilsenCUBE

## Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, zpracovanou na závěr studia na Fakultě elektrotechnické Západočeské univerzity v Plzni.

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně, s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu, který je součástí této diplomové práce.

Dále prohlašuji, že veškerý software, použitý při řešení této diplomové práce, je legální.

V Plzni dne 8.5.2014

Bc. Lukáš Bicek

.....

## **Poděkován**

Tato práce vznikla za podpory Grantové agentury České republiky projektu číslo 102/09/0455: Energeticky úsporná platforma pro experimentální výzkum na bázi pikosatelitů a dále za podpory studentské grantové soutěže SGS-2012-019.

Tímto bych rád poděkoval svému vedoucímu diplomové práce panu Ing. Ivo Veřtátovi, Ph.D. za odborné vedení, nápady a důležité materiály, které mi při vypracovávání práce poskytl.

## Obsah

<b>Seznam zkratk</b> .....	<b>9</b>
<b>Úvod</b> .....	<b>10</b>
<b>1. Kosmické prostředí</b> .....	<b>12</b>
1.1. Kosmické záření.....	12
1.1.1. Historie .....	12
1.1.2. Složení kosmického záření.....	15
1.1.3. Zdroje kosmického záření.....	17
1.1.4. Šíření kosmického záření .....	18
1.1.5. Van Allenovy pásy.....	18
1.2. Dopad prostředí na elektronické součástky .....	20
1.2.1. Krystalové poruchy .....	20
1.2.2. Poruchy ionizací.....	20
1.3. Způsoby ochrany před kosmickým zářením .....	25
1.3.1. Druhy kosmického záření a jejich stínění .....	26
1.3.2. Používané materiály stínění .....	27
<b>2. Projekt CubeSat</b> .....	<b>28</b>
2.1. Základní informace o projektu .....	28
2.2. Projekt ZCU – PilsenCube .....	29
2.3. Požadavky na konstrukci satelitu .....	31
2.3.1. Obecné požadavky .....	31
2.3.2. Mechanické požadavky .....	31
2.3.3. Elektrické požadavky .....	31
2.3.4. Provozní požadavky .....	32
2.4. Testování satelitu .....	32
2.4.1. Vibrační test.....	33
2.4.2. Tepelně-vakuový test .....	35
<b>3. Cíle práce</b> .....	<b>36</b>
<b>4. Návrh mechanické konstrukce satelitu</b> .....	<b>38</b>
4.1. Obvodová konstrukce.....	38
4.1.1. Výběr základní konstrukce satelitu.....	38
4.1.2. Vybraná konstrukce.....	41
4.1.3. Jednotlivé části a jejich úpravy pro novou konstrukci.....	46



4.2. Radiační stínění .....	51
4.2.1. Vnitřní stínění .....	51
4.2.2. Vnější stínění .....	52
4.3. Simulace v programu Spenvis.....	53
4.3.1. O programu .....	53
4.3.2. Nastavení programu.....	54
4.3.3. Výsledné hodnoty.....	55
<b>5. Vyhodnocení .....</b>	<b>55</b>
5.1. Váhová kalkulace .....	55
5.2. Výsledky simulací v programu Spenvis.....	57
<b>6. Závěr.....</b>	<b>59</b>
<b>7. Použitá literatura:.....</b>	<b>61</b>
<b>Přílohy .....</b>	<b>1</b>

## Seznam zkratk

CubeSat	mezinárodní projekty zabývající se výrobou pikosatelitů
PilsenCUBE	projekt ZČU pro výstavbu pikosatelitu
Spennis	Space environment informatic system - program pro simulaci vesmírného prostředí a jeho účinků
SEE	Single Event Effect – druh efektu záření na elektronickou součástku
SEB	Single Event Burnout - druh efektu záření na elektronickou součástku
SEGR	Single Event Gate Rupture - druh efektu záření na elektronickou součástku
SEL	Single Event Latchup - druh efektu záření na elektronickou součástku
SESB	Singel Event Snabback - druh efektu záření na elektronickou součástku
SHE	Single Hard Errors - druh efektu záření na elektronickou součástku
SER	Single Event Rate - ukazatel chybovosti
FIT	Failures in Time - počet chyb za jednotku času
SEU	Single Event Upset - druh efektu záření na elektronickou součástku
ECC	Error Correction Code - speciální kód pro kontrolu a opravu uložených data v pamětech
MBU	Multi Bit-Upset - druh efektu záření na elektronickou součástku
SEFI	Single Event Functional Interrupt - druh efektu záření na elektronický systém
SET	Single Event Transient - druh efektu záření na elektronický systém
Cal Poly	California Polytechnic State University – Kalifornská polytechnická státní univerzita
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer – speciální vypouštěcí kontejner
AFSPCMAN	Air Force Space Command Manual – bezpečnostní požadavky pro vzdušný prostor
RBF	Remove Before Flight – pojistka pro vypouštěcí vypínač
IARU	International Amateur Radio Union – mezinárodní radioamatérská organizace
RAAN	Right Ascension of the Ascending Node - rektascenze vzestupného uzlu
DPS	Deska Plošného Spoje
IDL	Interactive Data Language - grafický výstup Spennis

## Úvod

Řada vývojových skupin zabývajících se návrhem pikosatelitů specifikace CubeSat podceňuje vliv radiace a nutnosti použití radiačního stínění. Díky tomu jsou následně komerční součástky nedostatečně chráněny a nejsou tak schopny přežít v nehostinném vesmírném prostředí po uvažovanou dobu mise. V rámci projektu PilsenCUBE byla věnována pozornost ověření radiačních podmínek na předpokládaných drahách a byla provedena série testů s cílem zjistit radiační odolnost uvažovaných elektronických součástek pro nejdůležitější části satelitu. Výsledkem bylo zjištění, že radiační ochranně elektronických systémů satelitu je nutné věnovat dostatečnou pozornost. Tato práce se zabývá tedy konkrétním návrhem mechanické konstrukce satelitu s dvojitým radiačním stíněním pro budoucí satelitní projekty na FEL ZČU v Plzni. Dvojité stínění umožňuje vytvořit lehce stíněnou vnější sekci pro součástky méně citlivé na radiační prostředí a silněji stíněnou vnitřní sekci pro součástky, které jsou radiačně citlivé. Celá konstrukce je pak navržena při zachování rozumné hmotnosti mechanického řešení tělesa pikosatelitu.

V první teoretické kapitole této práce jsou rozepsány druhy kosmického záření od jejich objevení a složení až po jejich zdroje, ze kterých pochází. Dále pak způsoby, jakými jsme schopni tyto kosmické částice zastavit, nebo alespoň zbrzdit na přijatelné hodnoty.

Druhá kapitola je také teoretická a seznamuje se samotným projektem CubeSat a konkrétním projektem Západočeské univerzity, tedy projektem PilsenCube. V rámci standardu CubeSat vznikla řada požadavků, které musí satelity splňovat a i ty najdete v této kapitole podrobněji popsány. Na závěr je v této kapitole zmínka o výstupním testování satelitu před vypuštěním na určitou oběžnou dráhu.

Druhá část této práce obsahuje vytyčené cíle a požadavky na samotný návrh stínění, včetně použitého materiálu, váhového limitu a dalších. Jsou zde sepsány plánované požadavky na tloušťku vnitřního a vnějšího stínění, jeho plánované umístění a další informace. Rozebrána je také problematika umístění satelitu, respektive plán, na kterých drahách by se v budoucnu mohl pikosatelit pohybovat.

Praktická kapitola práce řeší volbu vhodné výchozí konstrukce z několika možných existujících návrhů. Výhody a nedostatky této konstrukce, které bylo nutné změnit a uzpůsobit konkrétním požadavkům PilsenCube. Dále je zde rozebrána samotná změna konstrukce, průběh a důvody potřebných změn. Detailně zde najdete popis uchycení vnitřního stínění a jeho konstrukci. V závěru kapitoly je rozebrán průběh simulace v simulačním

programu Spenvis, nastavené parametry simulace a výsledky, které byly očekávány na výstupu.

Poslední kapitola slouží jako vyhodnocení celého návrhu. První část vyhodnocení se zabývá váhovou kalkulací celé konstrukce i kalkulací jejich uvažovaných variant. V druhé části jsou vyhodnoceny výsledky ze simulačního programu Spenvis, ze kterých vyplývá potřebná tloušťka hliníkového stínění pro udržení radiální dávky po dobu mise pod určitou požadovanou hodnotou.

# 1. Kosmické prostředí

## 1.1. Kosmické záření

### 1.1.1. Historie

Pro bližší pochopení kosmického záření jistě pomůže znalost toho, jak a za jakých podmínek bylo vůbec objeveno. Na začátku všeho byl elektroskop, nebo také elektrometr. Jedná se o zařízení měřící elektrický náboj. Toto zařízení se skládá ze skleněné baňky, v jejímž hrdle se nachází kovová tyč, která má na svém konci kuličku, nebo destičku. Na druhém konci tyče (ve skleněné baňce) se nachází dva proužky vodivé folie. Princip funkce je jednoduchý, v případě, že se dotkneme elektroskopu elektricky nabitým předmětem, tak je náboj předmětu přenesen po kovové tyči až na proužky folie, které jsou v tu chvíli nabity na stejný potenciál, a dojde k jejich vzájemnému odpuzování. Dle velikosti náboje, nacházejícího se v měřeném předmětu, se vodivé proužky odpuzují více, či méně. Tento problém připravil vědcům řadu zajímavých otázek, na které se v příštích letech snažili najít odpověď.[1, 2,3]

Počátkem 20. století se zabývali problémem samovybíjení elektricky nabitých předmětů. I v případě, že se snažili elektroskopy odizolovat, došlo k jejich vybití. Na konci 19. a začátkem 20. století se povedlo tuto záležitost osvětlit. Po objevech  $\alpha$ ,  $\beta$  a  $\gamma$  záření vědci vysvětlili, že se elektroskopy vybíjí vlivem ionizace vzduchu v jeho okolí. Z počátku se však domnívali, že se jedná o záření vycházející se středu země. S tím však nesouhlasil německý fyzik Theodor Bernhard Wulf, který v roce 1909 zkonstruoval nový velmi stabilní a přesný elektroskop. Zároveň odhadl úroveň ionizace vzduchu v závislosti na nadmořské výšce. Následně uskutečnil pokus, při kterém chtěl dokázat, že pokud umístí elektroskop do výšky 330m (na Eiffelovu věž), tak klesne ionizace vzduchu na 1/15 oproti hodnotě pod věží. Výsledky ale jeho domněnku nepotvrdili. Ionizace sice klesla, ale pouze na 64% (necelých 10/15) oproti hodnotě na povrchu země. Výsledky byly nejasné. Dalším, kdo s touto teorií nesouhlasil, byl rakouský fyzik Viktor Franz Hess (1883-1964). Jeho pokusy obnášely vynesení elektroskopu v horkovzdušném balónu až do výšky 5300 m.n.m. Výsledkem bylo zjištění, že se zbytková ionizace nejprve do přibližně 700 m.n.m. snižuje, poté však začíná stoupat a na 1500 m.n.m. je již stejná jako na zemském povrchu. Ve výšce kolem 5000 m.n.m. je již dvojnásobná oproti hodnotě na zemi. Viktor Hess prováděl tato měření ve dne i v noci a zjistil, že denní cyklus nemá na hodnotu ionizace žádný vliv. Což v podstatě znamená, že toto záření nepochází ze slunce. Hessova měření byla později potvrzena ještě dalšími vědci. Z těchto měření vyplynulo, že ionizující záření, jehož původ byl původně

prisuzován zemi, přichází z vesmíru. Za tento objev byl v roce 1936 Viktor Franz Hess odměněn Nobelovou cenou za fyziku. [1, 2,3]

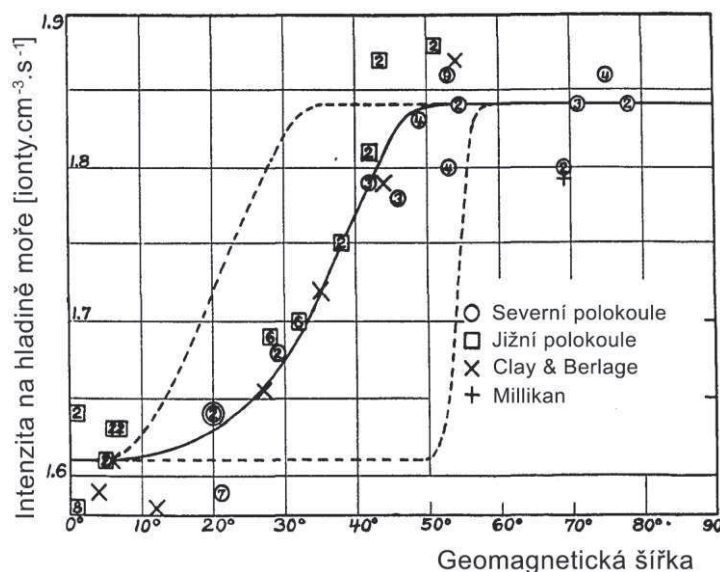
O existenci kosmického záření už jsme tedy věděli. Velkou neznámou byla však stále neznalost složení tohoto záření. Vědci se dělili o dva názory. Prvním bylo, že se kosmické záření skládá převážně z vysokoenergetického gama záření. Druhý názor byl založen na většinové existenci nabitých částic. Bylo tedy zapotřebí uskutečnit další měření. [1, 2,3]

Na konci 30. let uskutečnili němečtí fyzikové Walter Bothe a Werner Kolhörster tzv. koincidenční měření. Za pomoci, v té době nově vyvinutého Geiger-Müllerova detektoru<sup>1</sup>, se jim podařilo změřit schodu ve dvou nad sebou umístěných detektorech. To znamenalo, že ionizující částice musela projít oběma detektory. Výsledky ukazovaly, že se jedná o vysoce pronikavé nabitě částice. Gama záření bylo vyloučeno díky předpokladu, že vzniklá elektromagnetická sprška by sice mohla zasáhnout oba detektory. Byla však předpokládána mnohem rychlejší absorpce těchto sekundárních částic. [1, 2,3]

Teorii o nabitých částicích potvrdil také holandský fyzik J Clay, který v roce 1928 provedl měření velikosti intenzity kosmického záření na zeměpisné šířce. Existovala totiž domněnka, že intenzita kosmického záření je závislá na magnetickém poli země. V případě, že by bylo kosmické záření skutečně ovlivněno magnetickým polem, konkrétně Lorenzovou silou, tak by to znamenalo, že je tvořeno právě nabitými částicemi. Lorenzova síla totiž ovlivňuje pouze nabitě částice. Měření tuto závislost skutečně prokázalo. Najdete ji na obr. 1.1 níže. [1, 2,3]

---

<sup>1</sup> Geiger-Müllerův detektor je plynový detektor ve tvaru válcového kondenzátoru, u něhož je prostor mezi elektrodami vyplněn vhodným plynem. Připojíme-li k tomuto detektoru napětí, bude mít velikost a rozložení elektrického pole mezi elektrodami zásadní vliv na vlastnosti detektoru. Plyny jsou za normálních podmínek izolátory. V případě, že do pracovního prostředí (trubice připojené k vysokému napětí) dopadne ionizující záření, tak se část původně neutrálních atomů a molekul mění na kladně a záporně nabitě ionty a elektrony, čímž se plyn uvnitř trubice stane vodivým.



Obr. 1.1 Závislost intenzity nabitých částic na geomagnetické šířce – převzato z [1].

Vědci již měli jisto v tom, že kosmické záření se skládá z nabitých částic. Domnívali se však, že těmito nabitými částicemi jsou elektrony (záporně nabité částice). Tuto skutečnost však v roce 1934 vyvrátil Bruno Rossi, který ve svém měření zjistil, že kosmické záření má větší intenzitu, když přichází ze západu než z východu. Hovořil o tzv. západovýchodní asymetrii viz. obr. 1.2. Bylo známo, že nabité částice jsou ovlivňovány magnetickými poli, v našem případě jde tedy o magnetické pole země. Proto ze znalosti Lorenzovy síly bylo možné říci, že se nejedná o záporně, ale o kladně nabité částice, tedy nikoliv o elektrony ale o protony. Rossi dokázal, že pokud budou částice kolem své prahové energie (protony 320 MeV, elektrony 175 keV), tak budou na zemi dopadat převážně ze západu. V případě vyšších energií se tato asymetrie zmenšuje, ale částic se zvyšující se energií ubývá. [1, 2,3]



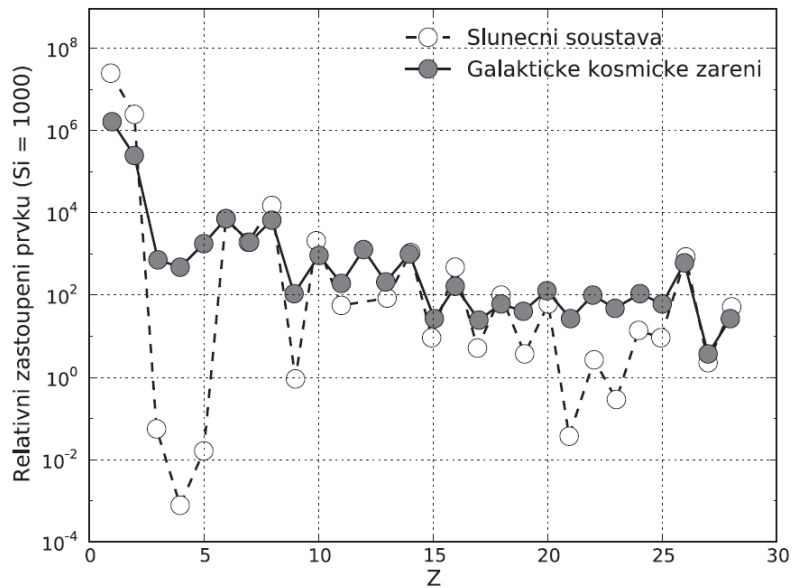
Obr. 1.2 Zobrazení západovýchodní asymetrie dle Bruno Rossiho – převzato z [1].

Následovala celá řada další pokusů s kosmickým zářením. Například pokusy v mlžné komoře. Tyto pokusy dále potvrdili, že kosmické záření se skládá z nabitých částic. Studium kosmického záření přispělo také k objevu nových částic, například pozitronu a mionu. O další důležitý objev se pak postarali roku 1938 Pierre Auger a Ronald Maze, kteří sledovali kosmické záření na dvou místech ve vzdálenosti až 200m od sebe a zjistili, že přichází v časové koincidenci. Z naměřených výsledků vyvodili závěr, že kosmické záření dopadá na zemský povrch v tzv. sekundárních sprškách. Tento objev tedy rozdělil výzkum na dvě části. Na studium primárního záření, tj. záření, které se šíří vesmírem až do kontaktu s atmosférou, a na záření sekundární, tedy záření ve sprškách po srážce se zemskou atmosférou. Pro tuto práci se budeme konkrétněji zabývat primárním kosmickým zářením. [1, 2,3]

### 1.1.2. Složení kosmického záření

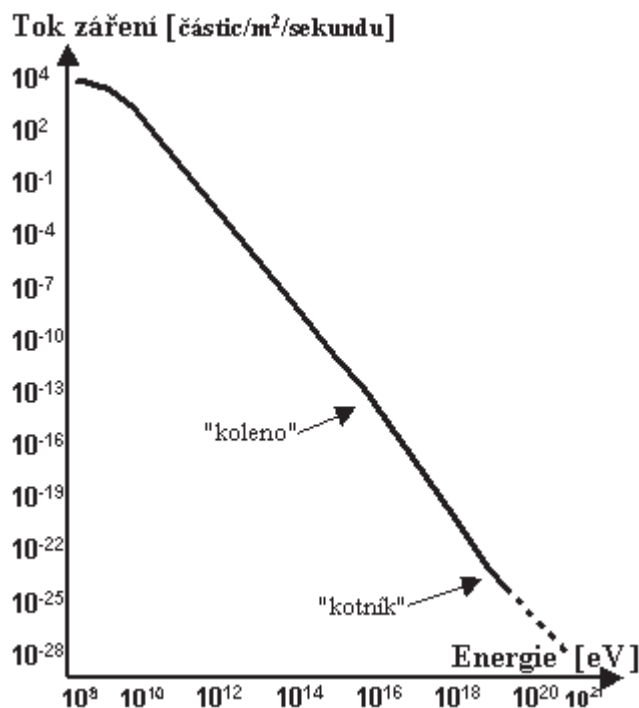
Informační zdroje udávají podobné avšak odlišující se hodnoty složení kosmického záření. Toto záření závisí na mnoha faktorech, jako je jejich původ, energie, na kterou byli po cestě urychleny a případné interakce s dalšími vesmírnými objekty. Přibližně se udává, že primární kosmické záření se skládá z 89% protonů, 10% alfa částic a 1% dalších částic jako jsou těžší jádra, elektrony, pozitrony a fotony. Kosmické záření rozdělujeme na záření pocházející ze zdrojů mimo naši sluneční soustavu (tzv. kosmické záření) a na záření vzniklé v naší sluneční soustavě (tzv. sluneční záření). Obě tyto záření se od sebe rozlišují především svým složením. Kosmické záření obsahuje větší zastoupení jader  ${}^3\text{Li}$ ,  ${}^4\text{Be}$ ,  ${}^5\text{B}$  oproti slunečnímu záření, naopak sluneční záření obsahuje více jader  ${}^1\text{H}$  a  ${}^2\text{He}$ . Předpokládá se, že obě záření měla v počátku stejné chemické složení. Kosmické záření se však šířilo po delší dráze a interagovalo s větším množstvím prvků, což zapříčinilo rozpad těžších jader. Závislost jednotlivých prvků dle jejich atomového čísla na relativním výskytu v obou zářeních je na následujícím obrázku obr. 1.3. [1, 2, 5]





Obr. 1.3 Relativní výskyt prvků periodické tabulky v závislosti na jejich atomovém čísle – převzato z [1].

Energie primárního kosmického záření se pohybuje v širokém rozsahu od hodnot  $10^9$  eV až po hodnoty přibližně  $10^{20}$  eV. Člověkem zkonstruované urychlovače částic přitom dokážou vytvořit částice o energiích maximálně  $10^{12}$  eV. Tento rozsah byl zjišťován řadou pokusů, přičemž z několika z nich vyplynulo, že energie kolem  $10^{18}$  eV je již mezním údajem, další pokusy to však vyvrací a lze tedy konstatovat, že horní hranice primárního kosmického záření závisí na konečné detekční schopnosti detektorů. Množství částic dopadajících do atmosféry je primárně závislé na jejich energii. Graf této závislosti najdete na obrázku 1.4 níže. [4]



Obr. 1.4 Spektrum kosmického záření – převzato z [4].

Místo tzv. „kolene“, která se v tomto grafu nachází, určuje zlom, od kterého je charakteristika strmější a v tomto místě dopadá přesně 1 částice na m<sup>2</sup> za rok. Tento zlom pravděpodobně vzniká díky měnícímu se podílu železa ve složení záření od energií nad 10<sup>16</sup> eV. Oblast charakteristiky nad 10<sup>19</sup> eV se nazývá tzv. kotník. Zde je tok přibližně 1 částice na km<sup>2</sup> za rok. Zde se strmost charakteristiky opět snižuje, není však jasné proč, jelikož díky malému výskytu těchto částic nebylo možné přesněji zmapovat tuto oblast. [4]

### 1.1.3. Zdroje kosmického záření

Jaký způsobem získávají částice kosmického záření svoji energii je přímo závislé na jejich vzniku a na době, kterou se šíří kosmickým prostředím. Kosmické záření vzniká ve své podstatě v tzv. aktivních kosmických objektech (supernovy, pulsary, galaktická jádra, atd.). Tyto objekty zajišťují nejen vznik částic tohoto záření, ale také jejich urychlování. Zdroje kosmického záření jsou děleny do třech kategorií. První kategorie sdružuje velké a rozlehlé předměty jako jsou například velká oblaka mezegalaktického plynu, nebo dokonce i celé galaxie. V těchto zdrojích dochází k pomalému, postupnému urychlování částic kosmického záření. Ve druhé kategorii se nachází zdroje, ve kterých vzniká kosmické záření vlivem katastrofických nebo dokonce destruktivních jevů (supernovy, akreční disky neutronových hvězd, záblesky gama záření, atd.). Částice kosmického záření jsou v těchto zdrojích urychlovány v jediném kroku a dosahují energie až 10<sup>20</sup> eV. Třetí kategorie obsahuje tzv.

exotické urychlovače. Jedná se o dosud neobjevené jevy (defekty) z raných fází vesmíru (kosmické struny, doménové stěny, atd.) Při jejich srážkách mohou vznikat částice o extrémních energiích až  $10^{24}$  eV. [6, 7, 8]

Částice kosmického záření se setkávají se dvěma způsoby urychlení. První je tzv. statické urychlení, které trvá až desetitisíce let. Částice jsou postupně průchodem skrz magnetické mlhoviny na základně kolizí pozvolně zrychlovány (head-on kolize) nebo zpomalovány (catch-up kolize). Tyto urychlovací modely popsal již v roce 1949 Enrico Fermi. Druhým způsobem urychlování je tzv. přímé urychlení. Jedná se o jednorázovou činnost. Hlavními příčinami, které zajišťují přímé urychlování, jsou rotující objekty s intenzivními magnetickými poli jako například neutronové hvězdy nebo akreční disky okolo černých děr. Velikost urychlení závisí na vzdálenosti částic od rotujícího objektu a může dosahovat až extrémních hodnot kolem  $10^{20}$  eV. [6, 7, 8]

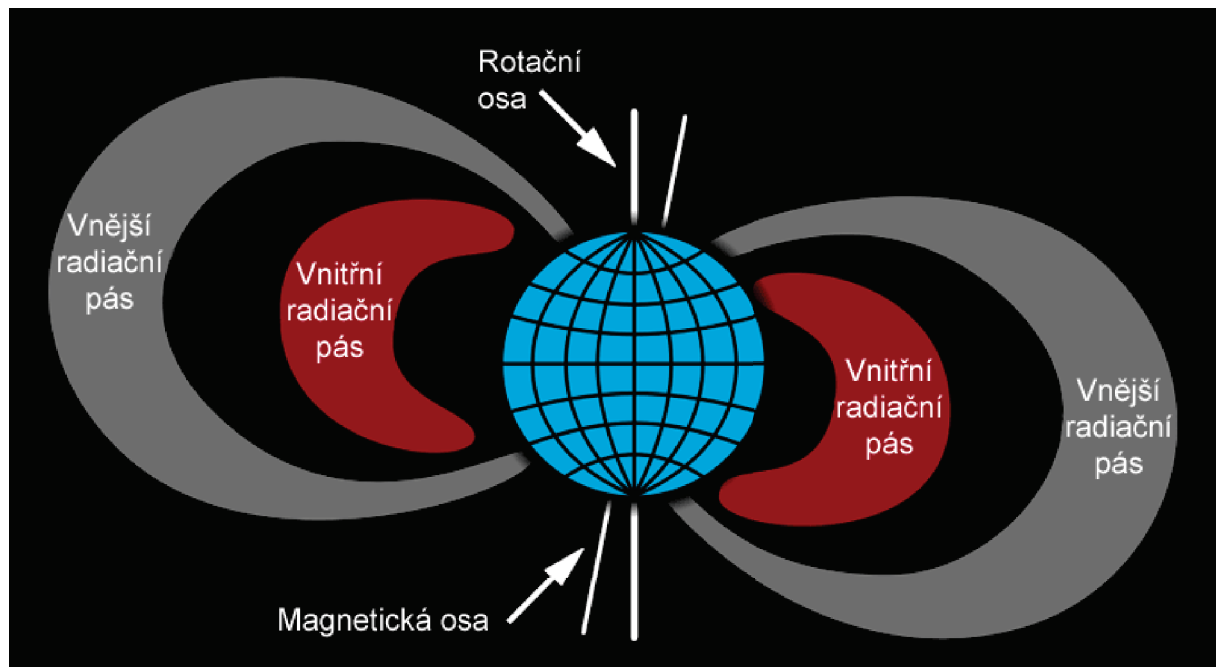
#### **1.1.4. Šíření kosmického záření**

Částice kosmického záření musí od svého vzniku urazit dlouhou vzdálenost, než dorazí až k Zemi. Během cesty překonávají nejrůznější překážky, které přímo ovlivňují jejich energii. Jednou ze zásadních překážek pro šířící se částice je mezihvězdný prostor naší galaxie, konkrétně pak mlhoviny neutrálního a ionizovaného plynu (především vodíku), který se uvnitř tohoto prostoru nachází. U tohoto plynu dochází k ionizaci díky hvězdnému záření. V těchto mlhovinách dochází ke srážkám mezi částicemi kosmického záření a částicemi ionizovaného plynu, čímž se snižuje energie původního záření. Částice záření jsou pak dále ovlivňovány různými magnetickými poli a reliktním zářením (zbytkové fotony z velkého třesku). V magnetických polích dochází k zakřivování a prodlužování drah částic. Reliktní záření pak stejně jako mlhoviny ionizovaného plynu utlumují energii částic. [3]

#### **1.1.5. Van Allenovy pásy**

Na částice kosmického záření pohybující se vesmírem nemá vliv pouze magnetické pole vznikající v hvězdných mlhovinách ale samozřejmě i magnetické pole planet, takže i země. Každá planeta mající magnetismus, zachycuje nabitě částice a ty pak cestují mezi jejími magnetickými póly. Tato existence nabitých částic mezi dvěma zemskými póly byla zjištěna již v roce 1958. Na podnět amerického vědce Jamese Van Allena je součástí první americké vesmírné sondy Explorer I také Geigerova měřící aparatura (slouží k měření nabitých částic). Sonda Explorer I a později také sonda Explorer III prokázaly existenci konkrétně dvou radiačních pásů nabitých částic, které byly pojmenovány po jejich objeviteli jako Van

Allenovy radiační pásy. Po podrobnějším zkoumání se vědci shodli na tom, že pásy jsou důsledkem kolize magnetického pole země a slunečního větru. Částice zachycené magnetickým polem se pohybují k magnetickým pólům. V těchto pólech se však sbíhají magnetické siločáry, což vyvolává pro částice efekt jakéhosi zrcadla. Od těchto míst se tedy jen odrazí a putují k druhému pólu a tak stále dokola. Maximální koncentrace stále se odrážecích částic se nachází nad rovníkem. Pokud mají částice vhodný úhel vzhledem k magnetickým siločarám a dostatečnou energii, tak dochází k jejich pronikání do vrstev atmosféry. Zde pak dochází k jejich rekombinaci, což vyvolává světélkování a na zemi tento jev pak pozorujeme jako polární záři. Van Allenovy radiační pásy jsou zobrazeny na obr. 1.5. [9, 10, 11]



Obr. 1.5 Zobrazení Van Allenových pásů v okolí země – převzato z [10].

První radiační pás, tzv. vnitřní, má svou nejhustší část ve výšce přibližně 3000km a obsahuje vysokou koncentraci protonů o energiích přes  $10^8$  eV. Oproti vnějšímu radiačnímu pásu zde působí silnější magnetické pole, což vysvětluje schopnosti zachytit částice s vyššími energiemi než je tomu v případě vnějšího pásu. [11]

Vnější radiační pás se nachází ve výšce 10 – 65 tisíc km, přičemž nejintenzivnější je kolem 15 tisíc km. Bylo změřeno, že se v něm nachází jen malé množství vysokoenergetických částic. Obecně se ve vnějším pásu nachází částice s nižší intenzitou (nižší než  $10^6$  eV) a to především elektrony a různé ionty. [11]

## **1.2. Dopad prostředí na elektronické součástky**

Na součástkách, které jsou vystaveny dávce záření, se projevují přechodové nebo dokonce trvalé změny jejich charakteristik. Tyto změny následně neovlivňují jen samotnou součástku ale samozřejmě také celý obvod. Vliv záření na součástku závisí na její citlivosti, velikosti dávky záření a také na druhu záření. Vlivem radiačního záření vznikají dva základní druhy poruch. První je změna krystalové mřížky daného materiálu a druhý je vznik ionizace materiálu a jevy, které ionizaci v materiálu provází.

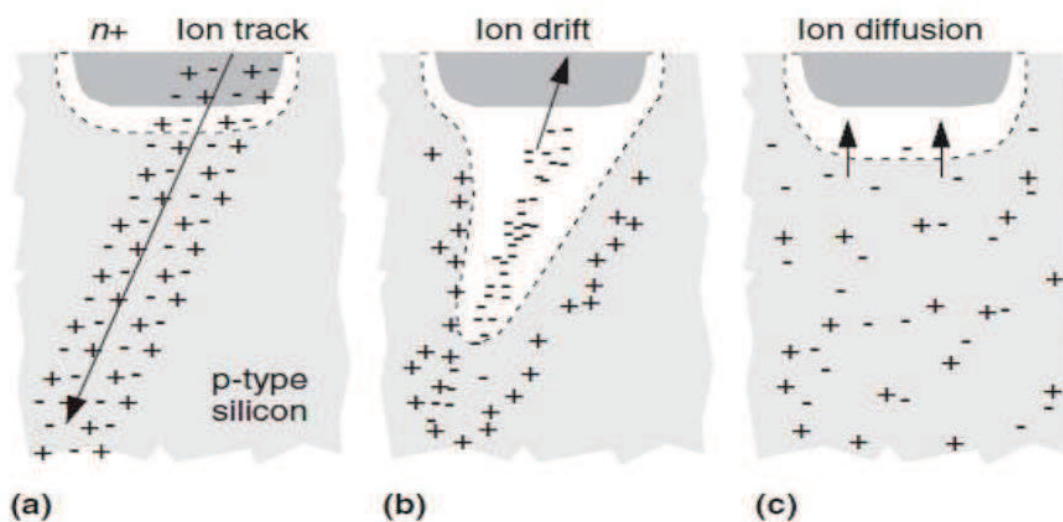
### **1.2.1. Krystalové poruchy**

Interakcí nabitých protonů a těžkých iontů může dojít k poškození krystalové mřížky substrátů elektronických součástek. Krystalové poruchy mají velký vliv na elektrické vlastnosti materiálu a z toho plyne snížení průchodu proudu a tedy snížení zesílení. Při vystavení součástky radiačnímu záření se zpravidla objevuje nárůst jejího měrného odporu. Tato skutečnost je důsledkem dvou jevů. Prvním jevem je pokles koncentrace volných nosičů díky odstranění aktivních příměsí. Druhý jev spočívá ve vytvoření hlubokých úrovní, které způsobují nábojovou nerovnováhu a mění tak polohu Fermiho hladiny. Pokles pohyblivosti nosičů je v podstatě způsoben změnou periodicity krystalu a tím zvýšení rozptylu elektronů. Kromě snížení průchodu proudu mají tyto poruchy za následek také zvýšení šumu součástky. Typicky se toto poškození vyskytuje u součástek, jako jsou sluneční články, bipolární tranzistory a LED diody. [12, 13, 14]

### **1.2.2. Poruchy ionizací**

V počátku je důležité vědět, co to vlastně ionizace je. Ionizace je jev, při kterém dochází k uvolnění či připojení jednoho nebo více elektronů ze struktury atomu či molekuly a následný vznik iontu (kladného nebo záporného). K tomuto jevu dochází v různých situacích jako například při hoření (tedy při zvýšené teplotě) nebo především nárazem částic s vysokou energií. Tyto částice ionizujícího záření mají takovou energii, že jsou schopny ionizovat atomy prostředí nebo excitovat jejich jádra. Ionizace je nežádoucí především pro polovodiče, ve kterých vytváří volné nosiče náboje (elektrony a díry). Důsledkem jsou následně nežádoucí přechodné jevy a to především zvýšení vodivosti materiálu. V podstatě dochází ke zvýšení kinetické energie elektronů a nebo excitaci elektronů na vyšší energetickou hladinu. Samotný rozsah ionizace je závislý na velikosti radiační dávky a na době, po kterou je jí materiál vystaven, dále pak na teplotě a také na napětí. [12, 13, 14]

Vliv ionizujícího záření na součástku a vznik ionizace je označován jako tzv. Single Event Effect (SEE). Nejčastější příčinou jeho vzniku je průchod nabitého iontu skrz materiál integrovaného obvodu. Na vzniku SEE se podílí vysokoenergetické částice, jako jsou protony, těžké ionty nebo alfa částice. K pochopení vlivu energetických částic na daný materiál je jednodušší si ho rozdělit do třech fází. První fází je generování náboje. Ionizující záření generuje v polovodičovém materiálu při svém průchodu náboj, který může obvod trvale poškodit nebo v lepším případě jen změnit jeho chování. Druhou fází je hromadění náboje. Při proniknutí náboje do obvodu jsou nejvíce ohroženy součástky obsahující PN přechody. Nejvíce citlivé jsou pak PN přechody v uzavřeném stavu, jelikož dokážou velmi efektivně využít nově vzniklé náboje a důsledkem je vznik proudové špičky. Celý proces je na následujícím obrázku 1.6. [12, 13, 14]



Obr. 1.6 Průběh ionizace v substrátu, a) Průchod iontu PN přechodem s naznačenou vyprázdněnou oblastí, b) "drift" sběr dominantních nosičů (hlavní proudová špička), c) následný rozptyl náboje – převzato z[14].

Ionizace má velký vliv například na tranzistor MOSFET, který má pod elektrodou hradla dielektrickou vrstvu  $\text{SiO}_2$ . V případě, že bude tato vrstva ozářena, tak v ní vznikne dráha páru elektron – díra. Takto vzniklé elektrony a díry se částečně rekombinují, ale přebytečné díry se hromadí na rozhraní PN přechodu a ovlivňují tak jeho vlastnosti. V případě dostatečného nahromadění děr v této oblasti může způsobit vznik parazitního kanálu. Ionizací materiálů mohou vznikat ještě další nežádoucí jevy, které jsou podrobněji popsány dále. [12, 13, 14]

Poslední fází je reakce samotného obvodu na vzniklou situaci a případnou proudovou špičku. V podstatě hovoříme o dvou možnostech a tedy o trvalých nebo dočasných chybách.

### **Trvalé poškození**

Lze najít také pod pojmem „hard errors“. Jde o nevratná poškození funkce obvodu ve formě fyzického poškození. V některých případech je možné tomuto poškození včasným zásahem zabránit. Rozsah poškození a rychlost s jakou dojde ke zničení součástek je závislá na několika různých faktorech včetně velikosti samotné radiační dávky. Jak již bylo popsáno výše, dochází k hromadění děr v blízkosti PN přechodu, což způsobuje zpomalování součástky, v horším případě i posunutí prahové hodnoty napětí a nakonec zničení součástky. Postupem času může dojít i k porušení izolační vrstvy mezi dvěma sousedními tranzistory a ke vzniku parazitních proudů. Pokud dojde k poklesu radiační dávky ještě před úplným zničením součástky, tak se díry díky tunelovému efektu postupně vytratí. To však může trvat několik hodin nebo dokonce několik let. Běžné komerční součástky jsou schopny odolat radiační dávce přibližně 10 krad(Si). Satelity a meziplanetární sondy jsou během plánované doby mise vystaveny dávce dokonce 100 krad(Si). Mezi hlavní typy trvalého poškození patří následující: [12, 14]

#### Destruktivní propálení (Single Event Burnout = SEB)

Tento jev byl pozorován zatím pouze v laboratorních podmínkách. V kosmickém prostředí se jeho existenci zatím nepodařilo prokázat. Spočívá v tom, že těžký iont prochází oblastí elektrody Source tranzistoru a dotovanou oblastí N<sup>+</sup> až do substrátu na elektrodě Drain a vytváří vodivé spojení. Náhlý nárůst proudu vede k silnému ohřevu a následnému tepelnému poškození tranzistoru. [12, 14]

#### Destrukce tranzistorů vlivem proudového impulsu

Podle toho, v jakém místě vniká nabitá energetická částice do substrátu, rozlišujeme několik druhů chyb. Zmíníme se o třech základních chybách. [12, 14]

První chybou je Single Event Gate Rupture (SEGR). Při této chybě vniká těžký iont do oblasti mezi jednotlivými tranzistory. V případě, že je na elektrodu Drain přivedeno kladné napětí a hovoříme-li o tranzistoru MOSFET s N-kanálem, tak dochází k tomu, že páry elektron díra, které byly vytvořeny vniknutím iontu, jsou rozděleny. Elektrony putují ke kladně polarizované elektrodě Drain a díry se hromadí v oblasti rozhraní Si-SiO<sub>2</sub>. V případě, že dojde k dostatečnému nahromadění děr, tak vzniká zkrat z elektrody Gate přes substrát do elektrody Drain, spálení vrstvy Si-SiO<sub>2</sub> a trvalému zničení tranzistoru. [12, 14]

Druhou chybou, která může trvale poškodit tranzistor je Single Event Latchup (SEL). Tato chyba vzniká u parazitní struktury (tyristoru) CMOS tranzistoru. Za pomoci těžkého

iontu dochází k sepnutí této struktury a vyzkratování napájecích větví. Tento problém nastává v případě, že dojde ke vzniku nadměrného proudu v oblasti vstupu nebo výstupu tranzistoru. Jedinou možností, jak přerušit tento jev je tranzistor úplně odpojit od zdroje, tím lze tranzistor zachránit před trvalým poškozením. [12, 14]

Třetí chybou, která ovlivňuje tranzistory, je Singel Event Snabback (SESB). V tomto případě dopadá těžký iont přímo do oblasti hradla Drain. Následný proces, který začíná opět vytvořením cesty párů elektron a díra, způsobí hromadění děr v oblasti elektrod. Zkratový proud se pak uzavírá právě mezi Drain a mezi kontaktem Source, který se nachází ve stejné vrstvě. Zabránění vyzkratování těchto kontaktů je opět možné včasným odpojením tranzistoru od zdroje. [12, 14]

#### Uváznutí bitu (Single Hard Errors = SHE)

Uváznutí bitu nebo také tzv. „stuck bit“ je destruktivní poruchou, která ohrožuje polovodičové paměti SRAM, DRAM, atd. V případě, že je paměť vystavena dostatečně velké dávce ionizujícího záření, tak může dojít k trvalému poškození některých buněk paměti. Tyto poškozené buňky již nejsou schopny měnit svůj stav (log 1 nebo 0). Poškození buňky vzniká konkrétně průchodem těžkého iontu skrz oxid, který je umístěný na svorce Gate. Při dostatečné dávce dochází k trvalému otevření tranzistoru buňky. Se stále se zvyšující integrací obvodů se výskyt těchto poruch zvyšuje. [14]

#### **Dočasné chyby**

Vlivem ionizujícího záření samozřejmě u elektronických systémů nevznikají vždy pouze destruktivní poruchy. V některých případech dochází jen k tzv. dočasným chybám. Mezi tyto chyby se řadí například falešné signály nebo přechodné proudy, které mohou způsobit změny rozhodovacích úrovní a následně například změnit hodnotu paměťové buňky. Dočasné chyby jsou v anglické literatuře označovány jako „soft errors“. Na rozdíl od destruktivních chyb, které součástku zpravidla zničí, se mohou dočasné chyby vyskytovat několikrát za sebou. Z toho důvodu je zaveden tzv. ukazatel chybovosti (Single Event Rate = SER). Tento ukazatel říká, kolik chyb se stane za jednotku času (failures in time = FIT). Mezi dočasné chyby patří následující. [12, 14]

#### Změna stavu slabým proudovým impulzem (Single Event Upset = SEU)

V případě, že vnikne energetický iont do PN přechodu polovodiče, tak může vzniknout tzv. slabý proudový impulz. Jedná se o krátký impulz přibližně kolem 1ns. V případě, že je velikost tohoto impulzu vyšší než kritická hodnota, tak dojde ke změně stavu například z log



0 na log 1. Tato skutečnost je obzvláště nežádoucí u pamětí, registrů atd., jelikož dojde ke ztrátě informace. Nejčastěji napadanými součástkami jsou tedy polovodičové paměti SRAM a DRAM. Zasažená součástka není slabým proudovým impulzem poškozena. Pokud paměť znovu inicializujeme nebo přepíšeme, lze ji dále používat. Další možností je použití tzv. error-correction code (ECC). Jedná se o speciální kód, který kontroluje uložená data v pamětech a v případě poruchy zajistí opravu. Při současném trendu miniaturizování součástek se zvyšuje jejich citlivost vůči radiačním vlivům. Dříve způsobovaly proudové impulzy pouze těžké ionty a v současné době postačí energie zachycených protonů, kterých je v radiačních pásech kolem země velké množství. S těmito poruchami se lze setkat i u dopravních letadel v běžných letových hladinách. [14]

#### Řetězový efekt (Multi Bit-Upset = MBU)

V případě vniknutí nabitě částice do součástky nemusí dojít ke změně pouze jednoho bitu. Pokud vniká nabitá částice do polovodičové paměti pod nepříznivým úhlem, tak vzniklá energie v polovodiči může ovlivnit více než jeden bit a zařídit tak změnu stavů například u celého bitového slova. Napadány jsou stejně jako v případě SEU polovodičové paměti typu SRAM a DRAM. Aby se dalo mluvit o chybě MBU a nikoliv SEU, tak je podmínkou aby změna stavu u několika buněk vznikla vlivem jediného těžkého iontu. Stejně jako u SEU se i zde používají mechanismy ECC, které jsou schopny částečně nebo v ideálním případě úplně vzniklou chybu odstranit. Množství buněk, které mohou být částicí zasaženy, je závislé na úhlu vniku částice a na hustotě integrace dané paměti. [14]

#### Selhání funkčnosti (Single Event Functional Interrupt = SEFI)

Jedná se o obecné pojmenování poruch, při kterých dojde ke ztrátě funkčnosti zařízení a je ho potřeba restartovat. Vyskytuje se například u mikroprocesorů, A/D převodníků i u pamětí (DRAM, EEPROM, atd.). SEFI je způsobeno jednou částicí a nedoprovází ho vznik proudového impulsu. Většinou se vyskytuje jako doprovodný efekt běžných chyb jako například SEL apod. Důsledkem těchto chyb je například nereagování na příkazy „read“ a „write“, opakovaně špatné bity v bitovém slově, atd. Ve srovnání se SEU se tento druh chyby vyskytuje s daleko menší četností. [14]

#### Změna výstupu hradla (Single Event Transient = SET)

Vlivem ionizující záření může dojít také ke změně výstupní hodnoty z hradla. K tomu dochází tak, že se v citlivém výstupním uzlu hradla vlivem ionizace hromadí náboj a v okamžiku kdy nahromaděný náboj překročí určitou hranici, tak způsobí proudový impuls.

Důsledkem tohoto impulsu může být překročení rozhodovací úrovně a tedy v podstatě doručení nesprávné logické hodnoty. Tímto způsobem může například dojít ke špatnému zápisu do paměti atp. Zabránit vzniku této chyby můžeme použitím dostatečně vysoké rozhodovací úrovně, což je v současné době stále náročnější, jelikož se snižují napájecí napětí a tedy i rozhodovací úrovně. Poruchu SET ještě dále dělíme na ASET (Analog SET), která se objevuje především u analogových lineárních obvodů, jako jsou bipolární IO, komparátory, atd., a dále pak na DSET (Digital SET), která se naopak objevuje u tranzistorů CMOS, v logických obvodech, atd. [14]

### Šum přístroje

Při radiačním zatížení nemusí vykazovat kosmické přístroje trvalé nebo ani dočasné poškození a přesto může dojít k nežádoucí funkci. Postupem času a trvalé radiační zátěži se začne na přístroji objevovat zvýšené množství šumu. Ten jev je závislý na použité technologii a časovém průběhu intenzity radiační zátěže. Nejčastěji se s tímto šumem setkáváme u slunečních nebo hvězdných senzorů, detektorů infračerveného záření nebo senzorů CCD. [12,14]

## **1.3. Způsoby ochrany před kosmickým zářením**

Jak již bylo popsáno výše, vlivem ionizujícího záření dochází k ionizaci atomů nebo excitace jejich jader. Excitované atomy jsou v podstatě energeticky nestabilní. Aby se mohly dostat zpět do stabilního stavu, musí vyzářit určitou energii ve formě částic nebo fotonů elektromagnetického záření. [15, 17]

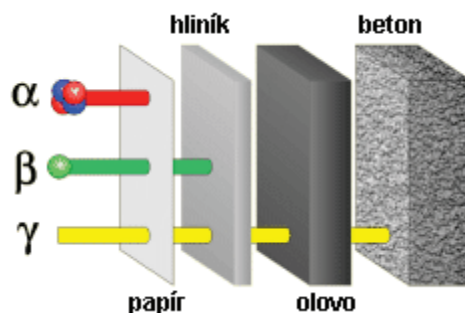
Ionizující záření rozdělujeme na přímé a nepřímé. Přímé ionizující záření je tvořeno nabitými částicemi a jedná se například o elektrony, částice  $\alpha$ ,  $\beta$ , protony atp. Tyto částice mají dostatečnou kinetickou energii, aby mohly vyvolávat ionizaci materiálu. Nepřímé ionizující záření naopak zahrnuje nenabitě částice, jako jsou fotony nebo neutrony, které samotnou ionizaci materiálu způsobit nemohou. V případě, že ale tyto částice interagují s určitým prostředím, vzniká tzv. sekundární záření, což je v podstatě již záření přímo ionizující. [15, 17]

Při průchodu ionizujícího záření přes určitou látku dochází ke ztrátám jeho energie. Látky dokáže absorbovat část nebo i celé záření, což záleží na vlastnostech látky a samotného ionizujícího záření. Největší ztráty energie ionizujícího záření vznikají v materiálech s vysokým atomovým číslem a tedy velkým nábojem jader. Jejich podstatnou výhodou je také vysoká hustota. Jednotlivé druhy záření a možnosti jejich stínění jsou popsány níže. [15, 17]

### 1.3.1. Druhy kosmického záření a jejich stínění

#### Gama záření

Jedná se o elektromagnetické záření s velmi krátkou vlnovou délkou. Vzniká při jaderných reakcích nebo radioaktivních přeměnách. Čistých zdrojů gama záření je málo. Obvykle toto záření doprovází alfa nebo beta záření. Zdroje gama záření dosahují energií od desítek keV až k jednotkám MeV. Když prochází gama záření prostředím, tak uvolňuje elektricky nabitě částice a předává jim energii. Záření gama interaguje s prostředím pomocí různých jevů, například fotoelektrické jevu, Comptonova rozptylu, atd. Záření gama při průchodu absorbuje prostředím ionizuje nepřímo, pomocí sekundárních elektronů vzniklých při reakci záření s prostředím. Měrná ionizační ztráta prostředí je poměrně malá, a proto má toto záření mnohem větší pronikavost. Pro stínění záření jsou potřeba materiály s vysokým atomovým číslem, např. olovo. Jak již bylo napsáno výše, gama záření způsobuje také vznik sekundárního záření. Například na rentgenovém pracovišti dochází interakcí gama záření s ochrannou olověnou zástěnou ke vzniku fotoefektu, a tedy k vyzaření fotonu rentgenového záření. Energie tohoto sekundárního záření má tak vysokou energii, jak vysoké je atomové číslo stínícího materiálu. K odstínění gama záření je tedy vhodné používat stínění z více vrstev, ve kterém se nachází materiály se snižujícím se atomovým číslem, což způsobí postupné pohlcování sekundárního záření. [15]



Obr. 1.7 Vliv charakteristických záření na některé materiály – převzato z [15].

#### Alfa částice

Tato částice se skládá ze dvou protonů a ze dvou neutronů, jedná se tedy o jádro helia. Alfa částice se vyznačuje poměrně velkou hmotností a velkým elektrickým nábojem. Díky těmto vlastnostem ztrácí při průchodu přes absorbuje látku velké množství energie a vznikají velké ionizační ztráty. Dalším důsledkem je pak také velmi krátký dolet těchto částic. Například ve vzduchu při energii 10 MeV dokážou urazit tyto částice vzdálenost přibližně

kolem 10 cm. Díky těmto skutečnostem je pak alfa částice jednoduché stínit. K jejich odstínění postačí v podstatě i obyčejný papír. [15]

### **Beta částice**

Tyto částice jsou tvořeny rychlými elektrony nebo pozitrony se značným rozsahem energií. Maximální hodnoty energií, kterých beta záření dosahuje je přibližně od desítek keV až k jednotkám MeV. Oproti alfa částicím mají beta částice relativně malé rozměry a nízkou váhu, z toho důvodu jsou při průchodu absorbující látkou velmi často rozptylovány s malou ztrátou energie a jejich dráhy mohou být značně klikaté. Uvádí se, že částice beta záření s energií přibližně 2 MeV mají ve vzduchu dolet kolem 8m, ve vodě pak přibližně 1cm a v kovech kolem 1-4 mm. [15]

### **Neutrony**

Jsou to elementární částice bez elektrického náboje. Vznikají při jaderných reakcích a při spontánním štěpení atomů. Jelikož neutrony nemají elektrický náboj, neuplatňují se v jejich případě síly elektrické ale síly jaderné. Neutrony ionizují nepřímo a mají velmi široký rozsah energií od jednotek eV až po desítky MeV. Jelikož neutrony nenesou náboj, tak jsou velmi pronikavé, je velmi těžké je stínit. Nejprve je nutné je zpomalit a absorbovat, pak je nutné ještě absorbovat sekundárně vzniklé gama záření. Zpomalení probíhá některým z vhodných materiálů, například vodíkem nebo bórem. Po zpomalení vzniká pomalé gama záření, které jsme již schopni odstínit materiálem s velkým atomovým číslem, tedy například olovem. [15]

## **1.3.2. Používané materiály stínění**

Jak již bylo zmíněno, vzniká v důsledku průchodu ionizujícího záření materiálem sekundární záření různých vlastností. Je důležité zvolit správný stínící materiál a jeho tloušťku, neboť při nevhodném výběru může dojít místo pohlcení záření naopak ke znásobení jeho nežádoucích účinků. Vhodné je vybrat materiál s nízkou produkcí radioizotopů. V roce 2002 zjistila NASA při svém výzkumu, že ideálními materiály jsou ty s velkým obsahem vodíku. Takovým materiálem je například polyetylen, díky čemuž dokáže výrazně snížit jak primární tak sekundární záření a to účinněji než jakýkoliv kov. [16]

Nejběžnějším používaným materiálem pro konstrukce zařízení určených do vesmíru je hliník. Jeho největší výhodou je velmi nízká hmotnost. Díky hustotě  $2700 \text{ kg/m}^3$  je výrazně lehčí než železo s hustotou  $7870 \text{ kg/m}^3$  nebo velmi dobře stínící olovo s hustotou  $11340 \text{ kg/m}^3$ . Hliník je ideálním kompromisem mezi požadavky na nízkou hmotnost zařízení a dostatečnou radiační ochranou. Je udáváno, že dolet nabitých částic v hliníku je pro energii

1GeV přibližně 152 cm. S ubývající energií však potřebná tloušťka stínění exponenciálně klesá. Při energii 500 MeV je již pouze 55 cm a pro 100 MeV postačí již stínění o tloušťce pouze 4 cm. Samotný hliník je ale docela měkký materiál, proto jsou jeho vlastnosti vylepšovány přidáním příměsí a vytvořením vhodných slitin. Nejpoužívanější jsou slitiny hliníku 6061 a 7075. Slitina 6061 je slitinou hliníku, hořčíku a křemíku. Toto složení zajišťuje přibližnou mez pevnosti v tahu  $260 \text{ N/mm}^2$  a mez kluzu  $230 \text{ N/mm}^2$  (tyto parametry závisí na přesném složení materiálu). Oproti tomu slitina 7075, která je složena především z hliníku a zinku má větší hustotu ( $2810 \text{ kg/m}^3$ ), mez pevnosti v tahu přibližně  $570 \text{ N/mm}^2$  a mez kluzu přibližně  $460 \text{ N/mm}^2$  (tyto parametry závisí na přesném složení materiálu). Z těchto údajů je vidět, že slitina 7075 je podstatně odolnější, než je tomu v případě slitiny 6061, nicméně jsou používány obě tyto varianty. [16]

Perspektivními stíněními jsou v současné době kompozitní materiály. Ve vývoji jsou různé varianty těchto stínění se základem z uhlíkových vláken doplněny o materiály, jako je tantal, wolfram, iridium, atd. Výzkum těchto materiálů začal z toho důvodu, že kompozitní materiály dosahují ve srovnání s hliníkem až o  $25^\circ$  nižší hmotnost a při spojení s vhodným materiálem z pohledu radiačního stínění i stejných nebo dokonce lepších stínících vlastností než mají dosud používané kovové stínění. Ačkoliv samotná uhlíková vlákna nabízí snížení hmotnosti oproti hliníku až o 40%, tak neposkytují dostatečnou radiační ochranu. Je tedy nutné je propojit s vhodným materiálem, který bude zajišťovat radiační stínění. Problém je především ve spojování těchto materiálů a volbou vhodné tloušťky a umístění (nejprve vrstva tantalu a následně uhlíková vlákna, nebo naopak). V těchto materiálech se ovšem skrývá do budoucna velký potenciál. [18,19].

## 2. Projekt CubeSat

### 2.1. Základní informace o projektu

CubeSat je mezinárodním projektem, který sdružuje více než 40 univerzit, vysokých škol a soukromých firem. Všechny tyto organizace vytváří nebo se podílejí na vytváření tzv. standardizovaných pikosatelitů, které obsahují vědecký, soukromý nebo i vládní náklad. Pikosatelit CubeSat je v podstatě krychle o délce hrany přibližně 10cm a hmotnosti do 1,33 kg, či odvozené verze v násobcích základní velikosti. Vývojáři jednotlivých institucí sdílí své poznatky a zároveň ze získaných znalostí vytváří zdokonalené konstrukce pro jejich vlastní projekty. [20]

Velkou měrou se na tomto projektu podílí California Polytechnic State University ze San Luis (Cal Poly). Tato univerzita poskytuje například ověřené a spolehlivé způsoby vypuštění satelitu na oběžnou dráhu. K tomuto vypuštění používá speciální kontejnery s pružinovými mechanismy, tzv. Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD), které zabírají málo místa a mohou být integrovány do zařízení pro vypouštění běžných družicových systémů. Cal Poly se v podstatě stará o většinu logistiky k zajištění samotného vypuštění daného pikosatelitu, což dává vývojářům možnost se více soustředit na jejich konkrétní návrhy. V posledních letech tyto iniciativy ohledně zajišťování vypuštění satelitů CubeSat přebírá soukromý sektor, který zároveň nabízí komponenty či celé satelity CubeSat potenciálním zákazníkům. [20]

Pro možnost vypuštění zařízení je nutné, aby splňovalo potřebné CubeSat standardy. Tyto standardy stanovila Cal Poly ve spolupráci se Stanfordskou Univerzitou. V těchto standardech jsou popsány podstatné informace, které musí pikosatelity splňovat, jako například vnější rozměry, požadavky na materiály, některá omezení, atd. Odchytky od těchto standardů jsou možné, komplikuje se však poté schvalovací proces k vypuštění. [20]

Náklady na vypuštění jedné základní 1U verze pikosatelitu se pohybují kolem 100 tis. amerických dolarů. CubeSat pracuje v současnosti na získání nových možností vypouštění satelitů v severní Americe. Hlavním adeptem na spolupráci je samozřejmě NASA a její Launch Services Program, který spolupracuje s řadou vysokých škol. [20]

## **2.2. Projekt ZCU – PilsenCube**

V roce 2009 se k množství univerzit zabývajících se CubeSat pikosatelity připojila také plzeňská Západočeská univerzita. Pomocí moderních poznatků z oblasti komunikací a napájecích systémů začala vyvíjet pikosatelit s označením PilsenCube. V tomto projektu se zabývá především výzkumem spolehlivosti a efektivnosti napájecích a komunikačních subsystémů. [21]

Vývojáři na ZČU se ve svém projektu zaměřili na řadu opomíjených témat a slabin současně vyráběných pikosatelitů. Zvýšenou pozornost věnují především radiační ochraně elektroniky satelitu, využití moderních komunikačních systémů a problematice elektrické energie ze solárních článků. [21]

V oblasti zlepšení radiační ochrany satelitu se univerzitní vývojáři soustředí na tři hlavní kroky. Prvním krokem je konstrukce obvodového stínění satelitu s plnými hliníkovými plochami, které slouží jako základní radiační stínění. To je právě jedna z opomíjených záležitostí u konkurenčních pikosatelitů. Často používaná je verze tzv. skeletové struktury, tedy otevřených stěn. Druhým krokem je výběr radiačně odolných součástí z běžně

prodáváných na komerčním trhu. Výběr probíhá na základě testování jednotlivých typů součástek při radiačních testech. V případě, že není pro některou součástku dostatečně odolný ekvivalent, tak je opatřena přídatným hliníkovým stíněním, aby byla zajištěná dostatečná odolnost po celou dobu průběhu mise. Třetím krokem je návrh takové topologie subsystémů, která bude odolná proti selhání jednotlivých součástek. V tomto smyslu je pro důležité obvodové části realizována redundance a možnost energetického i datového odpojení nefunkčních subsystémů. [21]

Co se týká problematiky elektrické energie, tak se satelit PilsenCube pokouší vyřešit dosud běžný problém stárnutí akumulátoru. Tomuto jevu bohužel nelze úplně zabránit, lze ho v podstatě jen omezit a to například tím způsobem, že akumulátory budeme vybíjet jen do 80% jejich jmenovité kapacity. Satelit PilsenCube používá akumulátory LiFePO<sub>4</sub>, které mají lepší parametry než obyčejné Li-on akumulátory a to především z pohledu výdrže a rozsahu pracovních teplot. Využívány jsou především válcové tvary akumulátorů, jelikož se během vakuových testů ukázalo, že se plochá provedení akumulátorů často nafukují. Dalším problémem bylo potřeba pokrytí špičkového proudového odběru ze zestárlých akumulátorů bez nebezpečného poklesu napětí na napájecí sběrnici. Tato záležitost byla vyřešena pomocí superkapacitoru, který téměř nestárne a je schopen pokrýt krátkodobé proudové špičky v obvodu. PilsenCube se tak stane jedním z první pikosatelitů, jehož součástí bude právě superkapacitor. [21]

S ohledem na komunikační systémy jsou na ZČU řešeny záležitosti ohledně adaptace komunikace satelitu vzhledem k měnícím se podmínkách přenosové cesty. Vlastnosti přenosové cesty se během přeletu neustále mění a v podstatě jen změnou natočení antény může dojít ke změně energetického rozpočtu spoje i o více než 20dB. Běžné radioamatérské systémy se neumí na tyto změny podmínek adaptovat a pracují s pevnou přenosovou rychlostí a jedním typem modulace, což vede k neefektivnímu využívání přenosového kanálu. Projekt PilsenCube využívá možnosti softwarově definovaného rádia, které je schopno adaptivně měnit modulaci, protichybové zabezpečení a přenosovou rychlost, čímž reaguje na aktuální možnosti přenosové cesty. [21]

## **2.3. Požadavky na konstrukci satelitu**

### **2.3.1. Obecné požadavky**

Během startu a vypouštění pikosatelitu musí zůstat všechny jeho části připojeny, nesmí dojít k oddělení nebo uvolnění jakékoliv části satelitu, která by se pak mohla náhodně pohybovat vesmírem nebo narušila funkci P-POD. V konstrukci pikosatelitu se nesmí nacházet žádné výbušné materiály ani pyrotechnika. Všechny případně použité pohonné systémy satelitu, musí být navrženy, integrovány a testovány dle platné normy AFSPCMAN 91-710 Svazek 3 (Air Force Space Command Manual). Pohonné systémy musí mít ochranu v podobě trojnásobně jištěného vypnutí v případě potřeby. Celková uložená chemická energie v podobě akumulátorů (či podobných prvků) nesmí přesáhnout hodnotu 100Wh. Satelit musí být konstruován z materiálů s nízkou hodnotou plynování. Norma AFSPCMAN 91-710 říká, že celková ztráta hmotnosti nesmí být po dobu mise satelitu větší než 1%. Hromadění těkavých látek v satelitu nesmí překročit hodnotu 0,1%. Je doporučeno, aby magnetické pole generované satelitem nepřesahovalo hodnotu 0,5 Gauss z důvodu, že by mohlo dojít ke komplikacím při vypouštění satelitu. Vnitřek satelitu musí být z důvodu možnosti hromadění nežádoucích látek možno odvětrat. [22]

### **2.3.2. Mechanické požadavky**

V mechanických požadavcích na CubeSat satelity je kromě základních hmotnostních a rozměrových parametrů kladen důraz na části, které slouží ke spojení mezi satelitem a vypouštěcím zařízením P-POD. Každá postranní hrana je ve tvaru hranolu pro lepší navedení do kolejnic vypouštěcího zařízení. Požadavky uvádějí minimální šířku každého hranolu 8,5mm. Drsnost těchto hranolů nesmí překročit 1,6  $\mu\text{m}$ . Vnější hrana každého hranolu musí být zaoblena poloměrem nejméně 1mm. Nejméně 75% plochy hranolu musí být trvale v kontaktu s kolejnicemi P-Pod, zbylé části mohou být zapaštěny. [22]

Rozměry satelitu by měly být 100x100mm a výška satelitu (délka hranolů) je 113,5mm. Maximální hmotnost satelitu typu 1U je 1,33kg. Těžiště by se mělo nacházet maximálně 2cm od geometrického středu satelitu a to jakýmkoliv směrem. Pro hlavní části pikosatelitu a jeho hranoly by měl být použit materiál hliník s označením 7075, 6061, 5005 a nebo 5052. [22]

### **2.3.3. Elektrické požadavky**

Soubor elektrických požadavků na satelity CubeSat obsahuje výpis bezpečnostních funkcí spojených s funkcí elektrických obvodu zařízení. V průběhu přepravy satelitu na oběžnou dráhu, kdy je zařízení integrováno v P-POD, musí být po celou dobu ve vypnutém



stavu. Pikosatelit musí obsahovat nejméně jeden spínač signalizující jeho přítomnost ve vypouštěcím kontejneru P-POD. Často se používá dvojice těchto spínačů v protilehlých rozích naváděcích hranolů. Tento spínač (případně spínače) je před vložením do kontejneru zajištěn ještě povinnou pojistkou RBF (Remove Before Flight), kterou je spínač zajištěn a může se tak se satelitem libovolně manipulovat. Tato pojistka se odstraňuje až po vložení satelitu do P-POD, ve kterém je satelit zajištěn, a jeho spínače přítomnosti jsou tím sepnuty. K jejich rozeptnutí dojde následně až tehdy, když je satelit vypuštěn z přepravního kontejneru na oběžné dráze. Po rozeptnutí těchto spínačů dojde k aktivaci časovače, který následně spouští veškeré funkce satelitu. Chráněny musí být také akumulátory a to z pohledu vzniku nežádoucích jevů při nabíjení a vybíjení. Satelit musí splňovat alespoň jednu podmínku na potlačení vysílání na nežádoucích frekvencích. Jedna z možných podmínek je vysílací výkon nepřekračující hodnotu 1,5W. [22]

#### **2.3.4. Provozní požadavky**

CubeSat satelity musí splňovat určité požadavky na jejich provoz s ohledem na ostatní v blízkosti používaná zařízení. Provozovatel satelitu musí mít licenci o provozu jeho satelitu na určitém frekvenčním pásmu. Jedná se o doklad o koordinaci kmitočtů dle IARU (International Amateur Radio Union). Pikosatelit musí být také navrhnout v souladu s požadavky a omezeními země jeho původu. Dále musí být v souladu s NPR 8715,6 (NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris) ohledně omezení trosk ve vesmíru. Veškerá výsuvná zařízení satelitu musí být aktivována nejdříve 30minut po vypuštění z přepravního zařízení P-POD. Během uložení v přepravním zařízení by satelit neměl přijímat ani vysílat žádné signály a to ani v prvních 45 minutách po vypuštění na oběžnou dráhu. [22]

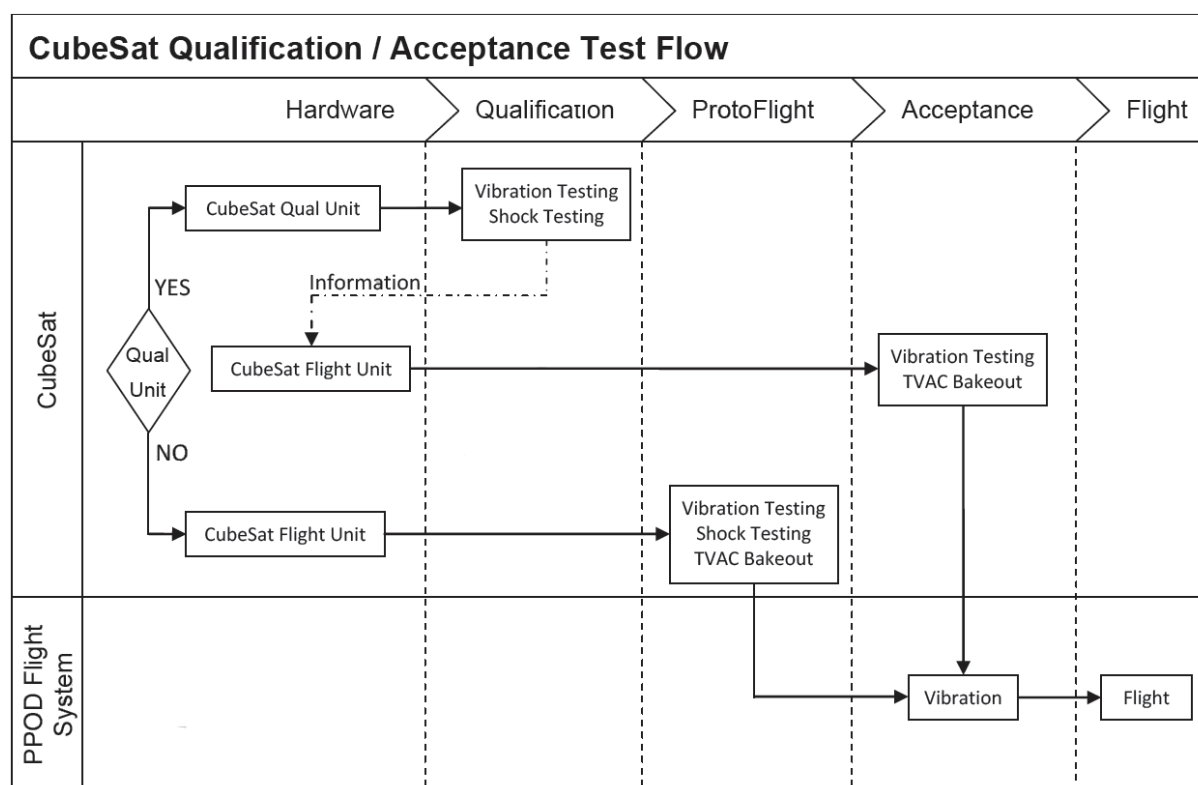
#### **2.4. Testování satelitu**

Před vypuštěním satelitu je nutné ho podrobit řadě bezpečnostních zkoušek. Tyto zkoušky slouží ke zjištění, že satelit odolá náročným podmínkám při procesu vypouštění, že nedojde k jeho poškození, poškození přepravního kontejneru P-POD a především, že jeho přítomnost jakkoliv neohrozí hlavní družici, s níž je paralelně tento satelit vypouštěn. V procesu testování jsou zahrnuty čtyři části. První částí je testování náhodnými vibracemi, následuje tepelně-vakuové ohřívání, šokové testování a na závěr vizuální kontrola. [22, 23]

Cal Poly rozlišuje dvě možné varianty testování. První varianta uvažuje výrobu dvou identických pikosatelitů, prototypu a letového kusu. Z nichž prototyp prochází tzv. kvalifikačním testováním, což zahrnuje vibrační test vyšší intenzity a především náročný test

šokový. V případě úspěchu je pak testován letový kus. Ten je podroben tzv. akceptačnímu testu. Tento test zahrnuje lehčí variantu vibračního testu a tepelně-vakuový test. Pokud satelit uspěje i zde, tak je již integrován do přepravního kontejneru P-POD, ve kterém absolvuje ještě poslední vibrační test a následně může být vypuštěn na oběžnou dráhu. [22, 23]

Druhou variantou je případ, kdy vývojový tým nemá dostatek financí na výrobu dvou identických satelitů. V tomto případě jsou prováděny tzv. protoflight testy. Tyto testy zahrnují vibrační, šokové i tepelně-vakuové testování v plném rozsahu a vývojový tým musí tedy doufat, že nedojde k nějakému skrytému poškození jejich satelitu. V případě, že byly splněny požadavky těchto zkoušek, tak je satelit integrován do P-POD a je provedena poslední vibrační zkouška před vypuštěním na oběžnou dráhu. Kompletní schéma testování pro obě varianty je zobrazeno na obr. 2.8. [22, 23]

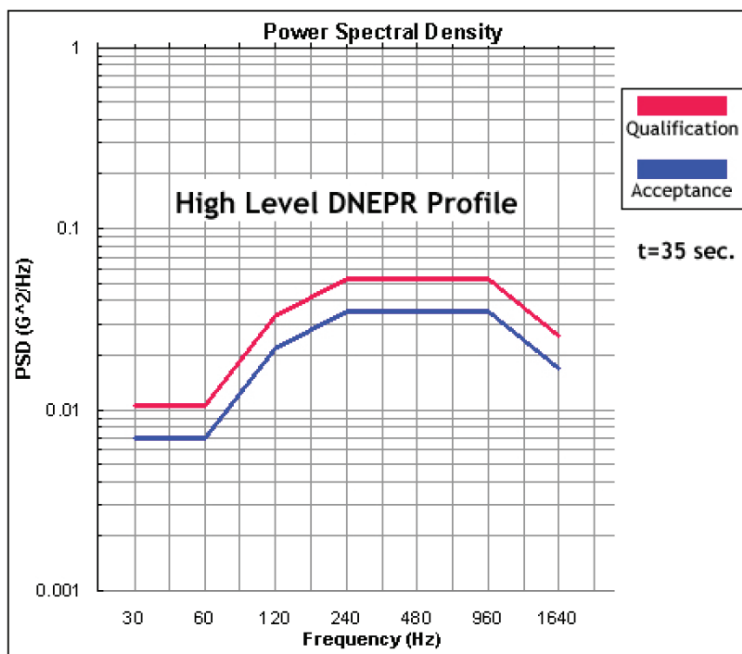


Obr. 2.8 CubeSat diagram testování satelitů – převzato z [22].

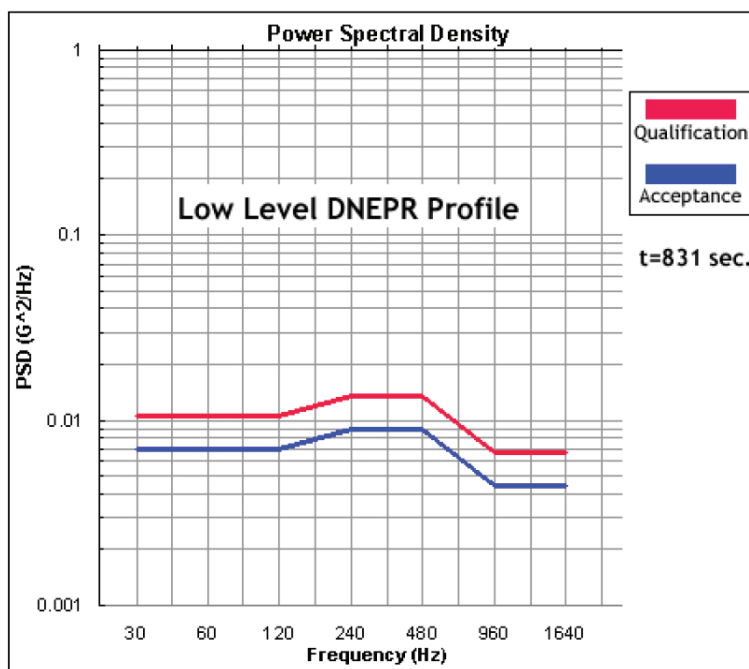
### 2.4.1. Vibrační test

V souladu s dokumentací jsou testy předepsány pro konkrétní raketové nosiče jejich poskytovateli. V našem případě je uveden příklad postupu testování pro raketu Dnepr. Tento test je prováděn na vibračním stole. Test probíhá ve dvou částech. V první části vibračního testu je satelit zatěžován vibracemi vyšší intenzity po dobu 35 sekund. Následuje vibrační zkouška s nižšími intenzitami vibrací ovšem s dobou trvání 831 sekund. Testovaným

subjektem by měla být přesná kopie zařízení, které je následně vloženo do přepravního kontejneru. V tomto případě prochází testovaný subjekt tzv. kvalifikačním testem, který je náročnější. Samotný letový kus musí také projít vibrační zkouškou, tzv. akceptačním testem. Tento test je ale již proveden s nižší intenzitou. Frekvenční spektra vibračních testů najdete na následujících obrázcích 2.9 a 2.10. [22, 23]



Obr. 2.9 Charakteristika krátkodobého intenzivního vibračního testu pro nosiče Dnepr – převzato z [23].



Obr. 2.10 Charakteristika dlouhodobého vibračního testu pro nosič Dnepr – převzato z [23].

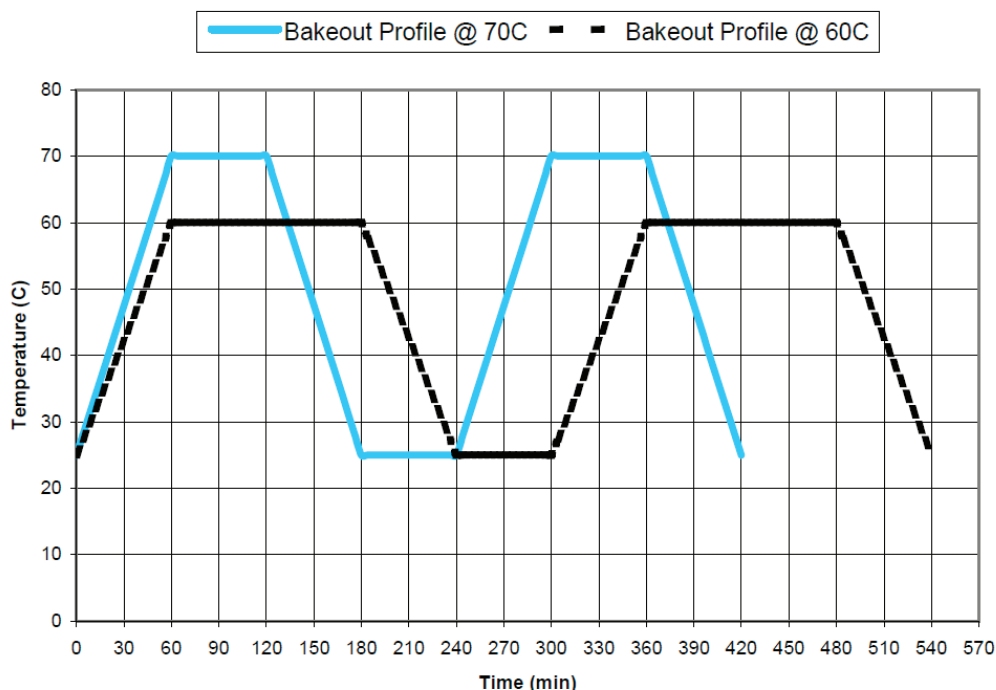
Po vibračním testu následuje nezbytná kontrola zařízení. Kontrolovány jsou především mechanické části satelitu. Zda nebyla otevřená některá z výsuvných částí nebo jestli nedošlo k uvolnění některých konektorů. Důležitá je také kontrola solárních článků a nakonec samotné funkce satelitu. [22, 23]

#### **2.4.2. Tepelně-vakuový test**

I v tomto případě jsou testy předepsány pro konkrétní raketové nosiče jejich poskytovateli. V našem případě je opět uveden příklad pro raketu Dnepr. Tento test je zaměřen na tzv. vypékání satelitu ve vakuu a vysoké teplotě za účelem zjištění, zda se z něj uvolňují nežádoucí látky ve formě plynu. Jelikož by nashromáždění plynu v přepravním kontejneru mohlo způsobit nežádoucí účinky, tak je nutné, aby zařízení při nepříznivých účincích startu ze sebe neuvolňovalo žádné látky a nezvyšovalo tak tlak v kontejneru, nebo nevytvářelo výbušné směsi. [22, 23]

V testovací komoře musí být udržován tlak nepřekračující úroveň  $5 \cdot 10^{-4}$  Torru (0,067Pa). Do této vakuové komory je vložen důkladně očištěný satelit s pokojovou teplotou 25°C. Test začíná zvyšováním teploty na 70°C. Během tohoto zvyšování je zaznamenávána změna tlaku vzhledem ke zvyšující se teplotě. Následuje setrvání na teplotě 70°C po dobu jedné hodiny a poté je satelit přiveden postupně znovu na pokojovou teplotu 25°C. Na pokojové teplotě zůstává zařízení znovu jednu hodinu a pak je proces zopakován. Celý průběh vypékání najdete na obrázku 2.11 vyznačený modrou barvou. V případě, že si majitel nepřeje ohřívat satelit až na teplotu 70°C, je možné využít alternativního testu s maximální teplotou 60°C. Jeho průběh je na obrázku 2.11 vyznačen černou barvou. [22, 23]

Pro úspěšné splnění testu je nutné, aby během celého procesu ohřívání zařízení nedošlo ke zvýšení tlaku v komoře o více než  $1 \cdot 10^{-4}$  Torr (~133Pa). [22, 23]



Obr. 2.11 Teplotní charakteristika tepelně-vakuového testu pro nosič Dnepr – převzato z [23].

### 3. Cíle práce

Cílem práce je najít vhodnou konstrukci pikosatelitu pro usnadnění osazování elektronickými systémy a pro zajištění jejich dostatečné radiační ochrany. Otázka konstrukce s ohledem na radiační stínění se jeví jako velmi složitá z několika hledisek, kterými jsou především rozměrová a váhová omezení. Díky těmto omezením není možné vybavit celý satelit stíněním dostatečné tloušťky, jelikož by došlo k překročení váhového limitu (1,33kg). Další možností radiačního z odolnění je navrhnout vnitřní obvody ve více paralelních provedeních. Tomuto postupu je však bráněno především s ohledem na už tak malý prostor uvnitř satelitu, který dovoluje maximálně zdvojení některých důležitých systémů. V úvahu připadá také použití speciálních radiačně odolných součástek (provedení „military“, „space“ nebo „radiation hardened“). Zde se však setkáváme s problémy, které se týkají dostupnosti pro běžného uživatele a především cenou, která několikanásobně převyšuje cenu běžných komponentů.

Cílem této práce je navrhnout vhodnou konstrukci s ohledem na mechanickou odolnost a snadnou montáž vnitřních segmentů, která bude obsahovat slabě stíněnou vnější sekci pro radiačně méně citlivé součástky a vnitřní silněji stíněnou sekci pro radiačně více citlivé součástky. K navržení konstrukce je použit program Solidworks, který umožňuje i potřebnou hmotnostní kalkulaci s přihlédnutím k hustotě použitého materiálu. Očekávaná hmotnost celé

konstrukce včetně vnitřního a vnějšího stínění vzhledem k celkové hmotnostní bilanci satelitu je 250-300 gramů. Uvažováno je použít jako materiál slitinu hliníku s označením 7075 pro nosnou konstrukci i stínící vrstvy s možností kdykoliv nahradit stínící vrstvy kompozitními materiály, které se v současné době pro stínící účely vyvíjí.

Cílem práce je tedy navrhnout takové stínění, aby byla zajištěná dostatečná radiační odolnost elektronických součástí po předpokládanou dobu mise, což jsou 3 roky. Stínění bylo uvažováno ve dvou částech. Vnější stínění kolem celého tělesa satelitu zajišťující základní ochranu všech elektronických součástí a vnitřní stínění ve středu tělesa, do kterého by měly být soustředěny elektronické součástky s nižší radiační odolností a s kriticky důležitou funkcí jako jsou například FLASH paměti řídicí procesory, budiče sběrnic, napěťové reference, apod. Vnitřní stínění je v podstatě stíněnou oblastí prostupující přes jednotlivé DPS a uchycené na horní a dolní straně satelitu takovým způsobem, aby byla zajištěna dostatečná pevnost satelitu a jeho odolnost vůči případným vibracím. Materiál pro vnitřní i vnější stínění je stejný jako v případě samotné konstrukce satelitu, tedy slitina hliníku s označením 7075 s možným budoucím nahrazením jinými perspektivními materiály. Tloušťka obou druhů stínění je předpokládána v rozmezí 0,8 – 1mm. Upřesnění vhodné tloušťky z hlediska dostatečné radiační ochrany a váhového limitu pro satelit bude provedeno ze získaných výsledků pomocí simulačního programu Spennis a konstrukčního programu Solidworks.

Současné satelity jsou umisťovány na oběžné dráhy země ve výškách od 300km do přibližně 900km. Tvary jejich dráhy se liší především díky rozdílným úhlům inklinace a RAAN (tyto úhly budou vysvětleny níže). Pro satelit PilsenCube byly v počátku uvažovány tři možné specifikace dráhy. První možností bylo vypustit satelit na oběžnou dráhu s výškou 300km nad zemí a inklinací 98°. Druhá možnost se lišila pouze výškou a to tak, že v ní byla uvažována výška 700km nad zemí. Poslední možnost měla využívat oběžnou dráhu obdobnou s oběžnou dráhou mezinárodní kosmické stanice (ISS). Její oběžná dráha je přibližně ve výšce 400km nad zemí při inklinaci 51,6°. Jelikož každá oběžná dráha se liší Radiačním prostředím, které by na satelit působilo, tak bylo uvažováno porovnání těchto parametrů v simulačním programu Spennis a následný výběr nejvhodnější možnosti pro umístění pikosatelitu.

## 4. Návrh mechanické konstrukce satelitu

### 4.1. Obvodová konstrukce

#### 4.1.1. Výběr základní konstrukce satelitu

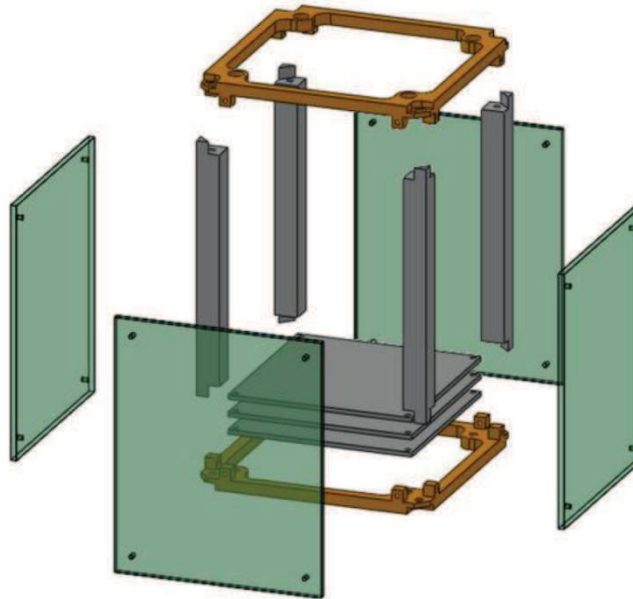
Základní konstrukcí je míněna hlavní kostra tělesa satelitu, na kterou jsou následně uchycovány DPS, stínění a další potřebné komponenty. V současné době existuje velké množství různých konstrukcí, lišící se především přístupem do vnitřku tělesa, vibrační a mechanickou odolností a také způsobem uchycení stínění. Z důvodu plánovaného použití vnitřního stínění bylo důležité uvažovat velmi dobrý přístup do vnitřních částí satelitu a to kvůli montáži tohoto stínění. Pro případné použití byly uvažovány tři typy konstrukce popsané v [21] s tím, že následně vybraná konstrukce bude ještě pravděpodobně upravena pro specifikaci satelitu PilsenCube či následující projekty na zdejším pracovišti.

##### **Konstrukce A**

První uvažovaná konstrukce se skládá ze čtyř lišt (naváděčů pro kolejnice) připevněným k dolnímu a hornímu rámečku. Tyto rámečky jsou navrženy tak, že jsou na nich potřebné úchyty pro přichycení vnějšího stínění a zároveň otvory pro montáž například distančních sloupků a uchycení desek plošných spojů. [24]

Výhodou této konstrukce je určitě jednoduchá výroba jednotlivých dílů. Dále pak jednoduchá montáž i demontáž celé konstrukce včetně velmi dobrého přístupu do vnitřního prostoru tělesa. V případě vhodného návrhu vnitřní konstrukce je v podstatě možné vyjmout celý vnitřní blok s veškerou elektronikou po odšroubování pouhých čtyř šroubů. Další výhodou je jednoduchá modularita v případě spojování více satelitů k sobě. [24]

Tato konstrukce má však také několik nevýhod. Podstatnou nevýhodou je malá tuhost konstrukce a její odolnost proti vibracím. Komplikací může být také nerobustní usazení DPS uvnitř satelitu, jelikož postranní lišty nemají primárně žádné uchycovací prvky pro tyto desky a jedinou možností je jejich navázání na horní nebo dolní rámeček pomocí distančních sloupků na krajích desek plošných spojů. Tím je však opět zvýšena náchylnost jejich poškození vibracemi při transportování satelitu na oběžnou dráhu. [24]



Obr. 4.12 Design konstrukce A – převzato z [24].

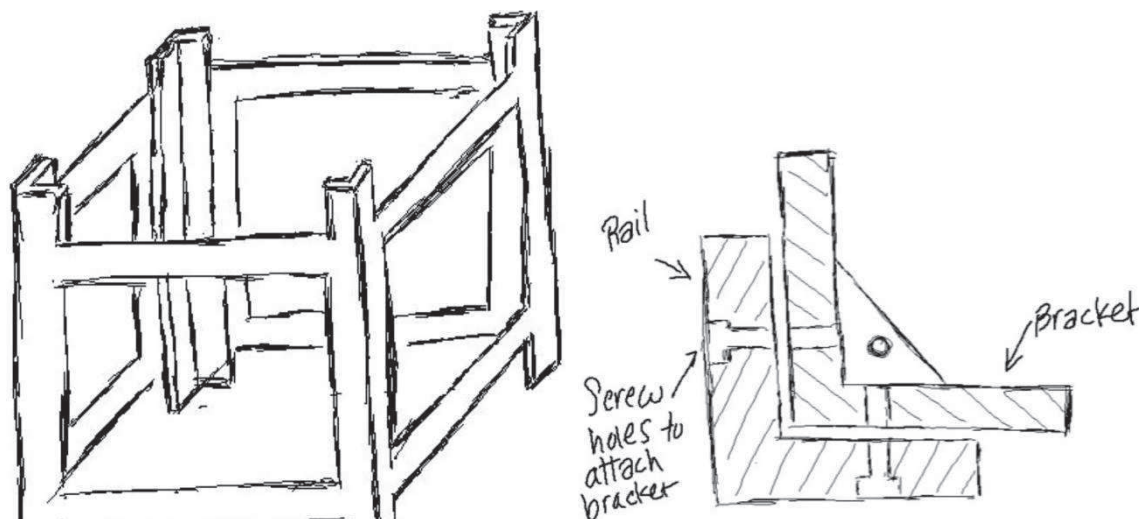
### **Konstrukce B**

Tato konstrukce oproti verzi A disponuje větší mechanickou pevností. Skládá se ze čtyř částí ve tvaru „L“, z nichž každá disponuje osmi přípojnými body k ostatním částem satelitu. Oproti předchozímu typu konstrukce zde nenajdeme horní a dolní rámečky, což sebou nese další výhody především z pohledu hmotnosti. [24]

Výhodami této konstrukce jsou především nízká váha a modularita. Díky nízkému počtu dílů, absenci dolního a horního rámečku a také díky konstrukci samotných „L“ dílů jsou zajištěny velmi dobré parametry z pohledu váhy. Vzhledem k symetrii tohoto návrhu je také velmi jednoduše řešitelná otázka modularity a tedy možnost vyrobit satelit ve verzi 1.5U, 2U případně i 3U. Další výhodou této konstrukce je pružné umístění upevňovacích bodů DPS podél celé hrany kolejnice. To je zajištěno díky malým držákům, které jsou připevnitelné k vnitřní straně kolejnice. [24]

Nevýhodou této konstrukce je například příliš malá tuhost obvodové konstrukce, což sice přináší nižší hmotnost, ale zároveň to způsobuje, že značná část nežádoucího tlaku působí i na DPS uvnitř satelitu a to je nežádoucí. Samotná konstrukce rámu je také náročnější na výrobu, především pak výroba samotných úchytů DPS. Problémy mohou vznikat také při samotné montáži a to především kvůli složitosti uchycení jednotlivých desek. Především pak šroubování některých částí z horní nebo dolní strany satelitu může být za velmi stísňených podmínek komplikované. [24]





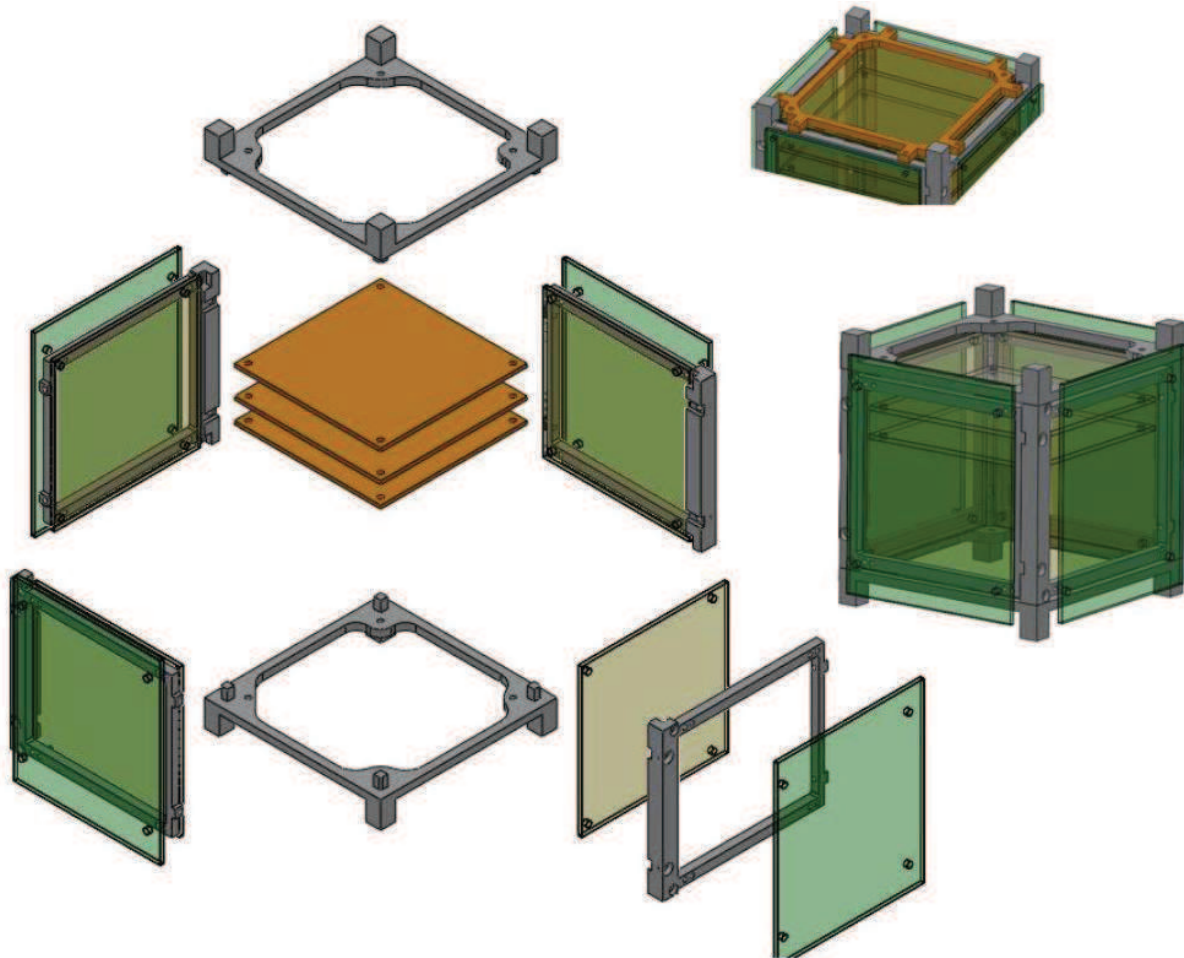
Obr. 4.13 Design konstrukce B – převzato z [24].

### Konstrukce C

Poslední uvažovaná konstrukce se skládá ze čtyř bočních panelů, které jsou spojeny v místě kolejnic a z horní a dolní části jsou k nim přichyceny rámečky. Boční panely mají dva uchycovací šrouby na každé straně a vždy jeden šroub k hornímu a jeden k dolnímu rámečku. Rámečky jsou tedy přichyceny celkově čtyřmi zapaštěnými šrouby. Všechny uchycovací šrouby jsou k dispozici z vnější strany satelitu a umožňují snadnou montáž. [24]

Výhodami této konstrukce jsou především snadná montáž bez nutnosti přístupu do vnitřních částí tělesa. Dalším přínosem jsou otvory na vnitřní straně bočních rámečků, které slouží k připojení vnitřního dílu. Tyto otvory jsou využívány například jako podpora pro DPS. Snadná je i vyrobiteľnosť jednotlivých dílů, jelikož se vyrábí v podstatě jen dva rozdílné díly (2x rámeček a 4x boční díl). Jednoduchou úpravou rámečků lze dosáhnout také snadné modularity celého návrhu. [24]

Jedinou podstatnou nevýhodou tohoto návrhu je snad jen malé místo pro spínač deaktivující napájení satelitu při přítomnosti v P-POD. Dvojice spínačů je nasazena na dolním rámečku satelitu ve dvou protilehlých rozích a to tím způsobem, že je odstraněna část kolejnice a spínače jsou ke zbylým částem přišroubovány. [24]



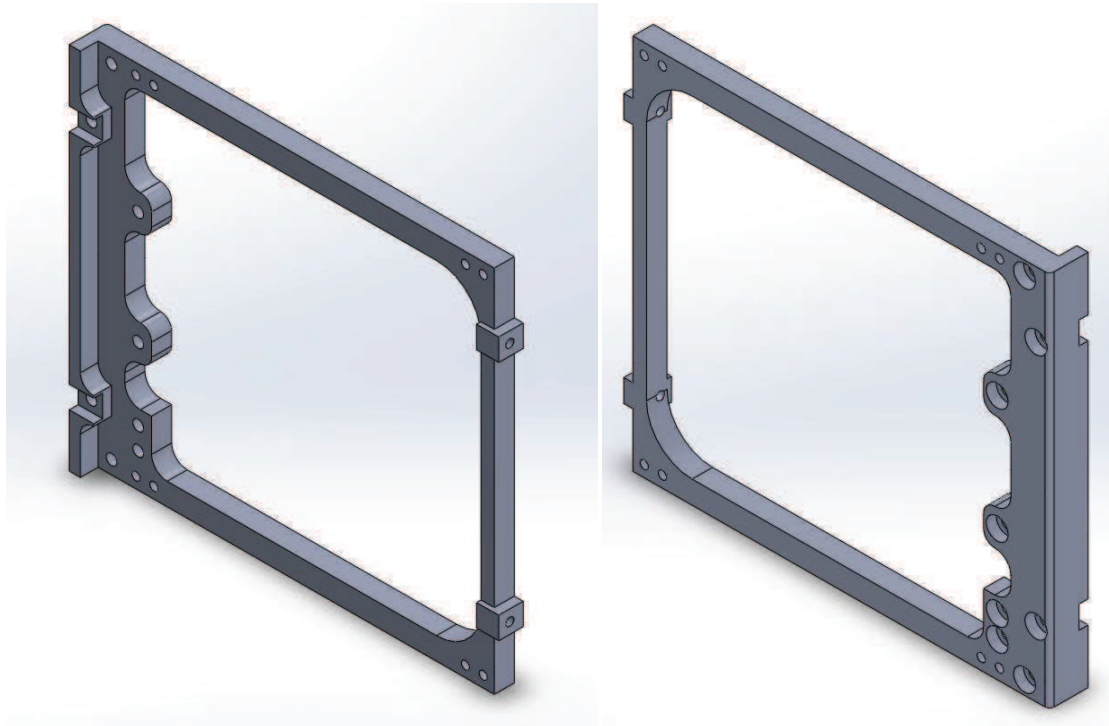
Obr. 4.14 Design konstrukce C – převzato z [24].

#### 4.1.2. Vybraná konstrukce

Z předchozích třech návrhů bylo potřeba vybrat ideální variantu s přihlédnutím k požadavkům specifickým pro zadání práce, tj. především ke skutečnosti, že bude potřeba implementovat vnější i vnitřní stínění. Nejlepší parametry vykazoval třetí návrh, tedy konstrukce C. Tato konstrukce vyniká především svou mechanickou pevností, snadným přístupem do vnitřních částí a jednoduchou montáží. Je snadno upravitelná ať už z pohledu uchycení DPS nebo vnitřního a vnějšího stínění. Základní konstrukce se skládá ze třech různých dílů.

##### Boční díl

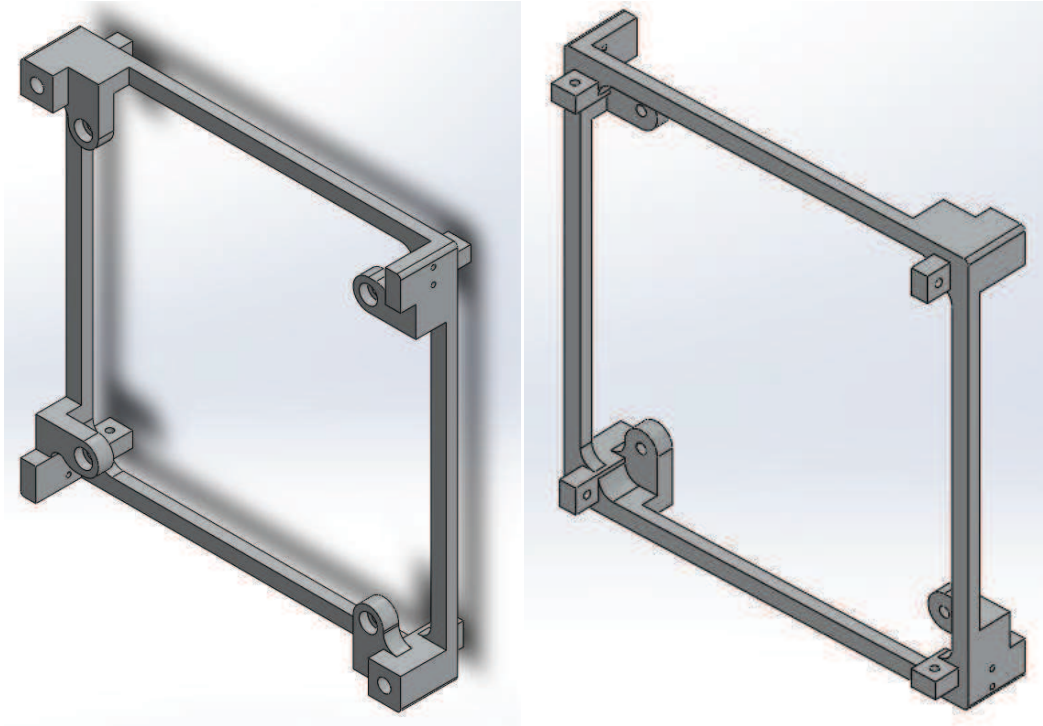
Tento díl se v konstrukci vyskytuje čtyřikrát. Jednotlivé díly do sebe zapadají v místě kolejnice a jsou uchyceny dvěma šrouby, které jsou zapuštěny právě do materiálu kolejnice. Boční díl obsahuje také dva úchyty na vnitřní straně rámečku, které mohou sloužit například pro úchyty DPS. V materiálu rámečku je ještě osm malých otvorů pro uchycení vnějšího stínění. Tento díl je zobrazen na obrázku 4.15.



Obr. 4.15 Design bočního dílu vybrané konstrukce - nakresleno dle návrhu v [24].

### Horní rámeček

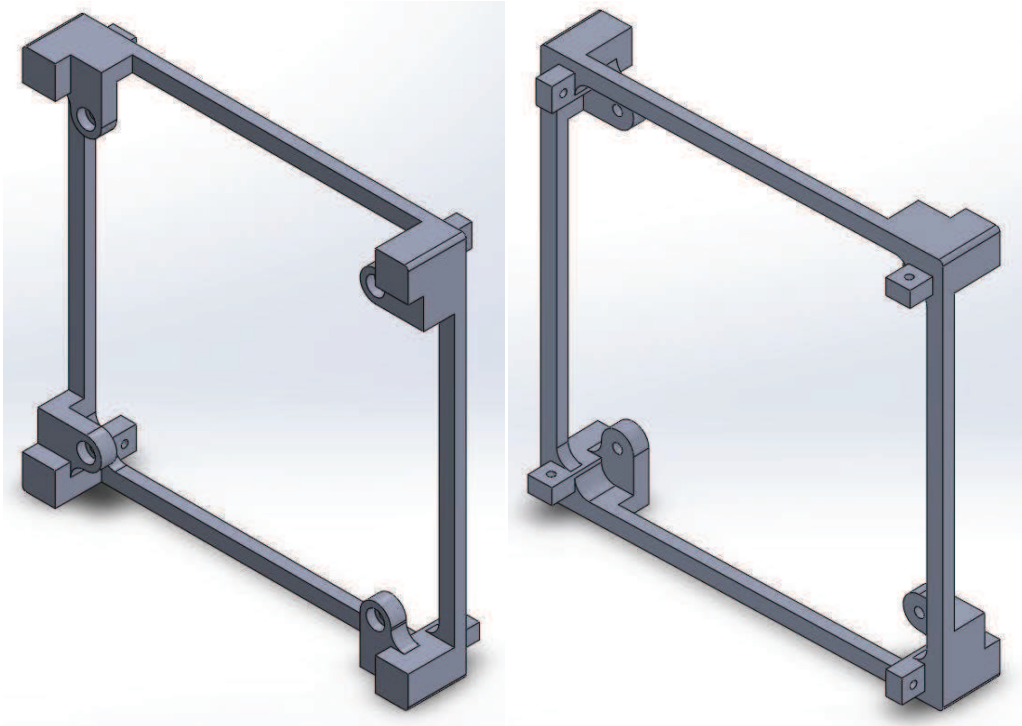
Horní rámeček se vyskytuje v základní konstrukci pouze jednou. Od spodního dílu se liší prakticky pouze úpravami pro spínače. Základní rámeček má na své spodní straně čtyři hranolové výstupy, které slouží jako spojnice s bočním dílem. Každý boční díl je s horním dílem spojen právě jedním šroubovým spojem. Dvě zúžené kolejnice slouží k přichycení potřebných spínačů. Dále jsou k dispozici čtyři úchyty vysazené do vnitřní části rámečku. Tyto úchyty slouží primárnímu účelu satelitu, pro který byla tato konstrukce navržena. V našem případě byly tyto úchyty uvažovány jako uchycení vnitřního stínění nebo jako držáky DPS. Tento nápad se však shledal s podstatným nedostatkem a tím je absence vnějšího stínění na horní části satelitu. Původní návrh s tímto stíněním vůbec neuvažoval a tak pro něj není horní díl uzpůsobený. Proto bylo potřeba tento díl upravit pro možnost montáže vnějšího stínění, viz. dále. Vzhled původního horního dílu je na následujícím obrázku 4.16.



*Obr. 4.16 Design horního dílu původní konstrukce - nakresleno dle návrhu v [24].*

### **Dolní rámeček**

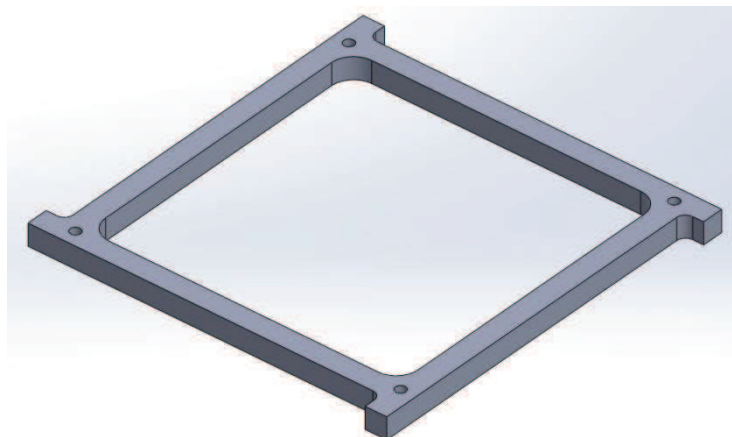
Jak už bylo napsáno výše, konstrukce dolního a horního dílu jsou téměř totožné. Dolní díl nemá však upravené kolejnicové výstupy pro spínače. Stejně jsou také jeho nedostatky. Ani dolní díl není navržen na připojení vnějšího stínícího bloku a naopak svou konstrukcí toto připojení spíše neumožňuje. I tento díl bylo tedy potřeba upravit. Konstrukce dolního dílu je na následujícím obrázku 4.17.



Obr. 4.17 Design spodního dílu původní konstrukce - nakresleno dle návrhu v [24].

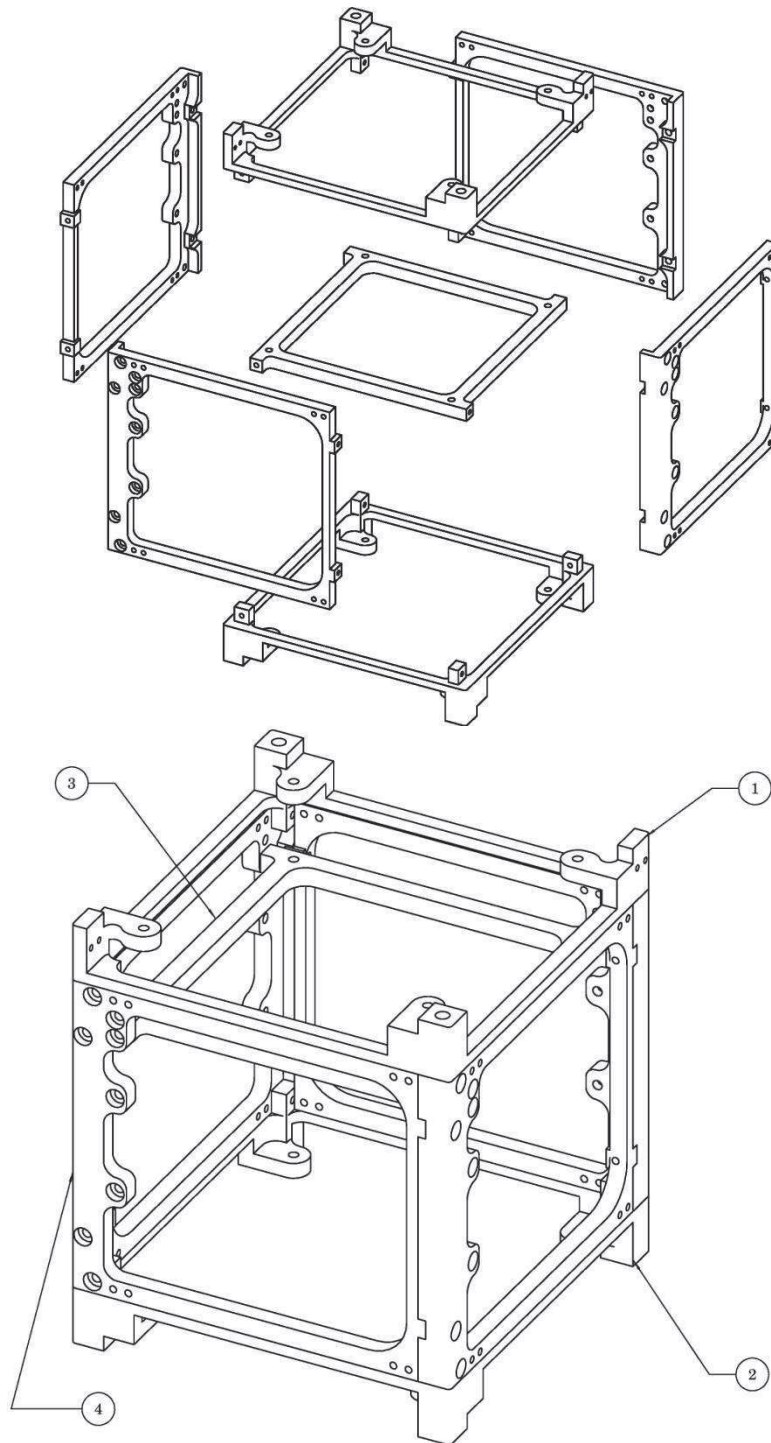
### Vnitřní díl

Součástí základní konstrukce je ještě vnitřní díl. Jedná se o rámeček uvnitř vnější kostry. Tento rámeček má čtyři přípojná body, z nichž každý je napojen na jeden boční díl. Tento díl byl původně uvažován jako podpora pro DPS. Problémem je však jeho nezanedbatelná hmotnost k celkové uvažované konstrukci. Proto byl následně z našeho návrhu úplně odstraněn, více informací v další části práce. Konstrukce tohoto dílu je na následujícím obrázku 4.18.



Obr. 4.18 Design vnitřního dílu původní konstrukce - nakresleno dle návrhu v [24].

Původní design zpracovaná v [23], ze kterého jsem vycházel, má relativně jednoduchou konstrukci a snadný přístup k osazovaným systémům satelitu, nehodí se však příliš k realizaci dvouúrovňového stínění. Základní princip spojování dílů však zůstal stejný a prováděli se jen úpravy pro snadnější implementaci vnitřního a vnějšího stínění, případně také úpravy uchycení desek plošných spojů elektronických systémů. Celá konstrukce je poměrně masivní, to je dáno také uvažovaným materiálem, což je slitina hliníku 6061. Celá konstrukce, ze které je následně při návrhu vycházeno, je na následujícím obrázku 4.19.



Obr. 4.19 Kompletní design původní konstrukce – převzato z [24].

### 4.1.3. Jednotlivé části a jejich úpravy pro novou konstrukci

#### Nedostatky původní konstrukce

Ačkoliv disponuje původní konstrukce velmi dobrými vlastnostmi ohledně sestavitelnosti a mechanické pevnosti, tak jsou zde i podstatné nedostatky, které bylo potřeba upravit. V rámci této práce na základě zjištěných radičních podmínek na typických drahách a na

základě plánované životnosti satelitu, se počítá s vnějším stíněním po celém povrchu kostry satelitu. Původní konstrukce však umožňuje montáž stínění pouze po stranách tělesa a nechává otevřenou horní a dolní stranu. To je pro naše požadavky nepřijatelné a bylo tedy potřeba horní a dolní díl upravit. Dalším požadavkem našeho projektu bylo umožnit implementování vnitřního bloku stínění. Původní konstrukce není na něco takového vůbec konstruována a tak bylo nutné zvolit systém tohoto uchycení a jednotlivé díly následně upravit. Poslední podstatnou změnou byla samotná robustnost jednotlivých dílů způsobujících vysokou hmotnost konstrukce. Původní konstrukce počítala se slitinou hliníku 6061 jako konstrukčního materiálu. V našem projektu ale uvažujeme slitinu hliníku 7075, která disponuje větší pevností a není tedy třeba vyrábět jednotlivé díly v původní navrhované tloušťce, čímž se podstatně ušetří hmotnost celé konstrukce.

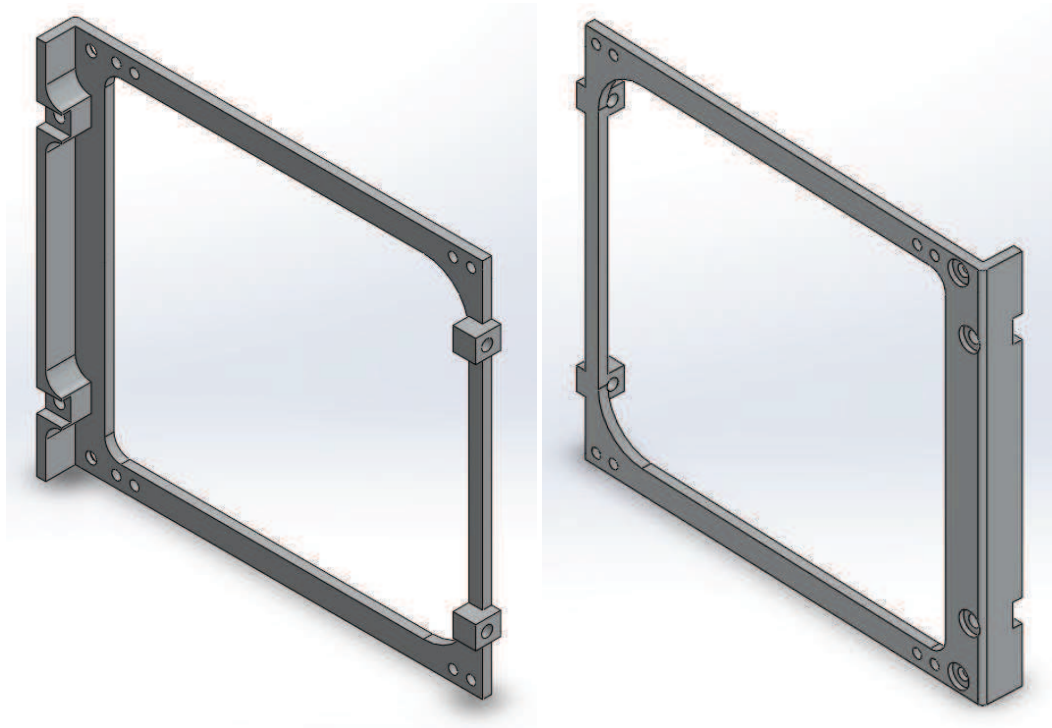
### **Boční díl**

Tento díl prošel třemi změnami oproti originální konstrukci. První podstatnou změnou byla změna jeho tloušťky. Jak již bylo napsáno výše, náš projekt používá pevnější materiál (slitina hliníku 7075) a proto nebylo potřeba plýtvat hmotností na původní tloušťce dílu, která byla 4,5 mm. Díl byl zeslaben až na hodnotu 2 mm, ovšem s výjimkou uchycení, k dalšímu bočnímu dílu a oblasti kolejnice, které musely zůstat stejné.

Druhou změnou bočního dílu bylo odstranění vnitřních úchytů. V původním návrhu slouží tyto díly k uchycení vnitřního rámečku. V několika průběžných návrzích s nimi bylo počítáno i v naší konstrukci, ovšem nakonec se ukázalo, že je jejich použití zbytečné a byl použit jiný systém uchycení vnitřního stínění a DPS. Jejich odstraněním došlo znovu k vylepšení hmotnosti a ještě zlepšení už tak velmi dobrého přístupu do vnitřku tělesa satelitu.

Poslední změnou původní konstrukce tohoto dílu bylo zvětšení otvorů, které jsou určeny pro uchycení vnějšího stínění. V původním návrhu jsou tyto otvory vyrobeny s průměrem 1,8 mm. V našem návrhu jsme však chtěli použít rozměry šroubů o minimálním průměru 2 mm, a proto byly tyto otvory zvětšeny.





Obr. 4.20 Design bočního dílu nové konstrukce.

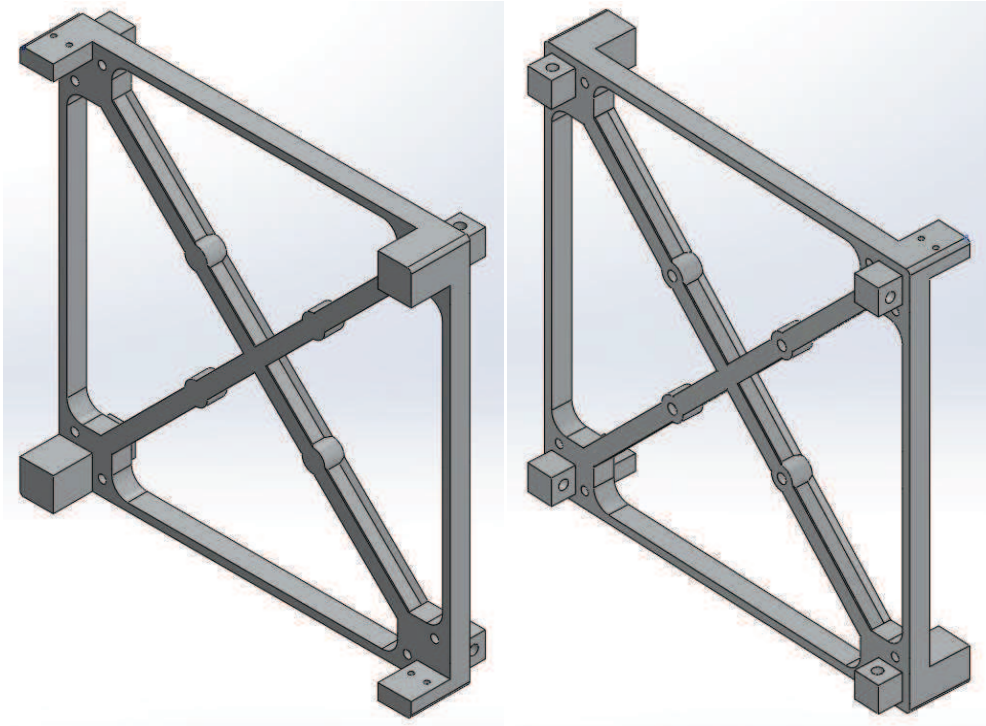
### Horní díl

Největším problémem horního dílu bylo, že nebyl uzpůsoben potřebné implementaci desky vnějšího stínění. Byl totiž určen spíše pro modulární nastavování tělesa satelitu na násobné velikosti. Vyrobit desku vnějšího stínění na původní konstrukci dílu by bylo náročné a pravděpodobně by se musela skládat z více dílů. Dále se od tohoto dílu v nové koncepci požaduje schopnost uchycení vnitřní sekce stínění. Z toho důvodu byla potřeba radikálnější úprava tohoto dílu.

Nejprve byly odstraněny držáky v blízkosti rohů rámečku, které pro naši konstrukci nebyly vůbec uvažovány. Dále byly rozměry rámečku a úchytných hranolů upraveny dle velikosti bočních dílů. Po odstranění držáků se podařilo docílit plochého provedení horního dílu, což umožňuje snadnou výrobu horního dílu a jednoduché osazení vnějším stíněním. Zbývalo pouze připravit otvory pro uchycení tohoto stínění. Tyto otvory se nachází v blízkosti rohů a to vždy ve dvojici z každé strany.

Horní a dolní díly byly nakonec použity také k uchycení vnitřního stínění. Princip uchycení tohoto stínění bude podrobněji rozepsán dále. Konstrukci horního dílu bylo však potřeba upravit, aby bylo možné vnitřní stínění mechanicky zajistit. Vytvořením kříže v horním rámečku s hranoly o rozměrech 4mm x 5mm (šířka x výška) byla zajištěna i velmi dobrá pevnost celé vnitřní konstrukce. Hranoly tohoto kříže byly ještě dále upraveny do tvaru

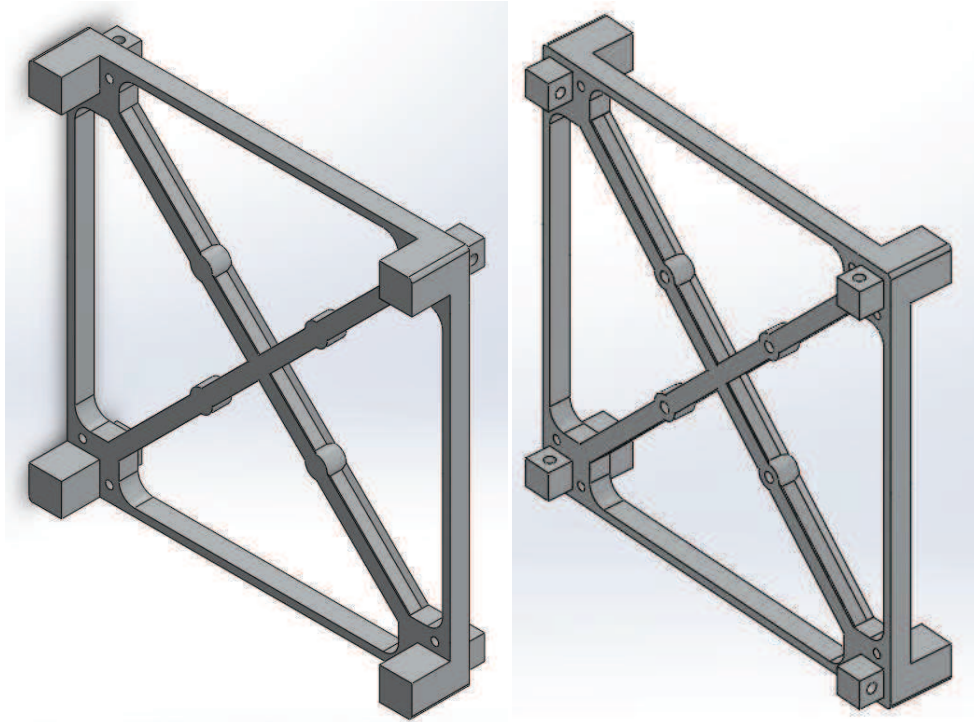
I-profilu a to z důvodu snížení hmotnosti celého dílu. Na čtyřech místech tohoto kříže byly připraveny slepé otvory pro uchycení vnitřního stínění.



*Obr. 4.21 Design horního dílu nové konstrukce.*

### **Dolní díl**

Tento díl se od horního dílu liší i po několika úpravách pouze absencí úchytů pro spínače. Stejně jako u horního dílu byly i zde odstraněny nepotřebné držáky, zúžen rámeček, připraveny otvory pro vnější stínění a vytvořen kříž pro podporu bloku vnitřního stínění.



*Obr. 4.22 Design spodního dílu nové konstrukce.*

### **Vnitřní díl**

V několika průběžných návrzích se uvažovalo použití tohoto dílu. Plánovalo se využít tento díl jako držák dvou DPS, tedy každá na jedné straně vnitřního dílu. Vnitřní prostor dílu by pak mohl sloužit jako polovina vnitřního stínění daných desek a druhá polovina stínění by byla následně implementována na druhé strany těchto desek. Celý vnitřní díl by byl stejně jako v původním návrhu přichycen k daným bodům na bočních dílech.

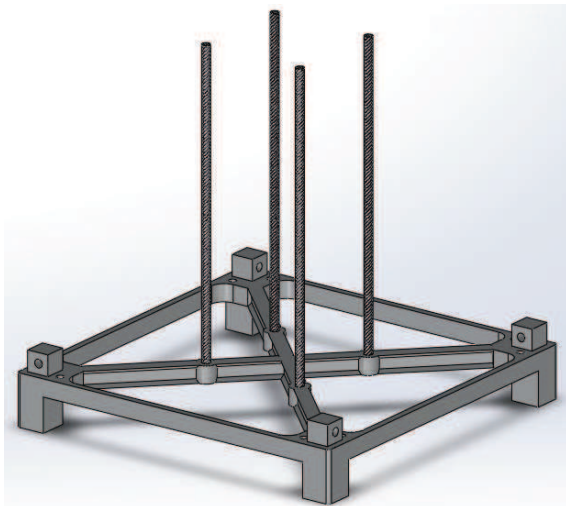
Výsledné návrhy s vnitřním dílem ale výrazně překračovali hranici 300g, ke které měla celá konstrukce i se stíněním směřovat. Jeden z návrhů uvažoval ještě s odlehčením tohoto dílu. Rozdělením vnitřního dílu na čtyři úchyty pro DPS, tedy zrušením původního rámečku, bylo docíleno snížení hmotnosti tohoto dílu. Přineslo však nutnost použít další díl vnitřního stínění, ten byl však oproti původní konstrukci podstatně lehčí. Celkově se však ani s touto úpravou nepodařilo přiblížit hmotnost celého návrhu k potřebné hmotnosti a tak bylo rozhodnuto tento díl z naší konstrukce úplně odstranit.

## 4.2. Radiační stínění

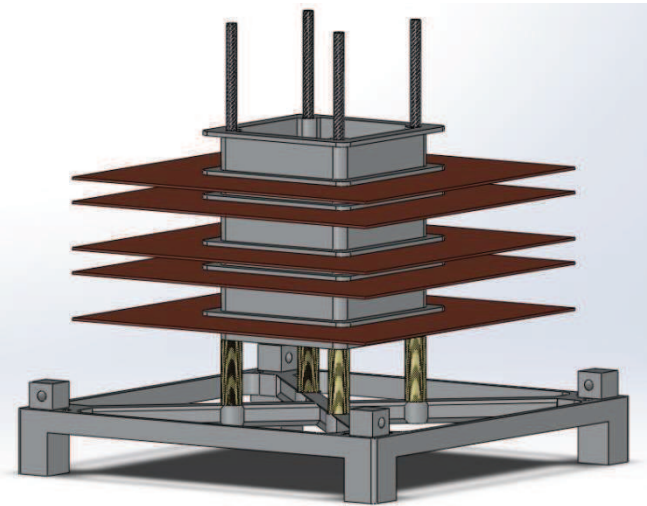
### 4.2.1. Vnitřní stínění

Původní návrh, ze kterého naše konstrukce vychází, nebyl konstruován na použití vnitřního stínění. Bylo tedy potřeba tuto konstrukci upravit tak, aby bylo možné toto stínění implementovat. Jak je již zmíněno výše, tak byl upraven horní a dolní díl. V rámečkách těchto dílů byly vytvořeny kříže, ve kterých jsou v každém čtyři otvory sloužící k připojení vnitřního stínění. Tyto slepé otvory slouží k připojení středových tyčí, viz obr. 4.23.

Na takto připravené středové tyče jsou následně vrstveny další součásti vnitřního stínění. Nejprve jsou vloženy distanční válečky, které vymezují vzdálenost mezi dolním dílem a první částí vnitřního stínění. Následuje krajní díl vnitřního stínění. Tento díl je v podstatě ve tvaru víčka s přesahy. Tyto přesahy slouží především ke zvětšení pravděpodobnosti, že do vnitřní



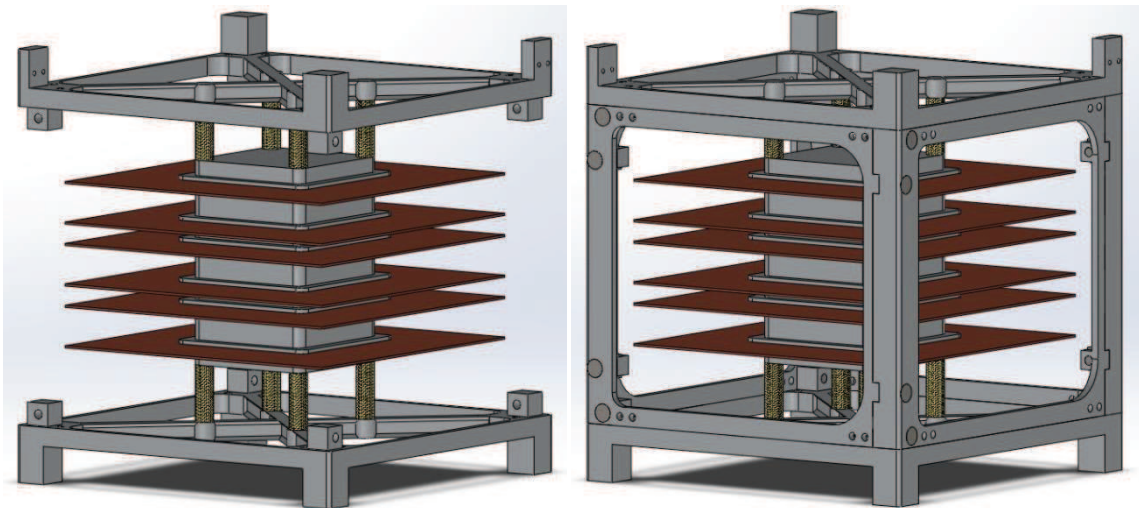
Obr. 4.24 Nasazené vnitřní stínění včetně DPS na středových tyčích a spodním díle



Obr. 4.23 Spojení spodního dílu a středových tyčí pro aplikaci vnitřního stínění

části vnitřního stínění nevniknou nežádoucí nabitě částice. Tyto částice se totiž mohou dostat do vnitřku stínění materiálem DPS. Stínění není tedy dokonalé, ale použitím přesahů je tato pravděpodobnost vniku snížena. Čím větší bude vytvořen přesah a čím tenčí bude použita deska plošného spoje, tak tím nižší bude pravděpodobnost, že se do vnitřního stínění nějaké nežádoucí částice dostanou. Na okrajové vnitřní stínění tedy navazuje samotná DPS, na kterou je z druhé strany připojen další díl vnitřního stínění. V návrhu jsou použity dva druhy tohoto stínění mezi DPS lišící se svou výškou. Dle konkrétního návrhu jednotlivých desek plošných spojů je tedy možné změnit jejich výšku. V našem případě jsou použity dva druhy vnitřního stínění mezi desky, z nichž první má výšku 5mm a druhé 10mm. Jednotlivé DPS jsou tedy prokládány příslušným vnitřním stíněním, jak je vidět na obrázku 4.24. Poté co je

vložena poslední deska, tak je vložen znovu krajní díl vnitřního stínění. Následují opět distanční válečky, které přesně vymezují prostor k hornímu dílu. Horním dílem je pak celý vnitřní blok zajištěn a zpevněn. Celá sestava s implementovaným vnitřním stíněním je na následujícím obrázku 4.25.

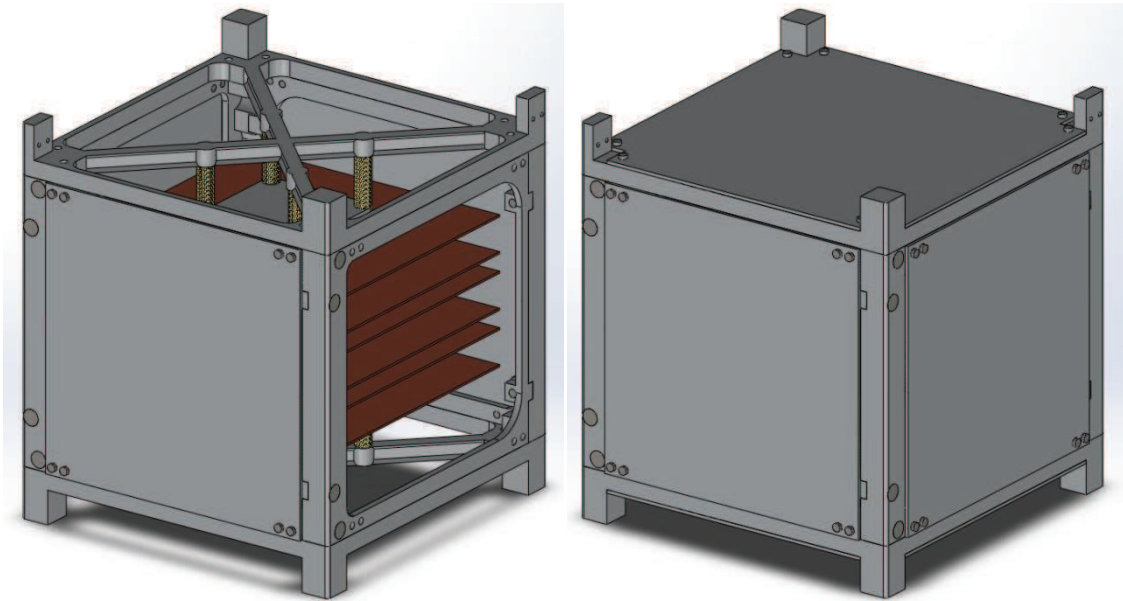


Obr. 4.25 Satelit s kompletně osazeným vnitřním stíněním a DPS

#### 4.2.2. Vnější stínění

Vnější stínění bylo v konstrukci satelitu řešeno ve dvou lokacích. První lokací byla stínění stran satelitu, tedy stínění připojené k bočnímu dílu. Již v původním návrhu bylo s tímto stíněním počítáno a každý boční díl byl tedy vybaven dokonce osmi otvory pro přišroubování vnějšího stínění. Při návrhu bylo třeba dbát na CubeSat požadavky, které uvádí, že prostor naváděcích hranolů pro kolejnice nesmí být zastavěn a jeho okolí může nad úroveň hranolu přesahovat maximálně o 6,5 mm. V našem případě byla uvažována tloušťka stínění maximálně 1 mm s tím, že na toto stínění budou následně přišroubovány solární články a další potřebné díly.

Druhý místem, kde bylo potřeba vnější stínění řešit, byl prostor horního a dolní dílu. Pro tyto části satelitu již s vnějším stíněním v původním návrhu počítáno nebylo a byla tedy nutná jejich úprava. Jak bylo již popsáno výše, tak byly odstraněny veškeré části, které bránily implementaci tohoto stínění a byly připraveny otvory pro jeho uchycení. Následné stínění pak zapadá mezi konce kolejnicových naváděčů a zabírá celou plochu horního a dolního dílu. Vzhled satelitu po připojení vnitřního a vnějšího stínění najdete na následujícím obrázku 4.26.



Obr. 4.26 Kompletní design vnějšího stínění

### 4.3. Simulace v programu Spenvis

#### 4.3.1. O programu

Program Spenvis (space environment informatic system) je program od organizace ESA pracujícím ve webovém prostředí. Jeho hlavním úkolem je modelování kosmického prostředí a jeho účinků, konkrétně vypočítává množství nežádoucího kosmického záření v závislosti na poloze objektu na oběžné dráze, sluneční aktivitě, atd. Také umožňuje výpočty celkové radiační dávky vzhledem k použitým tloušťkám zvoleného materiálu stínění. [25]

V tomto programu je integrováno množství modelů vesmírného prostředí, které je možné pro dané výpočty použít. Pro většinu těchto modelů je důležitá znalost trajektorie objektu. Trajektorii je možné zadat jako množinu geografických bodů, nebo volbou parametrů této dráhy, jako je výška orbity, její inklinace a další úhly. Poté co je nadefinována trajektorie, tak jsou jí následně všechny modely přizpůsobeny a používají jí pro své výpočty. Program Spenvis umožňuje tyto simulace [25]:

- Zdroje záření a jejich účinky
- Nabíjení povrchu vypuštěného předmětu
- Vliv atmosféry a ionosféry
- Vliv magnetického pole
- Meteority a jiné nečistoty
- ECSS standardy vesmírného prostředí

Dále program umožňuje dva možné výstupy. První možností je výstup ve tvaru HTML doplněný ASCII tabulkami, což může sloužit jako podklad pro další zpracování. Druhým způsobem je grafický výstup produkovaný pomocí IDL (Interactive Data Language) v různých grafických formátech. [25]

#### 4.3.2. Nastavení programu

Pomocí programu Spenvis jsme se pokoušeli zjistit velikost radiační dávky, které bude satelit vystaven po dobu mise (předpokládaná doba mise 3 roky). Jak již bylo řečeno v cílech této práce, uvažovali jsme tři různé specifikace dráhy. Na základě získaných výsledků jsme poté chtěli určit nejnižší možnou tloušťku stínění, která bude dostatečná pro ochranění satelitu v nehostinných podmínkách oběžné dráhy.

Při nastavování programu bylo primárním úkolem nastavit dráhu satelitu. Podmínky se na jednotlivých drahách liší. Dále má vliv také sluneční aktivita, která se mění v určitých očekávaných cyklech. Správnou volbou inklinace a výšky dráhy lze zásadně ovlivnit celkovou radiační dávku, která bude na satelit působit, protože se tímto mění poloha satelitu vůči Van Allenovým pásům a možnost jeho průletu nad polárními oblastmi. Trajektorie satelitu se nastavuje v položce „Coordinate generators“ a dále jsme zvolili podpoložku „Spacecraft trajectories“. Tato volba umožňuje nastavit tvar trajektorie na základě typu dráhy, výšky, inklinace a další konkrétněji specifikujících úhlů. Po nastavení délky mise (3 roky) a počátečního data mise, byl spuštěn tracking generátor, který vypočítal dráhu družice.

Ve druhém kroku bylo k připravené dráze potřeba nasimulovat množství protonů a elektronů na základě sluneční aktivity pro dané období mise. Tato simulace je k dispozici v položce „Radiation sources and effects“ v části „Radiation sources“ pod položkou „Trapped proton and electron fluxes“. Následně je možné volit mezi jednotlivými protonovými a elektronovými modely a uvažovanou maximální nebo minimální sluneční aktivitou. V našem případě jsme uvažovali maximální sluneční aktivitu a defaultně nastavené modely, tedy protonový model AP-8 a elektronový model AE-8. Spuštěním simulace byly následně k jednotlivým drahám přiřazeny hodnoty radiační dávky dle určených modelů.

Získané výsledky z předchozích simulací je možné ještě dále zpracovávat. Naším cílem bylo zjistit závislost radiační dávky na tloušťce stínění za dobu mise. Tuto simulaci najdeme znovu v položce „Radiation sources and effects“, tentokrát však v části „Long-term radiation doses“ v položce „Ionizing dose for simple geometries“. Zde jsme nastavili tloušťky stínění, které jsme chtěli touto simulací ověřit. V našem případě jsme zvolili tloušťky od 0,05mm až do 20mm. Ve volbě stínící konfigurace byl zvolen střed hliníkové koule („Centre of Al

spheres“). Tato konfigurace simuluje dutou hliníkovou kouli o tloušťce dle předchozího nastavení, v jejímž středu je měřena radiační dávka. Jako vztažný materiál pro absorpci radiačního záření byl zvolen křemík, který se pro dané výpočty používá nejčastěji.

### 4.3.3. Výsledné hodnoty

Výsledkem předešlých simulací je přehledná tabulka obsahující množství protonů a elektronu včetně brzdného záření v závislosti na určených tloušťkách stínění. Radiační dávky jsou vyjádřeny v radech v množství, které danou tloušťkou stínění projde za dobu mise. Jednotlivé simulace dokazují rapidní závislost radiační dávky na výšce, ve které se satelit pohybuje i na inklinaci dráhy. Kompletní vyhodnocení naměřených hodnot najdete v závěru této práce. Jednotlivé tabulky ze simulací jsou pak přiloženy v příloze.

## 5. Vyhodnocení

### 5.1. Váhová kalkulace

Celá vnější konstrukce pikosatelitu včetně vnitřního a vnějšího stínění bez započítání DPS a jiných přídatných zařízení obsahuje 31 základních dílů a k tomu dalších 64 dílů spojovacího materiálu (především spojovací šrouby). Nejtěžším dílem celé konstrukce jsou pláty vnějšího stínění, z nichž každý váží necelých 19,5g. Konstrukční díly a stínění budou vyrobeny ze slitiny hliníku 7075, spojovací šrouby pak z nerezové oceli a zbylé materiály jako distanční sloupky a středové tyče pak z kompozitních materiálů.

V základní uvažované konstrukci je satelit navržen s vnějším i vnitřním stíněním o tloušťce 1mm (nejvyšší uvažovaná možnost) a s tloušťkou horního a dolního dílu 5mm. Váhovou kalkulaci této první varianty najdete v následující tabulce 5.1. Druhou uvažovanou variantou je zmenšení vnějšího a vnitřního stínění na 0,5mm. Tato změna by nám měla ukázat, jak moc bude ovlivněna hmotnost satelitu právě změnou tloušťky stínění na polovinu. Podrobněji je váhová kalkulace zobrazena v tabulce 5.2. Poslední uvažovanou variantou je možnost snížit tloušťku horního a dolního dílu na 3mm. Tato změna může ovlivnit pevnost satelitu, především pak pevnost uchycení vnitřních částí satelitu ale také výrazně ovlivní celkovou váhu satelitu. Tuto možnost ve variantě se stíněním tloušťky 1mm najdete v tabulce 5.3.



Tabulka 5.1 Váhová kalkulace pro satelit se stíněním 1mm a zesíleným horním a spodním dílem

Součástka	Kusů	Jeden kus	Celkem
Vnější stínění - boční díl	4	19,40 g	77,62 g
Boční díl	4	13,78 g	55,12 g
Vnější stínění - horní/dolní díl	2	27,22 g	54,43 g
Dolní díl	1	36,53 g	36,53 g
Horní díl	1	34,33 g	34,33 g
Stínění vnitřní - mezi DPS (10mm)	3	7,18 g	21,55 g
Spojovací materiál	64	-	13,74 g
Stínění vnitřní - koncové díly	2	6,47 g	12,93 g
Stínění vnitřní - mezi DPS (5mm)	2	4,87 g	9,73 g
Středové tyče	4	0,83 g	3,31 g
Distanční sloupky	8	0,38 g	3,05 g
<b>Celkem</b>			<b>322,34 g</b>

Tabulka 5.2 Váhová kalkulace pro satelit se stíněním 0,5mm a zesíleným horním a spodním dílem

Součástka	Kusů	Jeden kus	Celkem
Vnější stínění - boční díl	4	9,70 g	38,80 g
Vnější stínění - horní/dolní díl	2	13,51 g	27,02 g
Stínění vnitřní - mezi DPS (10mm)	3	3,59 g	10,77 g
Stínění vnitřní - koncové díly	2	3,24 g	6,47 g
Stínění vnitřní - mezi DPS (5mm)	2	2,44 g	4,87 g
Ostatní nezměněné díly	82	-	146,08 g
<b>Celkem</b>			<b>234,01 g</b>

Tabulka 5.3 Váhová kalkulace pro satelit se stíněním 1mm a regulovaným horním a spodním dílem

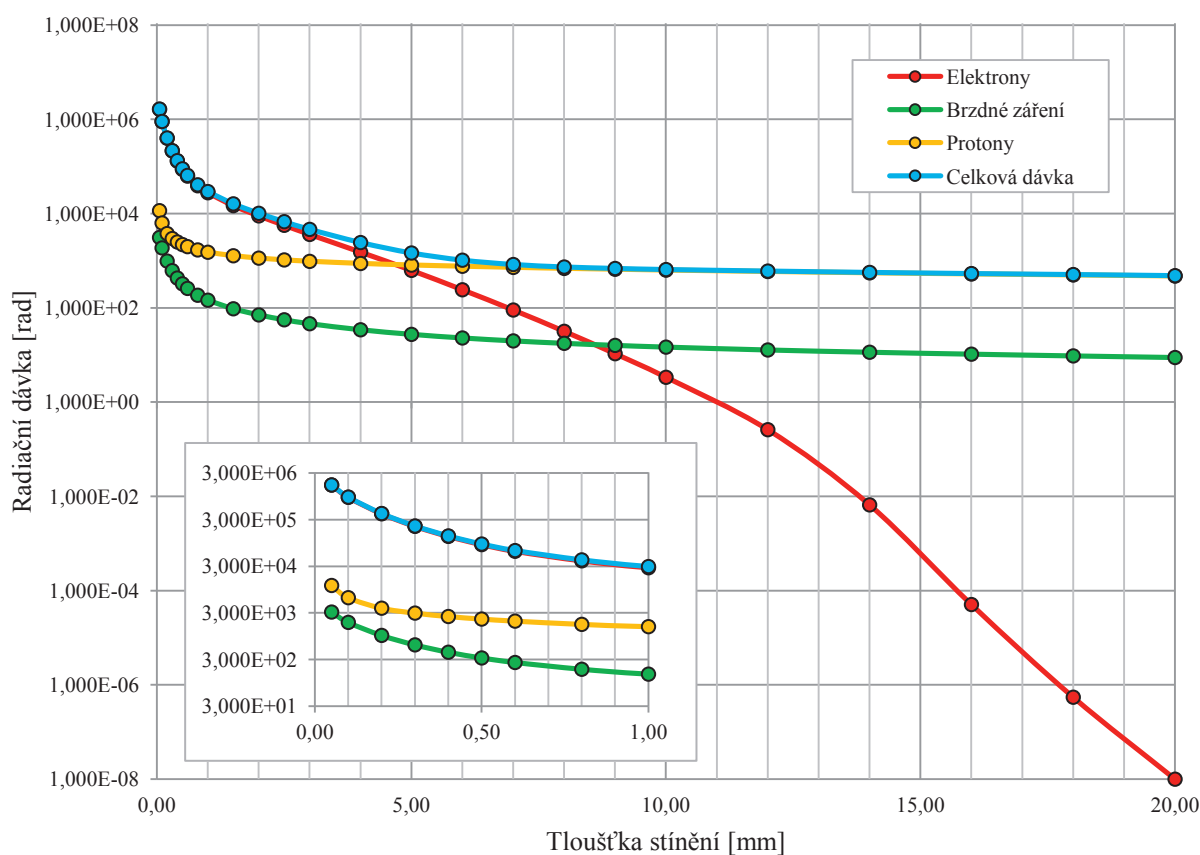
Součástka	Kusů	Jeden kus	Celkem
Dolní díl	1	27,65 g	27,65 g
Horní díl	1	25,02 g	25,02 g
Ostatní nezměněné díly	93	-	251,48 g
<b>Celkem</b>			<b>304,15 g</b>

Z předchozích váhových kalkulací jednotlivých dílů vyplývá, jak je celková hmotnost satelitu výrazně ovlivněna tloušťkou vnitřního a vnějšího stínění. Redukcí tloušťky horního a dolního dílu je také možné odlehčit satelit, ale toto odlehčení není větší než 20g. Nejtěžšími částmi konstrukce jsou vnější stínění (dohromady 132g), a proto jejich redukce nejvíce ovlivňuje celkovou váhu satelitu. Samotný rám satelitu, který byl odlehčen již v průběhu návrhu má dohromady 126g. Vnitřní stínění včetně své konstrukce váží přibližně 51g.

## 5.2. Výsledky simulací v programu Spenvis

V simulační programu Spenvis byly počítány tři varianty umístění satelitu. Umístění se lišila výškou nebo inklinací dráhy. Z pohledu radiace je nejhorší umístění satelitu na nejvyšší oběžnou dráhu. V našem případě byla uvažovaná výška dráhy 700 km a inklinace 98°. Při umístění satelitu na tuto oběžnou dráhu bychom k zajištění maximální radiační dávky po dobu tří let (délka mise) pod 30 krad, potřebovali stínění o tloušťce alespoň 1 mm. Simulace konkrétně ukázala, že při stínění 1mm je dávky za tři roky 29 570 radů. Při polovičním stínění by byla více než trojnásobná, tedy 89 870 radů. Průběh velikosti radiační dávky na tloušťce hliníkového stínění je zobrazen na následujícím grafu 5.1.

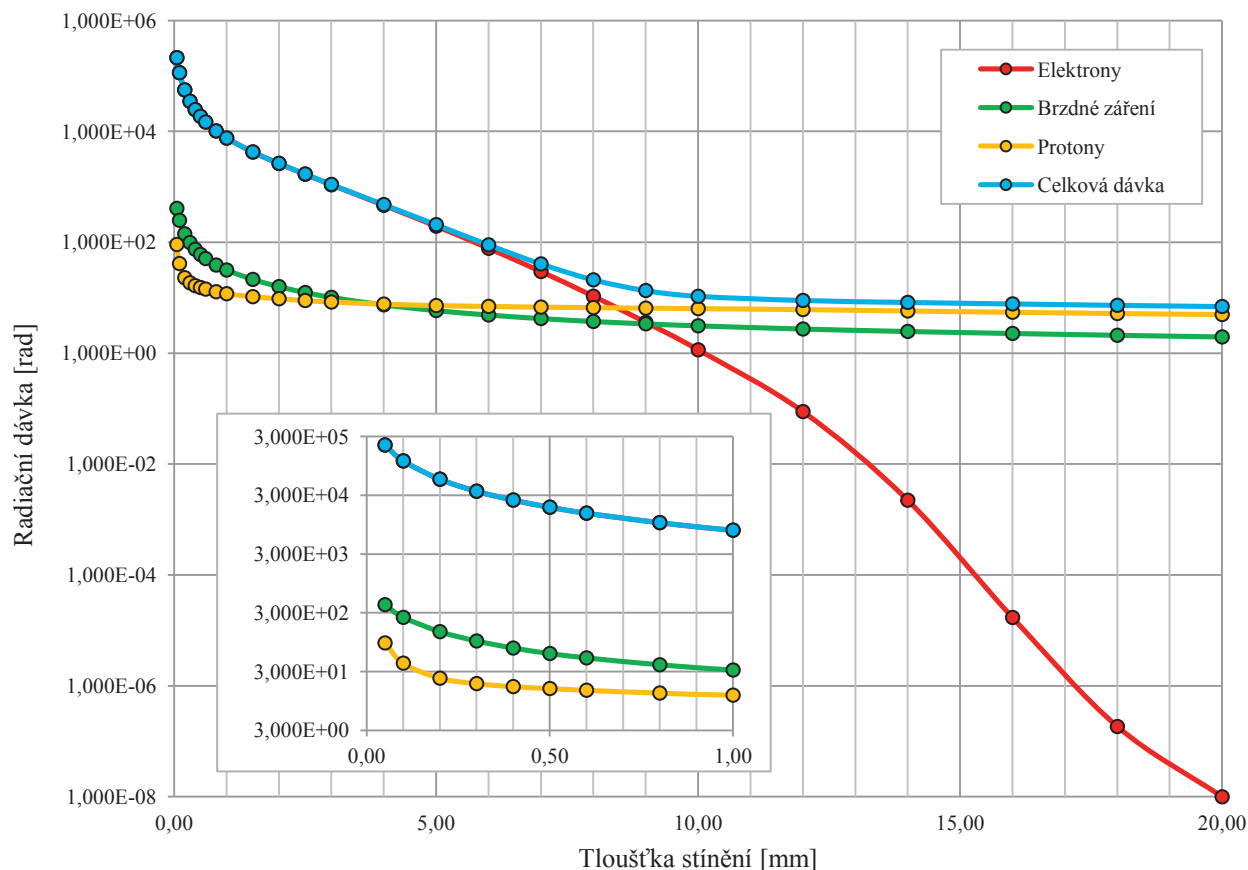
Graf 5.1 Závislost propuštěné radiační dávky na tloušťce stínění pro dráhu 700km a inklinaci 98°



Druhá varianta počítala s umístěním satelitu na nižší oběžnou dráhu se stejnou inklinací. Nižší dráha znamená také nižší radiační zátěž na satelit, což se projevilo i v simulacích. Při výšce dráhy 300 km a inklinaci 98° stačí pro maximální uvažovanou radiační dávku (30 krad) za dobu mise (3 roky) stínění o tloušťce pouhých 0,4 mm. Ze simulace konkrétně vyplynulo, že při 0,4 mm stínění je radiační dávka 24 820 radů. Pro obecně navržené stínění 1mm, na které je zatím satelit navržen, dosahuje radiační dávka dokonce pouhých 7 628 radů. Celý

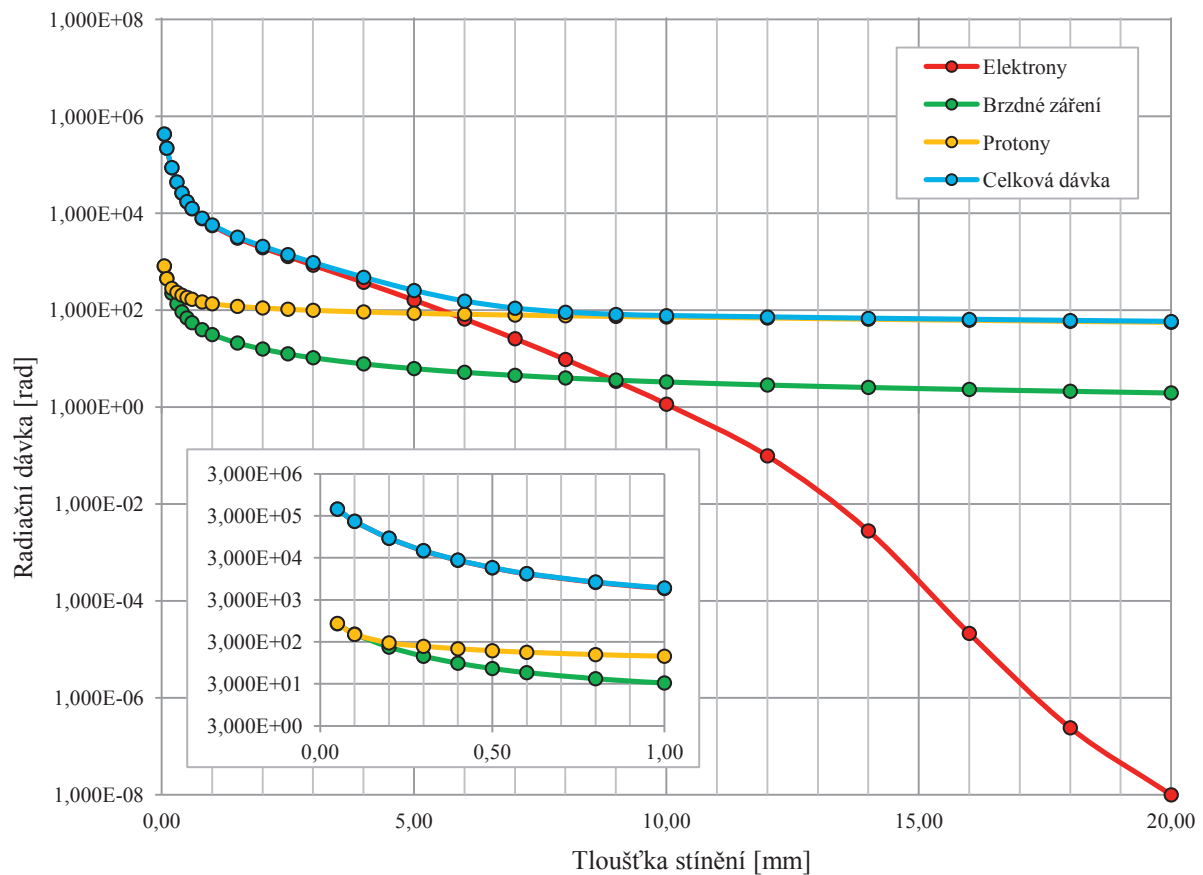
průběh radiační dávky v závislosti na tloušťce hliníkového stínění je zobrazen na následujícím grafu 5.2.

Graf 5.2 Závislost propuštěné radiační dávky na tloušťce stínění pro dráhu 300km a inklinaci 98°



Poslední možnou dráhou satelitu bylo umístění shodné s mezinárodní kosmickou stanicí ISS. Dráha této stanice je ve výšce 400 km při inklinaci 51,6°. Byl očekáván nárůst radiační dávky vlivem výše umístěné dráhy, ale zároveň i pokles vlivem nižší inklinace. Radiační dávka za tři roky mise satelitu byla nižší než 30 krad již při stínění tloušťky 0,4 mm, tedy stejně jako v předchozí variantě. Konkrétní dávka pro stínění 0,4 mm je 26 510 rad. Pro stínění tloušťky 1mm dosahuje výsledná dávka pouhých 5 774 rad, což je dokonce méně než v případě dráhy ve výšce 300 km. Kompletní průběh radiační dávky v závislosti na tloušťce stínění najdete na následujícím grafu 5.3.

Graf 5.3 Závislost propuštěné radiační dávky na tloušťce stínění pro dráhu 400km a inklinaci 51,6°



## 6. Závěr

Výsledný návrh splňuje vytyčené cíle s ohledem na jednoduchost a pevnost konstrukce ze slitiny hliníku 7075. Snadná je především montáž vnitřního stínění a DPS na středové tyče. Celá vnitřní struktura je navíc lehce přístupná skrz boční panely, kterým byl ještě zvětšen už tak velký prostor uvnitř rámu. Vnější rám se podařilo dostatečně odlehčit, aby i s aplikací dvojího stínění byla zajištěna nízká váha satelitu, která je přibližně 320 g ve variantě s maximální tloušťkou stínění a maximální pevností rámu. Horní a spodní díl konstrukce svou větší robustností zajišťuje dostatečnou pevnost pro vnitřní části satelitu a přesto má každý z nich poměrně nízkou hmotnost kolem 35 g.

Z konstrukčního hlediska jsou mechanické nosné části a oba druhy stínění řešeny samostatně, což přináší návrhu velkou výhodu s ohledem na změnu tloušťky jeho stínění nebo materiálu bez nutnosti zásahu do konstrukce satelitu. Toto dává unikátní možnost týmům CubeSat rychle přizpůsobit vnitřní a vnější stínění podle zajištěné dráhy, kterou si zpravidla nevolí, ale dozví se jí až v průběhu vyjednávání podmínek vypuštění s pouze několikaměsíčním předstihem. V současnosti je jako materiál stínění použita slitina hliníku

7075 stejně tak, jako je tomu v případě základní kostry. Do budoucna může být ale tento materiál jednoduše vyměněn, jelikož není potřeba podle něj jakkoliv základní kostru upravovat. Uvažovat se dá o dalších používaných materiálech jako tantal, kompozitní materiály nebo pláty s kombinací těchto různých materiálů.

Výsledný návrh byl opatřen maximální uvažovanou tloušťkou stínění, tedy 1 mm. Simulace v programu Spenvis ale ukazují, že při volbě vhodné oběžné dráhy postačí stínění s menší než poloviční tloušťkou. Tato skutečnost výrazně ovlivní hmotnost návrhu, což vyplývá z váhových kalkulací. Ideální by bylo umístit satelit na oběžnou dráhu ve výšce 300 km a inklinací  $98^\circ$  nebo na oběžnou dráhu ISS (výška 400 km, inklinace  $51,6^\circ$ ). Z váhových koeficientů následně vyplývá, že při snížení tloušťky stínění na polovinu (0,5 mm) dojde ke snížení váhy satelitu téměř o 90 g, což je přibližně 28% původní váhy.

Problematika stínění citlivých elektronických součástek je ovšem velmi složitá a ani náš návrh nebude mít 100% účinnost. Problémem je především částečně pronikající záření skrz materiál DPS. Pravděpodobnost průniku byla snížena převisy vnitřního stínění, ale i přesto mohou některé částice pod nevhodným úhlem projít.

Další problematikou k hlubšímu studiu je použití dvojitého stínění (vnitřního a vnějšího) a přesný výpočet radiační dávky ve vnitřní sekci. Především jak účinná je stínící vrstva hliník-vzduch-hliník. V [26] a několika podobných pracích bylo totiž zjištěno, že záleží na mnoha okolnostech a nelze jednoduše uvažovat výsledné stínění jako součet vnějšího a vnitřního stínění z důvodu různé sekundární emise a jejího příspěvku k celkové radiační dávce. Testováno bylo například vícevrstvé stínění v kombinaci hliník a tantal. Nejenže jeho stínící schopnosti se lišily tloušťkou jednotlivých vrstev, ale také jejich pořadím. Simulační program Spenvis v současné době bohužel nenabízí výpočet této komplikovanější varianty stínění a ani neexistuje jiný přístupný program na výpočet této problematiky.

## 7. Použitá literatura:

- [1] NEDBAL, D.: *Kosmické záření – historický úvod k objevu KZ*. [přednáška]. Praha: UČJF, 2011 [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://www-ucjf.troja.mff.cuni.cz/~nedbal/CR/history\\_dn.pdf](http://www-ucjf.troja.mff.cuni.cz/~nedbal/CR/history_dn.pdf)
- [2] NEDBAL, D.: *Kosmické záření – 1.hodina*. [přednáška]. Praha: UČJF, 2011 [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://www-ucjf.troja.mff.cuni.cz/~nedbal/CR/lecture1k.pdf>
- [3] NYKLÍČEK, Michal. *Detekční techniky užívané při studiu vysokoenergetického kosmického záření* [online]. ČVUT, 2006 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://www.utef.cvut.cz/czelta/Reserska%20Nyklicek.pdf>. Rešeršní práce. Vedoucí práce Prof. Ing. Peter Lichard, DrSc.
- [4] ULLMANN, Vojtěch. *Jaderná a radiační fyzika: Ionizující záření*. In: [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://astronuklfyzika.cz/JadRadFyzika6.htm>
- [5] WAGNER, V.: *Kosmické záření*. [přednáška]. Praha: UJF AV. [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://hp.ujf.cas.cz/~wagner/prednasky/porubacyklus/zareni/zareni.ppt>
- [6] *Kosmické záření*. [online]. Česká skupina projektu Auger, 2001 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://www-hep2.fzu.cz/Auger/cz/kosmzar.html>
- [7] *Primary Cosmic Rays*. [online]. 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://cosmic.lbl.gov/SKliewer/Cosmic\\_Rays/Primary.htm](http://cosmic.lbl.gov/SKliewer/Cosmic_Rays/Primary.htm)
- [8] CLERY, Daniel. *Source of High-Energy Cosmic Rays Found at Last*. [online]. 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://cosmic.lbl.gov/SKliewer/Cosmic\\_Rays/Primary.htm](http://cosmic.lbl.gov/SKliewer/Cosmic_Rays/Primary.htm)
- [9] *Zajímavosti a záhady kolem nás: Smrtící van Allenovy radiační pásy*. [online]. 2010, *Epocha*, 4/2010 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://echooo.frohlich.eu/836586\\_item.php](http://echooo.frohlich.eu/836586_item.php)
- [10] *Minislovníček: Van Allenovy radiační pásy*. [online]. 2012 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://www.hvezdarnaplzen.cz/2012/02/03/minislovnicek-van-allenovy-radiacni-pasy/>
- [11] *Mezinárodní heliofyzikální rok 2007: Van Allenovy radiační pásy*. [online]. 2007 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://ihy2007.astro.cz/index.php/souvislosti/van\\_allen\\_belts/](http://ihy2007.astro.cz/index.php/souvislosti/van_allen_belts/)
- [12] POPELKA, Stanislav. *Radiační odolnost výkonových součástek na bázi SiC* [online]. Praha, 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://mtt.ieee.cz/studentstva-soutez/soutez2013/DP\\_Popelka.pdf](http://mtt.ieee.cz/studentstva-soutez/soutez2013/DP_Popelka.pdf). Diplomová práce. ČVUT. Vedoucí práce prof. Ing. Pavel Hazdra, CSc.
- [13] ADAMS, Len. *Space Radiation Effects in Electronic Components*. [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [http://esamultimedia.esa.int/docs/industry/SME/2003/Space-Component/ESA-Training-Radiation-ESTEC\\_May03.pdf](http://esamultimedia.esa.int/docs/industry/SME/2003/Space-Component/ESA-Training-Radiation-ESTEC_May03.pdf)

- [14] MELIŠ, Marcel. *Princip měření Single Event Efektů* [online]. Plzeň, 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: [https://otik.uk.zcu.cz/xmlui/bitstream/handle/11025/10479/BP\\_Melis.pdf?sequence=1](https://otik.uk.zcu.cz/xmlui/bitstream/handle/11025/10479/BP_Melis.pdf?sequence=1). Bakalářská práce. ZČU Plzeň, Fakulta Elektrotechnická. Vedoucí práce Ing. Václav Kraus.
- [15] *Radiobiologie* [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://fbmi.sirdik.org/>
- [16] WAGNER, Vladimír. Jak přežít ve vesmíru se zářením. [online]. 2008 [cit. 2014-05-02]. Dostupné z: <http://www.osel.cz/index.php?clanek=4063>
- [17] TOTZAUER, Pavel. *Vliv ionizačního záření na životnost polovodičových součástek* [online]. Plzeň, 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <https://otik.uk.zcu.cz/bitstream/handle/11025/8274/Vliv%20ionizacniho%20zareni%20na%20zivotnost%20polovodicovych%20soucastek.pdf?sequence=1>. Bakalářská práce. ZČU Plzeň, Fakulta Elektrotechnická. Vedoucí práce Ing. Michael Holík.
- [18] Structural Composite Radiation Shielding Materials. [online]. [cit. 2014-05-04]. Dostupné z: [http://esmat.esa.int/materials\\_news/isme09/pdf/4-New/82%20Thayer%20abstract.pdf](http://esmat.esa.int/materials_news/isme09/pdf/4-New/82%20Thayer%20abstract.pdf)
- [19] *SIDER: Radiation Shielding of Composite Space Enclosures* [online]. 2011 [cit. 2014-05-04]. Dostupné z: <http://www.sider-project.eu/>
- [20] *CubeSat* [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://cubesat.org/index.php>
- [21] *PilsenCube* [online]. [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <http://pilsencube.zcu.cz/>
- [22] CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *CubeSat Design Specification*. rev 13. Cal Poly, 2013.
- [23] DNEPR. *Safety Compliance Requirements*. Version 1.0. 2004.
- [24] DOLENGEWICZ, James, Lucas WHIPPLE a Stephanie WONG. *The next generation cubesat: A modular and adaptable cubesat frame design*. 2010.
- [25] *The Space Environment Information System* [online]. 2013 [cit. 2014-04-29]. Dostupné z: <https://www.spennis.oma.be/>
- [26] FAN, Wesley C., Clifton R. DRUMM, Stanley B. ROESKE a Gary J. SCRIVNER. Shielding Considerations for Satellite Microelectronics. *Transactions on nuclear science*. December 1996, VOL. 43., NO. 6.

## **Přílohy**

Příloha A .....	2
Výsledky ze simulačního programu Spenvis pro dráhu ve výšce 700km a s inklinací 98°	
Příloha B.....	4
Výsledky ze simulačního programu Spenvis pro dráhu ve výšce 300km a s inklinací 98°	
Příloha C.....	6
Výsledky ze simulačního programu Spenvis pro dráhu ve výšce 400km a s inklinací 51,6°	
Příloha D.....	8
Váhové kalkulace jednotlivých dílů satelitu	



SPENVIS 4.6.7.2923 22-Apr-2014 16:05:59

**Ionizing dose**  
**Project: BICEKL**  
**PilsenCube**

**Contents**

Parametry dráhy: Výška = 700km  
 Inklinace = 98°

Total mission dose
**SHIELDOSE-2 Version 2.10**

Target material: Si  
 Shield configuration: Centre of Al spheres  
 Proton results without nuclear attenuation

**Total mission dose (rad)**

Al absorber thickness			Total	<u>Trapped electrons</u>	Bremsstrahlung	<u>Trapped protons</u>	Tr. electrons+ Bremsstrahlung	Tr. el.+Brems.+Tr. protons
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )						
0.050	1.968	0.014	1.661E+06	1.646E+06	3.133E+03	1.162E+04	1.650E+06	1.661E+06
0.100	3.937	0.027	9.097E+05	9.015E+05	1.882E+03	6.365E+03	9.034E+05	9.097E+05
0.200	7.874	0.054	4.053E+05	4.005E+05	9.896E+02	3.790E+03	4.015E+05	4.053E+05
0.300	11.811	0.081	2.187E+05	2.151E+05	6.203E+02	2.978E+03	2.157E+05	2.187E+05
0.400	15.748	0.108	1.340E+05	1.311E+05	4.317E+02	2.515E+03	1.315E+05	1.340E+05
0.500	19.685	0.135	8.987E+04	8.733E+04	3.255E+02	2.218E+03	8.766E+04	8.987E+04
0.600	23.622	0.162	6.514E+04	6.287E+04	2.602E+02	2.004E+03	6.313E+04	6.514E+04
0.800	31.496	0.216	4.113E+04	3.923E+04	1.863E+02	1.706E+03	3.942E+04	4.113E+04
1.000	39.370	0.270	2.957E+04	2.790E+04	1.463E+02	1.524E+03	2.805E+04	2.957E+04
1.500	59.055	0.405	1.623E+04	1.485E+04	9.619E+01	1.283E+03	1.495E+04	1.623E+04
2.000	78.740	0.540	1.022E+04	9.004E+03	7.126E+01	1.142E+03	9.075E+03	1.022E+04
2.500	98.425	0.675	6.792E+03	5.689E+03	5.616E+01	1.047E+03	5.745E+03	6.792E+03
3.000	118.110	0.810	4.661E+03	3.639E+03	4.634E+01	9.765E+02	3.685E+03	4.661E+03
4.000	157.480	1.080	2.446E+03	1.532E+03	3.447E+01	8.797E+02	1.567E+03	2.446E+03
5.000	196.850	1.350	1.469E+03	6.286E+02	2.754E+01	8.130E+02	6.562E+02	1.469E+03
6.000	236.220	1.620	1.034E+03	2.434E+02	2.310E+01	7.675E+02	2.665E+02	1.034E+03
7.000	275.590	1.890	8.367E+02	9.060E+01	2.002E+01	7.261E+02	1.106E+02	8.367E+02
8.000	314.960	2.160	7.408E+02	3.199E+01	1.777E+01	6.911E+02	4.976E+01	7.408E+02

9.000	354.330	2.430	6.905E+02	1.070E+01	1.609E+01	6.637E+02	2.679E+01	6.905E+02
10.000	393.700	2.700	6.538E+02	3.383E+00	1.478E+01	6.357E+02	1.816E+01	6.538E+02
12.000	472.440	3.240	6.069E+02	2.614E-01	1.285E+01	5.938E+02	1.311E+01	6.069E+02
14.000	551.180	3.780	5.681E+02	6.629E-03	1.150E+01	5.566E+02	1.151E+01	5.681E+02
16.000	629.920	4.320	5.372E+02	5.090E-05	1.047E+01	5.267E+02	1.047E+01	5.372E+02
18.000	708.660	4.860	5.119E+02	5.490E-07	9.618E+00	5.023E+02	9.618E+00	5.119E+02
20.000	787.400	5.400	4.851E+02	0.000E+00	8.895E+00	4.762E+02	8.895E+00	4.851E+02

SPENVIS 4.6.7.2923 30-Apr-2014 17:58:40

**Ionizing dose**  
**Project: BICEKL**  
**PilsenCube**

**Contents**

Parametry dráhy: Výška = 300km  
 Inklinace = 98°

Total mission dose
**SHIELDOSE-2 Version 2.10**

Target material: Si  
 Shield configuration: Centre of Al spheres  
 Proton results without nuclear attenuation

**Total mission dose (rad)**

Al absorber thickness			Total	<u>Trapped electrons</u>	Bremsstrahlung	<u>Trapped protons</u>	Tr. electrons+ Bremsstrahlung	Tr. el.+Bremsstrahlung +Tr. protons
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )						
0.050	1.968	0.014	2.147E+05	2.142E+05	4.104E+02	9.168E+01	2.146E+05	2.147E+05
0.100	3.937	0.027	1.151E+05	1.148E+05	2.499E+02	4.151E+01	1.150E+05	1.151E+05
0.200	7.874	0.054	5.621E+04	5.604E+04	1.428E+02	2.303E+01	5.619E+04	5.621E+04
0.300	11.811	0.081	3.509E+04	3.498E+04	9.902E+01	1.863E+01	3.508E+04	3.509E+04
0.400	15.748	0.108	2.482E+04	2.473E+04	7.511E+01	1.657E+01	2.480E+04	2.482E+04
0.500	19.685	0.135	1.878E+04	1.870E+04	6.062E+01	1.536E+01	1.876E+04	1.878E+04
0.600	23.622	0.162	1.485E+04	1.479E+04	5.103E+01	1.437E+01	1.484E+04	1.485E+04
0.800	31.496	0.216	1.025E+04	1.020E+04	3.898E+01	1.287E+01	1.024E+04	1.025E+04
1.000	39.370	0.270	7.628E+03	7.585E+03	3.172E+01	1.185E+01	7.616E+03	7.628E+03
1.500	59.055	0.405	4.286E+03	4.254E+03	2.148E+01	1.048E+01	4.275E+03	4.286E+03
2.000	78.740	0.540	2.667E+03	2.641E+03	1.594E+01	9.639E+00	2.657E+03	2.667E+03
2.500	98.425	0.675	1.713E+03	1.692E+03	1.247E+01	8.937E+00	1.704E+03	1.713E+03
3.000	118.110	0.810	1.110E+03	1.091E+03	1.020E+01	8.392E+00	1.101E+03	1.110E+03
4.000	157.480	1.080	4.808E+02	4.656E+02	7.460E+00	7.710E+00	4.731E+02	4.808E+02
5.000	196.850	1.350	2.088E+02	1.956E+02	5.887E+00	7.258E+00	2.015E+02	2.088E+02
6.000	236.220	1.620	9.006E+01	7.815E+01	4.902E+00	7.002E+00	8.305E+01	9.006E+01
7.000	275.590	1.890	4.084E+01	2.980E+01	4.231E+00	6.804E+00	3.403E+01	4.084E+01
8.000	314.960	2.160	2.110E+01	1.069E+01	3.748E+00	6.659E+00	1.444E+01	2.110E+01

9.000	354.330	2.430	1.353E+01	3.615E+00	3.396E+00	6.520E+00	7.011E+00	1.353E+01
10.000	393.700	2.700	1.066E+01	1.153E+00	3.127E+00	6.382E+00	4.280E+00	1.066E+01
12.000	472.440	3.240	8.965E+00	8.865E-02	2.739E+00	6.138E+00	2.827E+00	8.965E+00
14.000	551.180	3.780	8.265E+00	2.235E-03	2.475E+00	5.788E+00	2.477E+00	8.265E+00
16.000	629.920	4.320	7.772E+00	1.716E-05	2.278E+00	5.494E+00	2.278E+00	7.772E+00
18.000	708.660	4.860	7.328E+00	1.851E-07	2.113E+00	5.215E+00	2.113E+00	7.328E+00
20.000	787.400	5.400	6.969E+00	0.000E+00	1.973E+00	4.996E+00	1.973E+00	6.969E+00

SPENVIS 4.6.7.2923 1-May-2014 12:50:11

**Ionizing dose**  
**Project: BICEKL**  
**PilsenCube**

**Contents**

Parametry dráhy: Výška = 400km  
 Inklinační = 51,6°

Total mission dose**SHIELDOSE-2 Version 2.10**

Target material: Si  
 Shield configuration: Centre of Al spheres  
 Proton results without nuclear attenuation

**Total mission dose (rad)**

Al absorber thickness			Total	<u>Trapped electrons</u>	Bremsstrahlung	<u>Trapped protons</u>	Tr. electrons+ Bremsstrahlung	Tr. el.+Bremsstrahlung +Tr. protons
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )						
0.050	1.968	0.014	4.346E+05	4.329E+05	8.099E+02	8.249E+02	4.337E+05	4.346E+05
0.100	3.937	0.027	2.224E+05	2.215E+05	4.589E+02	4.514E+02	2.219E+05	2.224E+05
0.200	7.874	0.054	8.818E+04	8.767E+04	2.253E+02	2.839E+02	8.789E+04	8.818E+04
0.300	11.811	0.081	4.452E+04	4.414E+04	1.361E+02	2.350E+02	4.428E+04	4.452E+04
0.400	15.748	0.108	2.651E+04	2.622E+04	9.313E+01	2.053E+02	2.631E+04	2.651E+04
0.500	19.685	0.135	1.758E+04	1.733E+04	6.967E+01	1.845E+02	1.740E+04	1.758E+04
0.600	23.622	0.162	1.267E+04	1.245E+04	5.557E+01	1.692E+02	1.250E+04	1.267E+04
0.800	31.496	0.216	7.986E+03	7.797E+03	3.991E+01	1.491E+02	7.837E+03	7.986E+03
1.000	39.370	0.270	5.774E+03	5.606E+03	3.159E+01	1.367E+02	5.638E+03	5.774E+03
1.500	59.055	0.405	3.236E+03	3.094E+03	2.118E+01	1.209E+02	3.115E+03	3.236E+03
2.000	78.740	0.540	2.089E+03	1.961E+03	1.592E+01	1.121E+02	1.977E+03	2.089E+03
2.500	98.425	0.675	1.411E+03	1.293E+03	1.267E+01	1.054E+02	1.305E+03	1.411E+03
3.000	118.110	0.810	9.654E+02	8.549E+02	1.052E+01	1.000E+02	8.654E+02	9.654E+02
4.000	157.480	1.080	4.795E+02	3.789E+02	7.863E+00	9.272E+01	3.868E+02	4.795E+02
5.000	196.850	1.350	2.562E+02	1.629E+02	6.288E+00	8.696E+01	1.692E+02	2.562E+02
6.000	236.220	1.620	1.548E+02	6.631E+01	5.266E+00	8.319E+01	7.158E+01	1.548E+02
7.000	275.590	1.890	1.105E+02	2.598E+01	4.553E+00	7.994E+01	3.053E+01	1.105E+02
8.000	314.960	2.160	9.112E+01	9.684E+00	4.030E+00	7.741E+01	1.371E+01	9.112E+01

9.000	354.330	2.430	8.216E+01	3.432E+00	3.637E+00	7.509E+01	7.069E+00	8.216E+01
10.000	393.700	2.700	7.746E+01	1.156E+00	3.331E+00	7.297E+01	4.487E+00	7.746E+01
12.000	472.440	3.240	7.268E+01	9.921E-02	2.882E+00	6.970E+01	2.981E+00	7.268E+01
14.000	551.180	3.780	6.826E+01	2.806E-03	2.568E+00	6.568E+01	2.571E+00	6.826E+01
16.000	629.920	4.320	6.484E+01	2.151E-05	2.333E+00	6.250E+01	2.333E+00	6.484E+01
18.000	708.660	4.860	6.149E+01	2.422E-07	2.138E+00	5.935E+01	2.138E+00	6.149E+01
20.000	787.400	5.400	5.867E+01	0.000E+00	1.976E+00	5.670E+01	1.976E+00	5.867E+01

<b>Hmotnostní analýza - díly</b>			
Součástka	Kusů	Jeden kus [g]	Celkem [g]
Vnější stínění - boční díl	4	19,4	77,62
Boční díl	4	13,78	55,12
Vnější díl - horní/dolní díl	2	27,22	54,43
Dolní díl	1	36,53	36,53
Horní díl	1	34,33	34,33
Stínění vnitřní - mezi DPS (10mm)	3	7,18	21,55
Stínění vnitřní - mezi DPS (5mm)	2	4,87	9,73
Stínění vnitřní - koncové díly	2	6,47	12,93
Středové tyče	4	0,83	3,31
Distanční sloupky	8	0,38	3,05
<b>Celkem</b>			<b>308,6</b>

<b>Hmotnostní analýza - šrouby (nerezová ocel - hustota = 7800 kg/m<sup>3</sup>)</b>					
Součástka	Kusů	Rozměry [mm]	Jeden kus [g]	Celkem [g]	Zapuštěný
Boční díl x boční díl	8	Hlava (průměr 4,8 - délka 1), tělo (průměr 2,4 - délka 10,5)	0,51	4,09	ANO
Boční díl x horní/dolní díl	8	Hlava (průměr 4,8 - délka 1), tělo (průměr 2,4 - délka 7,5)	0,41	3,25	ANO
Horní/dolní díl x horní/dolní stínění	16	Hlava (průměr 2,4 - délka 1), tělo (průměr 2 - délka 6)	0,18	2,92	NE
Boční stínění x boční díl	32	Hlava (průměr 2,4 - délka 1), tělo (průměr 2 - délka 3)	0,11	3,48	NE
<b>Celkem</b>				<b>13,74</b>	

<b>Díly</b>	<b>308,6</b>
<b>Šrouby</b>	<b>13,74</b>
<b>Celkem</b>	<b>322,34</b>