

Kosmické technologie – cvičení 2

Příklad hmotnostního a teplotního rozpočtu jednoduché satelitní mise

Michal Pokorný

mpokorny@fel.zcu.cz

Příklad návrhu družice typu Cubesat – rozložení hmotnosti I.
Tento příklad návrhu vychází z požadavků organizace Cubesat

- Maximální hmotnost družice : 1,2 kg
- vnější rozměry družice : 113,5 x 100 x 100 mm
- nosná konstrukce družice: hliník tl. 1,0 mm, 4 boční tyčky z anodizovaného hliníku
- parametry počáteční oběžné dráhy: slunce synchronní kruhová oběžná dráha, perigeum i apogeum v rozmezí 500-700km nad Zemí, sklon 98°
- Vzhledem k tomu že hlavním užitečným nákladem na družici je experimentální pohon, blíží se tato svým charakterem nejvíce skupině „Planetary“.
- Typické rozložení hmotností subsystémů skupiny „Planetary“ je následující:
 - konstrukce 26%
 - termoregulace 3%
 - řízení polohy a stabilizace 9%
 - zdrojová a napájecí část 19%
 - kabeláž 7%
 - komunikační část 6%
 - řídicí a datová část 6%
 - pohon 13%
 - užitečná zátěž 11%



Příklad návrhu družice typu Cubesat – rozložení hmotnosti II.

- Pro tuto kategorii je doporučována ve fázi návrhu A hmotnostní rezerva navíc 25%. Tato rezerva bude v pozdějších stadiích vývoje družice použita pro subsystémy u nichž se ukáže nevyhnutelným zvýšení jejich hmotnosti a může být případně použita i pro některý vědecký experiment zbude-li ke konci vývoje na družici rezervní hmotnost.
- Vzhledem k tomu že užitečnou zátěží družice je pohonná jednotka uvažovaná včetně případné kamery pro pořizování snímků tohoto subsystému, popřípadě včetně dalších zařízení, vypadá rozložení hmotností na družici následovně:
 - konstrukce 200g
 - termoregulace 20g
 - řízení polohy a stabilizace 70g
 - zdrojová a napájecí část 140g
 - kabeláž 50g
 - pohon 180g
 - komunikační část 50g
 - řídící a datová část 40g
 - Užitečný náklad (payload) 200g
 - rezerva 250g
- Toto rozložení hmotností subsystémů na družici je prvotní odhad sloužící jako podklad pro další upřesňující výpočty a vlastní stavbu.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace I.

- Pro předpokládanou výšku je potřeba určit teplotní limity pro družici.
- Kromě akumulátorů je teplotně nejcitlivějším zařízením na družici veškerá elektronika a případná kamera (digitální fotoaparát) bude-li umístěna na družici. Teplotní rozsah požadovaný pro Li-Pol akumulátory KOKAM je -10°C až $+60^{\circ}\text{C}$, pro nabíjení je doporučovaný rozsah 0°C až $+45^{\circ}\text{C}$, pro elektroniku a kameru pro průmyslové použití je požadovaný rozsah -40°C až $+65^{\circ}\text{C}$.
- V dalším kroku určíme elektrický výkon spotřebovávaný družicí a přeměňovaný v teplo, a to průměrný maximální výkon při nejvyšší teplotě družice a průměrný minimální výkon při nejnižší teplotě družice.
- Za předpokladu že hlavní konstrukce (kostra) družice je z hliníku a největší spotřebiče elektrické energie na družici (zejména koncové vysílače radia, usměrňovací diody, ...) produkující ohřev jsou co nejkratší cestou tepelně spojeny s touto konstrukcí.
- Při příkonu $P_n = P_d = 0,55\text{Watt}$ pro subsystémy družice a při dobíjení akumulátorů družice je maximální výkonová (tepelná) ztráta družice rovna přibližně výkonu solárních článků P_c (viz. pak dále Zdrojová a napájecí část družice a Komunikační část družice) zmenšenému o výkon vyzářený anténou družice, tedy přibližně: $1,14 - 0,05 = 1,09\text{ W}$.
- Při průměrné elektrické spotřebě komunikační části $0,13\text{ W}$ a při účinnosti vysílacích zesilovačů 50% lze očekávat průměrný vyzářený výkon z antény $0,05\text{ W}$ (i když ve skutečnosti momentální vyzařovaný výkon může nabývat pouze hodnot například $0,5\text{W} - 2\text{ Watt}$).

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace II.

Nejnižší teplotu družice lze očekávat na konci noci. Přinejmenším řídicí a datová část družice musí být i v noci napájena určitým minimálním příkonem, minimálně v hodnotě řádově setiny W. Můžeme tedy položit:

- 1) Průměrný maximální elektrický výkon na družici přeměněný v teplo ve dne $Q_{wd} = 1,09$ W.
- 2) Průměrný minimální elektrický výkon na družici přeměněný v teplo v noci $Q_{wn} = 0,01$ W.
- 3) Dále určíme celkovou plochu povrchu družice. Při rozměrech 100 x 100 x 100 mm je tato plocha $0,06\text{m}^2$.
- 4) Ekvivalentní průměr koule D jejíž povrchová plocha se rovná ploše povrchu skutečné družice je $\pi D^2 = 0,06$, tudíž $D = 0,138$ m.
- 5) Výška dráhy družice nad Zemí je dána a) $H = 500$ km a b) $H = 1000$ km.
- 6) Dále je určen vzájemný radiační faktor družice - Země (radiation view factor) F_{s-e} , ten je dán vzorcem:

$$F_{s-e} = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{\sqrt{H^2 + 2HR_E}}{H + R_E} \right)$$

- $F_{s-e} = 0,313$ pro výšku družice nad Zemí 500 km. $F_{s-e} = 0,249$ pro výšku družice nad Zemí 1000 km (Poloměr Země je $R_E = 6378\text{km}$).
- 7) Určíme korekční faktor albeda povrchu Země (Albedo correction) K_a , daný vzorcem:

$$K_a = 0,657 + 0,54 \frac{R_E}{R_E + H} - 0,196 \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2$$

- odkud $K_a = 0,989$ pro výšku družice nad Zemí 500 km a $K_a = 0,977$ pro výšku družice nad Zemí 1000 km.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace III.

- 8) Maximální emisivita Zemského povrchu v infračervené (tepelné) oblasti je dána $q_{IR-max} = 258 \text{ W/m}^2$.
- 9) Minimální emisivita Zemského povrchu v infračervené (tepelné) oblasti je dána $q_{IR-min} = 216 \text{ W/m}^2$.
- 10) Maximální hodnota přímého slunečního záření dopadajícího na jednotkovou kolmou plochu (sluneční konstanta) G_s je dána 1376 W/m^2 .
- 11) Maximální hodnota Zemského albeda $a = 0,35$.
- 12) Emisivita povrchu družice v infračervené (tepelné) oblasti e_{IR} je určena následovně:
 - Pro solární články umístěné na povrchu družice je emisivita v infračervené (tepelné) oblasti typicky $e_{IR} = 0,80$.
 - Pro boční tyčky nosné konstrukce z anodizovaného hliníku je emisivita v infračervené (tepelné) oblasti typicky $e_{IR} = 0,10$.
 - Pro ostatní povrch družice je emisivita v infračervené (tepelné) oblasti závislá na úpravě povrchu. Budeme uvažovat dvě varianty pro tuto část povrchu družice: a) hliníková konstrukce pokrytá bílou barvou Epoxy je $e_{IR} = 0,87$. b) hliníková konstrukce pokrytá černou matnou barvou je $e_{IR} = 0,86$.
 - Z celkového povrchu družice zaujímají solární články přibližně 74% povrchu, postranní tyčky z anodizovaného hliníku 14% a ostatní povrch 12%. Odtud lze určit výslednou průměrnou emisivitu povrchu družice pro infračervené (tepelné) záření pro variantu a) $e_{IR} = 0,71$, pro variantu b) $e_{IR} = 0,71$. Oba výsledky jsou shodné, můžeme tedy přibližně položit $e_{IR} = 0,71$.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace IV.

- 13) Absorptivita povrchu družice pro sluneční záření a_s je dána následovně:
 - Pro solární články na povrchu družice je typická hodnota $a_s = 0,80$.
 - Pro boční tyčky nosné konstrukce z anodizovaného hliníku $a_s = 0,15$.
 - Pro ostatní povrch družice pro variantu a) $a_s = 0,25$ a pro variantu b) $a_s = 0,95$.
 - Výsledná průměrná absorptivita povrchu družice pro sluneční záření je pro variantu a) $a_s = 0,64$ a pro variantu b) $a_s = 0,73$.
- 15) Nyní lze určit nejvyšší možnou teplotu povrchu družice T_{MAX-S} , a to dle vzorce:

$$T_{MAX-S} = \sqrt[4]{\frac{\frac{G_s a_s}{4} + q_{IR-max} e_{IR} F_{s-e} + G_s a a_s K_a F_{s-e} + \frac{Q_{wd}}{\pi D^2}}{o_s e_{IR}}}$$

- kde o_s je Stefan-Boltzmannova konstanta = $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$.
- Odtud dostaneme pro různé varianty a výšky:
 - H = 500km, varianta a) $T_{MAX-S} = 314\text{K}$ ($+41^\circ\text{C}$)
 - H = 500km, varianta b) $T_{MAX-S} = 323\text{K}$ ($+50^\circ\text{C}$)
 - H = 1000km, varianta a) $T_{MAX-S} = 307\text{K}$ ($+34^\circ\text{C}$)
 - H = 1000km, varianta b) $T_{MAX-S} = 316\text{K}$ ($+43^\circ\text{C}$).
- Je zřejmé že opatření ostatního povrchu družice bílou barvou, tedy varianta a), se jeví poněkud výhodnější než varianta b).

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace V.

- V praxi lze předpokládat teplotu na povrchu družice zhruba homogenní vzhledem k hodnotě tepelné vodivosti hliníkové konstrukce družice ($\sim 200 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$) při tloušťce stěny konstrukce 1 mm. Při osvětlení družice slunečním a zemským zářením jen z jedné strany, přestoupí polovina absorbovaného výkonu $1/2 \times 31,64 \text{ W} \times 0,64 = 10,12 \text{ W}$ (pro variantu a) z jedné strany družice na opačnou stranu během jedné sekundy při rozdílu teplot uprostřed osvětlené strany a uprostřed zastíněné strany maximálně 12 stupňů, což odpovídá kolísání teplot na osvětlené a zastíněné straně družice až o plus minus 6 stupňů od průměrné teploty povrchu družice v případě že družice nerotuje okolo své osy.
- Odvozeno za předpokladu že teplo musí průměrně překonat dráhu rovnou $\pi \times D/4$, tedy ($\pi \times 0,138/4 = 0,108 \text{ m}$) skrze plochu $0,001 \times \pi \times 0,138 \text{ m}^2$. Ve skutečnosti bude rozdíl teplot mezi osvětlenou a zastíněnou stranou družice ještě poněkud menší v případě že vnitřní povrchy družice jsou opatřeny barvou dobře emitující tepelné záření (např. matnou černou barvou) a umožňující tak snazší přenos tepla mezi jednotlivými částmi družice. Prozatím ale předpokládejme teplotu na povrchu družice ve všech místech přesně stejnou.
- 16) Určíme nejnižší možnou teplotu povrchu družice $T_{\text{MIN-S}}$:

$$T_{\text{MIN-S}} = \sqrt[4]{\frac{q_{\text{IR-min}} e_{\text{IR}} F_{\text{S-e}} + \frac{Q_{\text{Wn}}}{\pi D^2}}{o_{\text{S}} e_{\text{IR}}}}$$

- odkud dostaneme:

- H = 500km: $T_{\text{MIN-S}} = 186 \text{ K } (-87^\circ \text{C})$
- H = 1000km: $T_{\text{MIN-S}} = 176 \text{ K } (-97^\circ \text{C})$.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace VI.

- Výše uvedené maximální a minimální teploty platí pro rovnovážný stav, kdy pro uvedené maximální teploty je výkon na družici dopadajícího slunečního záření a záření povrchu Země přesně roven tepelnému výkonu vyzařovaného družicí, a pro uvedené minimální teploty je výkon na družici dopadajícího záření Země přesně roven tepelnému výkonu vyzařovaného družicí. V praxi, bude-li družice při svém pohybu okolo Země střídat oblast osvětlenou Sluncem s oblastí ve stínu Země, bude docházet k přechodovému ději postupného ohřívání a ochlazování družice a teplota na povrchu družice nikdy nevystoupí na výše uvedené maximální teploty ale pouze se jim do určité míry přiblíží. To je dáno především měrným teplem C_p materiálu družice neboť sluneční záření dopadající na družici, má-li se družice ohřívát, musí jednak dodávat energii potřebnou pro ohřev materiálu družice a ještě energii pro vyrovnání ztrát způsobených tepelným vyzařováním povrchu družice.
- Po vystoupení ze stínu Země je tak družice postupně ohřívána a až při opětném přiblížení ke stínu Země vystoupí její teplota na maximální hodnotu blíží se do jisté míry výše uvedeným maximálním hodnotám. V dalším postupu určíme kolísání teploty na povrchu družice při jejím oběhu okolo Země přičemž uvažujeme takovou kruhovou oběžnou dráhu kdy se družice nachází co nejdelší dobu ve stínu Země.
- Ve stínu Země platí vztah pro vyzařovaný výkon J družicí:

$$J = \pi D^2 \left[\epsilon_s e_{IR} T^4 - \left(q_{IR-} \quad e_{IR} F_{s-e} + \frac{Q_{wn}}{\pi D^2} \right) \right] = -M C_p \frac{dT}{dt}$$

- kde T je teplota na povrchu družice, C_p je měrné teplo materiálu družice.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace VII.

- Při osvětlení družice Sluncem i Zemí platí:

$$J = \pi \left[D^2 \left(\frac{G_s a_s}{4} + q_{IR-m} e_{IR} F_{s-e} + G_s a_s K_a F_{s-e} + \frac{Q_{wn}}{\pi D^2} \right) - o_s e_{IR} T^4 \right] = M C_p \frac{dT}{dt}$$

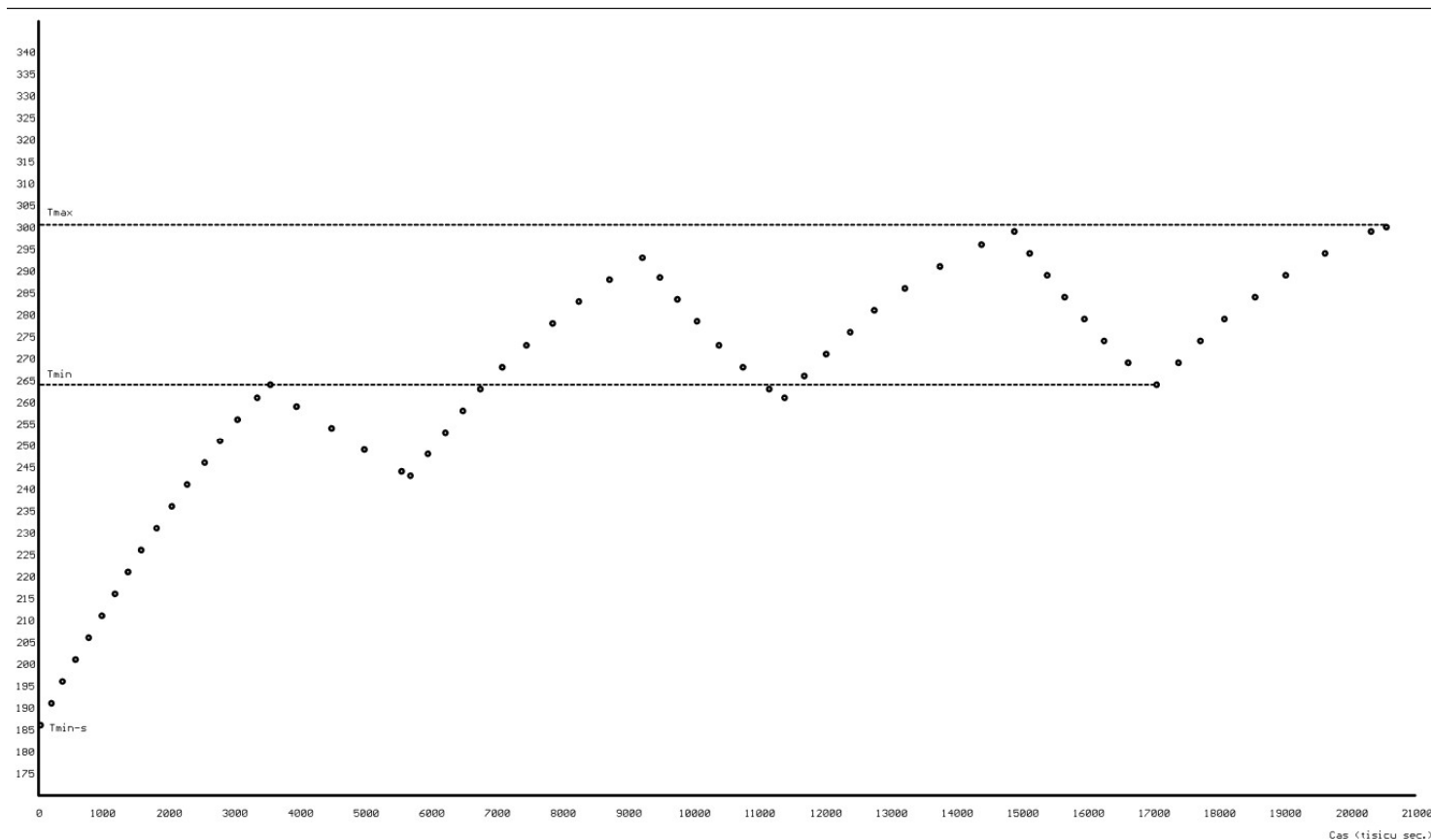
- Hodnotu C_p materiálu družice můžeme přibližně určit z materiálového složení družice. Např. má-li družice o hmotnosti 1,2 kg následující složení:
 - Hliník (kostra družice, šrouby, mechanismy,...) 600 gramů ($C_p = 896 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Křemík (solární články, elektronika,...) 110 gramů ($C_p = 703 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Uhlík (kompozity, plošné spoje,...) 150 gramů ($C_p = 837 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Železo (pružiny, spojovací materiál,...) 150 gramů ($C_p = 450 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Měď (dráty, vodiče plošných spojů, pájka,...) 150 gramů ($C_p = 383 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Cín (pájka) 10 gramů ($C_p = 227 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
 - Ostatní 30 gramů – zanedbáme.
- Potom vychází průměrná hodnota C_p pro materiál družice $760 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$. Lze předpokládat, že C_p skutečné družice bude velmi blízké této hodnotě (plus minus 20%) pokud nosná konstrukce bude tvořena převážně z hliníku (duralu).

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace VIII.

- Uvažujme nejprve družici na kruhové oběžné dráze ve výšce 500km, variantu a). Je-li teplota družice zpočátku nejnižší možná, tedy 186K, a družice právě vychází ze stínu Země, vypadá graf teploty jejího povrchu v závislosti na čase při dalších obězích podle následujícího obrázku. Graf byl získán numerickým řešením výše uvedených dvou rovnic při kroku 5°C pro jeden výpočet a kroku 1°C v místech přechodů. Je zřejmé že teplota povrchu by se po čase ustálila v rozmezí 265 až 300K. Započítáme-li vliv nehomogenosti teploty na povrchu družice (až plus minus 6 stupňů) a doporučenou rezervu 5°C, vyjde nejnižší možná teplota na povrchu družice 254K, tudíž -19°C.
- Obdobně pro výšku družice 1000km nad Zemským povrchem, variantu a), vyjde po výpočtu graf obdobný jako pro výšku 500km ($T_{MAX} = 298K$, $T_{MIN} = 260K$). Odtud, i po započtení rezervy 5°C, vychází nejnižší teplota na povrchu družice -24°C. Nachází-li se družice na takové oběžné dráze okolo Země že je trvale osvětlena Sluncem, může teplota družice vystoupat na maximum v takové části kruhové oběžné dráhy kde je tato osvětlena Sluncem a ještě maximálním albedem Zemského povrchu ($a = 0,35$) a maximálním tepelným zářením Země ($q_{IR-max} = 258 \text{ W m}^{-2}$). V opačné části své dráhy není družice osvětlena albedem. Odtud lze opět spočítat numerickým řešením maximální a minimální průměrnou teplotu povrchu družice na takovéto oběžné dráze, pro variantu a) pro výšku 500km vychází rozmezí teplot 298K až 308K, pro výšku 1000km jsou teploty poněkud nižší. Je tedy zřejmé že průměrná teplota povrchu družice nemůže překročit 308K, tedy 35°C.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace IX.

- Po započítání nehomogenosti teploty na povrchu družice a rezervy 5 stupňů vychází maximální možná teplota na povrchu družice $+46^{\circ}\text{C}$. Lze tedy pro LEO předpokládat maximální možné rozmezí teplot na povrchu družice od -24°C až do $+46^{\circ}\text{C}$. Pro porovnání, na geostacionární dráze okolo Země by se měla teplota družice (pro variantu a) držet na víceméně stabilní teplotě 15°C až 20°C , neboť vliv albeda a tepelného záření Zemského povrchu je tam téměř zanedbatelný.



Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace X.

- Výše určené rozmezí teplot pro LEO (-24°C až +46°C) je přijatelné pro elektroniku družice (požadavek -40°C až +65°C), nikoliv však pro akumulátor(y) (požadavek alespoň -10°C až +60°C). Akumulátor(y) je zapotřebí velmi dobře tepelně odizolovat od ostatních částí družice, např. obalením akumulátoru Li-Pol (rozměry cca 40x70x4mm) kolem dokola 5 mm silnou vrstvou skelné vaty (tepelná vodivost 0,03 W m⁻¹ K⁻¹) je při rozdílu teplot akumulátoru a okolí 30 stupňů tepelný tok mezi akumulátorem a okolím:

$$Q = \frac{kA(T_A - T_O)}{dx}$$

- k je tepelná vodivost izolace, A je celková plocha izolace okolo akumulátoru, $T_A - T_O$ je rozdíl teplot akumulátoru a okolí, dx je tloušťka izolace, tudíž $Q \sim 1$ Watt. Pokud se družice nachází na takové oběžné dráze kdy je maximální dobu ve stínu Země, je teplota akumulátoru někde uprostřed teplotního rozmezí výše uvedeného pro povrch družice (-24°C až +46°C), např. +12°C. Pak je celková tepelná energie akumulátoru LiPol při jeho hmotnosti 31 gramů asi 18 kJ, neboť měrné teplo C_p je pro materiál akumulátoru asi 2000 J kg⁻¹ K⁻¹.
- Pak za přibližně čtvrtinu oběhu družice okolo Země, tedy zhruba 1500 sekund, se může tepelná energie akumulátoru změnit maximálně o plus minus 1500 Joulů, za další čtvrtinu oběhu se tepelná energie akumulátoru vrátí na zhruba stejnou hodnotu (18 kJ), atd. Vychází tedy rozmezí tepelné energie akumulátoru asi 16,5 až 19,5 kJ, což odpovídá rozmezí teplot akumulátoru +6°C až +18°C.

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace XI.

- V případě že bude akumulátor dobíjen ze solárních článků, je tepelný výkon produkováný akumulátorem při dobíjení maximálně 20% dobíjecího výkonu, tedy v krajním případě asi 0,1 Watt. Takový výkon je dostatečně malý aby mohlo být teplo z akumulátoru odváděno do okolí, neboť 0,1 Wattu je hodnota podstatně nižší než propustnost izolace okolo akumulátoru, která je asi 1 Watt. Měla by tedy být takováto teplotní stabilizace akumulátoru zcela dostatečná v případě že se družice nachází na takové oběžné dráze kdy se pravidelně dostává do stínu Země na dostatečně dlouhou dobu, přibližně alespoň po dobu jedné třetiny svého oběhu.
- Nachází-li se ovšem družice na dráze trvale osvětlené Sluncem, vystoupá teplota akumulátoru(ů) dříve či později na průměrnou teplotu na povrchu družice, tedy maximálně až na +40°C ve výšce 500 km nad Zemí, uvažováno včetně 5 stupňů rezervy. Tato hodnota je ale stále ještě dostatečně hluboko pod horním mezním limitem pro akumulátory (+60°C) a těsně pod maximální teplotou doporučovanou pro nabíjení (+45°C). Lze tedy považovat pro podmínky na LEO výše zmíněnou tepelnou izolaci akumulátorů za dostatečnou

Příklad návrhu družice typu Cubesat – termoregulace XII.

Shrnutí:

- Lze tedy shrnout že z hlediska termoregulace družice pohybující se na kruhové oběžné dráze okolo Země ve výšce 500 km až 1000 km je zapotřebí provést následující opatření:
- 1) opatřit ostatní povrch družice (mimo solární články a boční tyčky) bílou barvou o absorptivitě pro sluneční záření 0,25 nebo nižší.
- 2) umístit akumulátor(y) ve vzdálenosti alespoň několik milimetrů od ostatních částí družice a obalit je dostatečnou vrstvou izolace.
- 3) veškeré subsystemy a části družice, především elektroniku (mimo akumulátory), pospojovat tepelnými vodiči s hliníkovou kostrou družice, nejvýkonnější spotřebiče (producenty tepla) spojit tepelně přímo s kostrou co nejkratší cestou.
- 4) vnitřní povrchy družice opatřit matnou černou barvou kvůli co nejsnazšímu přenosu tepla mezi jednotlivými částmi družice.
- Tato poměrně jednoduchá opatření by měla postačit udržet jak elektronickou část, tak akumulátory, v požadovaných teplotních mezích a tedy plně funkční.

Děkuji za pozornost

Michal Pokorný

mpokorny@fel.zcu.cz