



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
ENERGETICKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
ENERGY INSTITUTE

# STIRLINGŮV MOTOR JAKO SOUČÁST ENERGETICKÝCH ZDROJŮ KOSMICKÝCH SOND A MIMOZEMSKÝCH ZÁKLADEN

STIRLING ENGINE AS PART OF THE ENERGY RESOURCES OF SPACECRAFT AND  
EXTRATERRESTRIAL BASES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

JOZEF KMEŤ

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. JIŘÍ ŠKORPÍK, Ph.D.

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Energetický ústav

Akademický rok: 2012/2013

## **ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE**

student(ka): Jozef Kmeť

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Energetika, procesy a ekologie (3904R030)**

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

### **Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů**

v anglickém jazyce:

### **Stirling engine as part of the energy resources of spacecraft and extraterrestrial bases**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Iontový typ raketového motoru má poměrně velkou spotřebu elektrické energie. V současné době je zdrojem této elektřiny většinou termočlánekový modul (využívající teplo z rozpadu radioizotopů ve speciálním bloku), který má ovšem velmi nízkou účinnost. Možností zvýšení účinnosti přeměny tepelné energie na elektrickou je použít na palubě sondy tepelný motor.

Cíle bakalářské práce:

1. Shrnutí dosavadního stavu, důvody použití, výhody nevýhody.
2. Základní návrh jednotky o výkonu 1 kWe napájené teplem z radioizotopového bloku, objemy, tlaky, teplotní spád.

Seznam odborné literatury:

1. J. Škorpík, Stirlingův motor, on–line pokračující zdroj Transformační technologie, ISSN 1804–8293, dostupné z <http://oei.fme.vutbr.cz/jskorpik/stirlinguv-motor.html>, 2009.
2. S. Oleson, M. McGuire, Radioisotope Electric Propulsion (REP) Centaur Orbiter, New Frontiers Mission, souhrnná zpráva z výzkumu, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, dostupné on–line z [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008487\\_2011009092.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008487_2011009092.pdf), 2011.
3. Geng, Steven, M.; Briggs, Maxwell, H.; Penswick, L., Barry; Pearson, J., Boise; Godfroy, Thomas, J., Test Results From a Pair of 1-kWe Dual-Opposed Free-Piston Stirling Power Convertors Integrated With a Pumped NaK Loop, technická zpráva, National Aeronautics and Space Administration, dostupné on–line [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008827\\_2011009487.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008827_2011009487.pdf), 2011.
4. J. Škorpík, Energetická bilance termodynamického oběhu Stirlingova motoru, on–line pokračující zdroj Transformační technologie, ISSN 1804–8293, dostupné z <http://oei.fme.vutbr.cz/jskorpik/energeticka-bilance-termodynamickeho-obehu-stirlingova-motoru.html>, 2009.
5. J. Škorpík, Oběh Stirlingova motoru, on–line pokračující zdroj Transformační technologie, ISSN 1804–8293, dostupné z <http://oei.fme.vutbr.cz/jskorpik/obeh-stirlingova-motoru.html>, 2009.

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/2013.

V Brně, dne

L.S.

---

doc. Ing. Zdeněk Skála, CSc.  
Ředitel ústavu

---

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.  
Děkan fakulty

## **Abstrakt**

Táto bakalárska práca sa zaoberá problematikou výroby elektrickej energie potrebnej na prieskumných misiách vo vesmíre. V prvej časti je stručný prehľad spôsobov, ktoré využívajú vesmírne agentúry ako NASA. Ďalej sa zaoberá vývojom Stirlingovho motora pre vesmírne aplikácie. Konštrukciou a výhodami, ktoré plynú s jeho použitím. V druhej časti pojednáva o teoretickom výpočte jednotky s výkonom 1 kilowatt.

## **Abstract**

This Bachelor's Thesis deals with the production of electricity needed for exploration space missions. The first section is a brief overview of the methods used by space agencies such as NASA. Next, the evolution of progress in Stirling engine development for space applications. Construction and the benefit of using. The second part discusses the theoretical calculation unit with an output of 1 kilowatt.

## **Kľúčové slová**

Stirlingov motor, Stirlingov pokročilý rádioizotopový generátor, Stirlingov pokročilý konvertor, Rádioizotopový termoelektrický generátor, Schmidtová teória

## **Keyworlds**

Stirling engine, Advanced Stirling Radioisotop Generator, Advanced Stirling Converter, Radioisotop Thermoelectric Generator, Schmidt teory



## **Bibliografická citácia**

KMEŤ, J. STIRLINGOV MOTOR JAKO SOUCÁST ENERGETICKÝCH ZDROJU KOSMICKÝCH SOND A MIMOZEMSKÝCH ZÁKLADEN. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 48 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.

## Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že táto bakalárska práca je mojím pôvodným dielom, spracoval som ju samostatne pod vedením Ing. Jiří Škorpík, Ph.D a s použitím literatúry uvedenej v zozname.

V Brne dňa 24.5.2013

.....

Jozef Kmeť

## **PodĎakovanie**

PodĎakovanie patrí vedúcemu práce, ostatným vyučujúcim, rodine a priateľom za trpezlivosť, dôveru a podporu vo chvíľach, keď som to potreboval najviac.

## Obsah

Úvod .....	9
1    Přehľad stavu elektrických zdrojov vo vesmírnych aplikáciách .....	10
1.1    Batérie .....	10
1.2    Palivové články .....	11
1.3    Fotovoltaika.....	12
1.4    Rádioizotopové zdroje .....	14
1.5    Jadrové reaktory .....	15
2    Výskum a vývoj zdroja na princípe Stirlingovho motora.....	17
2.1    Výhody a nevýhody zdroja na princípe Stirlingovho motora.....	19
3    Popis konštrukcie zdroja elektrickej energie na princípe Stirlingovho motora .....	20
3.1    Stirlingov pokročilý rádioizotopový generátor.....	20
3.2    Zdroj tepelnej energie.....	23
3.3    Princíp činnosti Stirlingovho pokročilého konvertora.....	24
3.4    Konštrukcia Stirlingovho pokročilého konvertora .....	26
4    Základný návrh jednotky o výkone 1 kWe napájaného teplom z rádioizotopového bloku .....	30
4.1    Základné metódy a obehы používané pri výpočtoch .....	30
4.2    Popis výpočtu parametrov motora .....	31
4.2.1    Výpočet pomocou Schmidtovej teórie.....	31
4.2.2    Porovnanie uvažujúc polytropické zmeny .....	37
4.2.3    Netesnosť piestnych krúžkov .....	40
Záver.....	41
Zoznam požitej literatúry a zdrojov .....	42
Zoznam veličín a symbolov .....	47

## Úvod

Člověk odjakživa preskúmava neznáme okolie. S vyspelou spoločnosťou prichádzajú aj otázky týkajúce sa nášho pôvodu, našej slnečnej sústavy a napokon celého vesmíru. Preto začalo ľudstvo okrem iného posielat' do vesmíru sondy, aby sa dozvedelo viac o sebe samých, o ostatných planétach, Slnku, či poslalo správu naprieč vesmírom.

Aby sme mohli toho dosiahnuť, musíme mať vyspelé a moderné zariadenia, ktoré by bez elektrickej energie nemohli fungovať. Tu sa ponúka široká škála možností, ktoré však musia spĺňať veľmi prísne požiadavky. Ako napríklad pracovať vo vákuu, na iných planétach v prašnom prostredí, pri obrovských teplotách blízko Slnka, či naopak v teplotách blížiacim sa absolútnej nule.

Jednou z možností ako zlepšiť účinnosť a efektívnosť doterajších zdrojov elektrickej energie vo vesmírnych aplikáciách, je použitie Stirlingovho motora. Ten je známy už vyše 200 rokov, počas ktorých sme zlepšovali jeho parametre a vyvíjali nové modifikácie. Jeho úlohou bude v blízkej budúcnosti pomáhať ľudstvu v preskúvaní vesmíru okolo nás. Aby sa toto posolstvo mohlo stať skutočnosťou, musia vedci dotiahnuť tento projekt dokonca, čo bude stáť ešte nemalé množstvo financií a úsilia. Využitie StM vo vesmíre, na rozdiel od podmienok na Zemi, je neodskúšané a skrýva množstvo problémov. Výsledok však stojí za to.

## 1 Prehľad stavu elektrických zdrojov vo vesmírnych aplikáciách

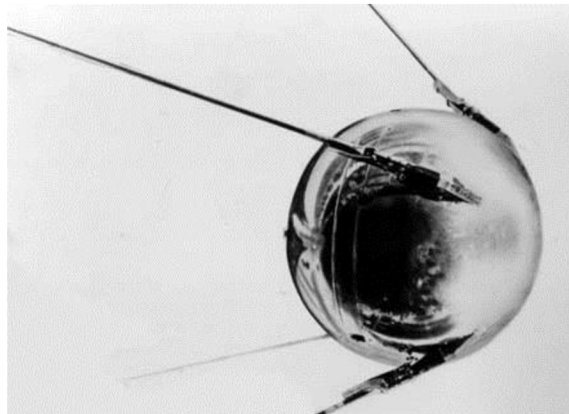
Ak by sme vesmírnu loď porovnávali s človekom, zdroj elektrickej (ďalej el.) energie by sme mohli považovať za kardiovaskulárny systém. Všetky funkcie raketoplánu na ňom závisia a bez neho by bol nefunkčný. No energetický systém musí byť navrhnutý tak, aby dokázal pracovať v extrémnych podmienkach a pod akýmikoľvek stimulmi, ktorým ho vesmírne prostredie podrobí .

V nedávnej minulosti sme sa spoliehali na chemické zdroje ako batérie a palivové články. Postupne sa začali používať fotovoltaičné články a termoelektrické moduly. Všetky tieto zdroje sa osvedčili na nespočetnom množstve misií a prešli dlhodobým vývojom.

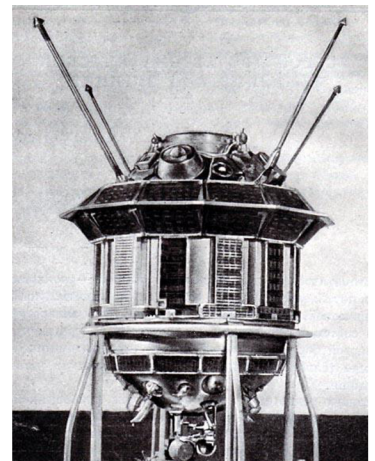
### 1.1 Batérie

Batérie sa dnes používajú v širokej škále vesmírnych aplikácií. Napríklad nosné rakety, raketoplány s posádkou, kozmické lode na obežnej dráhe Zeme, vybavenie astronautov ... V týchto prípadoch sú batérie použité ako primárny zdroj el. energie alebo na jeho úschovu. Batérie pracujúce mimo Zeme, musia byť schopné pracovať vo vákuu pod neustálymi vibráciami , šokmi či zrýchleniami. Pri čom musia poskytnúť maximálne množstvo el. energie s maximálnou životnosťou pri minimálnej váhe .

Prvá batéria použitá na orbite bola Striebro-Zinková (Ag-Zn) batéria, použitá v ruskej sonde Sputnik v októbri 1957. Úspešne poskytovala el. energiu komunikácii a ostatným zariadeniam. Batéria mala vydržať tri týždne, vydržala po dobu troch mesiacov a nakoniec sa vybila. Od roku 1959 boli často spolu s batériami používané solárne panely, ktoré zabezpečovali ich dobíjanie, čím sa radikálne zvýšila životnosť. Ag-Zn batérie sa použili v množstve ďalších lodí ako napr. Ranger 3, Mariner 2 historicky prvá sonda, ktorá sa dostala na inú planétu (Venušu).



Obr. 1 Sputnik [14]



Obr. 2 Luna 3, prvá sonda s batériou dobíjanou cez solárne panely[15]

## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

Po niekoľkých rokoch sa prešlo na Nikel-Kadmiove (Ni-Cd) batérie, ktoré prešli dlhým vývojom a majú životnosť niekoľko rokov. Ďalším vývojovým štádiom sú Nikel-Vodík batérie, je to kombinácia Ni-Cd batérií a palivových článkov, kde nahrádzame kadmiovú elektródu vodíkom, ktorý je pod tlakom, čo nám zníži hmotnosť a zvýši životnosť. Prvýkrát boli použité v roku 1990 na Hubblovom vesmírnom teleskope. Nasledovali batérie na báze Lítia, čo zahŕňa Li-SO<sub>2</sub>, Li-SOCl<sub>2</sub>, Li-BCX, Li-(CF)<sub>x</sub>, a Li-MnO<sub>2</sub>. Použité boli na dlhotrvajúcich misiách ako Galileo, Cassini, a v rade ďalších aplikácií. Najnovšou technológiou sú Lítium-ionové batérie. Použili sa pre misie na Mars. Ich štúdia ďalej pokračuje. Vedci sa snažia vylepšiť Lítium-ionové batérie na ľahšie, menšie, bezpečnejšie a s dlhšou životnosťou. [1]

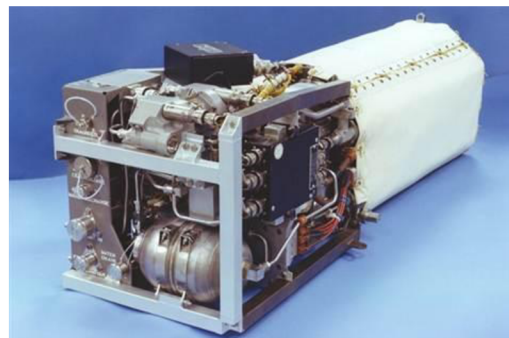
Batérie sa používajú od počiatku vesmírnych letov. Ich veľkou výhodou je (spolu s palivovými článkami), že uchovávajú elektrickú energiu (ostatné zdroje ju musia konvertovať zo zdroja tepelnej energie). Ich životnosť sa dá predĺžiť dobíjaním pomocou solárnej energie. Majú vysokú spoľahlivosť.

Avšak nedajú sa použiť na dlhé vesmírne misie do hlbokého vesmíru, pretože bez dobíjania sa pomerne rýchlo vybijú. Misie do hlbokého vesmíru trvajú desiatky rokov. Vo väčších vzdialenostiach od Slnka by sa batérie neboli schopné dostatočne rýchlo dobíjať, využitím solárnych panelov. Ďalšou nevýhodou je ich váha. Na to, aby sme dosiahli veľké výstupné energie potrebujeme veľké a ťažké batérie.

## 1.2 Palivové články

Palivové články pracujú na podobnom princípe ako batérie. Podobne ako batéria aj palivový článok má dve elektródy, ktoré sú navzájom separované elektrolytom. Kombináciou kyslíka a vodíka následne získavame el. energiu. Jediné odpadové produkty tohto procesu je voda a teplo.

Prvýkrát, bol palivový článok použitý na lodi Gemini v roku 1962. Jednalo sa o misiu s posádkou, ktorá mala na palube palivový článok s protónovou membránou. Protónová membrána prepúšťa len protóny vodíka, pričom boli odvádzané elektróny, ktoré vytvárajú el. energiu. Postupne sa prešlo na alkalický typ palivového článku, ktorý má väčšiu kapacitu zaťaženia. Bol úspešne použitý na napájanie Apollo misií v rokoch 1966 až 1973. Nedávno sa používali v programe Space Shuttle ako hlavný zdroj el. energie.



Obr. 3 NASA palivový článok používaný v Space Shuttle [10]

Ďalší typ, ktorý použila NASA boli regeneračné palivové články, ktoré pomocou elektrolyzéra poháňaného slnečnou energiou rozkladali vodu znova na vodík a kyslík, ktorý je opäť použitý v procese. Tento koncept sa používa na uloženie energie napríklad na medzinárodnej vesmírnej stanici, pre výškové lietadla a balóny atď. [1,2,3]

Palivové články dokážu vyprodukovať tisíce wattov, aj preto sa používajú na misiách s posádkou. V týchto prípadoch je potrebné veľké množstvo energie. Využíva sa aj teplo, ktoré vzniká počas procesu, na vytvorenie obývateľného prostredia. Voda je ďalší vedľajší produkt, ktorý zúžitkujú astronauti na pitie. Ďalšie plus je fakt, že pokiaľ dodávame vodík a kyslík do článku, ten nám produkuje elektrickú energiu. Na palube pilotovanej lode musí byť dostatočná zásoba kyslíka, pre posádku na dýchanie v každom prípade. Výhodou je dlhá životnosť vďaka tomu, že jednotlivé časti nedegradujú. Podobne ako u batérií nemá žiadne pohybujúce časti.

Palivové články sa využívajú najčastejšie na kozmických lodiach s posádkou. Na bez pilotovaných zariadeniach sa používa len zriedka, pretože sa to nevypláca. Energia mu dôjde podobne ako batérii. Vysoká hmotnosť hrá tiež proti palivovým článkom. Sú drahé a zložité. Potrebujú zásobu vodíka a kyslíka, ktoré musia mať uskladnené, čo je ďalšou nevýhodou. Tento zdroj energie je používaný už 50 rokov a stále sa skúma, zlepšuje, testuje a v dohľadnej dobe sa vo vesmírnych aplikáciách bude využívať aj naďalej. [1,2]

### 1.3 Fotovoltaika

Krátko po vypustení prvého satelitu bola v marci 1958 vypustená prvá sonda, ktorá bola sčasti napájaná solárnymi panelmi. Bolo to len dva roky po tom ako bol zostrojený prvý funkčný solárny panel. Ukázalo sa, že táto technológia sa perfektne hodí do vesmírnych aplikácií v okolí našej planéty. V prvom satelite články produkovali menej ako 1 watt, na napájanie komunikácie. V polovici 60-tych rokov, satelity na obežnej dráhe už dokázali vyrobiť 1 kilowatt. Vidíme akou obrovskou rýchlosťou sa vyvíjala a stále vyvíja fotovoltaika.

Prvé solárne články boli na báze kremíka. Väčšina solárnych panelov vo vesmíre je práve z tohto materiálu. Počas vývoja sa vytvorilo množstvo modifikácií v snahe zlepšiť účinnosť ako aj ostatné kľúčové vlastnosti (váha, plocha, odolnosť vo vesmírnom prostredí). V osemdesiatych rokoch sa do pozornosti dostali Ga-As a viacvrstvové solárne články, ktoré mali lepšie účinnosti. Štúdia tejto technológie je stále v plnom prúde a naznačuje využitie organických PV prechodov či nanotechnológií. [4,5]

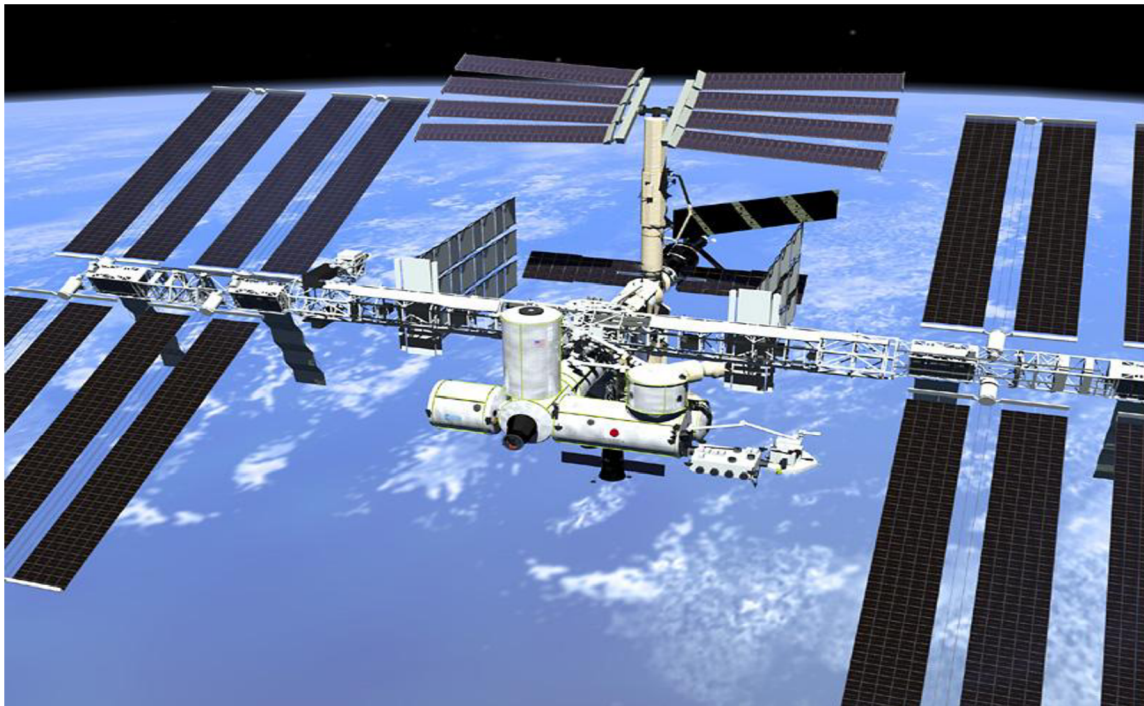


Obr. 4 Vanguard 1, prvá aplikácia solárnych panelov vo vesmíre[19]



Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

Solárne panely sú použité na väčšine vesmírnych lodí, pretože dosahujú vysokých účinností. Na rozdiel od Zeme, kde slnečné žiarenie brzdi atmosféra, na orbite solárne panely využijú plný potenciál slnečnej energie. Môžeme postaviť veľké plochy, ktoré budú dodávať stovky kilowattov. Najlepším príkladom je medzinárodná vesmírna stanica, kde používajú solárne panely, ktoré majú viac ako 2 000 m<sup>2</sup> a produkujú 84 kWe. Majú dlhú životnosť. Keď na ne dopadá slnečné žiarenie produkujú el. energiu nepretržite, nepotrebujeme ich nabíjať ako batérie, nemajú žiadne pohyblivé časti a sú vysoko spoľahlivé. [6]

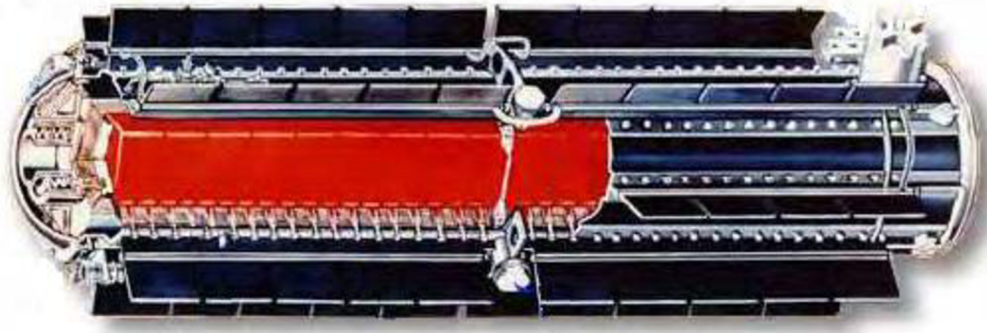


*Obr. 5 Medzinárodná vesmírna stanica je takmer celá poháňaná solárnymi panelmi[17]*

Na druhej strane solárne panely majú mnoho nevýhod. Ich konštrukcia nie je jednoduchá a ani ich doprava mimo Zeme. Sú pomerne ťažké a zaberajú veľké plochy, preto musia projektanti hľadať kompromisy medzi wattmi, váhou, plochou a cenou (záleží na cieľoch misie). Je zrejmé, že solárne panely sú závislé na svetelnom toku, čo ich čini nepoužiteľnými v prípade, keď ich blokuje iný objekt. Napr. vo chvíli keď je Medzinárodná vesmírna stanica v tieni Zeme el. energiu zabezpečujú batérie (stanica nesmie zostať bez energie). Ďalšou nevýhodou je, že časť žiarenia sa od povrchu panelov odrazí. Panely musia byť opatrené ochrannou plochou proti radiácii, ktorá je vo vesmíre, no aj napriek tomu dochádza k degradácii, čo znižuje postupom času účinnosť. Sú prakticky nepoužiteľné v blízkosti Slnka, kde nárast energie a žiarenia spôsobí ich zničenie. Tak isto sa nedajú použiť v hlbokom vesmíre, kde nie je dostatočne silné slnečné žiarenie (jedinou výnimkou je sonda JUNO). V prípade použitia v hlbokom vesmíre by museli mať panely obrovské plochy, čo by okrem iného zvýšilo šance na kolíziu s iným kozmickým telesom. [7,8]

## 1.4 Rádioizotopové zdroje

V snahe zvýšiť možnosti prieskumu našej solárnej sústavy sa obraciame na jadrové zdroje energie. Pre misie, ktoré nevyžadujú veľké množstvo energie, nachádzajú uplatnenie rádioizotopové zdroje. Tie používajú výhradne termočlánkový modul „Radioisotope Thermoelectric Generator“ (RTG). Termočlánok pracuje na princípe rozdielu teplôt bimetalu, čo nám vytvára el. energiu. RTG využíva tepelnú energiu, ktorá sa uvoľňuje rozpadom rádioaktívneho prvku. Ako prví použili túto technológiu Američania v roku 1961 na napájanie námorného navigačného satelitu. Tento zdroj je použitý napr. v svetoznámych sondách ako Pioneer, Viking, Voyager atď. Sonda Pioneer 10 pracuje aj v súčasnej dobe po 30 rokoch strávených vo vesmíre, čo svedčí o spoľahlivosti RTG. Vedci desaťročia študovali a vylepšovali túto technológiu, princíp však zostal zachovaný.



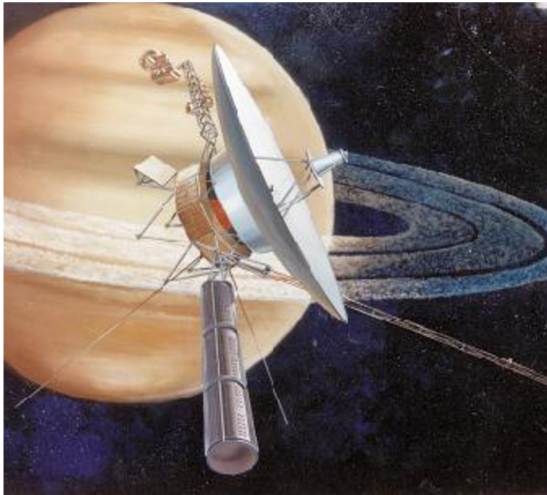
Obr. 6 Prierez Termočlánkového rádioizotopového zdroja [12]

Termočlánkový rádioizotopový zdroj disponuje niekoľkými skvelými vlastnosťami, medzi ktoré patrí dlhá životnosť. Ako zdroj tepelnej energie sa v súčasnej dobe najčastejšie využíva plutónium 238, ktoré má dlhý polčas rozpadu (viz. kapitola zdroj tepelnej energie). Táto vlastnosť ho predurčuje na všetky misie do hlbokého vesmíru, či blízko Slnka, kde sa nedajú použiť solárne panely. Ďalšou výhodou je, že dokáže pracovať v extrémnych podmienkach ako je vysoká radiácia, nízke či vysoké teploty alebo prašné prostredie Marsu. Dokáže pracovať nezávisle na tom, v ktorej fáze misie sa práve nachádza (štart, orbita ...). RTG začne generovať el. energiu v momente, keď je naložené rádioaktívne palivo do konvertora. Spoľahlivosť je ďalšou silnou stránkou tohto zdroja, čo dokázala misia Pioneer. Nemá žiadne pohyblivé časti a je kompaktný. Rádioizotop vytvára tiež teplo, ktorým sa v plavidle udržiava teplota dostatočne vysoká na to, aby mohli všetky vedecké prístroje fungovať správne.

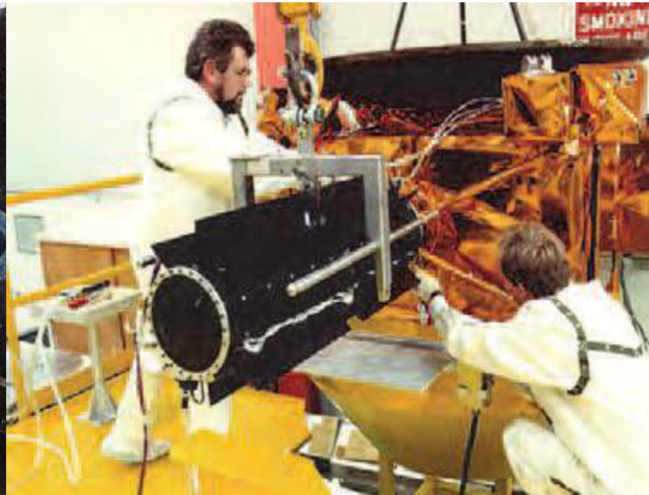
Veľkou nevýhodou termočlánku je jeho účinnosť. Účinnosť dosahuje len 6-7%. Riešením má byť vytvorenie nového dynamického systému na báze Stirlingovho motora (ďalej StM), ktorý nahradí termočlánky. Ďalšou nevýhodou je používanie rádioaktívneho

## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

paliva, čo môže byť nebezpečné. Stalo sa niekoľko nehôd, ktoré spôsobili kontamináciu životného prostredia. Výsledkom bolo zlepšenie bezpečnosti a minimalizácia rizík. RTG využíva rádioaktívny tepelný zdroj, a ten vytvára gama a neutrónové žiarenie. Vďaka tomu dochádza k rušeniu radiačných detektorov, ktoré bývajú súčasťou výbavy sondy.[9,11,12]



Obr. 8 Konceptcia sondy Voyager, napájanej RTG (prelet popri Saturne) [11]



Obr. 7 Inštalácia RTG systému na sondu Ulysses [9]

### 1.5 Jadrové reaktory

Vesmírne nukleárne reaktory sú ďalšou potenciálnou možnosťou pre misie, kde použitie solárnej energie nie je praktické. V histórii bolo použitých niekoľko štípných reaktorov ako zdroj el. energie pre vesmírne plavidlá. Spojené štáty vypustili len jeden nukleárny reaktor (SNAP-10A) v roku 1965. Systém bol navrhnutý k produkovaniu 40 kW a 500 We po dobu jedného roka avšak po 43 dňoch došlo k poruche a systém zlyhal. Sovietsky zväz ich vypustil 31 počas 70-tych a 80-tych rokov. Pracovali na princípe termoelektrických a thermionických článkov. Boli to nízko energetické lode. Od deväťdesiatych rokov sa žiadne ďalšie nepoužili, avšak nie sú zavrnuté. Napríklad projekt SP-100, o ktorom sa zmienim nižšie. Ďalším projektom bol Prometheus spustený v roku 2002, ktorého cieľom boli Jupiterove ľadové mesiace. Jedným z cieľov tohto projektu bolo vyvinúť 100 kW zdroj el. energie, ktorý by mohol napájať misie s ľudskou posádkou na Mesiac a Mars. Tento ambiciózny cieľ nebude možné uskutočniť konvenčnými zdrojmi el. energie pre vesmírne aplikácie, pretože nedokážu dlhodobo poskytnúť stovky kilowattov. Avšak projekt nepokračoval a bol ukončený kvôli nedostatku financií. [13]

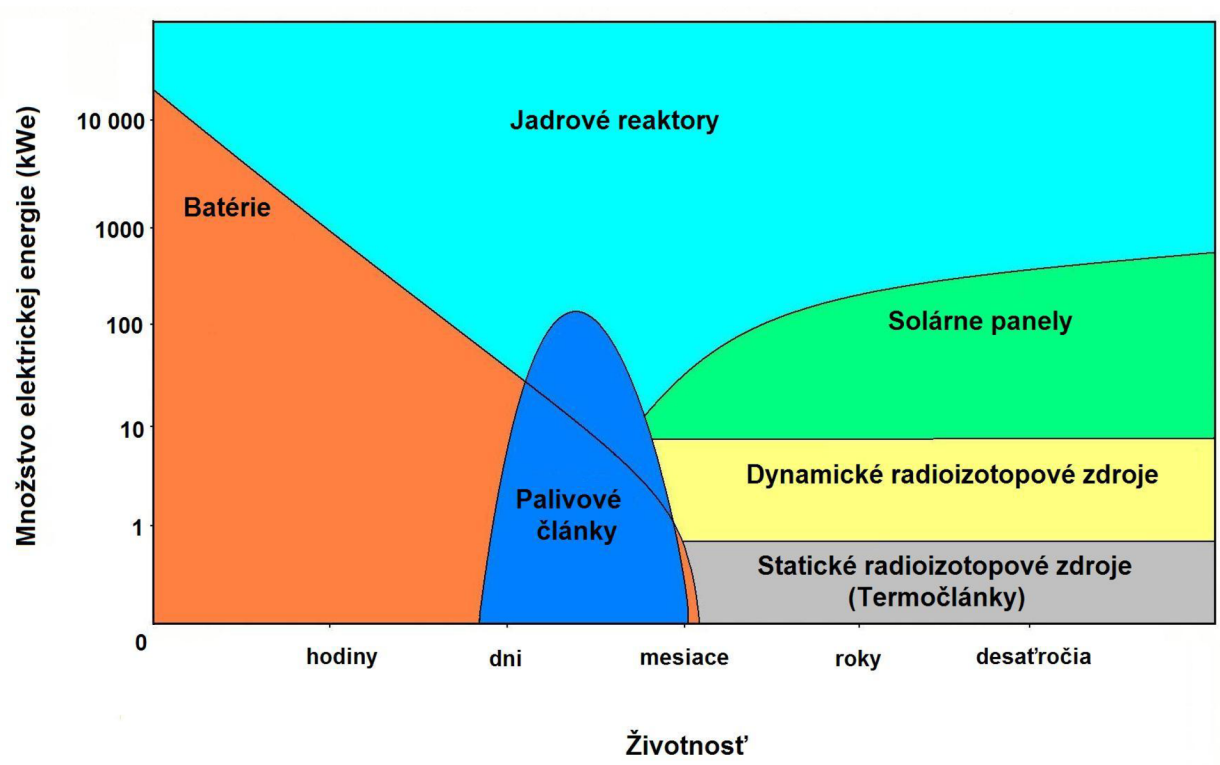
Samozrejmovou výhodou je to, že štípný reaktor dokáže dlhodobo vyprodukovať veľké množstvo el. energie a tepla. Podobne ako rádioizotopové zdroje bude schopný pracovať v akomkoľvek prostredí dlhodobo a spoľahlivo.



Táto technológia nie je ešte dotiahnutá do konca a bude potrebný rozsiahly výskum. Bude sa musieť použiť dynamický systém, pravdepodobne na princípe StM alebo Braytonovho cyklu, ktorý nebol ešte vo vesmíre otestovaný. V tejto aplikácii sa bude musieť použiť vysoko obohatené palivo.



Obr. 9 Reaktor SNAP-10A , pripevnený na nosnej rakete Agena[13]



Obr. 10 Závislosť výkonu el. zdroja na dĺžke života, pre el. zdroje vo vesmírnych aplikáciách [9]

## 2 Výskum a vývoj zdroja na princípe Stirlingovho motora

Keď sa naplno ukázal potenciál energie z rádioizotopu v 50. rokoch 20. storočia, pôvodne sa vedci zamerali na vytvorenie dynamického systému premeny energie tepelnej na elektrickú. Sústredili sa hlavne na dosiahnutie vysokých účinností pomocou Braytonovho a Rankinovho cyklu s očakávaním, že tieto systémy budú poskytovať v budúcnosti veľké energetické úrovne pre vesmírne aplikácie. [9]

Avšak termoelektrická energia nahradila toto úsilie a stala sa dominantnou (vďaka svojej jednoduchosti). Termoelektrické články boli použité v každej aplikácii, ktorá letela do vesmíru a používala rádioizotop ako zdroj energie. Viac ako štyridsať rokov poskytovali termoelektrické články bezpečný a spoľahlivý zdroj el. energie na misiách, kde nemohla byť použitá solárna energia. Hoci sa termoelektrické články ukázali byť neuveriteľne spoľahlivé počas dlhotrvajúcich misií, sú limitované malou účinnosťou termoelektrických materiálov.

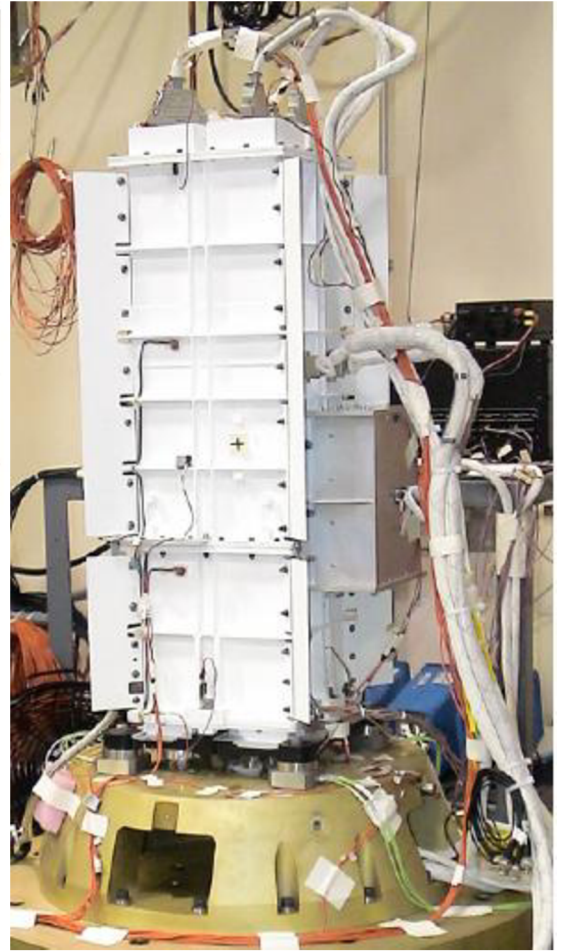
Vývoj dynamického systému premeny energie sa od prvých návrhov nezastavil a pokračoval desaťročia rôznou rýchlosťou až do dnes. Vedci sa snažili hlavne vytvoriť energetický systém schopný vyprodukovať desiatky kilowattov energie. Tieto vysoko energetické technológie sú spojené s ambicióznymi plánmi, poslať ľudskú posádku na dlhé misie do vesmíru.

V 70-tych a 80-tych rokoch sa vývoj StM sústreďoval na pozemské aplikácie ako kuchynská elektronika a automobilové systémy. Tieto aktivity poskytli všeobecný základ pre nadchádzajúce projekty využitia vo vesmíre. Historický vývoj bol cez dva primárne vývojové štádia, projekty: SP-100 Stirling a Stirlingové rádioizotopové energetické systémy („Stirling Radioisotope Power Systems“).

Základný návrh programu vesmírneho reaktora SP-100 bol 2.5 MWt a 100 kWe. Prvý hardvér bol demonštračný motor postavený v 80-tych rokoch, ten bol z dvoch dynamicky vybalancovaných piestov umiestnených oproti sebe. Demonštračná jednotka bola úspešne prevádzkovaná avšak produkovala len 17 kWe namiesto 25 kWe. Následne bola jednotka rozdelená na dve časti a tie boli ďalej testované samostatne. Nasledovalo vytvorenie druhej generácie Stirlingovho konvertora pre SP-100, ktorý mal na rozdiel od pôvodného projektu len jeden piest. Jedným z hlavných cieľov druhej generácie bolo otestovať jednotku pri vysokých pracovných teplotách, čo bola požiadavka pre použitie reaktora, ako zdroja tepelnej energie. Tento koncept bol limitovaný dostupnými izolačnými materiálmi a vyžaduje vytvorenie niekoľkých nových materiálov a spôsobov výroby. Ako súčasť projektu SP-100 bola skompletizovaná štúdia na zlepšenie parametrov. NASA taktiež vytvorila návrh reaktora o výkone 825 kWe pre základňu na Mesiaci s ľudskou posádkou (obr. 12). Vývoj vysoko energetického Stirlingovho konvertora bol zrušený s ukončením programu SP-100. [20]



Obr. 12 Základňa na Mesiaci, poháňaná jadrovým zdrojom so StM [20]



Obr. 11 Demonštračná jednotka na vibračných testoch [18]

V polovici 90-tych rokov bol záujem o StM obnovený, tentokrát so zameraním na energeticky 100 wattové systémy napájané rádioizotopmi, pre ktoré NASA používala výhradne termoelektrický konvertor. StM by zvýšil účinnosť 5-násobne, čo ušetrí náklady na palivo. Koncom 90-tych rokov bola skonštruovaná demonštračná jednotka s výkonom 55W. Tá bola testovaná a použitá ako základný návrh pre 110W Stirling rádioizotop generátor (projekt SRG110). Na základe tohto projektu bolo vytvorených viacero konceptov, ktoré boli testované a hodnotené. Všetky konvertory pracovali počas testovania bez degradácií alebo zlyhania. SRG110 projekt bol v roku 2006 presmerovaný k použitiu ľahšieho a efektívnejšieho konvertora, ktorý bol vyvinutý spoločnosťou Sunpower Incorporated. Jedná sa o Stirlingov pokročilý konvertor, „Advanced Stirling Converter“ (ďalej ASC). Demonštračná jednotka bola skonštruovaná začiatkom roku 2008. Podstúpila sériu testov za účelom charakterizovať vlastnosti v rôznych prostrediach, vplyv vibrácií (obr. 11), termálne šoky, vákuum, dokonca simulovaný nevydarený štart s explóziou. Koncom roku 2011 dosiahla testovacia jednotka úspešne 14 000 prevádzkových hodín. V týchto testoch sa používajú elektrické ohrievače, ktoré simulujú rádioizotopový zdroj tepla. V máji roku 2012 bolo úspešne dosiahnutých 214 000 prevádzkových hodín na 24 konvertoroch. S úspešným završením testov na demonštračnej jednotke bude nasledovať kvalifikácia. To zahŕňa postavenie a testovanie presne rovnakej jednotky, ktorá bude letieť do vesmíru. V súčasnosti je vytvorený projekt vesmírnej sondy, ktorá bude kompletne poháňaná šiestimi Stirlingovými pokročilými rádioizotopovými generátormi. Projekt by mal byť dokončený a sonda vypustená v roku 2024. Jedná sa o „New Frontiers Mission“, ktorá ma trvať 10 rokov a jej cieľom je asteroid Thereus. [20,16,21]

## 2.1 Výhody a nevýhody zdroja na princípe Stirlingovho motora

Zmysel vývoja zdroja na princípe StM je zrejmý. Tým je vyššia účinnosť, avšak z konceptu StM plynie omnoho viac. Tradičné StM používajú kľukový či rombický mechanizmus k premene lineárneho pohybu piestu na rotačný pohyb, ktorý poháňa otáčajúci sa alternátor. Tento koncept vyžaduje mazanie, ktoré musí byť od pracovnej látky separované. Nemožno ho hermeticky uzavrieť. Napriek tomu, že takýto model má rozsiahle využitie, vo vesmírnych aplikáciách je nepoužiteľný. Vďaka profesorovi na univerzite v Ohio Williamovy Bealovy, ktorý vynašiel v roku 1964 beta modifikáciu s oboma voľnými piestami, je možné použiť StM vo vesmíre. S touto modifikáciou je možno motor hermeticky uzavrieť, je kompaktný, s použitím klzného ložiska nepotrebujeme mazanie a s využitím lineárneho alternátora nemusíme premieňať lineárny pohyb na rotačný. Jedná sa síce o dynamický systém, týmito zlepšeniami je dosiahnutá požadovaná životnosť a spoľahlivosť. Môže sa rovnať termočlánkom a vďaka nižšej hmotnosti a vyššej účinnosti ich môže kompletne nahradiť. Jednou z hlavných príčin potreby tohto zdroja je nedostatok  $^{238}\text{Pu}$  potrebného pre budúce misie. Keďže v USA je zakázané prepracovanie použitého jadrového paliva, NASA kupuje  $^{238}\text{Pu}$  pre svoje termoelektrické moduly od Rusov. S nižšou hmotnosťou sa lety stanú lacnejšie a ostane viac priestoru pre užitočný náklad. [22,23]

Napriek množstvu výhod sa stále jedná o dynamický systém. Oproti termočlánkovým modulom je neporovnateľne zložitejší a sú v ňom pohybujúce sa časti. Z toho vyplýva väčšia pravdepodobnosť, že sa niečo pokazi a celková spoľahlivosť je nižšia aj napriek množstvu opatrení. Môže dochádzať k nežiaducemu kmitaniu. Ďalšia nevýhoda spočíva v prestupe tepla. Na prestup tepla zo zdroja do motora sa používa tepelný kolektor vo forme pevnej látky (pretože sa jedná o malé kompaktné zariadenie). Tento prestup tepla však nemá takú účinnosť ako v prípade použitia tekutého kovu. Účinnosť cyklu ďalej závisí na teplote na teplej a studenej strane valca. Preto by nebolo efektívne používať tento zdroj energie v teplom prostredí, kde by nedochádzalo k dostatočnej výmene tepla medzi motorom a prostredím. Vo valci pracuje obmedzené množstvo hélia pod vysokým tlakom a v prípade jeho úniku by bol motor nepoužiteľný. Napriek týmto nevýhodám výskumní pracovníci tento model stále vylepšujú a zvyšujú kvality tohto motora.

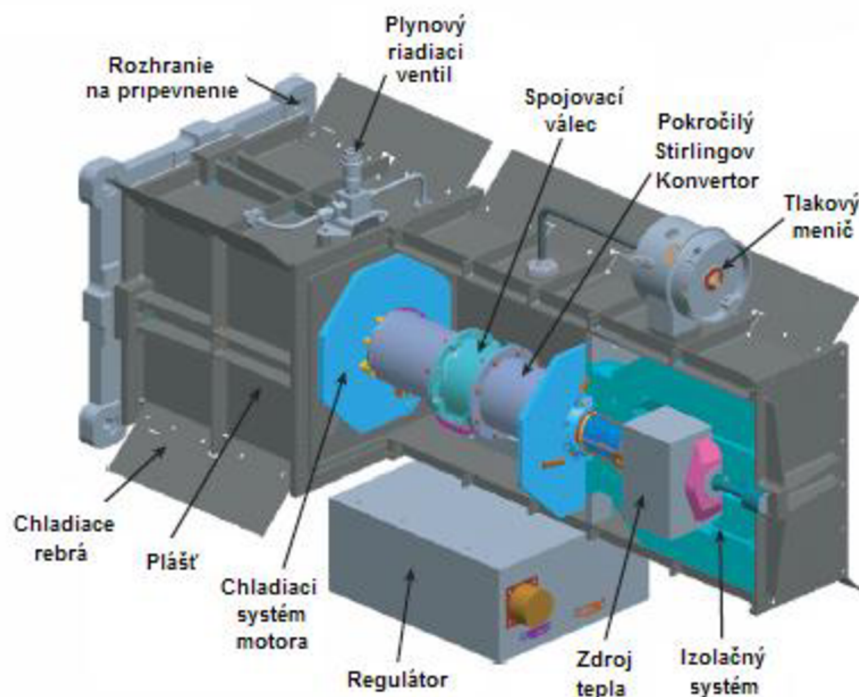


### 3 Popis konštrukcie zdroja elektrickej energie na princípe Stirlingovho motora

V tejto kapitole je popísaný Stirlingov pokročilý rádioizotopový generátor „Advanced Stirling Radioizotop Generator“ (ďalej ASRG) a jeho najdôležitejšie súčasti. Komponentom, na ktorý sa sústreďujeme je práve StM (Stirlingov pokročilý konvertor). [16]

#### 3.1 Stirlingov pokročilý rádioizotopový generátor

V súčasnosti ešte nie je skonštruovaná finálna verzia ASRG, hoci je naprojektovaná a je postavených niekoľko demonštračných jednotiek. Demonštračná jednotka sa líši hlavne tým, že sa nepoužíva ako zdroj tepla rádioizotop, ale elektrický ohrievač navrhnutý tak, aby čo najvierohodnejšie napodobňoval rádioizotop (geometria, hmotnosť, tepelné a dynamické charakteristiky).



Obr. 13 Demonštračná jednotka ASRG [24]

Plášť je z berýlia a tvorí primárnu štruktúru, v priečnom reze má štvorcový tvar vystužený axiálnym a postranným rebrovaním. Má dve časti, vnútornú a vonkajšiu s cieľom zjednodušiť a zefektívniť montáž konvertorov a ostatných vnútorných komponentov. Návrh plášťa bol prevzatý z modelu SRG110 a prispôbený pre potreby ASC (zredukovala sa dĺžka plášťa). Rozmery plášťa sú nasledovné : dĺžka 724 mm , výška 440 mm a šírka 282 mm. Berýliové chladiace rebrá poskytujú dodatočnú plochu pre odvod tepla. Sú priskrutkované



Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

pozdĺž rohov plášťa (spájkovanie sa nepoužíva, pretože zvyšuje možnosť náhodného poškodenia rebier počas výroby, montáže a používania). Rebrá sú tenké len 1.5 mm a veľmi ľahké, umiestnené na rohoch tak, aby dochádzalo k čo najlepšiemu prestupu tepla. Výška rebier je 24 mm, tá bola zvolená po preskúmaní množstva faktorov. Na výške rebier závisí teplota na chladnej strane motora. Ak by sme zväčšovali ich výšku, malo by to za následok zvýšenie elektrickej energie na výstupe a väčší, ťažší generátor. Ďalším faktorom je potreba udržiavať adekvátnu teplotu počas všetkých častí misie.

Vo vnútri plášťa sú zrkadlovo oproti sebe umiestnené dva ASC. Tie majú dva oddelené zdroje tepla. Tým sa dosiahlo, že pracujú nezávisle. Účelom toho je zabezpečiť, že v prípade, keď vypadne jeden z konvertorov alebo zdrojov tepla, druhý bude stále v činnosti a generátor bude dodávať polovičný výkon namiesto úplného zlyhania celej jednotky. Chladné konce valcov konvertorov sú spojené prostredníctvom spojovacieho valca. Tu sa stretávajú elektrické výstupy z oboch motorov a vedú do regulátora. Umiestnenie zdrojov tepla na koncoch ASRG zjednoduší jeho inštaláciu do jednotky. Uľahčí sa kontrola toho, že dochádza k dobrému tepelnému kontaktu medzi zdrojom tepla a motorom, k minimalizovaniu teplotného gradientu a tepelných strát. Ak by bol zdroj tepla umiestnený centrálnne, bolo by veľmi zložité nakladanie paliva ako aj kontrola dobrého tepelného kontaktu. Zdroj tepla je pripravený pomocou čapu zo super zliatiny nickel-chrom, termálnou izoláciou a z podložených pružín, ktoré umožňujú tepelnú rozťažnosť.

Tepelná izolácia obklopujúca zdroj tepla a časť konvertora je z jednoliateho bloku izolácie. Počas práce na SRG110 bolo otestovaných množstvo izolačných materiálov. Microtherm HT<sup>1</sup> je jeden z hlavných kandidátov. Po rozsiahlom testovaní jeho tepelných vlastností za rôznych podmienok (vákuum, argón a CO<sub>2</sub> atmosféra) sa zistilo, že má najlepšiu kombináciu vlastností, malú tepelnú vodivosť a malú hustotu. Tento materiál ukázal dobrú stabilitu napriek strate objemu a váhy po 8 000 hodinách, počas ktorých bol vystavený vákuu. Izolácia je navrhnutá tak, aby v prípade zlyhania ASC, keď by sa teplota radikálne zvýšila, udržala rádioaktívny obsah a nepoškodila sa pritom integrita konštrukcie, čo by inak viedlo k poškodeniu celej jednotky. Ďalším kandidátom na izoláciu je aerogel<sup>2</sup>, ktorý má menšiu hustotu, čo by znamenalo úsporu hmotnosti. To, ktorá sa naozaj použije, ukážu až ďalšie testy.

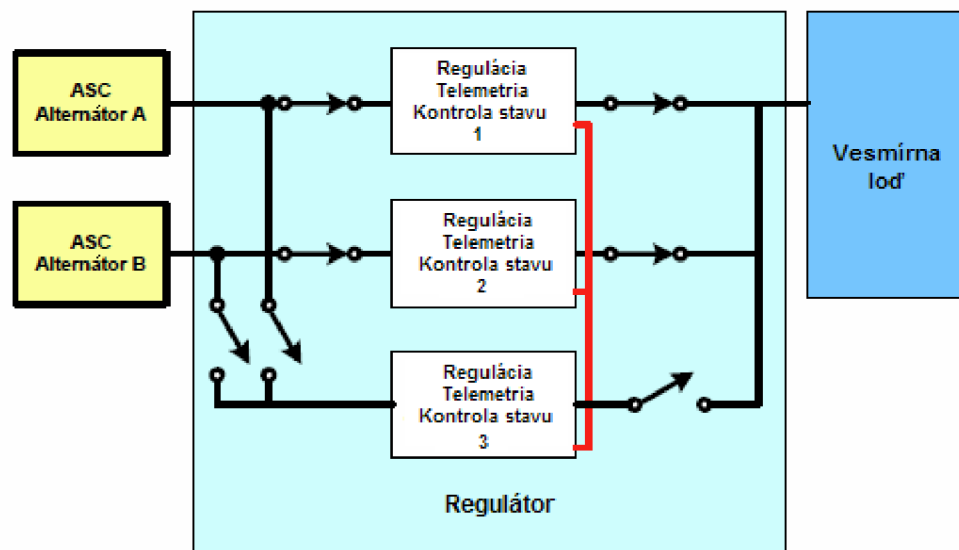
---

<sup>1</sup> Microtherm HT je komerčne dostupný izolačný materiál. Patrí medzi najlepšie izolačné materiály s tepelnou vodivosťou až do 1 000°C. Je odolná voči tepelným šokom, má malú hustotu, je mechanicky stabilná, spoľahlivá ... Jedná sa o pórovitú látku, ktorej približne 90% je prázdny priestor, kde sa uplatňuje len vodivosť v plyne. Častice, ktoré tvoria materiál majú obmedzený kontakt a tvoria dlhé, zakrivené spojenia, cez ktoré sa teplo dostáva veľmi ťažko.[40]

<sup>2</sup> Aerogel je syntetický pórovitý materiál, ktorý vzniká z gélu. Podobne ako Microtherm, má póry vyplnené plynom a podobné vlastnosti. Napriek tomu, že oba materiály majú podobné vlastnosti, musí sa vybrať ten, ktorý bude vhodnejší, pri dlhodobej záťaži v extrémnych podmienkach. [24]

Ďalšími komponentmi, ktoré sú umiestnené na vonkajšej strane plášt'a sú tlakový menič a plynový riadiaci ventil. Plynový riadiaci ventil sa používa na udržanie tlaku vnútri generátora nad tlakom atmosférickým počas operácií, ktoré prebiehajú na Zemi (na to sa používa plyn argón). Účelom je predísť oxidácii grafitu a ďalších kovových komponentov. Tlakový menič počas štartu vypúšťa inertný plyn do vesmíru . V prípade použitia na Marse sa pomocou vypúšťacieho ventilu, ktorý je pripojený ku generátoru, nasaje CO<sub>2</sub> z atmosféry.

Regulátor je ku generátoru vsadený externe. Takto umiestnený regulátor uľahčuje spojenie s generátorom a tiež s ostatnými časťami lode. Jeho primárna funkcia je poskytnúť AC/DC elektrickú energiu pre dva nezávislé ASC, maximalizovať energiu dovedenú do lode a regulovať teplotu teplého konca zmenou amplitúdy voľného piestu v rámci bezpečného prevádzkového rozsahu. Regulátor taktiež synchronizuje oba ASC porovnaním ich prevádzkových frekvencií a fázovaním pohybu piestu k minimalizovaniu dynamických vibrácií, ktorým je loď vystavená. Okrem toho, rozhranie regulátora s loďou poskytuje telemetriu stavu ASRG a priama pokyny k zmene prevádzkových podmienok ASC. Regulátor pracuje na princípe tolerancie jednej chyby, čo je dosiahnuté použitím N+1 kontrolného systému. Dve karty neustále kontrolujú im pridelený ASC, zatiaľ čo každá karta monitoruje stav ostatných dvoch. [24,25]

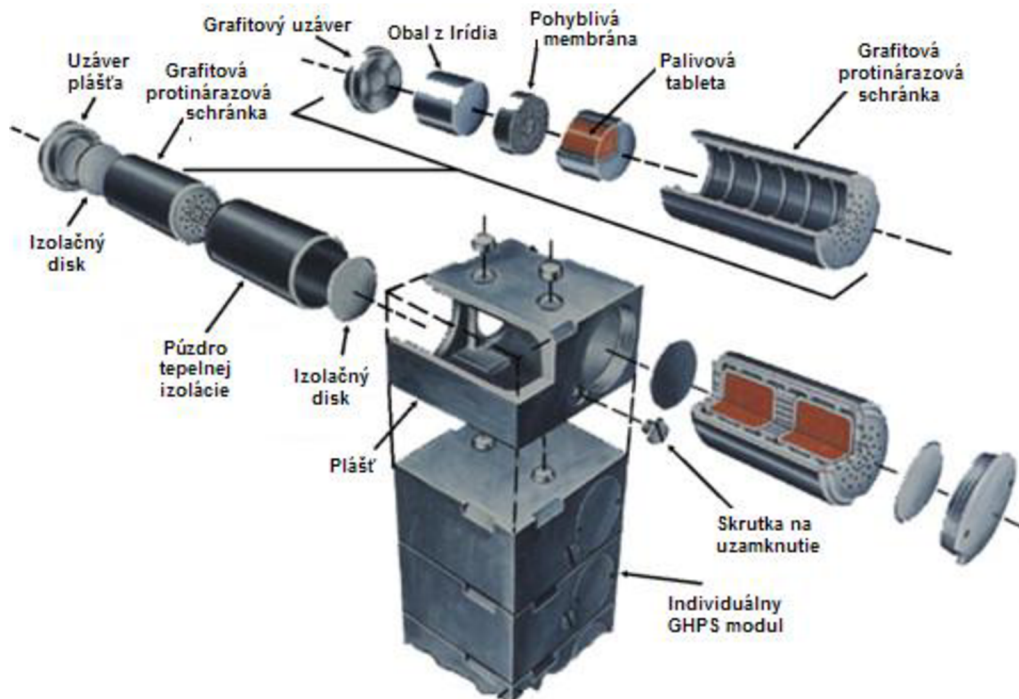


Obr. 14 Bloková schéma regulátora[25]

### 3.2 Zdroj tepelnej energie

Tepelná energia potrebná pre Stirlingov konvertor pochádza zo zdroja tepelnej energie „General Purpose Heat Source“ (GPHS). Z prirodzeného rozpadu plutonia-238, ktorý je umiestnený v kapsulách a má polčas rozpadu 87,7 rokov. Vďaka takému vysokému polčasu rozpadu tepelný výkon klesá len o 0,8% ročne, čo ho robí ideálnym pre dlhotrvajúce misie. Keďže sa jedná o nebezpečný prvok, na bezpečnosť je kladený veľký dôraz. Modul odolá širokej škále havarijných situácií (explózia pri štarte, vstup do atmosféry, či dopad na Zem), aby sa predišlo kontaktu s obyvateľstvom. Modul má tvar kvádra o rozmeroch 93 mm x 97 mm x 53 mm a hmotnosti 1,45 kg. Každý modul sa skladá zo štyroch palivových tabliet s povlakom z irídia, dve grafitové protinárzové schránky, termálnej izolácie a z vonkajšieho obalu. Takýto blok generuje približne 250 Wt.

Palivo je vo forme tuhých keramických paletiek valcového tvaru. Plutónium je v podobe  $^{238}\text{PuO}_2$ . Primárnou funkciou ochranného povlaku paliva je predísť uvoľneniu rádioaktívneho materiálu. Aby bola táto požiadavka splnená, musí byť povlak chemicky kompatibilný s palivom a s obklopujúcou grafitovou schránkou v každom predpokladanom prostredí, a musí byť odolná dlho trvajúcemu vystaveniu kyslíka vo vzduchu za zvýšených teplôt, v prípade dopadu na Zem. Materiál, ktorý spĺňa podmienky a bol vybraný pre použitie v GPHS je zliatina irídia.



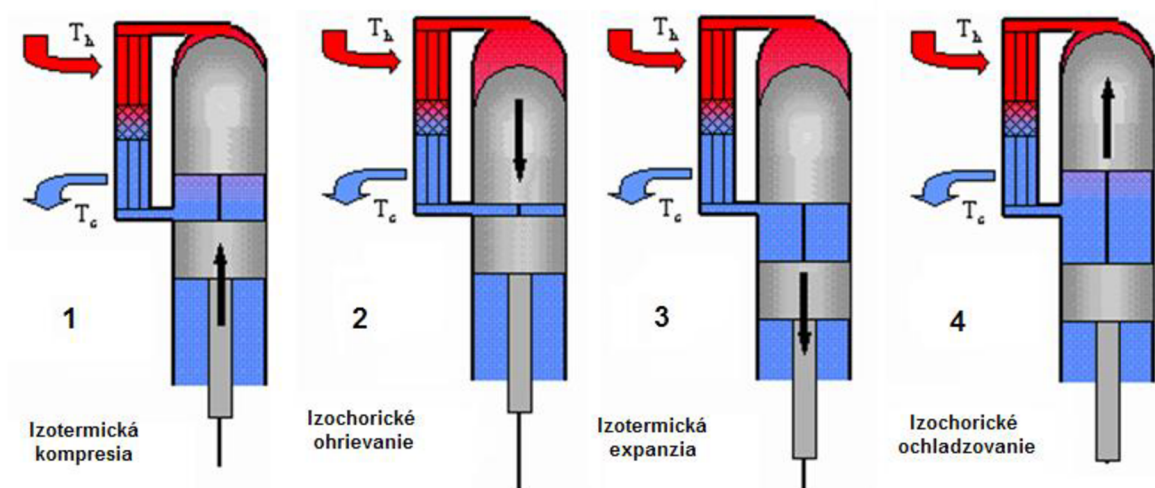
Obr. 15 Schéma tepelného zdroja GPHS [26]

Palivové tablety obalené irídiom sú v grafitovej schránke . Palivové tablety sú navzájom oddelené pohyblivou membránou. Schránka je tvorená uhlíkovými vláknami, ktoré sú pretkané do vysokej hustoty, sú extrémne pevné a vynikajúco odolávajú termálnym šokom. Termálna vodivosť a emisivita sú anizotropické. Sú navrhnuté tak, aby tvorili ochranu aj proti šrapnelom, ktoré môžu prejsť cez vrchnejšie vrstvy. Okolo grafitovej schránky je púzdro tepelnej izolácie z uhlíkových vlákien. Jej hlavnou úlohou je predísť prehriatiu palivovej kapsule počas nadzvukového vstupu do atmosféry a podchladeniu počas podzvukového zostupu.

Poslednou ochranou vrstvou je vonkajší plášť. V ňom sú uložené dve poskladané súbory komponentov, upevnené skrutkami a uzáverom. Všetky komponenty vonkajšieho plášťa sú z rovnakého materiálu ako grafitová schránka. Plášť tvorí základný komponent celého GPHS modulu. Tvorí prvú ochrannú vrstvu a jeho úlohou je chrániť kapsule pri vstupe do atmosféry. [26]

### 3.3 Princíp činnosti Stirlingovho pokročilého konvertora

Stirlingov konvertor je zariadenie schopné pomocou tepelného rozdielu, ktorý zabezpečuje zdroj tepla a chladič, produkovať prácu prostredníctvom pracovného plynu. Ideálny Stirlingov motor pozostáva zo 4 procesov : izotermická kompresia, izochorický ohrev, izotermická expanzia, izochorické ochladzovanie. Avšak v praktických aplikáciách Stirlingov konvertor nikdy nedosiahne tohto ideálneho stavu.

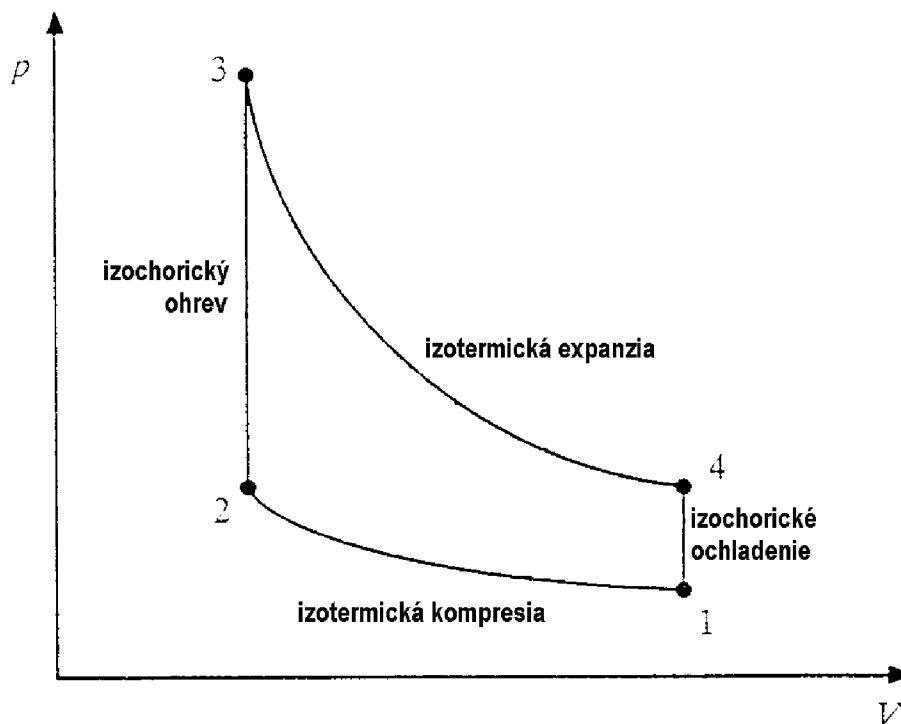


Obr. 16 Polohy piestov v cykle StM pre beta modifikáciu[28]

## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

Prvý Stirlingov motor vynášiel a patentoval Robert Stirling v roku 1816. Odvtedy, na základe jeho návrhu vzniklo veľké množstvo modifikácií. Jedným z dizajnov je Stirlingov motor s voľnými piestmi. V tomto prípade nie je piest riadený mechanicky (ako to je vo väčšine prípadov) ale účinkom tlakových síl v pracovnom priestore. Využíva princíp, že so zvýšením teploty v uzavretom priestore dochádza k zvýšeniu tlaku, ktorý pôsobí na plochy piestu a ten koná prácu. Spätný pohyb je zabezpečený pracovným piestom. Tento koncept bol vybraný pre vesmírne aplikácie kvôli jeho spoľahlivosti a životnosti. [27]

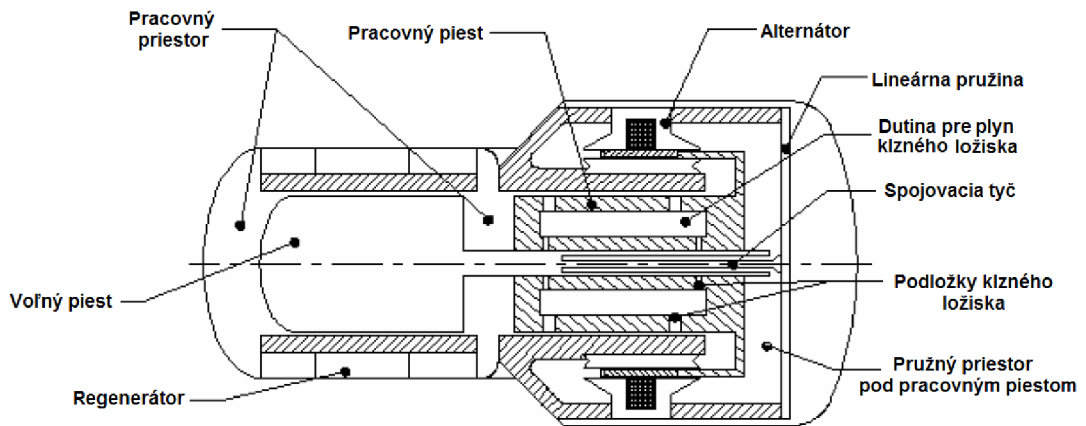
Časť nad pracovným piestom je pracovná oblasť, ktorá je rozdelená na kompresný priestor (medzi pracovným a voľným piestom) a expanzný priestor (nad voľným piestom). Zjednodušene by sa cyklus dal popísať štyrmi krokmi a to : 1-2 sa pracovný piest pohybuje z dolnej úvrate smerom k teplej strane motora. Pritom dochádza ku sťahovaniu pracovného média v kompresnom priestore. Teplo vzniknuté sťahovaním plynu sa odvádza do okolia. V 2-3 sa piest na horúcej strane posúva v smere od teplej hlavy konvertora, v dôsledku ohrievania pracovného plynu a zvyšovania tlaku. Takže voľný piest sa pohybuje do kompresného priestoru, kde sa zvyšuje tlak. Na to v kroku 3-4 reaguje pracovný piest, ktorý sa posúva ako reakcia na pohyb voľného piestu a zvýšenie tlaku v kompresnom priestore. V tomto okamihu je väčšina pracovného plynu v expanznej oblasti, kde sa ochladzuje. Pretože ochladzujeme pracovný priestor a dochádza k poklesu tlaku, v 4-1 sa piest na teplej strane posúva naspäť k horúcej hlave, kde vznikol podtlak.



Obr. 17 P-V diagram cyklu StM

### 3.4 Konštrukcia Stirlingovho pokročilého konvertora

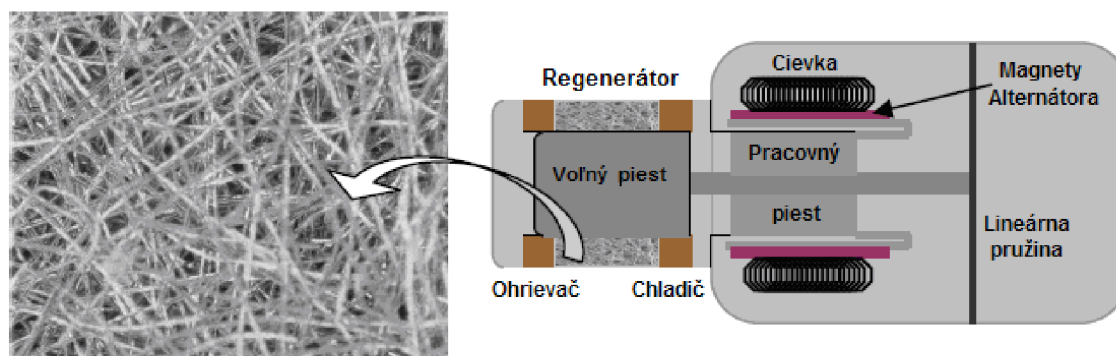
Jedná sa o valcové hermeticky uzavreté teleso. Užšia časť je teplá strana motora (hlava valca), ohrievaná cez tepelný kolektor. Je v nej umiestnený pohybujúci sa voľný piest pozdĺž ktorého je po obvode umiestnený regenerátor. V rozšírenej, chladnej, časti je pracovný piest spolu s lineárnym alternátorom. Na konci valca je rovinná pružina spojená s voľným piestom pomocou tyče.



Obr. 18 Schéma Stirlingovho pokročilého konvertora [24]

Hlava na teplej strane je tenkostenné pretlakové teleso pracujúce za zvýšených teplôt. Preto je kľúčové, aby vydržala pracovať spoľahlivo za vysokých teplôt desiatky rokov. Pre tento účel bol zvolený materiál MarM-247. MarM-247 je super zliatina niklu : Ni 70,6% ; Cr 8,5% ; Al 5,5% ; Ti 1% ; W 10% ; Ta 3% ; C 0,15%. Materiály a výrobné procesy boli zvolené tak, aby pracovali spoľahlivo pri teplote 850 °C (pracovná teplota na teplej strane). Musia odolať creepu, únave materiálu, degradácii vplyvom radiácie a podobne. Minimálna hrúbka steny je 0,25mm. Na vrchnú časť valca je pripevnený tepelný kolektor. Jeho úloha je prenášať teplo s GPHS do motora. Napriek tomu, že ide o jednoduchú funkciu, materiálov ktoré by ju za daných podmienok zvládli, nie je veľa. Bol zvolený Nikel 201. Jedná sa o takmer čistý nikel : Ni 99% ; Fe 0,4% ; Mn 0,35% ; Si 0,35% ; C 0,2% ; Cu 0,25% ; S 0,1%. Súso je vo valci umiestnený voľný piest, ktorý je pomocou tyče spojený s lineárnou pružinou. Tyč prechádza cez pracovný piest. Voľný piest je z materiálu Unimet 720 (Ni 57,4% ; Co 17,4% ; Cr 16% ; Al 2,5% ; Ti 5 % ; Mo 3% ; W 1,45% ; C 0,01%). Ďalšou súčasťou hlavy motora je regenerátor (Obr. 19). Ten sa využíva k uchovaniu a preneseniu termálnej energie počas každého cyklu, za účelom zvýšenia účinnosti. Je z kovového materiálu, navrhnutý tak, aby odolal vysokým teplotám a vydržal nekorodovať po dobu života konvertora. [24,29,30]

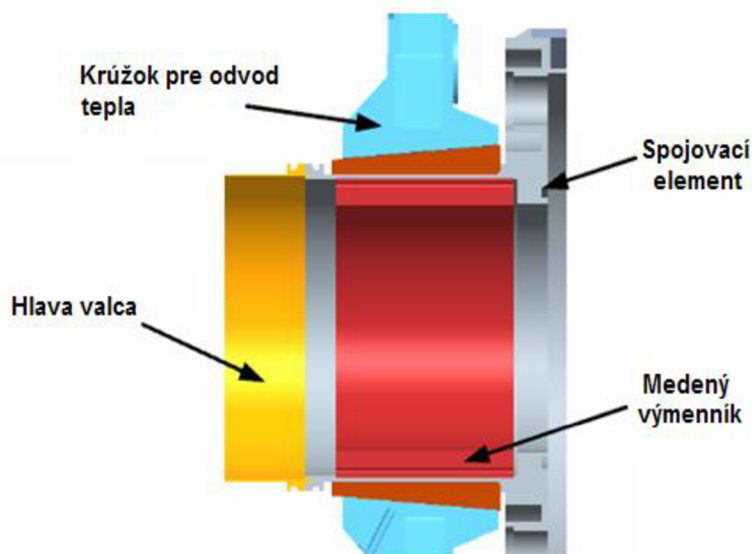




Obr. 20 Regenerátor a jeho umiestnenie[28]

V spodnej časti hlavy valca je umiestnený systém na odvádzanie tepla. Tento systém odvádza nevyužitú teplo z valca do priestoru, kde je umiestnený konvertor („housing“) a následne cez plášť do vesmíru (chladný koniec hlavy valca sa chladí na 90°C). Druhou úlohou systému na odvádzanie tepla je, svojim dizajnom, poskytnúť stabilné uloženie v ASRG. Jeho dizajn bol veľkou výzvou, pretože musí spĺňať ako tepelnú a štrukturálnu funkciu, takisto musí mať čo najnižšiu hmotnosť, dlhú životnosť a vysokú spoľahlivosť.

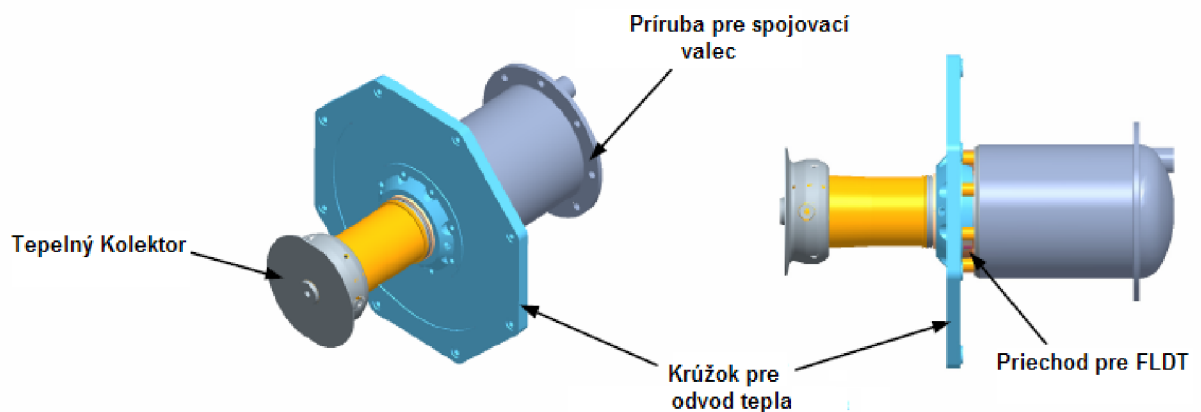
Základom celého systému je spojovacia montáž odliata z jedného bloku materiálu Inconel 718 (Ni 50%; Cr 17-21%). Tento dizajn je zvolený k minimalizovaniu spojov tlakovej nádoby a zvýšeniu integrity celej štruktúry. Na jednom konci je spojený s hlavou valca, pokračuje tenkostenným plášťom do rozšíreného priestoru, kde je umiestnený pracovný piest. Na tenkostennom plášti je zvnútra umiestnený medený výmenník. Celá konštrukcia je na jednej strane prispájkovaná



Obr. 19 Systém chladenia na studenej strane[24]

k hlavu valca a na druhej k rozšírenému valcu s alternátorom. Spoje sú spájkované materiálom Inconel 625. Pre dosiahnutie dostatočného odvádzania tepla je k výmenníku pripojený krúžok z materiálu na báze medi. Cez krúžok sa teplo dostáva do priestoru s konvertorom a cez plášť do prostredia. V ideálnom prípade by bol krúžok k časti s výmenníkom prispájkovaný. V snahe minimalizovať dopad na dlhodobý chod krúžku je spojený mechanicky (lisovaním). [24,31]

Pre synchronizáciu a reguláciu má konvertor senzory, ktoré musia spĺňať radu kritérií. Kľúčové pri výbere sú spoľahlivosť, tepelná citlivosť, získaný signál, tolerancia rotácií, ovplyvnenie chodu konvertora atď. Sú použité senzory : pohybové lineárne rýchlostné čidlo „Fast Linear Displacement Transducer“ (ďalej FLDT), senzor Hallového Efektu „Hall Effect sensor“ a lineárny transformátor indikujúci polohu „Linear Variable Differential Transformer“. Rýchlostné lineárne čidlo je umiestnené v hlave valca, čo zaisťuje dobrý signál pre regulátor. Signál je vedený dvomi hermeticky zasklenenými prechodmi cez spojovací prvok v chladiacom systéme. Signál sa spracúva a vyhodnocuje v regulátore. Údaje z oboch konvertorov sa porovnávajú, aby bola zabezpečená synchronizácia a nedochádzalo k nežiaducemu kmitaniu či rezonancii.[24,30]



Obr. 21 Model ASC [25]

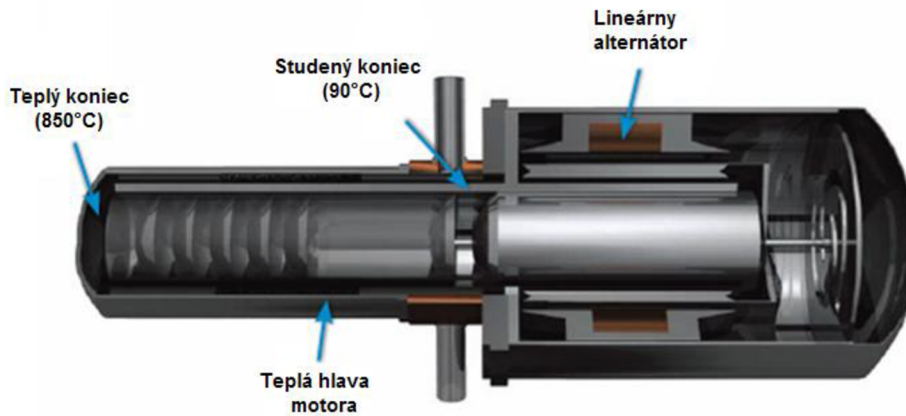
V chladnej, rozšírenej časti konvertora sa nachádza lineárny alternátor, ktorý prevádza lineárny pohyb piestu na elektrickú energiu. Alternátor je zložený z pracovného piestu, na ktorý sú pripevnené magnety, a statorovej časti. Statorová časť je z plechových lamiel a cievky. Pravdepodobne budú použité magnety neodýmium-železo-bór, ktoré sa ukázali byť vhodné v akýchkoľvek prevádzkových podmienkach. Ako piest s magnetom osciluje, magnet sa pohybuje úzkou medzerou v statore (magnet je natesno obklopený cievkou) a vytvára v cievke prúd. Plechové lamely poskytujú podporu štruktúry a držia magnetické pole na maxime. Počas ustálenej činnosti motora musí byť energia z termodynamického cyklu, prichádzajúca na pracovný piest, rovnaká, akú odoberá alternátor. Ak dôjde k nerovnováhe, amplitúda piestu sa buď zvýši alebo zníži, v závislosti na povahe nerovnosti. Aby bola zabezpečená stála činnosť pri danej amplitúde, musí sa množstvo energie odoberaté v alternátore meniť takmer okamžite v závislosti na amplitúde. [24,25,32]

V strede pracovného piestu je otvor, ktorým prechádza tyč spájajúca voľný piest s lineárnou pružinou. Spojenie je navrhnuté tak, aby nedochádzalo ku kontaktu medzi voľným piestom a lineárnym alternátorom, čo znamená, že nepotrebujeme mazivo a radikálne sa tým zvýši životnosť a spoľahlivosť. Je to dosiahnuté pomocou hydrostatického klzného ložiska („hydrostatic gas bearing“). K treniu nedochádza vďaka natlačenej tenkej vrstve plynu medzi



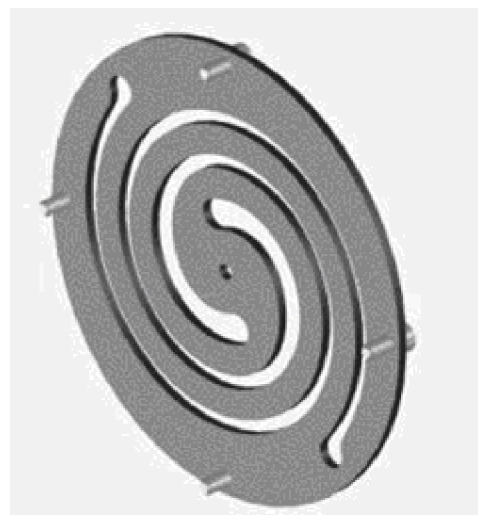
## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

pohybujícími sa plochami. Plyn je stlačený a umiestnený v dutej časti pracovného piestu. Z tejto dutiny vedú kanáliky na vnútornú a vonkajšiu stenu valca piestu, kde relatívnym pohybom dochádza ku kĺzaniu plôch po plynnom vankúši.



Obr. 22 Model prierezu ASC [18]

Lineárna pružina umiestnená na konci konvertora poskytuje pružný efekt voľnému piestu. Keď dochádza k expanzii a piest je v spodnej časti, pôsobí proti tomuto pohybu a pomáha piestu vrátiť sa do vrchnej časti, kde pôsobí naopak a opäť pomáha piestu v pohybe. Avšak reprezentuje najvyššiu možnosť zlyhania v celom konvertore. Preto bola Sunpower poverená, aby ohodnotila (materiál, spôsob výroby, montáž) túto súčiastku, nakoľko má s lineárnymi pružinami rozsiahle skúsenosti a použila ich v množstve motorov pre pozemské aplikácie.[30]



Obr. 23 Lineárna pružina[30]

Stirlingov pokročilý konvertor váži iba 1,3kg, dosahuje účinnosti až 32% a pracuje pri teplote 850°C na teplej strane a 90°C na strane studenej. Pracovná frekvencia je 105 Hz a priemerný tlak pracovnej látky (hélium) je 3,5 MPa. Špecifický výkon dosahuje hodnoty 8,4 We/kg. Pre porovnanie, prvé testovacie jednotky ASC pracujúce pri teplote 650°C /60°C dosahujú špecifický výkon 6,7 We/Kg, SRG110 dizajn len 3,4 We/kg a súčasné zdroje na báze termoelektrických článkov 5,1 We/Kg . Celkový výkon ASRG je 160 We. Jednotka bude vážiť približne 19 kg a jej minimálna životnosť je 17 rokov. [24]

## 4 Základný návrh jednotky o výkone 1 kWe napájaného teplom z rádioizotopového bloku

Od prvého návrhu StM ubehla dlhá doba, počas ktorej sa vyvíjali rôzne výpočtové modely. Počnúc analytickými metódami, ktoré uvažujú rozsiahle zjednodušenia až po numerické metódy a počítačové modelovanie. Aj najnovšie metódy však počítajú s určitými zjednodušeniami, čo má za následok iné chovanie v reálnom StM.

### 4.1 Základné metódy a obeh používané pri výpočtoch

V tejto časti sa budeme zaoberať základnými princípmi, ktoré boli vytvorené za účelom zjednodušenia výpočtu a namodelovania Stirlingovho cyklu. Hoci sa na prvý pohľad jedná o jednoduchý mechanizmus, termodynamicky sa cyklus popisuje zložito alebo so zavedením zjednodušenia, ktoré však skresľujú skutočnosť.

- **Metódy prvej úrovne**

Jedná sa o najjednoduchšiu metódu výpočtu parametrov StM, ktorá dáva do súvislosti výstupný výkon a účinnosť s teplotami, objemami, tlakmi a frekvenciou. Nie je potrebné detailne špecifikovať motor. Táto metóda sa hodí najmä ako predbežná analýza, nie je vhodná pri detailnom návrhu motora. Pri výpočte uvažujeme zjednodušujúci model (napríklad populárny Schmidtov model) pomocou ktorého vypočítame prácu, pričom neuvažujeme žiadne straty. Straty môžeme započítať pomocou korekčného súčiniteľa, ktorý sa určuje experimentálne.

- **Metódy druhej úrovne**

Táto metóda začína podobne ako prvá, výpočtom parametrov StM podľa výpočtového modelu, pričom neuvažujeme straty. Straty sú na rozdiel od prvej metódy, kde sme ich odhadovali na základe experimentu, vypočítavané podľa daných vzťahov a zákonitostí. Jedná sa o straty termodynamické a mechanické (trenie v mechanizmoch motora). Straty, ktoré najviac ovplyvňujú obeh StM sú netesnosť piestnych krúžkov, vedenie tepla z pracovného plynu a do okolia, vedenie tepla v matici regenerátora a tlakové straty pri prúdení pracovného plynu. Čím viac strát započítame do výpočtu, tým presnejšie budú výsledné údaje. Používajú sa tri hlavné výpočtové modely a to : Izotermický výpočet, ten je založený na Schmidtovej idealizácii (deje prebiehajú pri konštantnej teplote v expanznom a kompresnom priestore). Adiabatický výpočet je výpočtovo zložitejší, avšak poskytuje presnejšie výsledky (deje v kompresnom a expanznom priestore prebiehajú bez prestupu tepla). Polytropický výpočet je tiež zložitý a predpokladá, že deje neprebiehajú za konštantnej teploty a dochádza pritom k prestupu tepla.[38]

- **Metóda tretej úrovne**

Táto metóda je najkomplikovanejšia, zahŕňa dlhé výpočty, využitie numerických metód, rovnice zachovania hmoty, energie a popis pracovného média v jednotlivých pracovných stavoch. Na druhej strane však dostávame najpresnejšie výsledky z uvedených metód, pomocou ktorých sa dá pomerne presne navrhnuť StM. [33,34]

## 4.2 Popis výpočtu parametrov motora

Základom výpočtu v tomto prípade je vytvoriť P-V diagram odhadovaných hodnôt (prvotný návrh). Následne pomocou neho určíme výkon, ktorý upravíme podľa našich potrieb. Výsledkom budú rozmery nášho navrhovaného motora. Vo výpočte budeme uvažovať stratu netesnosťou piestnych krúžkov. Táto strata je väčšinou najväčšou v StM. Piestne krúžky sú na teplej ako aj na studenej strane motora a oddeľujú pracovný objem od objemu pod piestom. Počas činnosti motora, keď dochádza k zmenám tlaku netesnosťou v piestnych krúžkoch, prúdi pracovná látka z a do priestoru pod piestom, čím sa mení hmotnosť pracovného plynu v pracovnom objeme motora. K tejto netesnosti dochádza v dôsledku nedokonalého opracovania a výroby plôch valca a krúžku a v dôsledku vibrácií počas činnosti motora. [38]

### 4.2.1 Výpočet pomocou Schmidtovej teórie

Základným vzťahom, ktorým môžeme popísať vzťah medzi tlakom a objemom je

$$P = \frac{C_{int}}{V_{red}^n} \quad (1)$$

Odvedenie tohto vzťahu [39] je z diferenciálnych rovníc popisujúcich zmeny jednotlivých veličín. Hmotnosť pracovného plynu je konštantná a môžeme ju vyjadriť ako súčet hmotností v jednotlivých častiach motora

$$m = m_T + m_R + m_S \quad (2)$$

kde  $m_T$  [kg] je hmotnosť pracovného plynu v regenerátore

$m_R$  [kg] je hmotnosť pracovného plynu na teplej strane motora

$m_S$  [kg] je hmotnosť pracovného plynu na studenej strane motora

Deriváciou a úpravou tejto rovnice získame hmotnosť čiastkového pracovného objemu. Tento objem je kombináciou zmeny čiastkového objemu spôsobeného pohybom piestu a zmeny objemu vplyvom zmeny stavových veličín. Skombinovaním so stavovou rovnicou ideálneho plynu a po ďalších úpravách dostaneme vzťah [39]

$$V_{red} = V_{TV} + \tau \cdot V_{SV} + V_{TM} + \tau \cdot V_{SM} + \tau_R \cdot V_R \quad (3)$$

$$P = \frac{C_{int}}{(V_{TV} + \tau \cdot V_{SV} + V_{TM} + \tau \cdot V_{SM} + \tau_R V_R)^n} \quad (4)$$

kde  $V_{TV}$  [m<sup>3</sup>] je okamžitý objem valca na teplej strane v závislosti na pootočení hriadeľa

$V_{SV}$  [m<sup>3</sup>] je okamžitý objem valca na studenej strane v závislosti na pootočení hriadeľa

$V_{TM}$  a  $V_{SM}$  [m<sup>3</sup>] je mŕtvý objem na teplej a studenej strane, ktorý zostáva konštantný

$V_R$  [m<sup>3</sup>] je objem regenerátora, je tiež konštantný

Teplotné pomery sú vyjadrené nasledovne [39] :

$$\tau = \frac{T_{TR}}{T_{SR}} \quad (5)$$

$$\tau_R = \frac{T_{TR}}{T_R} \quad (6)$$

$$T_R = \frac{T_{SR} - T_{TR}}{\ln\left(\frac{T_{SR}}{T_{TR}}\right)} \quad (7)$$

## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

Okamžité objemy pre expanzný a kompresný priestor sú závislé na geometrii a boli odvodené pre beta modifikáciu. Objemy sú premenné v závislosti na pootočení hriadeľa a zohľadňujú maximálne objemy na teplej a studenej strane, ako aj prekrývajúci objem. Uvažujeme sínusový pohyb.

$$V_{TV} = \frac{1}{2} V_{Tmax}(1 - \cos \varphi) \quad (8)$$

$$V_{TV} = \frac{1}{2} V_{Tmax}(1 + \cos \varphi) + \frac{1}{2} V_{Smax}(1 - \cos[\varphi - \alpha]) - V_{pr} \quad (9)$$

kde  $V_{pr}$  [m<sup>3</sup>] je priestor, v ktorom sa prekrýva objem na teplej a studenej strane motora.

Pre maximálnu prípustnú hodnotu  $V_{pr}$  platí [35]:

$$V_{pr} = \frac{V_{Tmax} + V_{Smax}}{2} - \sqrt{\frac{V_{Tmax}^2 + V_{Smax}^2}{4} - \frac{V_{Tmax} + V_{Smax}}{2} \cos \alpha} \quad (10)$$

Prekrývajúci objem musí byť menší alebo rovný maximálnej prípustnej hodnote, inak dôjde ku kolízii piestov.

Pri odvodení P-V diagramu predpokladáme Schmidtovú izotermickú idealizáciu. Z toho vyplýva dôležité zjednodušenie,  $n=1$ . Exponent polytropy  $n$  môže nadobúdať hodnoty 1 až  $\infty$ . Takže, keď uvažujeme, že teplota sa v pracovných objemoch nemení, čiže  $n=1$ , môžeme odvodiť hodnotu integračnej konštanty. [39]

$$C_{int} = r \cdot m \cdot T_{TR} \quad (11)$$

Zjednodušujúce predpoklady, ktoré platia pre Schmidtovú teóriu :

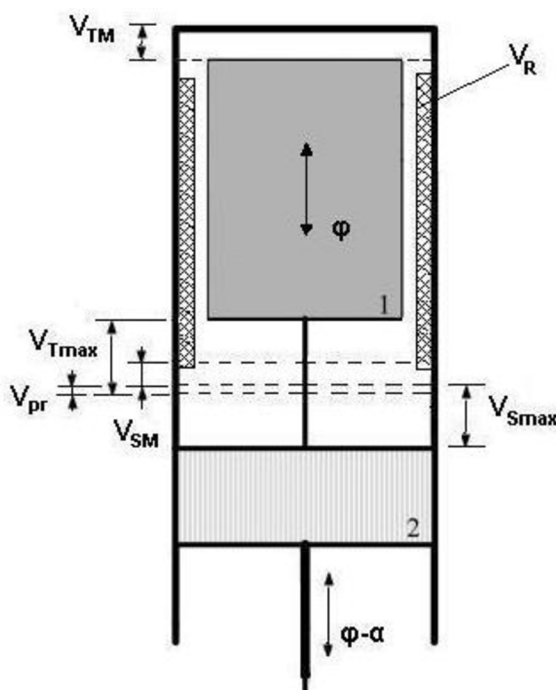
1. Pracovný plyn je ideálny.
2. Motor pracuje bez tlakových strát .
3. Neuvažujeme mechanické trenie.
4. V regenerátore neuvažujeme straty a regenerátor pracuje ideálne.
5. Teplota v jednotlivých miestach motora je konštantná.
6. Pri prechode regenerátorom sa teplota mení lineárne.

7. Neuvažujeme tepelné straty pri prenose tepla.
8. Množstvo pracovného plynu je konštantné.
9. Objemy v expanznom a kompresnom priestore sa menia sínusovo.[37,39]

Po vypočítaní závislosti tlaku a objemu pre nastrel' hodnôt sa pomocou iteračného výpočtu hmotnosti v rovnici (11) dostaneme na hodnoty stredného tlaku.

Pre výsledný objem platí:

$$V = V_{TV} + V_{SV} + V_R + V_{TM} + V_{SM} \quad (12)$$



Obr. 24 Schéma StM s vyznačenými objemami

Zmyslom vývoja kilowattovej jednotky napájanej teplom z rádioizotopu je možnosť využitia na povrchu Mesiaca a Marsu („Fission Surface Power“). Výmena tepla je zabezpečená cirkuláciou tekutého kovu (NaK). NASA a Department of Energy v roku 2009 úspešne testovala práve túto možnosť, a zmapovala chovanie motora a výmeny tepla na jednotke, ktorú dodala Sunpower Inc. Systém bol špeciálne upravený tak, aby simuloval zdroj tepla z rádioaktívneho prvku. Najväčším problémom bolo zabezpečiť výmenu tepla. Bolo to po prvýkrát, keď bola výmena tepla v StM zabezpečená prostredníctvom tekutého kovu. Hodnoty vstupných veličín teplôt a tlaku, ktoré sú uvedené v nasledovnom výpočte sú čerpané z tohto testu.[36]

Navrhované hodnoty (technická správa NASA [36]):

$$T_{TR} = 550^{\circ}\text{C}$$

$$T_{SR} = 50^{\circ}\text{C}$$

$$P_{st} = 3\text{MPa}$$

$$\alpha = 90\text{ deg}$$

Pracovný plyn uvažujeme Hélium

## Stirlingův motor jako součást energetických zdrojů kosmických sond a mimozemských základů

Objemy sú neznáme, tie chceme vypočítať. Preto si zvolíme nástreľ objemov a pomocou nich spočítame tlak. Následne spočítame prácu cyklu :

$$A = \oint P \cdot dV \quad (13)$$

Z vypočítanej práce cyklu a frekvencie vypočítame výkon. Pri prvom odhade nám vyšiel výkon skoro 100 kW. Zmenšením a úpravami objemov sme sa nakoniec dostali na hodnotu jedného kW.

$$V_{Tmax} = 30cm^3$$

$$V_{Smax} = 30cm^3$$

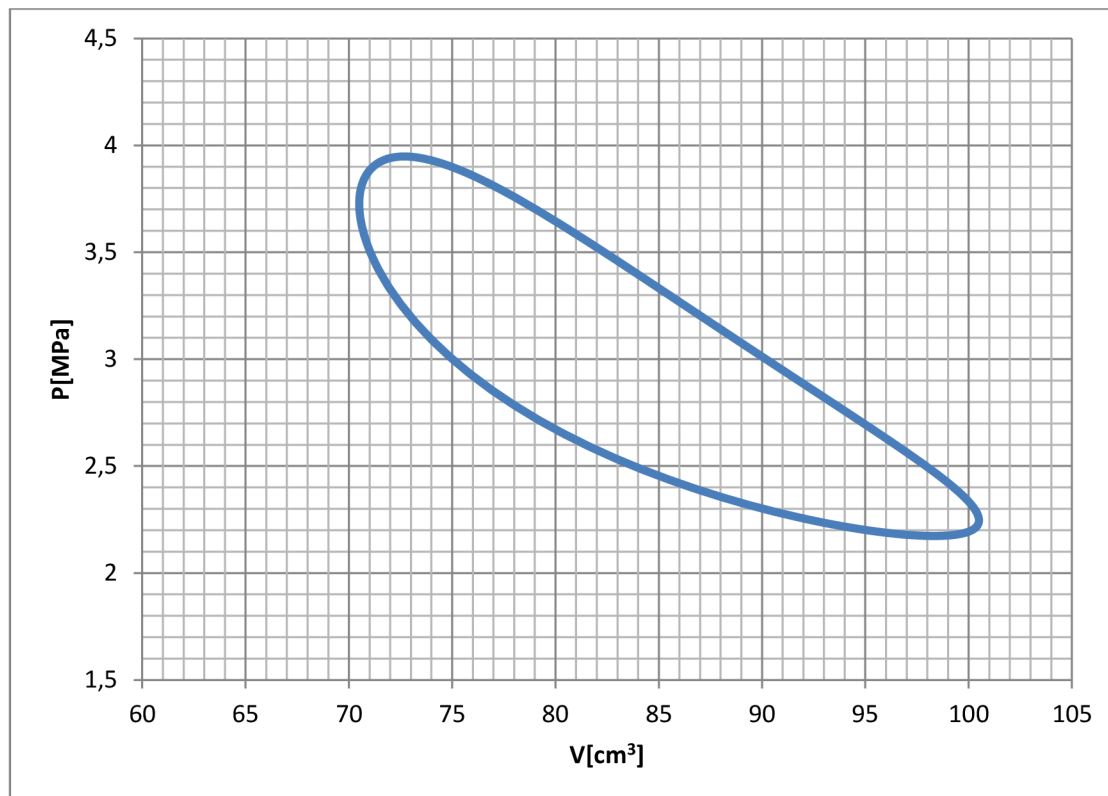
$$V_{TM} = 15cm^3$$

$$V_{SM} = 15cm^3$$

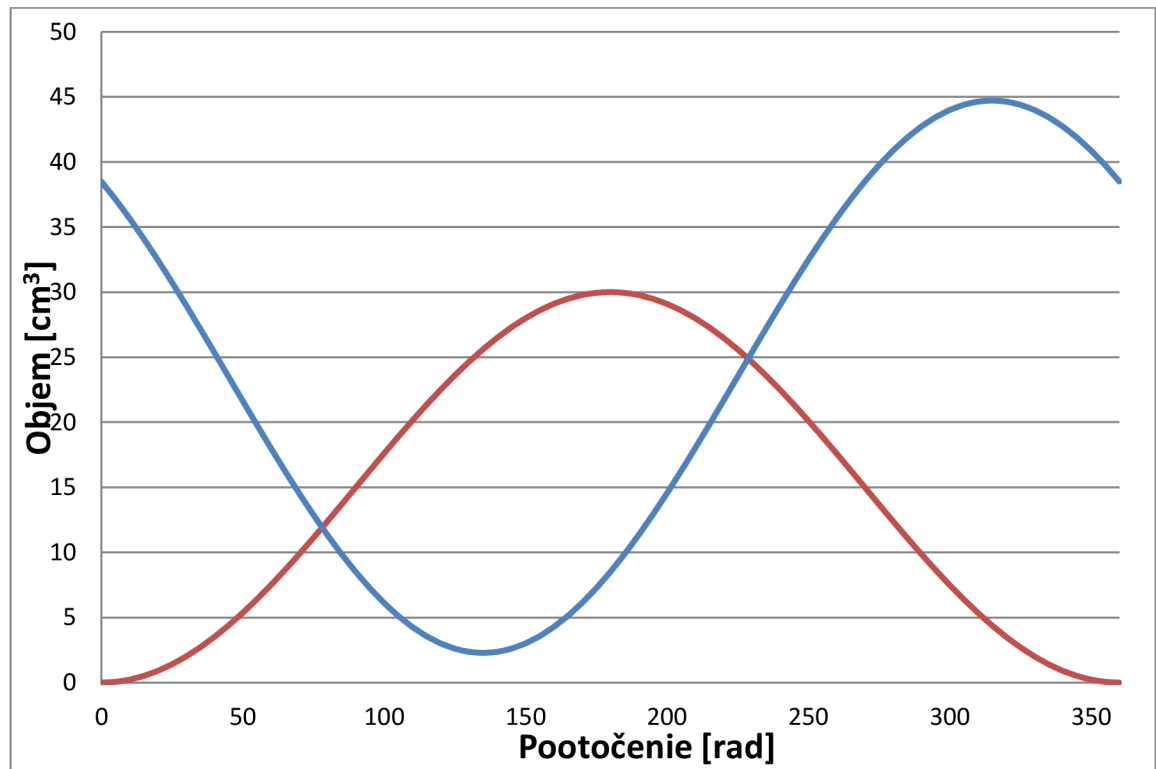
$$V_R = 17cm^3$$

$$V_{pr} = 6,5cm^3$$

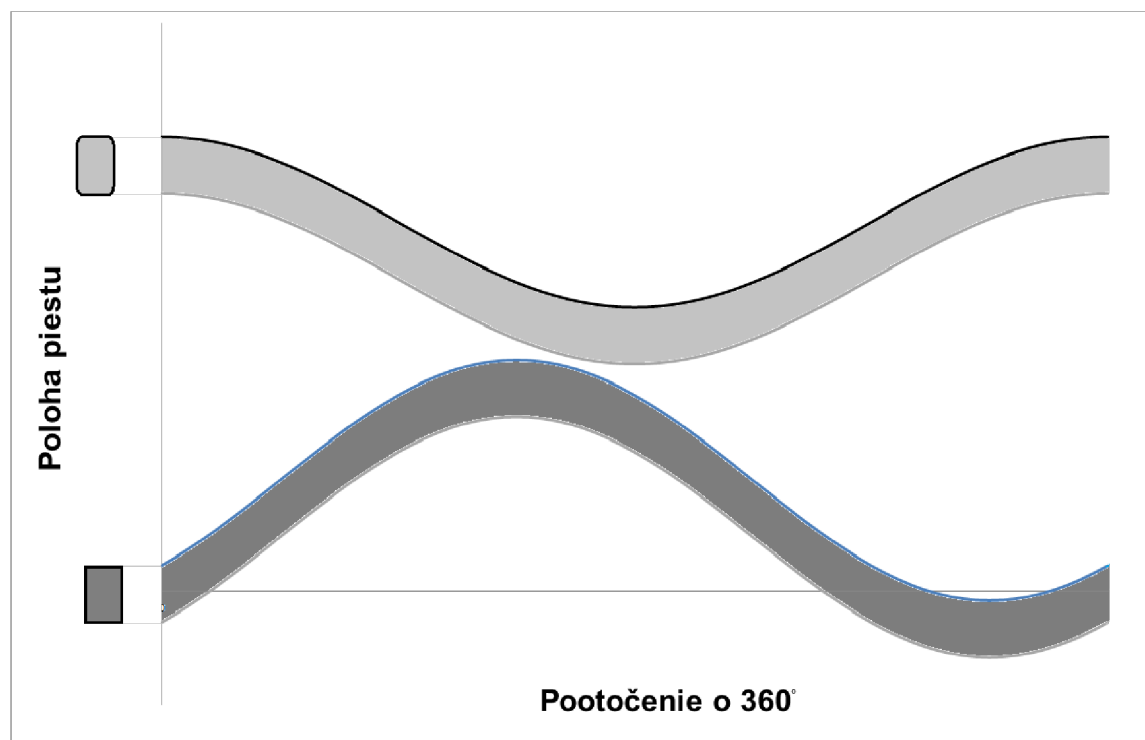
Pri tomto návrhu a frekvencii 50Hz má motor výkon skoro 1,1kW. [36]



Obr. 25 P-V diagram popisujúci obeh motora o výkone 1,1kW



Obr. 26 Závislost pootočení a objemu, na studenej strane motora (modrý) a na teplej strane motora (červená)



Obr. 27 Pohyb piestov v závislosti na pootočení



## 4.2.2 Porovnanie uvažujúc polytropické zmeny

Výsledky vypočítané v predošlej kapitole sa od skutočného deja, odlišujú. Je to spôsobené zjednodušeniami a zanedbaním strát. Preto sa výpočet podľa Schmidtovej teórie robí ako prvotný a pri skutočnom návrhu sa počíta metódami ďalšej úrovne. Polytropický prístup neuvažuje izotermické zmeny a je o niečo presnejší.

Zjednodušujúce predpoklady :

1. Pracovný plyn je ideálny.
2. Termodynamické deje prebiehajú polytropicky.
3. Exponent polytropy je konštantný.
4. Pomer teplôt na studenej a teplej strane je konštantný.
5. Objemy v expanznom a kompresnom priestore sa menia sínusovo.
6. Neuvažujeme tlakové straty.
7. Množstvo pracovného plynu je konštantné.
8. Obeh je ustálený. [37]

Na výpočet použijeme odvodené rovnice [37]:

$$P = \frac{C_{int}}{(A + B \cdot \cos(\varphi - \beta))^n} \quad (14)$$

$$A = 1 + \tau + 2 \frac{V_{TM}}{V_{Tmax}} + 2 \cdot \tau \frac{V_{SM}}{V_{Tmax}} + 2 \cdot \tau_R \cdot n \frac{V_R}{V_{Tmax}} \quad (15)$$

$$B = -\sqrt{x^2 + z^2} \quad (16)$$

$$x = 1 + \tau \cdot \cos \alpha \quad (17)$$

$$z = \tau \cdot \sin \alpha \quad (18)$$

$$\beta = \tan^{-1} \left( \frac{z}{x} \right) \quad (19)$$

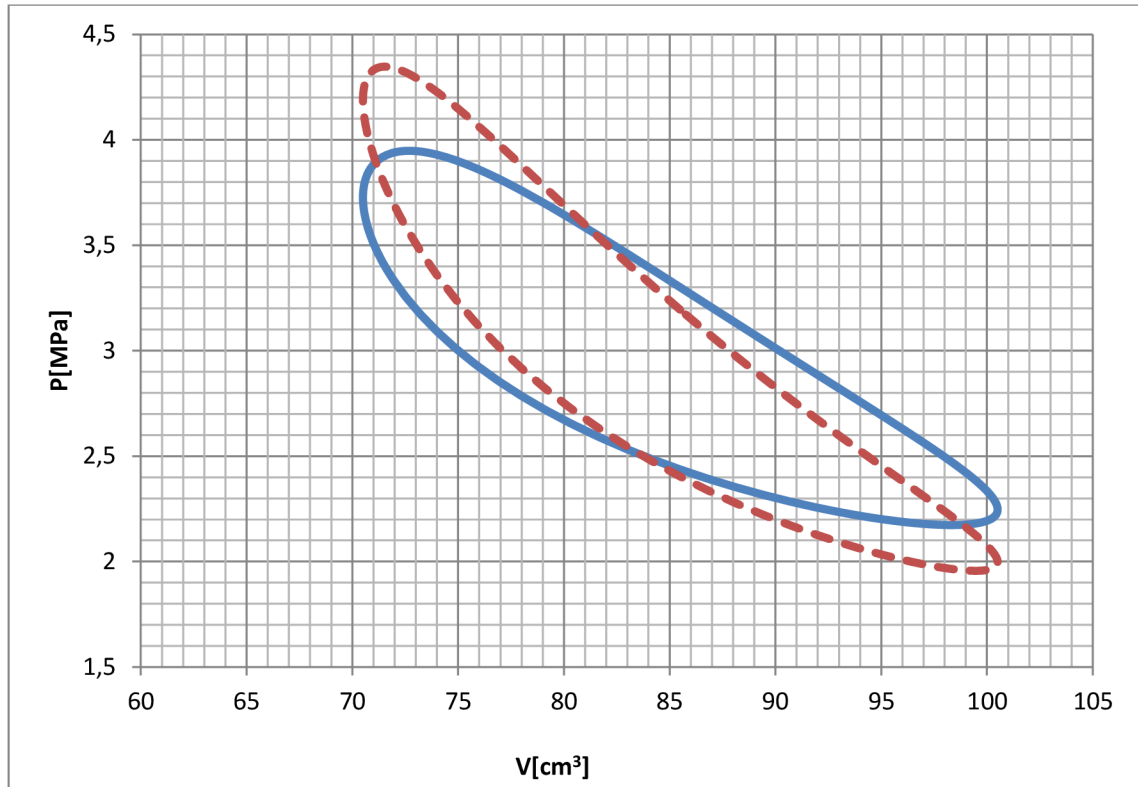
$$C_{int} = P_{st} \cdot (A + B \cdot \cos(\varphi_{st} - \beta))^n \quad (20)$$

kde  $\varphi_{st}$  [rad] je pootočenie hriadeľa, keď je v motore stredný tlak.

$n[-]$  má hodnotu 1,335 na rozdiel od Schmidtovej teórie, kde  $n=1$

$\varphi_{st}$  je to neznáma veličina. Určíme ju iteračným spôsobom numericky alebo planimetricky (podobne ako u hmotnosti pri Schmidtovej teórii (11)). [37]

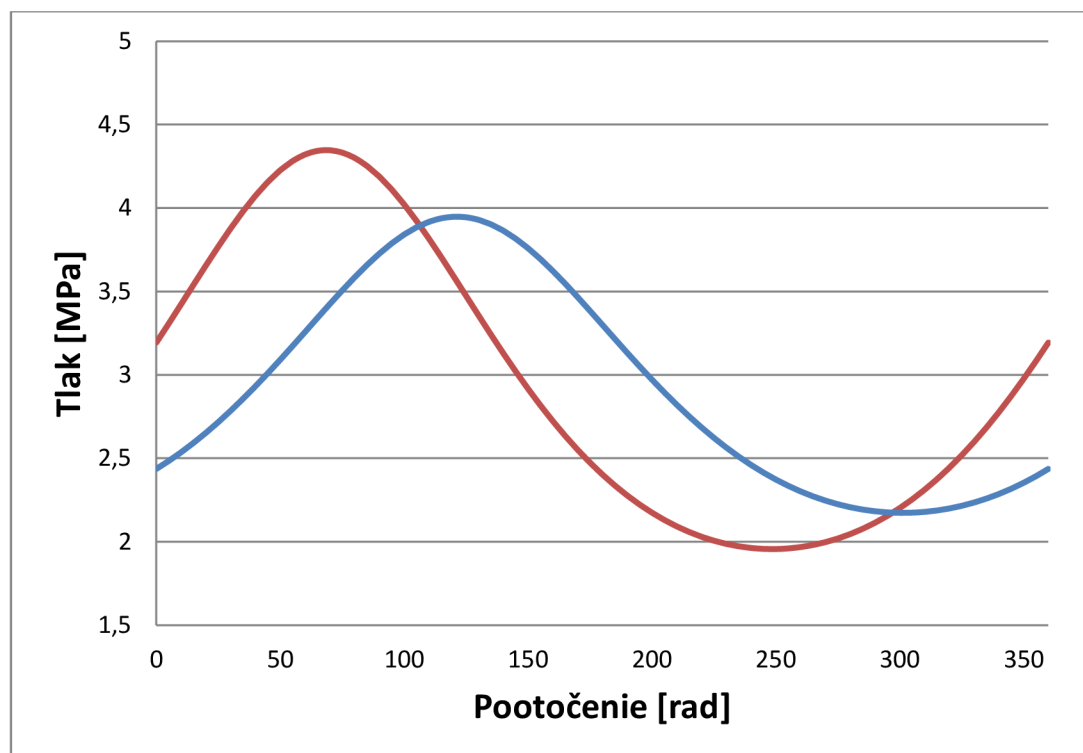
Porovnanie oboch výsledkov je zobrazené na grafe :



Obr. 28 P-V diagram porovnávajúci cyklus vypočítaný izotermicky (plná, modrá krivka) a polytropicky (čiarkovaná, červená krivka) pre  $n=1,335$

Obsah plochy vytvorený krivkou, vypočítanou pomocou polytropického prístupu, je nižší (pretože je presnejší). Z toho vyplýva, že ak postavíme motor s parametrami vypočítanými podľa Schmidtovej teórie, motor bude mať citelne nižší výkon. Preto bude musieť mať skutočný motor väčšie pracovné objemy.

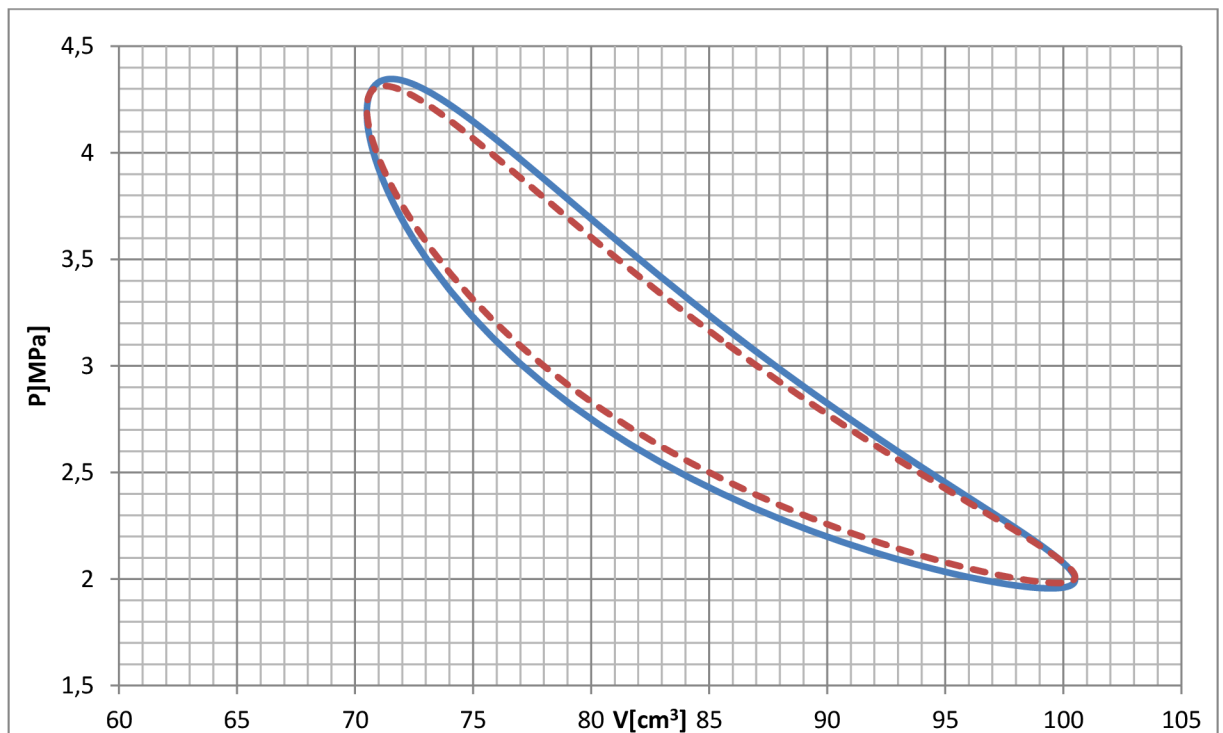
Priebeh tlakov je pomerne odlišný. V skutočnom motore neprebiehajú izotermické zmeny ani v častiach objemu, termodynamické zmeny prebiehajú prirýchlo. Ďalej dochádza k neideálnej regenerácii a premene časti mechanickej práce na teplo a naopak. Preto skutočné motory pracujú pri zvýšenom tlakovom pomere a to spôsobuje väčšie zmeny entalpie. [37]



Obr. 29 Závislost tlaku na pootočení pro izotermický (modrý) a polytropický (červený) výpočet

### 4.2.3 Netesnosť piestnych krúžkov

Zo skúseností je známe, že táto strata má najväčší vplyv na tvar P-V diagramu. V našom výpočte uvažujeme túto stratu 4%. Piestne krúžky sú na teplej ako aj na studenej strane motora. Preto stratu rozdelíme a počítame so stratou 2% na oboch stranách. Zo skúseností ako aj s P-V diagramu vyplýva, že priebeh tlaku má rovnaký tvar, avšak je sploštený.



Obr. 30 P-V diagram porovnávajúci cyklus StM vypočítaný pomocou polytropického prístupu bez a so stratou piestnymi krúžkami (cyklus uvažujúci stratu piestnymi krúžkami – čiarkovaná, červená čiara)

Túto, ako aj ostatné straty musíme pri návrhu motora zahrnúť, aby sme vedeli navrhnúť motor čo najpresnejšie.

## Záver

V prvej časti tejto práce sme sa oboznámili s možnosťami výroby el. energie vo vesmírnych aplikáciách. Každý z uvedených zdrojov je na vysokej technickej úrovni a overený praxou. Avšak so zvyšujúcimi sa energetickými nárokmi kladenými na energetické zdroje sa musíme uberať k novým, neovereným konceptom. Jedným z nádejných kandidátov je StM. Jeho dlhoročný vývoj a výskum sa chýli k svojmu cieľu. V dohľadnej dobe bude použitý ako zdroj energie vo svojej prvej vesmírnej aplikácii. Jedná sa o jednotku, ktorej popis je uvedený v tejto práci. Jeho úspech bude záležať na splnení očakávaní, ktoré od tohto zdroja máme. Jednou z hlavných vecí, ktorú bude musieť splniť je vysoká spoľahlivosť, pretože tento zdroj musí pracovať desiatky rokov (pri nominálnom výkone). Jeho silnou stránkou je jeho účinnosť (náhrada termočlánkov), čo je aj dôvod vývoja jednotky o nízkom výkone.

V druhej časti práce je uvedený výpočet parametrov StM napájaného z rádioizotopového zdroja pre výkon 1 kW. Pri výpočte parametrov sa v praxi konštruktéri opierajú prevažne o svoje skúsenosti. V tejto práci je uvedený výpočet pomocou Schmidtovej teórie, ktorá nie je moc presná ale na predbežný návrh dostačujúca. Pomocou polytropického prístupu získame o niečo presnejšie hodnoty, no stále sa líšime od skutočnosti. Výpočet sa oproti skutočnosti líši, pretože zavádzame zjednodušujúce predpoklady. Tie bolo pre StM nutné zaviesť za účelom popisu termodynamického deja. Napriek tomu výpočet v tejto práci približuje rozmery navrhovaného motora.

## Zoznam požitaj literatúry a zdrojov

- [1] GERALD, H. - HARVEY, F. - SUBBARAO S. Batteries and Fuel Cells in Space. *The Electrochemical Society Interface* [online]. Pennington, USA. Fall 1999, vol. 8, no. 3, s. 25-30. 1999 [cit. 2012-11-25]. USPS: 010-327, ISSN: 1064-820. Dostupné z : <<http://www.electrochem.org/dl/interface/fal/fal99/IF8-99-Pages25-30.pdf>>
- [2] FITZGERALD, J. - O'BRYAN, N. *Fuel Cells: A Better Energy Source for Earth and Space* [online]. 2005 [cit. 2013-01-20]. Dostupné z : <[http://www.nasa.gov/centers/glenn/technology/fuel\\_cells.html](http://www.nasa.gov/centers/glenn/technology/fuel_cells.html)>.
- [3] PETTY, I. J. *Fuel Cell Use in the Space Shuttle* [online]. 2002 [cit. 2013-01-20]. Dostupné z : <[http://www.nasa.gov/topics/technology/hydrogen/fc\\_shuttle.html](http://www.nasa.gov/topics/technology/hydrogen/fc_shuttle.html)>.
- [4] NASA/SP-8074, *Spacecraft solar cell arrays, NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA* [online]. NASA, Washington, DC, United States, May 1971 [cit. 2013-01-20]. pp. 54. Dostupné z : <<http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/NASADesignSPs/sp8074.pdf>>.
- [5] TORCHYNSKA, T. V. - POLUPAN, G. *High efficiency solar cells for space applications* [online]. 2004 [cit. 2013-02-05]. Dostupné z : <[http://www.fis.cinvestav.mx/~smesyv/supyvac/17\\_3/SV1732104.PDF](http://www.fis.cinvestav.mx/~smesyv/supyvac/17_3/SV1732104.PDF)>.
- [6] KAUDERER, A. International Space Station., *Facts and Figures* [online]. November 2012 [cit. 2013-02-08]. Dostupné z : <[http://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/main/onthestation/facts\\_and\\_figures.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/main/onthestation/facts_and_figures.html)>.
- [7] GREICIUS, T. *Spacecraft and Instruments, JUNO*. [online]. October 16, 2012 [cit. 2013-02-08]. Dostupné z : <[http://www.nasa.gov/mission\\_pages/juno/spacecraft/index.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/juno/spacecraft/index.html)>.
- [8] BAILEY, S. – RAFFAELLE, R. Space Solar Cells and Arrays. In *Handbook of Photovoltaic Science and Engineering*. John Wiley & Sons, Ltd, 2003. Kapitola 10, s. 413-448. ISBN: 0-471-49196-9.
- [9] SCHMIDT, R. G. - SUTLIFF, J. T. – DUDZINSKI, A. L. Radioisotope Power: A Key Technology for Deep Space Exploration, Radioisotopes. In *Applications in Physical Sciences* [online.] Prof. Nirmal Singh (Ed.), 2011 cit.[2013-04-04]. ISBN: 978-953-307-510-5. Dostupné z : <<http://www.intechopen.com/books/radioisotopesapplications-in-physical-sciences/radioisotope-power-a-key-technology-for-deep-space-exploration>>.

- [10] HADHAZY, A. *Space-age technology helps drive future of automobiles* [online]. 21.1.2011 [cit. 2013-04-02]. Dostupné z WWW: <[http://www.nbcnews.com/id/41201174/ns/technology\\_and\\_science-tech\\_and\\_gadgets/t/space-age-technology-helps-drive-future-automobiles/#.UY5tkr3Fv1](http://www.nbcnews.com/id/41201174/ns/technology_and_science-tech_and_gadgets/t/space-age-technology-helps-drive-future-automobiles/#.UY5tkr3Fv1)>.
- [11] FURLONG, R. R. – WAHLQUIST, J. E. U.S. space missions using radioisotope power systems. *Nuclear news* [online]. April 1999, vol. 42, no. 5, s. 26-34. 1999 [cit. 2013-02-08]. ISSN: 0029-5574. Dostupné z : <<http://www.ans.org/pubs/magazines/nn/docs/1999-4-2.pdf>>.
- [12] CATALDO, L. R. – BENNETT, L. G. U.S. Space Radioisotope Power Systems and Applications: Past, Present and Future, Radioisotopes. In *Applications in Physical Sciences* [online]. Prof. Nirmal Singh (Ed.), 2011 [cit. 2013-02-08]. ISBN: 978-953-307-510-5. Dostupné z: <<http://www.intechopen.com/books/radioisotopes-applications-inphysical-sciences/u-s-space-radioisotope-power-systems-and-applications-past-present-and-future>>.
- [13] BENNETT, G. L. *First Flights: Nuclear Power to Advance Space Exploration*, International Air & Space Symposium and Exposition [online]. July 2003 [cit. 2013-02-15]. Dostupné z : <<http://www.fas.org/nuke/space/first.pdf>>.
- [14] ALCORN, T. *The Sputnik Program*, *CHRONOLOGY* [online]. 27.12.2011 [cit. 2013-04-02]. Dostupné z : <<http://novaonline.nvcc.edu/eli/evans/his135/Events/Sputnik57/chronology.html>>.
- [15] BELL, E. *Luna 3* [online]. 27.03. 2013 [cit. 2013-04-04]. Dostupné z : <<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1959-008A>>.
- [16] ORITI, M. S. *Test Hardware Design for Flightlike Operation of Advanced Stirling Convertors (ASC-E3)*. súhrnná správa s výskumu, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center at Lewis Field Cleveland, Ohio. 01-11-2012 [cit. 2013-01-10]. Dostupné z: <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120016508\\_2012018163.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120016508_2012018163.pdf)>
- [17] BELL, E. *International Space Station* [online]. 27.03. 2013 [cit. 2013-04-04]. Dostupné z: <<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1998-067A>>.
- [18] RECKART, A. T. *Advanced Stirling Radioisotope Generator* [online]. 15.04. 2013 [cit. 2013-20-04]. Dostupné z: <<http://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/SSPO/ASRG/>>.
- [19] CAVAGNARO, M. *The Sun: Burning Up the Charts* [online]. NASA's John F. Kennedy Space Center. November 2007 [cit. 2013-04-04]. Dostupné z: <<http://www.nasa.gov/missions/solarsystem/f-sunchronicity.html>>.

- [20] MASON, S. L. – SCHREIBER, G. J. *A Historical Review of Brayton and Stirling Power Conversion Technologies for Space Applications* [online]. súhrnná správa s výskumu, National Aeronautics and Space Administration , Glenn Research Center at Lewis Field Cleveland, Ohio, 01-11-2007 cit.[2012-11-10]. Dostupne z : <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070038168\\_2007037801.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070038168_2007037801.pdf)>.
- [21] OLESON, S. - MCGUIRE, M. *Radioisotope Electric Propulsion (REP) Centaur Orbiter, New Frontiers Mission* [online]. souhrnná zpráva z výzkumu, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2011. cit.[2012-10-12]. Dostupne z : <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008487\\_2011009092.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008487_2011009092.pdf)>.
- [22] OMASTA, M. *Mechanismus Stirlingova motoru*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2006. 59 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jan Brandejs, CSc.
- [23] *Radioisotope Power Systems: An Imperative for Maintaining U.S. Leadership in Space Exploration*. [online] Washington, D.C.: National Academy of Sciences, 2009. 68 s. ISBN: 978-0-309-13857-4. 2009 cit.[2013-03-02]. Dostupne z : <[http://www.nap.edu/catalog.php?record\\_id=12653](http://www.nap.edu/catalog.php?record_id=12653)>.
- [24] CHAN, J. - WOOD, J. G. - SCHREIBER, G. J. *Development of Advanced Stirling Radioisotope Generator for Space Exploration* [online]. súhrnná správa s výskumu, National Aeronautics and Space Administration , Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2007 cit.[2013-04-08]. Dostupne z : <[http://large.stanford.edu/courses/2012/ph240/johnson1/docs/20070021756\\_2007020205.pdf](http://large.stanford.edu/courses/2012/ph240/johnson1/docs/20070021756_2007020205.pdf)>.
- [25] LELAND, K. D. - PRIEST, F. J. - KEITER, E. D. - SCHREIBER, G. J. *Development of a Power Electronics Controller for the Advanced Stirling Radioisotope Generator* [online]. súhrnná správa s výskumu, National Aeronautics and Space Administration , Glenn Research Center Cleveland, Ohio, 2008 cit.[2013-04-08]. Dostupne z : <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080015547\\_2008014421.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080015547_2008014421.pdf)> .
- [26] TURPIN, J.B. *Conceptual Trade Study of General Purpose Heat Source Powered Stirling Converter Configurations* [online]. súhrnná správa s výskumu, National Aeronautics and Space Administration , Marshall Space Flight Center, Marshall Space Flight Center, Alabama, 2007 cit.[2013-02-08]. <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080006633\\_2008003947.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080006633_2008003947.pdf)>.
- [27] HORÁK, J. *Výpočtový model tepelného obehu Stirlingova motoru*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 49 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jan Jedelský, Ph.D..



- [28] LANGLOIS, - RUSSELL L. J. *Dynamic computer model of a Stirling space nuclear power system* [online]. súhrnná správa s výskumu, US Naval Academy, Annapolis, May 2006 [cit. 2013-03-15]. Dostupne z :  
<<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a453034.pdf>>.
- [29] WOOD, J. G. – CARROLL, C. – MATEJCZYK, D. – PENSWICK, B. L. – SOENDKER, E. *Advanced Stirling Convertor Update*. American Institute of Physics.[online] 2006 [cit. 2013-03-05]. Dostupne z :  
<<http://www.sunpowerinc.com/library/pdf/publications/Doc0102.pdf>>.
- [30] WOOD, G. - WILSON, K. - BUFFALINO, A. - WONG, A. W. - FRYE, P. - MATEJCZYK, L. – PENSWICK, B. L. *Continued Development of the Advanced Stirling Convertor (ASC)* [online]. 2007 [cit. 2013-03-05]. Dostupne z :  
<<http://www.sunpowerinc.com/library/pdf/publications/Doc0104.pdf>>.
- [31] *Product Handbook of High-Performance Alloys* [online]. New Hartford, NY, U.S.A; Huntington, WV, U.S.A; Hereford, United Kingdom : Special Metals, 50 s. 2008 [cit. 2013-03-05]. Dostupne z :  
<[http://www.tachen.com/catalog/pdf/nickel\\_alloy/special\\_metals\\_product\\_handbook.pdf](http://www.tachen.com/catalog/pdf/nickel_alloy/special_metals_product_handbook.pdf)>.
- [32] SCHREIBER, G. J. *Developmental Considerations on the Free-Piston Stirling Power Convertor for Use in Space* [online]. súhrnná správa s výskumu, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 14-05-2007 [cit. 2013-04-02]. Dostupne z :  
<[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070022840\\_2007021446.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070022840_2007021446.pdf)>.
- [33] MALROY, E. T. *SOLUTION OF THE IDEAL ADIABATIC STIRLING MODEL WITH COUPLED FIRST ORDER DIFFERENTIAL EQUATIONS BY THE PASIC METHOD* [online]. Ohio USA : The Faculty of the Fritz J. And Dolores H. Russ College of Engineering and Technology Ohio University, June, 1998 [cit. 2013-04-02]. Dostupné z <<http://etd.ohiolink.edu/send-pdf.cgi/MalroyEricThomas.pdf?ohiou1176410606&dl=y>>.
- [34] MARTINI, W. *Stirling Engine Design Manual*, zpráva grantu NSG-3194 pro NASA Lewis Research Center, 1983, ISBN .
- [35] HIRATA, K. *SCHMIDT THEORY FOR STIRLING ENGINES*. [online]. 1997 [cit. 2013-04-02]. Dostupné z:  
<<http://www.bekkoame.ne.jp/~khirata/academic/schmidt/schmidt.htm>>.

- [36] GENG, M. S. - BRIGGS, H. M. - PENSWICK, L. B. - PEARSON, J. B. - GODFROY, J. T. *Test Results From a Pair of 1-kWe Dual-Opposed Free-Piston Stirling Power Convertors Integrated With a Pumped NaK Loop*, technická zpráva, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2011 [cit. 2013-03-20]. Dostupné z: <[http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008827\\_2011009487.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110008827_2011009487.pdf)>.
- [37] ŠKORPÍK, J. *PŘÍSPĚVEK K NÁVRHU STIRLINGOVA MOTORU (A CONTRIBUTION TO DESIGN OF THE STIRLING ENGINE)*, Vutium Brno, ISBN 978-80-214-3763-0, ISSN 1213-4198, 2008.
- [38] ŠKORPÍK, Jiří. Ztráty ve Stirlingových motorech, *Transformační technologie*, 2009-07, [date of last update 2012-10] [cit. 2013-04-02]. Brno: Jiří Škorpík, [online] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. Dostupné z: <<http://www.transformacni-technologie.cz/ztraty-ve-stirlingovych-motorech.html>>.
- [39] ŠKORPÍK, Jiří. Oběh Stirlingova motoru, *Transformační technologie*, 2009-07, [date of last update 2012-01] [cit. 2013-04-02]. Brno: Jiří Škorpík, [online] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. Dostupné z: <<http://www.transformacni-technologie.cz/obeh-stirlingova-motoru.html>>.
- [40] PRODUCT PERFORMANCE. [online] USA, Tennessee: Microtherm Thermal insulation solution, 2007. 24 s. [cit. 2013-04-12]. Dostupné z: <[http://www.microthermgroup.com/high/exen/assets\\_db/ITEMSKEYWORDS3/items/documents/100907-B\\_ProdPerfBroch.pdf](http://www.microthermgroup.com/high/exen/assets_db/ITEMSKEYWORDS3/items/documents/100907-B_ProdPerfBroch.pdf)>.

## Zoznam veličín a symbolov

Značka	Význam	Jednotka
$P$	Tlak pracovného plynu v motore	Pa
$P_{st}$	Stredný tlak cyklu	Pa
$\varphi_{st}$	Pootočenie hriadeľa, keď je v motore stredný tlak	rad
$C_{int}$	Integračná konštanta	$\text{Pa}\cdot\text{m}^3$
$V_{red}$	Redukovaný objem	$\text{m}^3$
$n$	Stredná hodnota exponentu polytropy	-
$V_{TV}$	Objem valca na teplej strane motora	$\text{m}^3$
$V_{SV}$	Objem valca na studenej strane motora	$\text{m}^3$
$V_{TM}$	Mŕtvy objem na teplej strane motora	$\text{m}^3$
$V_{SM}$	Mŕtvy objem na studenej strane motora	$\text{m}^3$
$V_R$	Objem regenerátora	$\text{m}^3$
$\tau$	Teplotný pomer na hranici regenerátora	-
$T_{TR}$	Teplota na teplej strane regenerátora	K
$T_R$	Stredná teplota v regenerátore	K
$T_{SR}$	Teplota na studenej strane regenerátora	K
$V_{Tmax}$	Maximálny objem valca na teplej strane	$\text{m}^3$
$V_{Smax}$	Maximálny objem valca na studenej strane	$\text{m}^3$
$\varphi$	Pootočenie hriadeľa	rad
$m_T$	Hmotnosť pracovného plynu v regenerátore	kg
$m_S$	Hmotnosť pracovného plynu na teplej strane motora	kg
$m_R$	Hmotnosť pracovného plynu na studenej strane motora	kg
$\tau_R$	Teplotný pomer strednej teploty regenerátora a teploty na teplej strane motora	-

---

$V_{pr}$	Objem pokrývajúceho priestoru medzi objemom na teplej a studenej strane motora	$m^3$
$\alpha$	Uholový rozdiel polohy piestu na studenej strane za piestom na teplej strane	rad
$W_e$	Watt elektrický	
$W_t$	Watt tepelný	