

České vysoké učení technické v Praze  
Fakulta jaderná a fyzikálně inženýrská

Katedra jaderných reaktorů

Obor: Jaderné inženýrství



**Jaderné reaktory a radioizotopové  
zdroje energie pro výzkum  
vesmíru**

**Nuclear Reactors and  
Radioisotope Systems for Space  
Exploration**

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Vypracoval: Josef Sabol

Vedoucí práce: Ing. Jan Frýbort, Ph.D.

Rok: 2022





## ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

Student: **Josef Sabol**

Studijní program: Aplikace přírodních věd

Obor: Jaderné inženýrství

Název práce česky: **Jaderné reaktory a radioizotopové zdroje energie pro výzkum vesmíru**

Název práce anglicky: Nuclear Reactors and Radioisotope Systems for Space Exploration

### Pokyny pro vypracování:

1. Proved'te rešerši historie a technologie radioizotopových zdrojů využitelných ve vesmírných aplikacích, popište jejich charakteristiky a přípravu.
2. Demonstrujte vlastnosti popisovaných radioizotopových zdrojů a proved'te simulaci časového vývoje klíčových charakteristik vybraných zdrojů pomocí vhodného výpočetního nástroje
3. Vytvořte dále přehled dřívějších i aktuálních projektů mikroreaktorů zvažovaných pro vesmírné aplikace a ukažte jejich vlastnosti.
4. Zaměřte se na možnost získat podrobné technické informace o geometrii a materiálovém složení zvažovaných mikroreaktorů.
5. Vytvořte základní neutronický model zvoleného mikroreaktoru, případně klíčových komponent v programu Serpent2 a proved'te s ním simulaci demonstrující vlastnosti mikroreaktoru.

### Doporučená literatura:

- [1] Murray R.: Nuclear Energy, Sixth Edition, Butterworth-Heinemann, 2008, ISBN: 978-0-12-370547-1
- [2] McClure P. R. et al.: Kilopower Project: The KRUSTY Fission Power Experiment and Potential Missions, Nuclear Technology, 2020, 206:sup1, S1-S12, DOI: 10.1080/00295450.2020.1722554
- [3] Widdicombe T., Borrelli R. A.: MCNP modelling of radiation effects of the Dragonfly mission's RTG on Titan, Acta Astronautica, 2021, 183, DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.12.033
- [4] Summerer L. et al.: Technology-based design and scaling for RTGs for space exploration in the 100W range, Acta Astronautica, 2011, 68, 7–8, DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.08.020

Jméno a pracoviště vedoucího práce:

**Ing. Jan Frýbort, Ph.D.**  
KJR FJFI ČVUT v Praze

Datum zadání bakalářské práce:

11.10. 2021

Datum odevzdání bakalářské práce:

7.7. 2022

Doba platnosti zadání je dva roky od data zadání.

V Praze dne 11.10. 2021

doc. Ing. Martin Kropík, CSc.

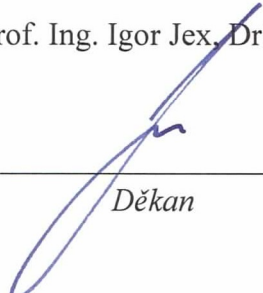
  
\_\_\_\_\_  
Garant oboru

Ing. Jan Rataj, Ph.D.

  
\_\_\_\_\_  
Vedoucí katedry



prof. Ing. Igor Jex, DrSc.

  
\_\_\_\_\_  
Děkan



## **Prohlášení**

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

V Praze dne .....

.....

Josef Sabol

## **Poděkování**

Chtěl bych poděkovat svému vedoucímu Ing. Janu Frýbortovi, Ph.D. za odborné vedení a kamarádce Mgr. Jitce Štindlové za jazykovou korekturu.

Josef Sabol

*Název práce:*

## **Jaderné reaktory a radioizotopové zdroje energie pro výzkum vesmíru**

*Autor:* Josef Sabol

*Studijní program:* Aplikace přírodních věd

*Obor:* Jaderné inženýrství

*Druh práce:* Bakalářská práce

*Vedoucí práce:* Ing. Jan Frýbort, Ph.D.  
Katedra jaderných reaktorů,  
Fakulta jaderná a fyzikálně inženýrská,  
České vysoké učení technické v Praze

*Abstrakt:* Tématem bakalářské práce jsou jaderné reaktory a radioizotopové zdroje energie, které jsou a mohou být využity jako zdroj elektrické energie do vesmírných družic. Zaměřuje se na jejich konstrukci, princip fungování a jejich klíčové charakteristiky. Byli zmíněni všichni zástupci jaderných reaktorů, které byly v minulosti použity, a několik možných nástupců, o kterých se uvažovalo nebo v současnosti uvažuje. U radioizotopových zdrojů bylo zmíněno několik zástupců převážně americké výroby a jeden zástupce ruského a čínského jaderného vesmírného programu. Poslední teoretická část se věnuje palivům vhodných pro radioizotopové zdroje, jejich vlastnostem a způsobům produkce. V praktické části se práce zabývá tvorbou neutronického modelu reaktoru KRUSTY ve výpočetním kódu Serpent 2. O tomto reaktoru se se uvažovalo jako o jednom z potenciálních nástupců pro americký vesmírný program. Dále bylo pomocí výpočetního kódu Scale analyzováno palivo používané v radioizotopovém zdroji GPHS-RTG a v MMRTG, které použila NASA například pro družice Voyager v sedmdesátých letech 20. století. Při obou výpočtech byly vypočteny a popsány některé vybrané vlastnosti daných systémů.

*Klíčová slova:* vesmír, jaderný reaktor, radioizotopový termoelektrický generátor (RTG), radioizotopová tepelná jednotka (RHU)

*Title:*

## **Nuclear Reactors and Radioisotope Systems for Space Exploration**

*Author:* Josef Sabol

*Study Programme:* Applied Sciences

*Branch of Study:* Nuclear Engineering

*Type of Project:* Bachelor's Project

*Supervisor:* Ing. Jan Frýbort, Ph.D.  
Department of Nuclear Reactors,  
Faculty of Nuclear Sciences and Physical Engineering,  
Czech Technical University in Prague

*Abstract:* The topic of this thesis are the nuclear reactors and radioisotope systems which can be used as the resources of power supply for the space satellites. It focuses on their construction, principle of the working and their key properties. All the types of nuclear reactors which were used in the past has been mentioned as well as possible successors which are considered nowadays. Some types of radioisotope resource mostly of the American production and one type of Russian and Chinese nuclear space programme have been mentioned. The last theoretical part is devoted to the suitable types of fuel for radioisotope resources, their properties and means of production. The practical part is devoted to making of neutronic model of Krusty reactor in transport code Serpent 2. This reactor has been considered as the potential successor for the American space programme. Next, the fuel used in radioisotope resource GPHS-RTG and in MMRTG, which NASA had used for satellites Voyager in the seventies, has been analyzed. Some chosen properties of stated systems have been calculated and described during both those calculations.

*Key Words:* space, nuclear reactor, radioisotope thermoelectric generator (RTG), radioisotope heater unit (RHU)

# Obsah

Seznam použitých veličin	11
Seznam použitých zkratk	12
Seznam obrázků	14
Seznam tabulek	15
Úvod	16
<b>1 Historie jaderných reaktorů ve vesmíru</b>	<b>18</b>
1.1 Program SNAP	18
1.1.1 Jaderný reaktor SNAP-10A	19
1.2 Program RORSAT	19
1.2.1 Počátky programu	20
1.2.2 Popis vesmírné lodě RORSAT	21
1.2.3 Jaderný reaktor BES-5	21
1.2.4 Jaderný reaktor TOPAZ-I	22
1.2.5 Jaderný reaktor TOPAZ-II	24
1.2.6 Havárie reaktorů	25
1.3 Pozdější projekty	25
1.3.1 Jaderný reaktor SP-100	26
1.3.2 Jaderný reaktor SAFE-400	27
<b>2 Program KiloPower a jaderný reaktor KRUSTY</b>	<b>29</b>
2.1 Experiment DUFF	30
2.2 Program KiloPower	31
2.2.1 Jaderné reaktory KiloPower	31
2.2.2 Potenciální mise a budoucí plány	33
2.3 Jaderný reaktor KRUSTY	33
2.3.1 Palivo	33
2.3.2 Řídicí tyč	34
2.3.3 Tepelné trubice	34
2.3.4 Reflektor	34
2.3.5 Vakuová nádoba a izolace	35
2.3.6 Stínění	35
<b>3 Neutronický model jaderného reaktoru KRUSTY</b>	<b>37</b>
3.1 Neutronické výpočty	37
3.1.1 Výpočetní kód Serpent 2	38
3.1.2 Koeficient násobení a reaktivita	40

3.1.3	Teplotní koeficient reaktivity paliva . . . . .	42
3.1.4	Spektrum neutronů . . . . .	43
<b>4</b>	<b>Historie radioizotopových zdrojů ve vesmíru</b>	<b>47</b>
4.1	Charakteristiky radioizotopových zdrojů . . . . .	47
4.2	Palivo radioizotopových zdrojů a jeho získávání . . . . .	48
4.2.1	$^{238}\text{Pu}$ . . . . .	48
4.2.2	$^{241}\text{Am}$ . . . . .	50
4.2.3	$^{208}\text{Po}$ a $^{210}\text{Po}$ . . . . .	51
4.2.4	$^{90}\text{Sr}$ . . . . .	51
4.3	Bezpečnost . . . . .	52
4.4	Program SNAP . . . . .	52
4.4.1	Radioizotopový zdroj SNAP-1 . . . . .	52
4.4.2	Radioizotopový zdroj SNAP-3B . . . . .	53
4.4.3	Radioizotopový zdroj SNAP-7 . . . . .	53
4.4.4	Radioizotopový zdroj SNAP-9A . . . . .	53
4.4.5	Radioizotopový zdroj SNAP-11 a SNAP-13 . . . . .	53
4.4.6	Radioizotopový zdroj SNAP-19 . . . . .	53
4.4.7	Radioizotopový zdroj SNAP-27 . . . . .	54
4.5	Pozdější americké projekty . . . . .	55
4.5.1	Radioizotopový zdroj MHW-RTG . . . . .	55
4.5.2	Radioizotopový zdroj GPHS-RTG . . . . .	56
4.5.3	Radioizotopový zdroj MMRTG . . . . .	57
4.6	Ruský program . . . . .	57
4.6.1	Radioizotopový zdroj Angel . . . . .	58
4.7	Čínský program . . . . .	58
<b>5</b>	<b>Časový vývoj klíčových charakteristik GPHS modulu</b>	<b>60</b>
5.1	Výpočty . . . . .	60
5.1.1	Výpočetní kód Scale . . . . .	61
5.1.2	Rozpadové řady a izotopové zastoupení vznikajících produktů . . . . .	61
5.1.3	Časový vývoj tepelného výkonu . . . . .	64
5.1.4	Doprovodné gama záření . . . . .	64
	<b>Závěr</b>	<b>67</b>
	<b>Odkazy</b>	<b>70</b>
	<b>Přílohy</b>	<b>77</b>
A	Obrázkové přílohy . . . . .	77
B	Tabulkové přílohy . . . . .	83

# Seznam použitých veličin

$d$	Průměr (cm)
$h$	Výška (cm)
$l$	Délka (cm)
$E$	Energie (keV, MeV)
$\dot{H}$	Příkon dávkového ekvivalentu (mSv/den)
$k_{\text{ef}}$	Koeficient násobení (-)
$m$	Hmotnost (g, kg)
$P_e$	Elektrický výkon (W)
$P_t$	Tepelný výkon (W)
$p_e$	Měrný elektrický výkon (W/g)
$p_t$	Měrný tepelný výkon (W/g)
$\rho$	Reaktivita (%)
$\rho$	Hustota (g/cm <sup>3</sup> )
$T_{1/2}$	Poločas rozpadu (dny, roky)

# Seznam použitých zkratk

AZ	Aktivní zóna
AU	Astronomická jednotka – Astronomic Unit
DARPA	Agentura pro pokročilé obranné výzkumné projekty – Defense Advanced Research Projects Agency
DOD	Ministerstvo obrany USA – Department of Defense USA
DOE	Ministerstvo energetiky USA – Department of Energy USA
ESA	Evropská kosmická agentura – European Space Agency
HEO	Vysoká orbita Země – High Earth Orbit
HPS	Energetický systém s tepelnými trubicemi – Heatpipe Power System
IAEA	Mezinárodní agentura pro atomovou energii – International Atomic Energy Agency
IRNL	Národní laboratoř v Idahu – Idaho National Laboratory
ISS	Mezinárodní vesmírná stanice – International Space Station
LANL	Národní laboratoř v Los Alamos – Los Alamos National Laboratory
LEO	Nízká orbita Země – Low Earth Orbit
NASA	Národní úřad pro letectví a vesmír – National Aeronautics and Space Administration
NASA GRC	Glennovo výzkumné středisko NASA – NASA Glenn Research Centrum
NEP	Jaderný elektrický pohon – Nuclear Electric Propulsion
NNL UK	Národní jaderná laboratoř ve Velké Británii – National Nuclear Laboratory UK
NNSA	Národní úřad pro jadernou bezpečnost – National Nuclear Security Administration
NNSS	Národní testovací střelnice v Nevadě – Nevada National Security Site
NSC Y-12	Národní bezpečnostní komplex Y-12 – National Security Complex Y-12
NTP	Jaderný tepelný pohon – Nuclear Thermal Propulsion
ORNL	Národní laboratoř v Oak Ridge – Oak Ridge National Laboratory
PP	Palivový proutek
RHU	Radioaktivní tepelná jednotka – Radioactive Heater Unit
RTG	Radioizotopový termoelektrický generátor – Radioisotope Thermoelectric Generator
SMR	Malý modulární reaktor – Small Modular Reactor
SRS	Areál Savannah River Side



---

SS304	Nerezová ocel 304 – Stainless Steel 304
SS316	Nerezová ocel 316 – Stainless Steel 316
SS321	Nerezová ocel 321 – Stainless Steel 321
TEČ	Termoelektrický článek
TFE	Termionový palivový soubor – Thermionic Fuel Element
TIČ	Termionový článek
VJR	Vesmírný jaderný reaktor
VRZ	Vesmírný radioizotopový zdroj

# Seznam obrázků

1	Schéma systému SNAP-10A. . . . .	20
2	Schéma vesmírné lodi RORSAT. . . . .	21
3	Příčný a podélný průřez reaktorem BES-5. . . . .	22
4	Podélný řez reaktorem BES-5. . . . .	22
5	Schéma jaderného reaktoru TOPAZ-I. . . . .	23
6	Schéma systému TOPAZ-I. . . . .	24
7	Schéma systému SP-100 . . . . .	27
8	Schéma HPS reaktoru. . . . .	29
9	Schéma systému KiloPower . . . . .	32
10	Schéma reaktoru KRUSTY. . . . .	36
11	Schéma plošiny COMET. . . . .	36
12	Podélný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2. . . . .	38
13	Příčný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2. . . . .	38
14	Příčný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2 – při- blížení. . . . .	39
15	Závislost mezi $k_{ef}$ a vysunutím radiálního reflektoru. . . . .	41
16	Závislost mezi $k_{ef}$ a vysunutím radiálního reflektoru – celý rozsah. . . . .	42
17	Závislost mezi $k_{ef}$ a polohou řídicí tyče. . . . .	42
18	Závislost mezi $\rho$ a teplotou paliva. . . . .	44
19	Hustota toku tepelných neutronů reaktoru KRUSTY. . . . .	45
20	Hustota toku rychlých neutronů reaktoru KRUSTY. . . . .	46
21	Schéma palivové části radioizotopového zdroje SNAP-27. . . . .	54
22	Schéma palivové části radioizotopového zdroje MHW-RTG. . . . .	56
23	Schéma radioizotopového zdroje MHW-RTG. . . . .	56
24	Schéma radioizotopového zdroje GPHS-RTG. . . . .	57
25	Schéma GPHS modulu. . . . .	58
26	Schéma MMRTG. . . . .	59
27	Hmotnostní podíl radionuklidů $^{238}\text{Pu}$ a $^{234}\text{U}$ v čase v jedné peletce GPHS modulu. . . . .	62
28	Hmotnostní podíl radionuklidů $^{241}\text{Pu}$ , $^{241}\text{Am}$ a $^{237}\text{Np}$ v čase v jedné peletce GPHS modulu. . . . .	63
29	Nárůst $^4\text{He}$ vzniklého z jedné peletky GPHS modulu. . . . .	63
30	Časový vývoj tepelného výkonu jedné peletky GPHS modulu. . . . .	64
31	Časový vývoj tepelného výkonu generovaný radionuklidy $^{239}\text{Pu}$ , $^{240}\text{Pu}$ , $^{241}\text{Am}$ a $^{234}\text{U}$ v jedné peletce GPHS modulu. . . . .	65
32	Gama spektrum jedné peletky GPHS modulu. . . . .	65
33	Dobová fotografie systému SNAP-10A. . . . .	77

34	Model systému TOPAZ-I. . . . .	77
35	Systém TOPAZ-II po převezení do USA. . . . .	78
36	Konfigurace experimentu DUFF. . . . .	78
37	Vizualizace reaktorů KiloPower při kolonizaci Marsu. . . . .	78
38	Vizualizace reaktoru Kilopower pro pohon vesmírné sondy. . . . .	79
39	Ukázka možné konfigurace vesmírné sondy s reaktorem KiloPower při startu a při následném provozu. . . . .	79
40	Fotografie systému KRUSTY s platformou COMET. . . . .	79
41	Fotografie sestavy paliva s tepelnými trubicemi reaktoru KRUSTY. . . . .	80
42	Model systému KRUSTY. . . . .	80
43	Očekávaná závislost mezi $k_{ef}$ a vysunutím radiálního reflektoru. . . . .	80
44	Dobová fotografie radioizotopového zdroje SNAP-27. . . . .	81
45	Dobová fotografie radioizotopového zdroje MHW-RTG. . . . .	81
46	Fotografie radioizotopového zdroje GPHS-RTG. . . . .	81
47	Fotografie rozžhaveného GPHS modulu. . . . .	82
48	Fotografie radioizotopového zdroje MMRTG. . . . .	82

## Seznam tabulek

1	Přehled reaktorů vyvinutých pro provoz ve vesmíru. . . . .	28
2	Izotopové zastoupení uranu v reaktoru KRUSTY. . . . .	34
3	Provozní teploty jaderného reaktoru KRUSTY. . . . .	39
4	Přehled nuklidů vhodných jako palivo do VRZ. . . . .	48
5	Izotopové zastoupení plutonia v GPHS modulu. . . . .	60
6	Přírodní zastoupení kyslíku. . . . .	60
7	Materiálové složení slitiny Haynes 230. . . . .	83
8	Materiálové složení nerezových ocelí SS304, SS316 a SS321. . . . .	83

# Úvod

Jaderné zdroje energie jsou nedílnou součástí vesmírného průmyslu již přes 70 let. Vesmírné družice obsahují nespočet elektronických systémů (palubní počítač, vysílačka, měřicí přístroje apod.), které ke svému provozu potřebují elektrickou energii. Zatímco k vyslání družic do vesmíru se kvůli potřebě vysokého tahu využívají chemické motory, k výrobě elektřiny jsou nevhodné. Jednou z možností je použití baterií, ovšem ty jsou velmi nepraktické. Bez možnosti kontinuálního dobíjení vydrží jenom krátký časový okamžik a znemožní dlouhodobější provoz. Proto je nezbytné hledat jiná řešení.

Nejčastějším a nepoužívanějším vesmírným energetickým zdrojem jsou solární panely. Ty ke svému provozu využívá například Mezinárodní vesmírná stanice (ISS – International Space Station), u které jsou panely schopny generovat energii v rozsahu 84 až 120 kW elektrických nebo nejnovější Vesmírný dalekohled Jamese Webba, který generuje až 2 kW elektrických [1][2].

Ačkoliv jde o osvědčenou technologii, existuje řada misí, u kterých není použití solárních panelů z technických důvodů možné. Jde především o robotická vozítka v kráterech na Marsu nebo o sondy ve vzdálených oblastech Sluneční soustavy. Generovaný výkon solárních panelů je závislý na intenzitě slunečního záření, která klesá se čtvercem vzdálenosti. Jejich použití například pro mise Voyager 1 a 2, které se nacházejí 155 AU, resp. 130 AU od Země, by proto bylo nemožné [3].

Vhodnou alternativou k solárním panelům jsou právě jaderné reaktory a radioizotopové zdroje. Jaderné reaktory fungují na tradičním principu, kdy pomocí štěpení uranu vzniká teplo, které je následně pomocí konvertoru transformováno na elektrickou energii. Jako konvertor může být použit například termoelektrický generátor (ten byl hojně využíván v 20. století Sovětským svazem), nebo Stirlingův motor (tento koncept byl před 5 lety testován v USA a jeho bližší popis je rozebrán v následujícím textu).

Radioizotopové zdroje fungují na principu spontánního rozpadu radionuklidů. Emitované alfa či beta částice narážejí do materiálu, kde jsou zpomalovány, materiál se tím zahřívá a vznikající teplo je opět pomocí konvertoru transformováno na elektrickou energii. V minulosti byl jako konvertor použit opět termoelektrický generátor (nejvíce v USA, kde se tento způsob používá dodnes), nicméně existují i koncepty s jinými metodami. Jako palivo se nejčastěji používají alfa zářiče, konkrétně  $^{238}\text{Pu}$ , v minulosti existovaly zdroje využívající  $^{210}\text{Po}$ , nebo se zkoumá zdroj s  $^{241}\text{Am}$ .

O jaderných reaktorech se v minulosti spekulovalo i jako o alternativě k raketovému motoru. Od roku 1952 se v USA v rámci projektu NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) vyvíjel prototyp štěpného jaderného motoru. Ten by fungoval na jednoduchém principu jaderného tepelného pohonu (NTP – Nuclear

Thermal Propulsion): pracovní médium (vodík) by se ohříval v aktivní zóně jaderného reaktoru a skrz trysku proudil ven. Takový motor by měl mnohanásobně větší specifický impuls než chemické motory. Uvažovalo se o něm i při konstrukci rakety Saturn V, která dopravila člověka na Měsíc. Jeho použití by navýšilo nákladovou hmotnost o 40–75 %. Později se o něm spekovalo při konstrukci raketoplánu, ale nikdy nebyl použit. Jeho konstrukce by kvůli velkým požadavkům na materiál byla náročná a navíc by radioaktivní zplodiny unikaly do atmosféry. I kvůli tomu se tato práce projektem NERVA nezabývá a je zmíněn pouze okrajově v úvodu pro doplnění kontextu [4].

Druhou možností využití jaderného reaktoru k urychlení družice je princip jaderného elektrického pohonu (NEP – Nuclear Electric Propulsion). Tento způsob pohonu sice nedosahuje takového tahu jako u NTP, ale zato je stabilnější a efektivnější. Funguje na principu konverze tepelné energie na elektrickou, která je následně využita k urychlení družice. Může být použit například iontový motor (elektrostatické pole produkuje ionty, které jsou urychlovány na velmi vysokou výtokovou rychlost. Dosahuje malého tahu, proto je k urychlení rakety ze Země nevhodný, ale hodí se např. pro dlouho letící družice), nebo Hallův pohon (ten k urychlení kladných iontů využívá Hallův jev, díky kterému vzniká napěťový rozdíl mezi konci vodiče, kterým prochází proud a který je v magnetickém poli kolmém na pohyb proudu. Dosahuje rovněž malého tahu a je vhodný pro dlouhodobé mise družic). Pokud bychom potřebovali vyšší tah, bylo by možné použít například MPD pohon (Magneto-Plasma-Dynamic), který využívá Lorenzovu sílu vznikající interakcí elektrického proudu v plazmatu nacházejícím se v pracovní komoře s magnetickým polem. Vznikající síla urychluje plazma, které velkou rychlostí vyletuje tryskou ven [5].

Jelikož se systémy NTP a NEP dostaly pouze do testovací fáze, tato práce se jimi nijak nezabývá. Zmínění jsou pouze v závěru, jelikož se s nimi počítá pro let k Měsíci či k Marsu.

V rámci této práce byla nejprve provedena rešerše všech jaderných reaktorů, které byly v minulosti použity, a většiny projektů, o kterých se v minulosti diskutovalo. Speciální důraz byl kladen na projekt Kilopower a reaktor KRUSTY, který byl testován před 5 lety v USA a který jako konvertor využíval Stirlingovy motory. Tento reaktor byl následně analyzován pomocí výpočetního kódu Serpent 2, byla určena závislost koeficientu násobení pro různé pozice řídicí tyče a reflektoru, teplotní koeficient reaktivity paliva a hustota toku rychlých a tepelných neutronů.

Druhá část práce obsahuje rešerši vybraných radioizotopových zdrojů konstruovaných pro vesmírné použití. Zmíněny jsou i různé typy paliva, u kterých byly popsány jejich vlastnosti, rozdíly a způsoby získávání. Nakonec bylo pomocí výpočetního kódu Scale popsáno vyhořívání, pokles tepelného výkonu a vývoj doprovodného gama spektra jedné peletky zdroje GPHS-RTG a MMRTG.

# 1 Historie jaderných reaktorů ve vesmíru

Vesmírné jaderné reaktory (VJR) sehrály při průzkumu vesmíru důležitou roli. Oproti radioizotopovým zdrojům dosahují větších tepelných (a tím i elektrických) výkonů a umožňují vysílat do vesmíru sondy s větším elektrickým příkonem. Jejich velkou nevýhodou představuje vyšší hmotnost, kterou dokázal ve 20. století kompenzovat Sovětský svaz. Ten měl (na rozdíl od Spojených států) silnější nosné rakety, ale zastaralejší elektronické systémy s vyšší spotřebou. To byl hlavní důvod, proč se Spojené státy vydaly cestou radioizotopových zdrojů (málo výkonných, ale výrazně lehčích), zatímco Sovětský svaz zvolil cestu VJR (které byly výkonnější, ale těžší) [5].

Jak již bylo zmíněno, velkým průkopníkem v této oblasti byl Sovětský svaz. Ten mezi lety 1970 až 1988 v rámci programu RORSAT vyslal do vesmíru 33 družic poháněných VJR, zatímco Spojené státy pouze jednu. V roce 1988 byl tento program ukončen a od té doby se do vesmíru žádný VJR nedostal [6].

Ačkoliv projektů v posledních 50 letech bylo hned několik, většina z nich byla posléze ukončena. Ve 34 uskutečněných misích byly (až na pár drobných konfigurací) použity pouze tři typy VJR (konkrétně SNAP-10A, BES-5 a TOPAZ-I), které pracovaly s elektrickými výkony do 10 kW, jako palivo používaly vysoce obohacený uran (nad 90 %) a štěpení iniciovaly rychlé a epitermální neutrony [6].

Rešeršní část této práce se zaměřuje převážně na tyto tři reaktory a popisuje jejich geometrii a vlastnosti. Dále se zabývá několika koncepty VJR, o kterých se uvažovalo, ale nikdy nebyly uskutečněny.

Pro objasnění pojmů: pod názvem reaktor je myšlena aktivní zóna (AZ), reflektor, chladicí systém a stínění, zatímco pod pojmem systém je myšlen reaktor, elektrický generátor, řídicí systém a zbylé součásti potřebné k provozu.

## 1.1 Program SNAP

Program SNAP (System for Nuclear Auxiliary Power) byl americký program pro vývoj jaderných zdrojů energie pro provoz ve vesmíru, jehož součástí byl i vývoj VJR. Ten probíhal v šedesátých letech 20. století a jeho výsledkem byl start jediné družice SNAPSHOT v roce 1965, která vynesla reaktor SNAP-10A na oběžnou dráhu Země do výšky 1300 km. Byl v provozu 43 dní, ale kvůli poruše termoelektrického generátoru byl vyřazen z provozu [5][7].

Další součástí programu SNAP byl i vývoj několika radioizotopových zdrojů, které měly větší uplatnění. Těmito zdroji se zabývá druhá část této práce.

### 1.1.1 Jaderný reaktor SNAP-10A

Jaderný mikroreaktor SNAP-10A byl tepelný jaderný reaktor vyvíjený v šedesátých letech 20. století Spojenými státy. Při jeho popisu se vycházelo z literatury [6].

Dosahoval tepelného výkonu 35 kW a pomocí termoelektrických článků (TEČ) ho převáděl na elektrickou energii o výkonu 500–600 W. Ta vznikala díky termoelektrickému jevu. Teplo přivedené z reaktoru putovalo díky sadě čerpadel na Si-Ge a Pb-Te TEČ, na kterých díky rozdílu teplot vznikalo napětí. Druhá strana TEČ byla ochlazována chladícím radiátorem (dále jen chladič).

Pracoval s moderovanými epitermálními neutrony. Jako palivo používal vysoce obohacené U-ZrH (s 93% obohacením uranu, ZrH zde hrál roli moderátoru) peletky uspořádané do palivových proutků (PP). Každý PP měl průměr 3,175 cm a délku 33 cm s 0,381 mm pokrytím slitinou Hastelloy (slitina s velkým podílem niklu). Dohromady jich bylo 37 a byly uspořádané do trojúhelníkové mříže o straně 3,2 cm. Reaktor vážil zhruba 430 kg [8].

Chlazen byl eutektickou slitinou tekutého sodíku a draslíku (NaK-78) s výstupní teplotou 560 °C. Nádoba reaktoru byla ve tvaru válce s průměrem 22,4 cm a výškou 39,62 cm [9].

Hexagonální struktura PP byla obložena beryliovými klíny, které vyplňovaly válcový tvar reaktorové nádoby. Kolem nádoby byla další 6,35 cm vrstva Be reflektoru. Dále byly kolem nádoby 4 Be otočné válce, které svou rotací regulovaly výkon reaktoru.

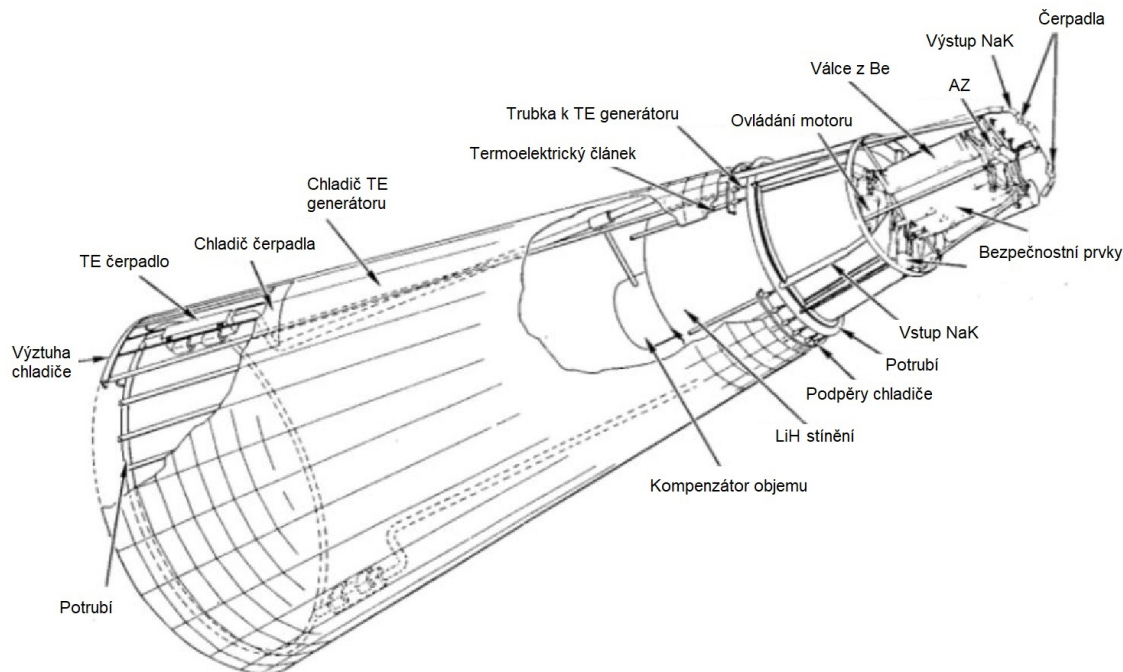
Stínění tvořila nerezová ocel s hydridem lithným (LiH). Schéma celého systému zobrazuje obrázek 1 a jeho dobovou fotografii obrázek 33 v příloze.

## 1.2 Program RORSAT

Program RORSAT<sup>1</sup> (Radar-equipped Ocean Reconnaissance SATellites, stejný název měla i vesmírná loď, která vynášela satelity v rámci tohoto programu do vesmíru) byl sovětský program satelitů sloužících ke sledování amerických ponorek. Tyto satelity nejčastěji létaly na nízkou orbitu Země<sup>2</sup> (LEO – Low Earth Orbit) do výšky 280 km. Mezi lety 1970 až 1988 bylo takto do vesmíru vyneseno 33 satelitů poháněných jadernými reaktory [5][6].

<sup>1</sup>Rusky Upravleniye Sputnik-Aktivny, označován jako US-A.

<sup>2</sup>Jde o dráhu, jejíž apogeum (nejvzdálenější bod od povrchu Země) se nachází 160 až 1000 km od povrchu Země.



**Obrázek 1:** Schéma systému SNAP-10A, přeloženo z angličtiny. Převzato z [9].

### 1.2.1 Počátky programu

První dvě mise, Kosmos-102 a Kosmos-125, odstartovaly v letech 1965, resp. 1966 a sloužily pouze jako test kosmické lodi RORSAT a její vynesení na LEO. Dále šlo o test navigačních, palubních a pohonných systémů. Tyto lodě vydržely na LEO pouze několik pár dní a na palubě nenesly žádné jaderné ani radiotelekomunikační zařízení [10].

V letech 1967 a 1968 odstartovaly další dvě mise, Kosmos-198 a Kosmos-208. Ty na své palubě nesly maketu VJR a na LEO vydržely zhruba den [10].

První mise, která dostala VJR do vesmíru, byla mise Kosmos-367 v roce 1970. Ta byla funkční méně než 3,5 hodiny, načež se reaktor porouchal, vyřadil satelit z provozu a ten byl nucen vynést se na vyšší oběžnou dráhu 890–950 km (v anglické terminologii na tzv. Storage orbit<sup>3</sup>). Zde by měly satelity kroužit stovky let, zatímco se budou rozpadat nebezpečné radionuklidy. V roce 1971 následovala další mise s VJR, Kosmos-402, jejíž reaktor opět pracoval méně než 3,5 hodiny [6].

První skutečně funkční VJR vynesla až mise Kosmos-469 v roce 1971, který pracoval zhruba 9,5 dne. V letech 1972–1988 bylo v rámci programu RORSAT vyneseno do vesmíru dalších 30 VJR, které byly v provozu v rozmezí několika hodin až desítek dnů. Nejdéle trvající misí byla mise Kosmos-1365 v roce 1982, která fungovala 134 dnů [6].

<sup>3</sup>Neplést s vysokou orbitou Země (High Earth Orbit – HEO), která začíná až ve výšce 35 000 km.



### 1.2.2 Popis vesmírné lodě RORSAT

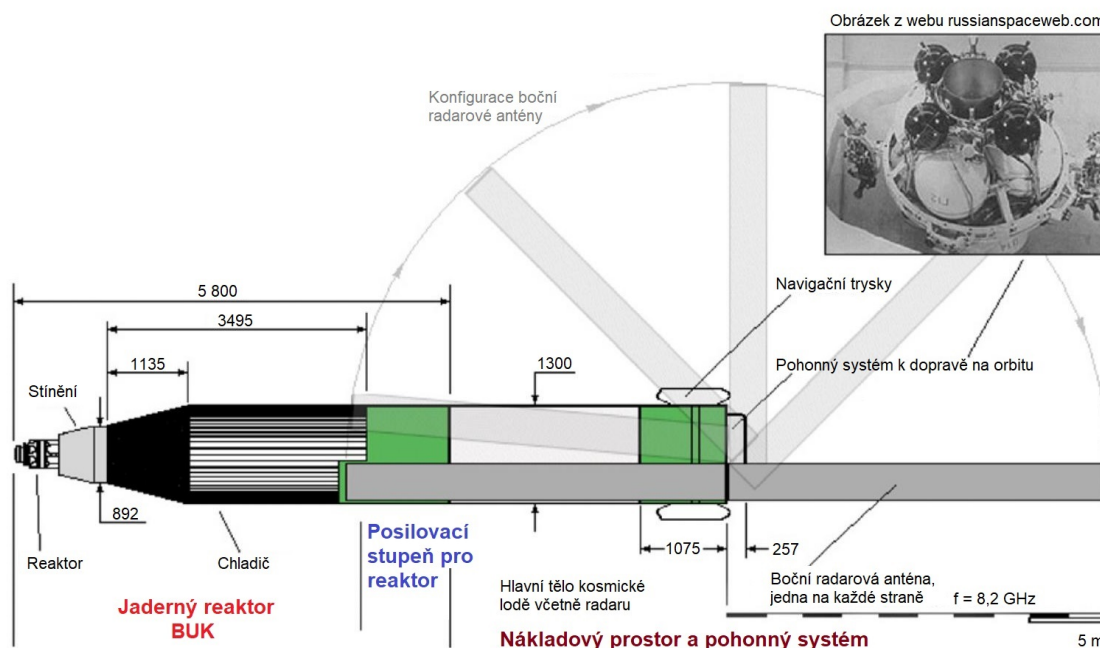
Vesmírná loď RORSAT nesoucí satelit měla na délku 10 m a vážila 3800 až 4300 kg. Její popis vychází z literatury [6]. Skládala ze 3 částí, konkrétně šlo o:

**Jaderný reaktor** sloužil k výrobě tepelné energie. Ta se dále transformovala na elektrickou energii, která napájela satelit. Používaly se pouze dva modely, BES-5 a TOPAZ-1.

**Posilovací stupeň** sloužil k odklonění již dosloužilého jaderného reaktoru na vyšší oběžnou dráhu (800–1000 km).

**Nákladový prostor** obsahoval samotné telekomunikační zařízení a spolu s pohonným systémem korigoval svoji orbitu. Jakmile reaktor dosloužil a odpojil se od nákladové části, mohl satelit postupně klesat k Zemi bez jakékoliv radioaktivní části.

Schéma lodi zobrazuje obrázek 2.



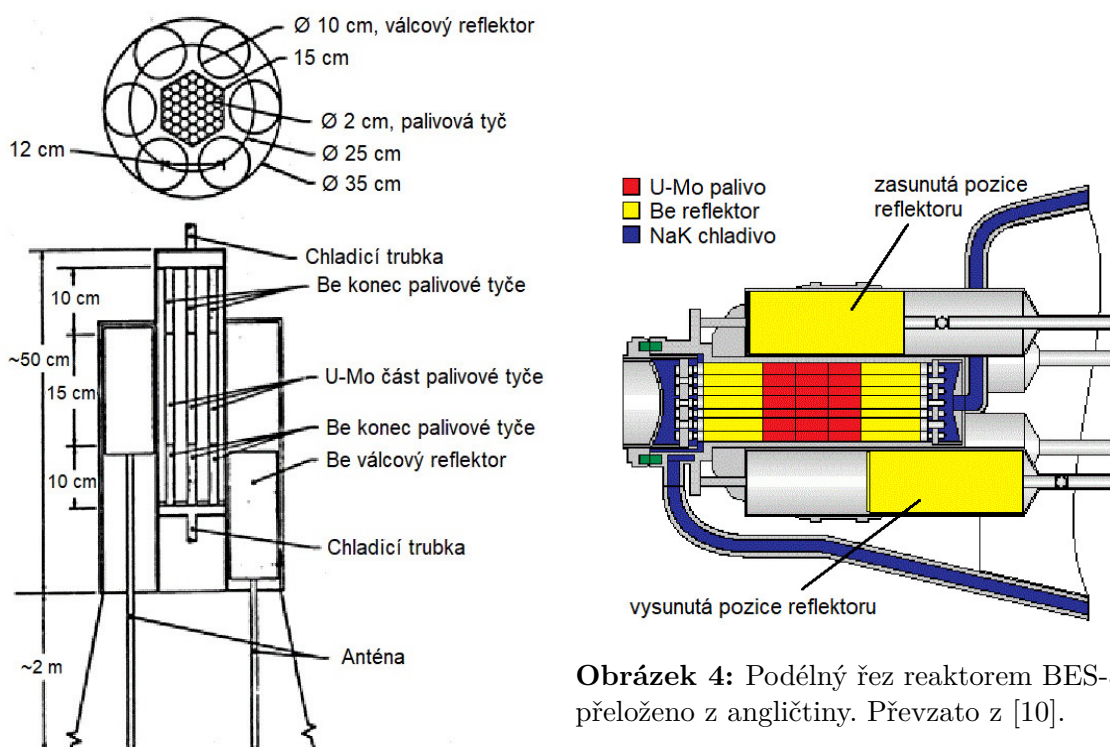
Obrázek 2: Schéma vesmírné lodě RORSAT, přeloženo z angličtiny. Převzato z [10].

### 1.2.3 Jaderný reaktor BES-5

Celkem 31 misí programu RORSAT využívalo jaderný reaktor BES-5<sup>4</sup>. Šlo o rychlý mikroreaktor vycházející z pozemního experimentálního reaktoru Romashka

<sup>4</sup>Také označován jako BUK nebo BOUK.

[7]. Jednoduchá schémata reaktoru BES-5 zobrazují obrázky 3 a 4. Popis reaktoru je převzat z [6].



**Obrázek 4:** Podélný řez reaktorem BES-5, přeloženo z angličtiny. Přejato z [10].

**Obrázek 3:** Příčný a podélný průřez reaktorem BES-5, přeloženo z angličtiny. Přejato z [10].

Dosahoval tepelného výkonu 100 kW, které pomocí Si-Ge TEČ převáděl na elektrickou energii o výkonu 3 kW. Celý systém vážil 900 kg, reaktor pouze 390 kg.

Jako palivo využíval uran-molybdenovou (U-Mo) slitinu s 90% obohacením uranu. Štěpení iniciovaly rychlé neutrony. AZ se skládala z 37 PP o vnějším průměru 2 cm, délce 15 cm a s pokrytím z nerezové oceli. Na každém konci PP byl umístěn 10cm axiální reflektor z Be. PP byly poskládané do trojúhelníkové mříže. Palivo vážilo zhruba 53 kg, z čehož 30 kg tvořil uran.

K regulaci výkonu sloužilo 6 válcových Be reflektorů po obvodu. Ty měly průměr 10 cm, výšku 15 cm a pomocí zasunovacího mechanismu regulovaly neutrony v AZ. Reaktor neobsahoval žádnou řídicí tyč k absorpci neutronů.

K odvodu tepla byla využita slitina NaK-78 při provozní teplotě 700 °C.

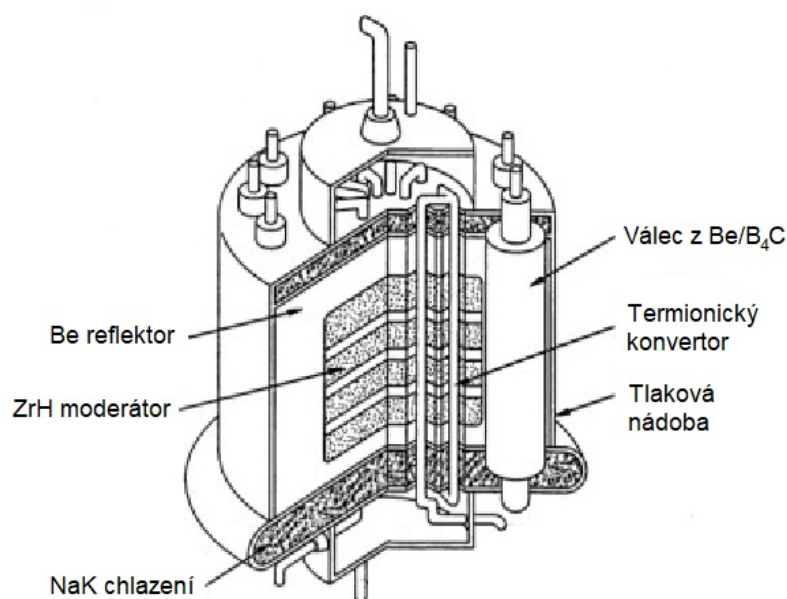
Reaktor dále obsahoval stínění. To se skládalo z LiH k útlumu a absorpci neutronů a z tenké nerezové oceli ke stínění vysokoenergetického gama záření.

## 1.2.4 Jaderný reaktor TOPAZ-I

Na počátku sedmdesátých let 20. století začal Sovětský svaz vyvíjet nový a výkonnější VJR, který by dosahoval elektrického výkonu většího než 5 kW. Vznikly

tak dva koncepty reaktorů, TOPAZ-I<sup>5</sup> a TOPAZ-II<sup>6</sup>, přičemž do vesmíru se v roce 1987 v rámci misí Kosmos-1818 a Kosmos-1867 dostaly pouze dva exempláře modelu TOPAZ-I. Ty byly v provozu po dobu 6 měsíců, resp. 1 roku [6].

Reaktor TOPAZ-I byl tepelný jaderný reaktor s elektrickým výkonem 5,5 kW (někdy se udává 5–10 kW, záleží na době provozu, jelikož s postupným vyhoříváním paliva klesal jeho výkon). Oproti reaktoru BES-5 tedy obsahoval moderátor a pracoval s epitermálními neutrony. Vážil 320 kg a jeho tepelný výkon dosahoval 150 kW [6][7]. Zjednodušené schéma znázorňuje obrázek 5. Popis reaktoru je převzat z [6].



**Obrázek 5:** Schéma jaderného reaktoru TOPAZ-I, přeloženo z angličtiny. Převzato z [11].

Další konstrukční rozdíl oproti reaktoru BES-5 byl v technologii převodu tepelné energie na elektrickou. Zatímco reaktor BES-5 využíval termoelektrické články (TEČ), reaktor TOPAZ-I využíval termionové články (TIČ).

Termionový jev využívá termoemisi elektronů. Při použití vhodných materiálů a vysokých teplot tak může být tepelná energie přímo převedena na elektrickou. Výhodou je oproti termoelektrickému jevu vyšší efektivita, nevýhodou poté nutnost vyšších teplot [5].

AZ reaktoru tvořily tzv. termionové palivové soubory (TFE – Thermionic Fuel Element). Těch bylo v AZ 79 a každý se skládal z 5 TIČ a ze 4 ZrH disků moderátoru. 60 z nich sloužilo k výrobě elektrické energie a k pohonu satelitu, zbylých 19 pohánělo čerpadlo ke chlazení AZ.

TFE dále obsahoval palivové peletky s 96% obohacením uranu a na každé straně BeO koncovky fungující jako axiální reflektor. Paliva ve formě oxidu uraničitého (UO<sub>2</sub>) zde bylo 12 kg. Štěpení způsobovaly epitermální neutrony [7].

<sup>5</sup>Často označován pouze jako TOPAZ.

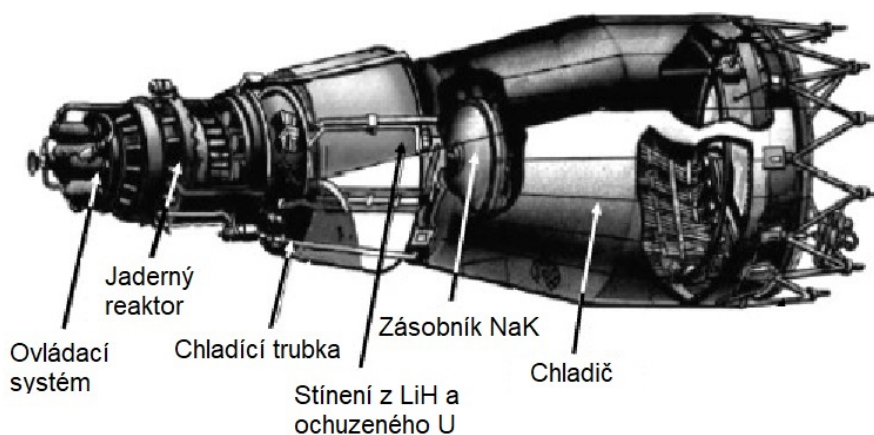
<sup>6</sup>Pod dalším názvem YENISEI.

Reaktor byl chlazen slitinou NaK-78 a pracoval při výstupní teplotě 700 °C. Maximální teplota AZ dosahovala 1600 °C [7].

Reaktor dále obsahoval 12 otočných Be válců fungujících jako radiální reflektor. V těchto válcích se nacházely úzké hranaté segmenty z karbidu boru ( $B_4C$ ), které sloužily k absorpci neutronů a regulovaly výkon reaktoru (např. během startu).

Stínění se skládalo z vrstvy LiH a ochuzeného uranu a fungovalo opět jako stínění před gama zářením a před neutrony. Vše bylo zapouzdřeno nerezovou ocelí.

Celý systém měl délku 4,7 m a chladič v nejširším místě dosahoval průměru 1,3 m. Schéma tohoto systému vykresluje obrázek 6, popřípadě jeho model zachycuje obrázek 34 v příloze.



**Obrázek 6:** Schéma systému TOPAZ-I, přeloženo z angličtiny. Převzato z [6].

### 1.2.5 Jaderný reaktor TOPAZ-II

Tepelný mikroreaktor TOPAZ-II se vyvíjel ve stejném období jako reaktor TOPAZ-I, ale na rozdíl od něj se do vesmíru nikdy nedostal [6].

Fungoval na velmi podobném principu a skládal se z podobných součástí. Největším rozdílem byl počet TFE a jejich struktura. V reaktoru TOPAZ-I jich bylo 79 a skládaly se z 5 TIČ, zatímco v reaktoru TOPAZ-II jich bylo 37 a tvořil je pouze jeden TIČ.

Moderátor ZrH byl ve formě monolitického bloku, ve kterém byly zasunuty jednotlivé TFE. Byl chlazen slitinou NaK-78 a reflektor tvořily Be válce. Dosahoval podobných výkonů jako TOPAZ-I, ale oproti němu byl koncipován na dlouhodobější, až 3letý provoz. Reaktor vážil 1060 kg [6][7].

Po rozpadu Sovětského svazu byl reaktor v roce 1992 prodán do USA. Dobo-ovou fotografií zobrazuje obrázek 35 v příloze. Zde byl testován a modernizován na elektrický výkon 40 kW, ale po pár letech byl projekt ukončen [7].

### 1.2.6 Havárie reaktorů

Projekt RORSAT měl i své stinné stránky. První nehoda nastala v roce 1973 krátce po startu a celý systém byl zničen. Další, a tentokrát už závažnější, zastihla misi Kosmos-954, jejíž reaktor se při návratu na Zemi rozpadl a radioaktivní úlomky dopadly na Kanadu. Tento incident byl závažnější i z toho důvodu, že nešlo o čerstvé, ale již použité palivo, tudíž úlomky obsahovaly nebezpečné produkty štěpení, převážně  $^{90}\text{Sr}$  a  $^{137}\text{Cs}$ . Z tohoto důvodu byla upravena konstrukce tak, aby se v případě havárie použité palivo oddělilo od zbytku lodi a shořelo v atmosféře (v dostatečné výšce, kde by se dostatečně rozptýlilo). To se stalo v roce 1983, kdy se po nehodě palivo oddělilo a shořelo nad Atlantikem. Všechny tyto havárie proběhly u reaktoru BES-5 [5].

Rozpadem Sovětského svazu a zřejmě i kvůli masivním protestům veřejnosti, byl projekt RORSAT po roce 1988 zrušen. Reaktor TOPAZ-II byl prodán Národnímu úřadu pro letectví a vesmír (NASA – National Aeronautics and Space Administration) do USA na testování, aby zrychlil vývoj amerického jaderného reaktoru, a další spolupráce probíhaly na mezinárodní úrovni v rámci programu TIP (Topaz International Program). Po pár letech byl ale i tento program ukončen, a to hlavně kvůli stagnujícím vesmírným projektům, kdy takto výkonný reaktor neměl v žádné budoucí misi uplatnění [5][12].

## 1.3 Pozdější projekty

Ve Spojených státech i v novodobém Rusku došlo od osmdesátých a devadesátých let 20. století k několika dalším pokusům o vývoj nového typu VJR. Některé byly úspěšné a běží dodnes, jiné už byly ukončeny. Mezi ty nejvýznamnější patří americké reaktory SP-100, SAFE-400, HOMER-15 a v neposlední řadě nejaktuálnější projekt KiloPower a jeho reaktor KRUSTY<sup>7</sup>, kterému se věnuje další kapitola této práce [7].

Většina novodobých projektů spadá do kategorie tzv. HPS (Heatpipe Power System) reaktorů. Jde o skupinu rychlých modulárních mikroreaktorů konstruovaných na provoz ve vesmíru, které jsou schopny dodávat elektrický výkon do 100 kW po dobu deseti let. Jsou vyvíjeny od roku 1994 v Národní laboratoři v Los Alamos (LANL – Los Alamos National Laboratory) s velkým důrazem na bezproblémový provoz. Díky tepelným trubicím vyrábí elektřinu pomocí Stirlingova motoru<sup>8</sup> nebo

<sup>7</sup>Je až neuvěřitelné, kolik práce si zaměstnanci NASA a LANL dají s vymyšlením akronymů pro nové VJR. Po reaktoru HOMER a KRUSTY byl v roce 2012 ještě sestrojen experiment DUFF. Asi se inženýři rádi dívají na Simpsonovi.

<sup>8</sup>Jde o tepelný stroj s uzavřeným oběhem. Skládá se ze dvou izotermických a ze dvou izobarických dějů.

(uzavřeného) Braytonova cyklu<sup>9</sup> [7].

Tepelná trubice je zařízení k přenosu tepla, které využívá přirozenou konvekci a fázovou přeměnu. Na horkém konci kapalina pod nízkým tlakem přijímá teplo, tím se odpařuje a přechází na chladnější konec, kde kondenzuje, čímž teplo opět uvolňuje. Poté se kapalina vrací zpět na začátek gravitací nebo kapilárním působením. Tím se cyklus opakuje [7].

### 1.3.1 Jaderný reaktor SP-100

Projekt vesmírného mikroreaktoru SP-100 (Space reactor Prototype) vznikl v osmdesátých letech 20. století díky iniciativě amerického ministerstva obrany (DOD – Department of Defense), ministerstva energetiky (DOE – Department of Energy) a organizaci NASA. Mělo jít o sestavu rychlých reaktorů o výkonech 10–100 kWe, které by bylo možné výkonově přizpůsobovat požadovaným misím. V roce 1994 byl projekt po několika pozemních testech zrušen [13].

Následující koncepce reaktoru vychází z literatury [13].

Reaktor SP-100 byl navržen tak, aby dosahoval tepelného výkonu 2,4 MW a elektrického výkonu 0,1 MW po dobu sedmi let. Elektřinu by vyráběl pomocí 12 Si-Ge TEČ.

Jako palivo by využíval nitrid uranu (UN) v 858 PP. Každý PP měl obsahovat axiální BeO reflektor a pokrytí na bázi rhenia, zirkonia a niobu (Re/Nb-1Zr). AZ měla být uspořádaná do trojúhelníkové mříže.

K regulaci by sloužilo 12 posuvných beryliových reflektorů okolo reaktoru a 3 B<sub>4</sub>C řídicí tyče uvnitř AZ.

Chlazení reaktoru bylo velmi komplikované. Mělo se skládat ze série několika primárních smyček, které měly odvádět teplo z AZ pomocí tekutého lithia na primární stranu TEČ, a sekundárních smyček, které pomocí slitiny NaK odváděly teplo ze sekundární strany TEČ do velkého chladiče. Chladivo ve smyčkách mělo být poháněno pomocí tzv. termoelektrických elektromagnetických pump. Uvnitř chladiče by byly dále použity tepelné trubice k rovnoměrnějšímu a lepšímu přenosu tepla.

Stínění se mělo skládat ze 2 vrstev. První vrstva tvořená LiH a B<sub>4</sub>C by sloužila k absorpci neutronů a druhá vrstva z ochuzeného uranu ke stínění gama záření.

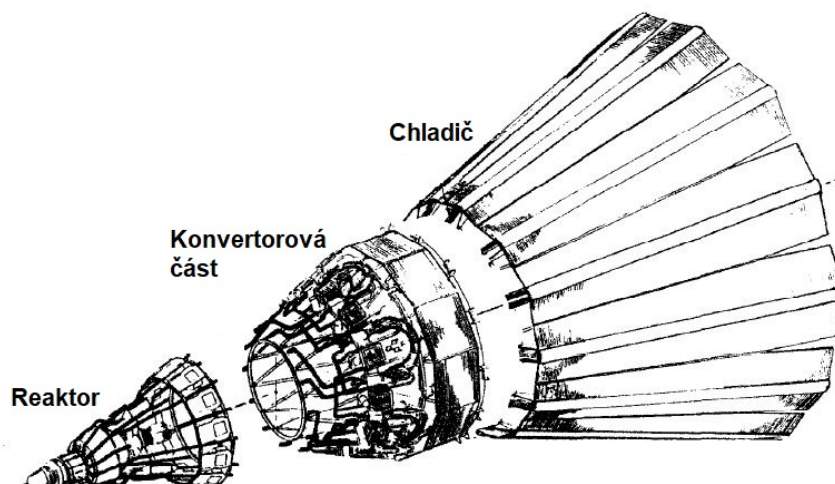
Celý systém měl vážit 4600 kg.

Nákres systému SP-100 zobrazuje obrázek 7. Je na něm zobrazen reaktor, kde by docházelo k řízené štěpné řetězové reakci, dále konvertorová část, kde by docházelo pomocí TEČ k transformaci tepelné energie na elektrickou energii, a chladič.

---

<sup>9</sup>Jde o tepelný stroj opět s uzavřeným oběhem. Skládá se ze dvou izobarických a ze dvou izoentropických dějů.





**Obrázek 7:** Schéma systému SP-100, přeloženo z angličtiny. Převzato z [13].

### 1.3.2 Jaderný reaktor SAFE-400

Reaktor SAFE-400 (Safe Affordable Fission Engine) byl rychlý kompaktní mikroreaktor vyvíjený kolem roku 2000 společností NASA. Svoji koncepcí spadal do skupiny HPS reaktorů. I tento projekt byl nakonec ukončen a reaktor se do vesmíru nedostal [7].

Následující popis reaktoru pochází z literatury [14].

Reaktor měl dosahovat tepelného výkonu 400 kW, který by převáděl na elektrický výkon 100 kW pomocí uzavřeného Braytonova cyklu.

Celá AZ měla být rozdělena do 127 podoblastí. Každá podoblast by obsahovala tři PP z UN (s obohacením uranu 97%) s rheniovým pokrytím. Těmito třemi PP měla být obložena centrální tepelná trubice z Mo-44Rh a s tekutým sodíkem, který měl odvádět teplo z AZ. Reaktor by tedy neobsahoval žádné čerpadlo. Výstupní teplota sodíku měla dosahovat 880 °C a AZ maximální teploty 1020 °C [7].

Reaktor měl být obklopen šesti Be válci s příměsí B<sub>4</sub>C, které měly sloužit jako reflektor a zároveň jako absorbátor.

Stínění se předpokládalo z LiH.

Znalosti z tohoto projektu byly následně použity k výrobě jiného HPS reaktoru KRUSTY v rámci projektu KiloPower.

Přehled všech zmiňovaných reaktorů a jednotlivých komponentů zobrazuje tabulka 1.

Tabulka 1: Přehled reaktorů vyvinutých pro provoz ve vesmíru.

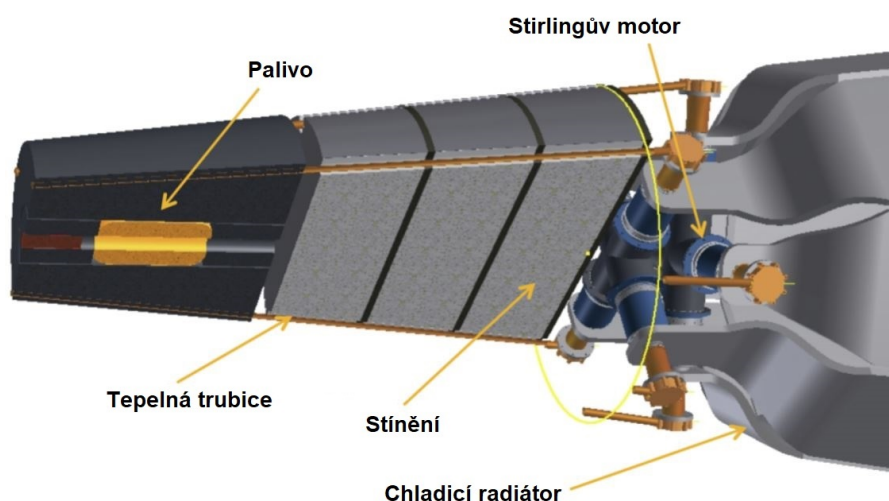
	SNAP-10A (USA)	BES-5 (SSSR)	TOPAZ-I (SSSR)	TOPAZ-II (SSSR)	SP-100 (USA)	SAFE-400 (USA)
Období vývoje	1960	1970	1980	1990	1980	2000
Teplný výkon (kW)	35	100	150	135	2400	400
Elektrický výkon (kW)	0,5–0,6	3	5,5	6	100	100
Způsob výroby elektřiny	TE články	TE články	TI články	TI články	TE články	Brayton
Palivo	UZrH	UMo	UO <sub>2</sub>	UO <sub>2</sub>	UN	UN
Obohacení uranu (%)	93	90	96	96	?	97
Hmotnost reaktoru (kg)	430	390	320	1 061	4 600 (celek)	541
Neutronové spektrum	epitermální	rychlé	epitermální	epitermální	rychlé	rychlé
Moderátor	ZrH	–	ZrH	ZrH	–	–
Reflektor	Be	Be	Be	Be	Be	Be
Absorbátor/řídící tyč	–	–	B <sub>4</sub> C	B <sub>4</sub> C	B <sub>4</sub> C	B <sub>4</sub> C
Chlazení	NaK-78	NaK-78	NaK-78	NaK-78	Li	Na
Výstupní teplota (°C)	560	700	700	?	1100	880
Max. teplota AZ (°C)	585	?	1600	?	1377	1020



## 2 Program KiloPower a jaderný reaktor KRUSTY

Program SNAP v šedesátých letech 20. století stál miliardy dolarů a část s VJR nenesla žádné výsledky. Stejně tak všechny další iniciativy o znovuzavedení projektu vesmírného mikroreaktoru v pozdějších letech. Navíc velkou roli sehrál i klesající zájem o nové vesmírné mise, a tedy i fakt, že by takto výkonné systémy<sup>10</sup> neměly vůbec žádné uplatnění [15].

Jedním z důvodů, proč všechny předchozí pokusy selhaly, byl i ten, že byly tyto systémy příliš složité. Mnoho pohybujících se součástí pouze zvyšovalo pravděpodobnost poruchy a navíc byl jejich vývoj velmi nákladný (s ohledem na fakt, že ani nebyly využity). Právě proto se koncept nových VJR vydal cestou HPS reaktorů. Schematické uspořádání takového reaktoru zobrazuje obrázek 8.



**Obrázek 8:** Schéma HPS reaktoru, přeloženo z angličtiny. Převzato z [16].

Novodobý americký vývoj VJR nové generace by se dal shrnout do 4 fází:

1. Experiment DUFF – uskutečnil se v roce 2012 a šlo o velmi rychlé a levné odzkoušení technologie HPS reaktorů v praxi. Výsledek byl pozitivní, tedy že tato konfigurace umí dosáhnout kritičnosti, stejně tak, že tepelné trubice jsou schopny odvádět teplo a pomocí Stirlingova motoru ho měnit na elektřinu [16].
2. Program KiloPower – projekt HPS reaktorů o výkonech mezi 1–10 kWe. Probíhá od roku 2015 a čerpá např. z předešlých konceptů reaktorů SAFE-400 a HOMER-14.

<sup>10</sup>Pro připomínku, NASA v devadesátých letech počítala s myšlenkou reaktorů o výkonech až 100 kWe.

3. Vývoj reaktoru KRUSTY – ten vznikl od roku 2015 a byl zakončen finálním testem v dubnu 2018.
4. Výroba konkrétního VJR a jeho následné použití ve vesmíru – zatím není naplánována žádná konkrétní mise.

Všem těmto bodům se věnuje následující kapitola. Reaktor KRUSTY byl dále díky jeho ověřené funkčnosti, dostupným informacím a veliké perspektivě v budoucnu vybrán k bližšímu studiu, ve kterém bude detailně popsána jeho geometrie, bude vytvořen neutronický model ve výpočetním kódu Serpent 2 a provedena simulace popisující jeho vlastnosti.

## 2.1 Experiment DUFF

Prvním krokem k nové generaci VJR byl experiment DUFF (Demonstration Using Flattop Fissions) v září roku 2012 v Nevadě. Na jeho přípravě se podílelo Glenново výzkumné středisko NASA (NASA GRC – NASA Glenn Research Center) s LANL, vše pod záštitou Národního úřadu pro jadernou bezpečnost (NNSA – National Nuclear Security Administration). Šlo především o test, jestli je tato konfigurace a idea HPS reaktorů vůbec reálná. V tomto experimentu se využilo experimentální, 50 let staré zařízení Flattop, jedna tepelná trubice a dva Stirlingovy motory [16]. Konfigurace experimentu byla následovná:

**Zařízení Flattop** byl jednoduchý kulový reaktor sestávající se z vysoce obohaceného uranového paliva (93,15%), z reflektoru z přírodního uranu a z hydraulického systému. Celá tato sestava vážila více než 1 tunu s vnějším kulovým průměrem cca 50 cm [16].

**Tepelná trubice** o průměru 12,7 mm a délce 1,14 m byla pouze jedna, vedla skrz AZ a odváděla generované teplo do Stirlingova motoru. S ohledem na bezpečnost byla teplota v AZ pouze 300 °C (u vesmírných reaktorů se počítá s teplotou kolem 800 °C), proto ke chlazení nemohl být použit sodík, ale byla použita voda [16].

Dva jedno-pístové **Stirlingovy motory** byly upevněny k měděnému bloku, ke kterému byla napojena tepelná trubice. Vyráběly elektřinu pomocí lineárního alternátoru [16].

Tento systém se osvědčil a dosáhl kritičnosti. Stal se tak prvním jaderným reaktorem využívající tepelnou trubici, Stirlingův motor a navíc šlo o první řízenou štěpnou řetězovou reakci sestavy pro vesmírný provoz za více než 40 let. Produkoval

24 W elektrických, stál méně než 1 milion dolarů a byl uskutečněn v horizontu 6 měsíců [7][16][17].

Konfiguraci experimentu DUFF vyobrazuje obrázek 36 v příloze.

## 2.2 Program KiloPower

Vývoj projektu KiloPower probíhá od roku 2015 a podílí se na něm inženýři z NASA GRC ve spolupráci s LANL, NNSA a DOE. Na projektu se dále podílí Národní testovací střelnice v Nevadě (NNSS – Nevada National Security Site) a Národní bezpečnostní komplex Y-12 (NSC Y-12 – National Security Complex Y-12) [18].

Jde o sérii modulárních HPS reaktorů o elektrických výkonech v rozmezí 1 kW až 10 kW a s dobou provozu nejméně 10 let [17].

Jejich využití by mělo být jak pro sondy a vesmírné lodě (slabší konfigurace), tak jako budoucí zdroje energie při průzkumu Měsíce, Marsu a dalších planet ve Sluneční soustavě<sup>11</sup> [15]. Vizualizace těchto reaktorů při provozu zobrazují obrázky 37 a 38 v příloze. Obrázek 39 v příloze ukazuje možnou konfiguraci sondy s reaktorem KiloPower při startu a při provozu ve vesmíru<sup>12</sup>.

### 2.2.1 Jaderné reaktory KiloPower

Základní komponenty systému Kilopower jsou palivo, reflektor, stínění, řídicí tyč, tepelné trubice, Stirlingovy motory a chladicí radiátor. Toto schéma zobrazuje obrázek 9 [17].

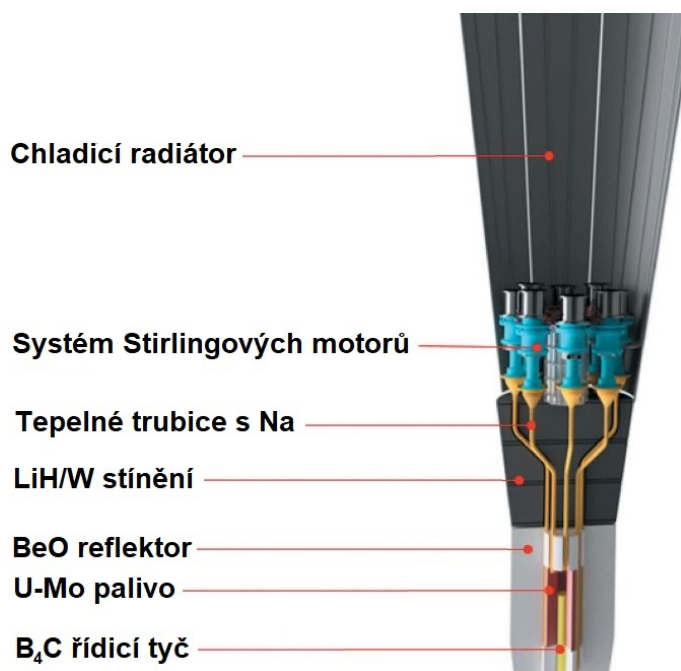
Následující popis systému KiloPower je převzat z literatury [17].

Velký důraz se zde klade na jednoduchost a kompaktnost (reaktorová nádoba v případě konfigurace s nižším, 1 kW elektrickým výkonem by se mohla pohybovat okolo pouhých 15 cm v průměru a výšce 50 cm). Celý systém by měl být pasivní a bezúdržbový. Jedinými pohyblivými se částmi by byly Stirlingovy motory a řídicí tyč, u které se předpokládá, že bude použita maximálně 1–2x za rok, a to pouze k lehkému seřízení provozní teploty, která by se měla pohybovat okolo 800–900 °C. Maximální tepelný výkon by nepřesáhl 100 kW. Co se týče jednotlivých částí:

Jako **palivo** se předpokládá jednolitý blok z uran-molybdenové (U-Mo) slitiny s vysokým obohacením (přes 90 %) uranu. Pevný blok paliva zabraňuje potenciálnímu pohybu mříže a PP.

<sup>11</sup>NASA předpokládala využití 4 jednotek 10 kWe reaktorů KiloPower při průzkumu Marsu [7].

<sup>12</sup>Pro srovnání, sonda s reaktorem KiloPower o výkonu 8 kWe by vážila srovnatelně se sondou s radioizotopovým zdrojem <sup>238</sup>Pu, ale o výkonu jen 4 kWe [18].



**Obrázek 9:** Schéma systému KiloPower, přeloženo z angličtiny. Převzato z [17].

K odvodu tepla slouží **tepelné trubice**, které jako pracovní látku používají tekutý sodík. Každá trubice pracuje nezávisle na ostatních, proto jakákoliv jejich porucha neovlivní ty zbylé. Reaktor je navíc koncipován tak, aby v případě poruchy několika trubic byly okolní trubice schopny uchlazení postiženou část a reaktor tak nebyl vyřazen z provozu. Použití tepelných trubic je výhodné i díky tomu, že není potřeba čerpadel, které pouze zvyšují pravděpodobnost poruchy a ničí ideu bezúdržbovosti.

Každá z těchto trubic prochází skrz AZ a palivo a odvádí teplo do **Stirlingových motorů**. Ke každé trubici je posléze napojen právě jeden motor.

Předpokládá se využít axiální a radiální **reflektor** z oxidu berylnatého (BeO).

**Řídicí tyč** z karbidu boru (B<sub>4</sub>C) slouží jednak k úpravě provozní teploty, ale i k nastartování řetězové reakce. Reaktor je navržen tak, aby nedosáhl kritičnosti, pokud nebude plně vytažena řídicí tyč a pokud nebude AZ obklopena radiálním reflektorem.

Stirlingovy motory budou od AZ chráněny **stíněním** kombinované LiH a wolfrámem.

Nakonec **chladicí radiátor** bude sloužit k ochlazení sekundární strany Stirlingových motorů.

### 2.2.2 Potenciální mise a budoucí plány

Pokud by se reaktory KiloPower osvědčily jako funkční a spolehlivé, využila by se jejich znalost k vývoji jejich následovníků, tzv. program MegaPower. Jak název napovídá, šlo by o reaktory o elektrickém výkonu až 2 MW. Tyto reaktory by využívaly otevřený Braytonův cyklus a palivo s nižším obohacením uranu (16–18 %). Celý systém by vážil zhruba 40 tun, byl by 4 m vysoký s průměrem 2 m. Kvůli otevřenému Braytonovu cyklu by se nevyužíval ve vesmíru, ale například jako zdroj elektrické energie na vojenských základnách [7].

Co se týče budoucích misí, žádná konkrétní využívající reaktor KiloPower zatím nebyla naplánována.

## 2.3 Jaderný reaktor KRUSTY

Nebude-li psáno jinak, bude popis reaktoru KRUSTY převzat z literatury [17].

Jak již bylo několikrát zmíněno, reaktor KRUSTY (Kilowatt Reactor Using Stirling TechnologY) je prototyp experimentálního rychlého mikroreaktoru, sestaveného v letech 2015–2018 v rámci programu KiloPower. Navazuje na experiment DUFF a pomohl otestovat koncept VJR KiloPower.

Jde o mikroreaktor o tepelném výkonu 4 kW, které pomocí 8 tepelných trubic a Stirlingových motorů převádí na elektrickou energii o výkonu 1 kW. V letech 2016–2018 proběhlo jeho rozsáhlé testování, které bylo rozděleno do několika fází. Vše bylo zakončeno v roce 2018 ostrým 28h provozem, během kterého reaktor splnil veškerá očekávání a požadavky. Jeho vývoj trval pouze 3 roky a stál méně než 20 milionu dolarů, čímž předčil veškeré předchozí projekty.

Geometrické uspořádání reaktoru KRUSTY je téměř shodné s výše popsáním popisem VJR KiloPower, ale kvůli tvorbě neutronického modelu je v následujících odstavcích rozebráno podrobněji. Následující kapitoly tedy popisují jednotlivé komponenty, včetně přesného materiálového složení a jejich rozměrů.

### 2.3.1 Palivo

Jako palivo využil KRUSTY uran-molybdenový blok s 7,65% podílem molybdenu ( $U_{7,65}Mo$ ). Hmotnost tohoto bloku byla 32,2 kg a hustota 17,34 g/cm<sup>3</sup>. Izotopové složení uranu zobrazuje tabulka 2. Dále palivo obsahovalo drobné příměsi Np, Si, Fe, Ni, W, B a mnoho dalších, přičemž hmotnostní podíl těchto nečistot byl řádu maximálně desetin promile. Dodavatelem paliva byla společnost NSC Y-12.

Palivový blok tvořily 3 válce o vnějším průměru 11 cm, celkové výšce 25 cm (každý válec byl vysoký 8,33 cm) a s vnitřním průměrem 4 cm. Po obvodu bylo 8 výřezů pro tepelné trubice.

**Tabulka 2:** Izotopové zastoupení uranu v reaktoru KRUSTY [17].

Izotop uranu	Hmotnostní podíl (%)
$^{234}\text{U}$	1,0
$^{235}\text{U}$	93,1
$^{236}\text{U}$	0,5
$^{238}\text{U}$	5,4

Společnost NSC Y-12 rovněž dodala stejně veliké U-Mo bloky s ochuzeným uranem pro sérii nejaderných testů.

### 2.3.2 Řídící tyč

Řídící tyč byla jenom jedna v palivové šachtě o průměru 4 cm. Skládala se z několika na sebe naskládaných disků a byla zasouvaná zespodu. Byla vytvořena z  $\text{B}_4\text{C}$  s 96% podílem  $^{10}\text{B}$ . Hustota činila  $2,15 \text{ g/cm}^3$ .

### 2.3.3 Tepelné trubice

Tepelných trubic po obvodu bylo 8 s vnějším průměrem 1,27 cm a tloušťce stěny 0,89 mm. Byly vytvořeny ze slitiny Haynes 230 (materiál na bázi velkého podílu niklu) o hustotě  $8,97 \text{ g/cm}^3$  [19]. Složení slitiny Haynes 230 zobrazuje tabulka 7 v příloze.

Trubice začínaly 7,62 cm pod úrovní paliva, směřovaly vzhůru a po dvou záhybech se napojovaly na Stirlingovy motory. Délka každé tyče činila přibližně 100 cm.

Pracovní látku tvořil tekutý sodík, 15 g v každé trubici. Trubice měly pórovité vnitřní pokrytí z niklu. Při pozemních testech se chladnější sodík vracel na teplý konec převážně díky gravitačnímu působení. To by ale nefungovalo ve vesmíru, kde je gravitační působení velmi malé. Právě proto byly trubice zevnitř pokryty pórovitou vrstvou niklu, která kapilárním působením napomáhala chladiivu vracet se zpět na teplý konec. Mezi trubicemi a palivem byla vložena tenká měděná folie, která pomáhala k lepšímu přenosu tepla.

Trubice byly k palivu přitisknuty šesti kruhovými svorkami o tloušťce 0,318 cm a vnějším průměru 12,13 cm ze slitiny Haynes 230, díky kterým celá soustava držela pohromadě.

### 2.3.4 Reflektor

Reflektor byl vytvořen z oxidu berylnatého ( $\text{BeO}$ ), konkrétně z materiálu Thermalox® 995 (ten obsahuje minimálně 99,5 % čistého  $\text{BeO}$ ) o hustotě  $2,85 \text{ g/cm}^3$  [20].

Dva axiální reflektory, nad a pod palivem, byly vysoké 10,16 cm a byla jimi vyplněna vakuová nádoba. Radiální reflektor obklopoval vakuovou nádobu a byl rozdělen na dvě části. Horní část byla nepohyblivá a spodní část byla vysouvací. Tento systém byl zvolen z bezpečnostních důvodů kvůli testování. Pokud by spodní část reflektoru nebyla vysunuta, reaktor by nikdy nedosáhl kritičnosti. S celým tímto systémem pohybovala výsuvná plošina COMET. Radiální reflektor měl vnitřní průměr 14,5 cm a vnější 38,1 cm.

### 2.3.5 Vakuová nádoba a izolace

Vakuová nádoba obklopovala AZ a oba axiální reflektory. Byla z nerezové oceli 316 (SS316) o hustotě  $8,0 \text{ g/cm}^3$ , výšce 52,5 cm, vnějším průměru 13,3 cm a tloušťce stěny 0,305 cm. Uvnitř bylo vakuum [21].

Po vakuové nádobě následovaly 4 mm mezery a po nich 0,086 cm objímky z nerezové oceli 321 (SS321) o hustotě  $7,9 \text{ g/cm}^3$ . Ta zde byla jako zábrana mezi pohybujícím se radiálním reflektorem a vakuovou nádobou [21].

Materiálové složení obou nerezových ocelí popisuje tabulka 8 v příloze.

Izolace se skládala z tenké vrstvy molybdenové folie (25,4  $\mu\text{m}$  a z folie z taveného křemene (101,6  $\mu\text{m}$ ). Byla nanesena v 8 vrstvách kolem svorek a paliva, v 16 vrstvách kolem tepelných trubic (mimo palivovou část) a ve 4 vrstvách nad a pod palivem.

### 2.3.6 Stínění

Radiální stínění se skládalo ze 4 masivních bloků z nerezové oceli 304 (SS304) o hustotě  $8,0 \text{ g/cm}^3$  vysokých 63,1 cm. Byly poskládány kolem radiálního reflektoru, takže tvořily objímku o vnitřním průměru 42 cm a vnějším průměru 101,9 cm [21].

Spodní část vakuové nádoby byla obložena SS304 o vnějším průměru 39,7 cm a vnitřním 14,3 cm, která zároveň sloužila jako podpora pro radiální reflektor. Nádoba stála na 5,08 cm vrstvě z přírodního  $\text{B}_4\text{C}$ , pod kterou byla další vrstva 7,62 cm SS304. Vše bylo usazeno na hliníkové desce pohybující se plošiny COMET, která pohybovala s radiálním reflektorem a se spodním axiálním stíněním.

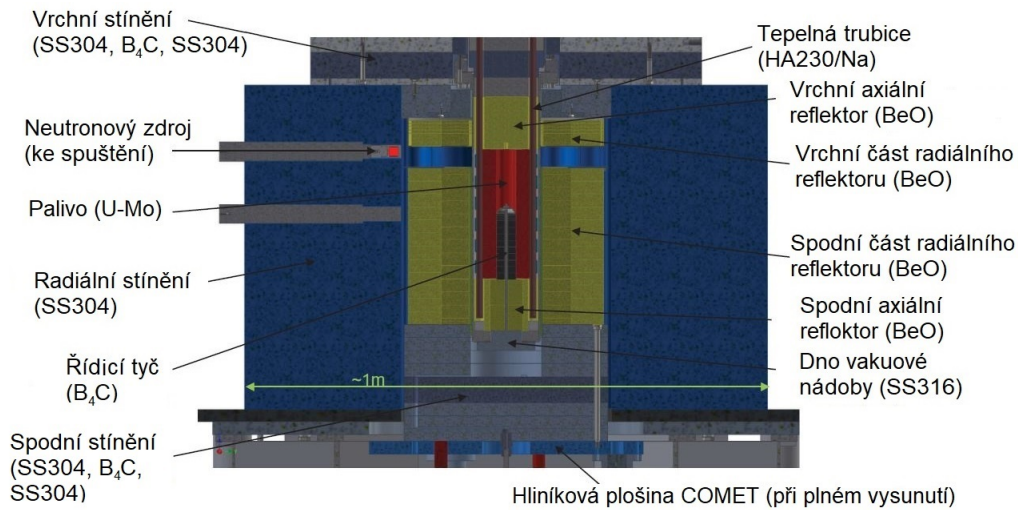
Vrchní axiální stínění se skládalo z 1,27 cm vrstvy SS304, které bylo položeno na horní části radiálního stínění. Následovalo 5,08 cm vrstvy  $\text{B}_4\text{C}$  a poté 3,08 cm SS304. Mezi touto vrstvou a radiálním reflektorem byla ještě 6,35 cm vrstva SS304.

Uvnitř vakuové nádoby byla na axiální reflektor položena 3,81 cm vysoká vrstva SS304, následovala 5,08 cm vysoká vrstva  $\text{B}_4\text{C}$  a 8,89 cm SS304.

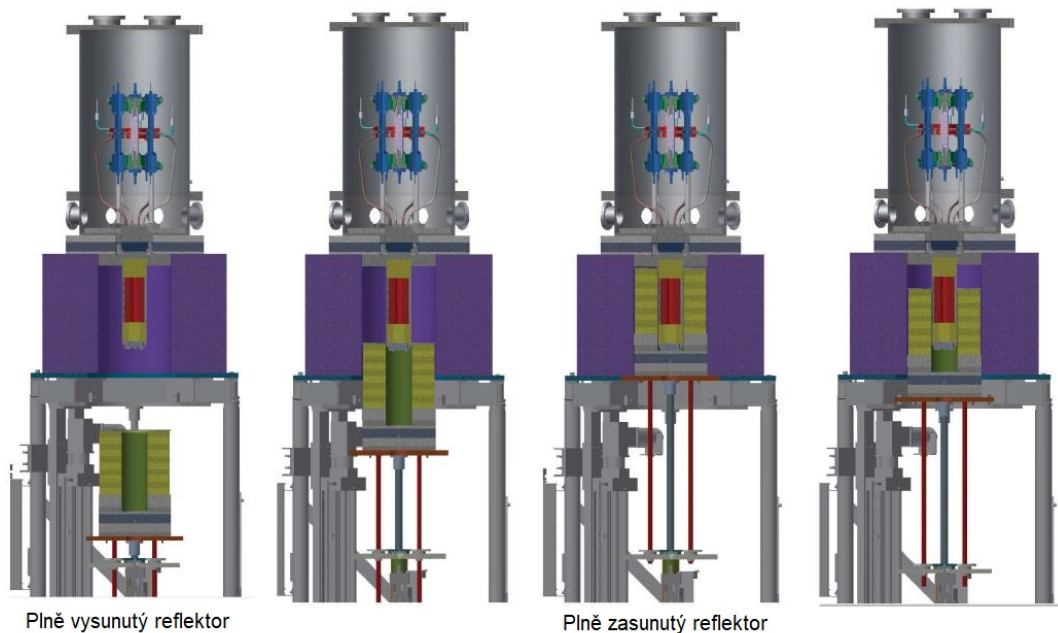
Vrchní vrstvy stínění byly dále rozčleněny do několika různých vrstev SS304 a  $\text{B}_4\text{C}$ .

Pro lepší pochopení tohoto rozčlenění je k dispozici obrázek 10. Dále vizualizaci výsuvné plošiny COMET, která pohybovala se spodní částí radiálního reflektoru,

a tím i moderovala samotný reaktor, schematicky znázorňuje obrázek 11.



**Obrázek 10:** Schéma reaktoru KRUSTY, přeloženo z angličtiny. Převzato z [17].



**Obrázek 11:** Schéma plošiny COMET, přeloženo z angličtiny. Převzato z [22].

Fotografii systému KRUSTY s plošinou COMET zobrazuje obrázek 40 v příloze. Stejně tak fotografii sestavy paliva s tepelnými trubicemi a model systému KRUSTY (bez vakuové nádoby, stínění, řídicí tyče a radiálního reflektoru) zobrazují obrázky 41 a 42 v příloze.



## 3 Neutronický model jaderného reaktoru KRUSTY

Neutronický model ve výpočetním kódu Serpent 2 byl připraven podle všech dostupných rozměrů a informací zmiňovaných v předešlé kapitole, pouze v některých částech musela být zhotovena jistá zjednodušení. Mezi tato zjednodušení patřila:

- vakuová nádoba, která byla modelována jako válec, jelikož nebyly zjištěny rozměry zaoblení dna a víka nádoby. Vliv na výpočty lze odhadnout jako zanedbatelný, protože se jednalo o oblast mimo AZ reaktoru a navíc šlo o velmi tenkou vrstvu materiálu, který neabsorbuje významně neutrony.
- Oblast okolo vrchního axiálního stínění, kde nebylo zjištěno přesné rozmístění stínících bloků a elektronických součástí, které byly zcela vynechány.
- Byla vynechána tepelná izolace. Opět šlo o velmi tenkou část materiálu v řádu jednotek mikrometrů, která by měla při výpočtech zanedbatelný vliv.
- U tepelných trubic bylo zanedbáno vnitřní pórovité pokrytí a byly modelovány s konstantní hustotou po průřezu. Chladicí médium bylo uvažováno jako nehybná vrstva sodíku.
- Byl zcela vynechán mechanismus pro posun řídicí tyče. Ten by se nacházel mimo AZ a jeho vliv na výpočty by byl rovněž zanedbatelný.

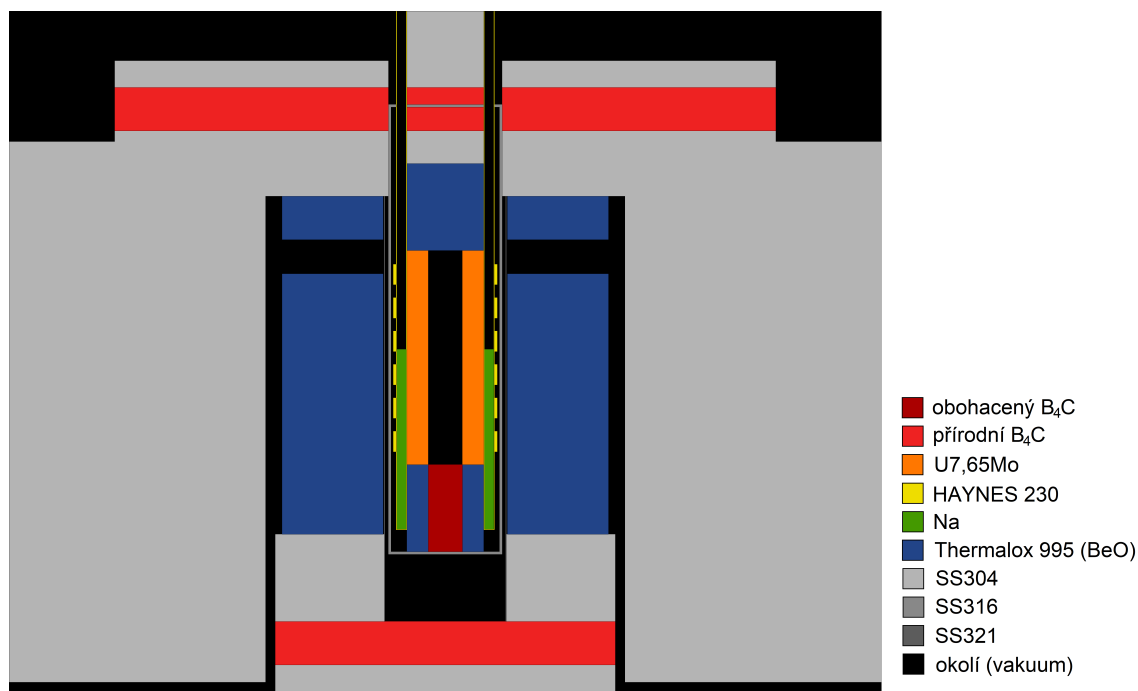
Model byl připraven v řezu od plošiny COMET až po vrchní část axiálního stínění a průřezy tímto modelem zobrazují obrázky 12, 13 a 14.

Materiálové složení jednotlivých komponent, včetně jejich hustot, je rovněž popsáno v předchozí kapitole. Izotopové zastoupení bylo uvažováno přírodní dle [23]. Pro hustotu a rozměry všech pevných částí byly brány hodnoty při atmosferickém tlaku a teplotě 20 °C. Model tedy neuvažuje žádné tepelné rozpínání. Jako teploty byly uvažovány teploty během provozu. Ty jsou zobrazeny v tabulce 3.

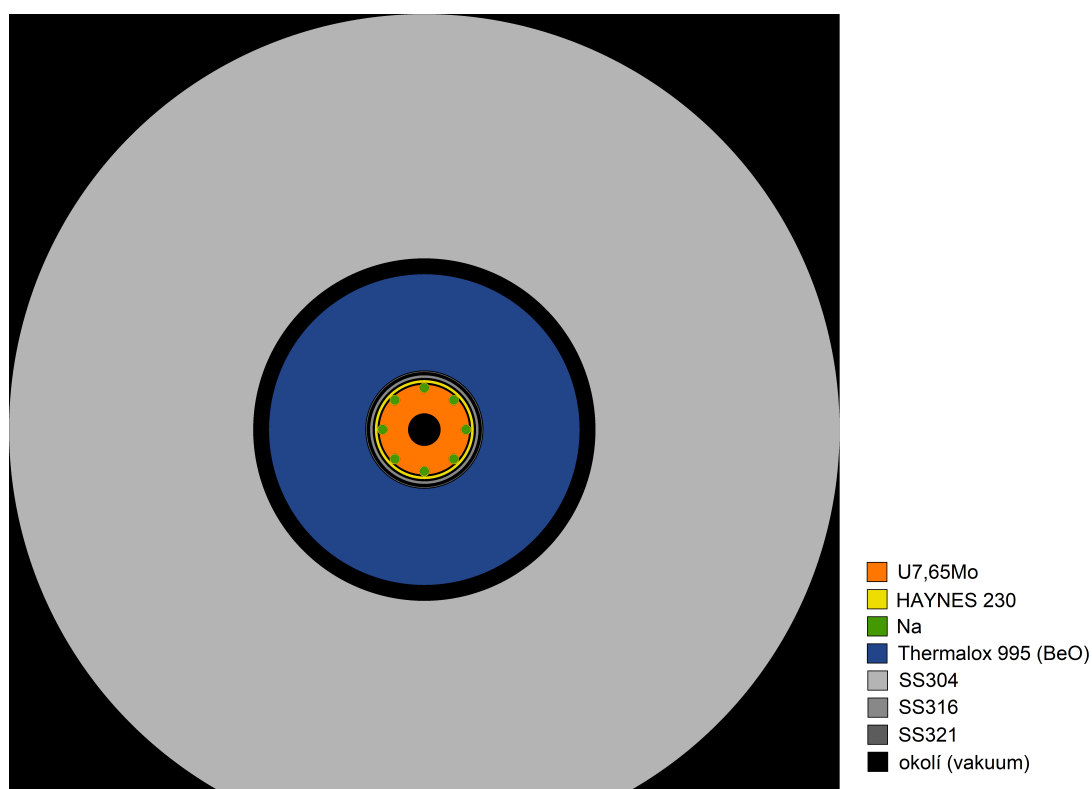
Pro tekutý sodík nebyla uvažována hustota za pokojových podmínek, ale podle tabulek [24] a pro teplotu 800 °C (což odpovídá teplotě tepelných trubic) byla interpolována hustota  $\rho_{\text{Na}} = 0,763 \text{ g/cm}^3$ .

### 3.1 Neutronické výpočty

Pro sestavený model byl určen: koeficient násobení (resp. reaktivita) pro různé pozice řídicí tyče a radiálního reflektoru, teplotní koeficient reaktivity paliva a hustota toku rychlých a tepelných neutronů.



Obrázek 12: Podélný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2.

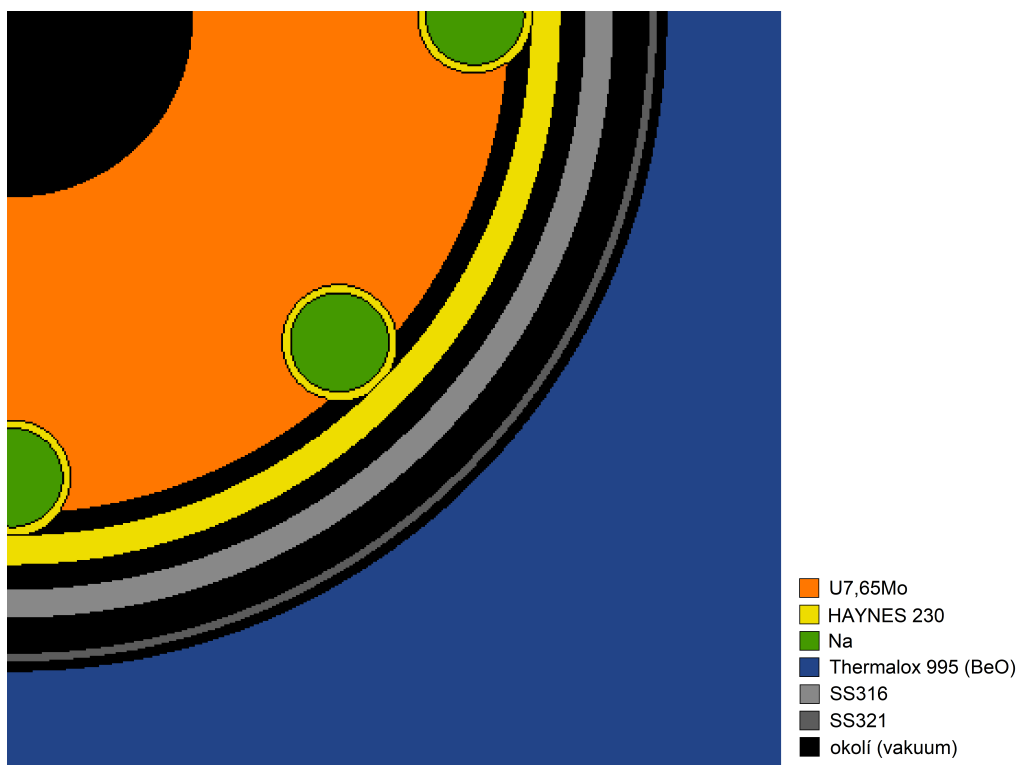


Obrázek 13: Příčný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2.

### 3.1.1 Výpočetní kód Serpent 2

Veškeré výpočty probíhaly pomocí kódu Serpent 2 [25] a s knihovnou jaderných dat EBDF/B-VIII.0 [26].

Serpent je víceúčelový třírozměrný Monte Carlo kód pro transport částic, vyví-



Obrázek 14: Příčný průřez modelem reaktoru KRUSTY v kódu Serpent 2 – přiblížení.

Tabulka 3: Provozní teploty jaderného reaktoru KRUSTY [17].

Komponenta	Provozní teplota (°C)
Palivo	820
Tepelné trubice	800
Kruhové svorky	795
Axiální reflektor	200
Vakuová nádoba	120
Radiální reflektor	70
Stínění	50

jený od roku 2004 organizací VTT Technical Research Centre of Finland a distribuován od roku 2009. Započal jako jednoduchý fyzikální kód pro reaktorové výpočty, ale současná verze Serpent 2 umožňuje mnohem dalekosáhlejší výpočty obsahující geometrie reaktorů apod. Současné využití kódu lze rozdělit zhruba do 3 kategorií:

1. tradiční aplikace reaktorové fyziky, včetně prostorové homogenizace, výpočtů kritičnosti, studií palivového cyklu, modelování výzkumných reaktorů, validace deterministických transportních kódů atd.
2. Multifyzikální simulace, tj. spojené výpočty neutroniky s termohydraulikou a termomechanikou paliva.
3. Simulace transportu neutronů a fotonů pro výpočty dávkového příkonu záření, stínění, výzkum fúze a lékařskou fyziku [27].

Další informace o výpočetním kódu jsou k dispozici v [27].

### 3.1.2 Koeficient násobení a reaktivita

Při štěpení  $^{235}\text{U}$  vzniknou 2 až 3 rychlé neutrony, které mohou zapříčinit další štěpení. Kromě toho ale mohou ze systému uniknout, mohou se absorbovat v palivu a neinicializovat štěpení, nebo se mohou zachytit v jiném materiálu (např. v řídicí tyči) [28].

Proto definujeme tzv. koeficient násobení  $k_{\text{ef}}$  vztahem:

$$k_{\text{ef}} = \frac{N_i}{N_{i-1}}, \quad (1)$$

kde  $N_i$  značí počet neutronů v jedné generaci, které způsobily štěpení a  $N_{i-1}$  značí počet neutronů v předešlé generaci způsobující štěpení [28].

Podle  $k_{\text{ef}}$  dělíme systém do 3 kategorií: podkritická, kritická a nadkritická. Pro běžný provoz se u jaderných reaktorů využívá kritické oblasti a nadkritická, resp. podkritická oblast se používá pouze pro zvýšení, resp. snížení výkonu [28].

Pro jaderné reaktory se dále definuje tzv. reaktivita  $\rho$  vztahem:

$$\rho = \frac{k_{\text{ef}} - 1}{k_{\text{ef}}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

která znázorňuje, jak hodně se reaktor vychýlil od kritického stavu [28].

Opět podle reaktivity  $\rho$  může být reaktor: podkritický, kritický nebo nadkritický [28].

Pomocí kódu Serpent 2 a vytvořeného modelu byl vypočten koeficient násobení  $k_{\text{ef}}$  v závislosti na vysunutí radiálního reflektoru a při různých pozicích řídicí tyče. Tyto pozice byly:

- 0 cm – úplné vysunutí tyče (vliv na reaktivitu nejmenší),
- 5 cm – poloviční zasunutí tyče,
- 10 cm – úplné zasunutí tyče (vliv na reaktivitu největší).

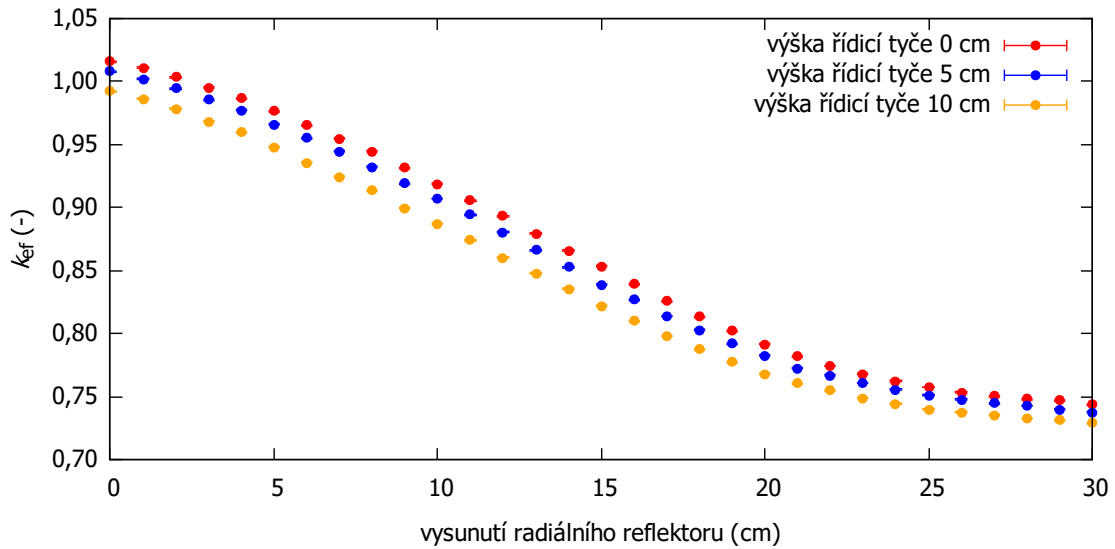
Graf této závislosti popisuje obrázek 15.

Ve výpočtu bylo použito 20 neaktivních cyklů pro ustálení rozložení neutronů a 300 aktivních cyklů pro shromažďování výsledků simulace. Pracovalo se s 10 000 neutrony.

Na grafu 15 je vidět, že při úplném vysunutí řídicí tyče a při nulovém vysunutí radiálního reflektoru je reaktor nadkritický. Konkrétně:

$$k_{\text{ef}} = 1,01573 \pm 0,00066,$$

$$\rho = (1,549 \pm 0,064) \%$$



**Obrázek 15:** Závislost mezi  $k_{ef}$  a vysunutím radiálního reflektoru při různých pozicích řídicí tyče.

Při postupném vysouvání reflektoru dochází k poklesu  $k_{ef}$  na hodnotu  $\approx 0,75$  (konkrétně při vysunutí o 25 cm) a následný pokles je jen pozvolný z toho důvodu, že při větším vysouvání je mezera mezi reflektory větší než výška paliva a radiální reflektor již palivo neobklopuje.

Obrázek 16 zobrazuje průběh  $k_{ef}$  až do vzdálenosti 80 cm (tato hodnota byla zvolena kvůli omezenému rozsahu plošiny COMET a také z toho důvodu, že pro toto rozmezí existují hodnoty pro porovnání). Další vysouvání z 25 cm na 80 cm způsobí dodatečný pokles  $k_{ef}$  pouze o 0,02 a kolem vzdálenosti 60 cm konverguje k hodnotě:

$$k_{ef} \approx 0,73,$$

což odpovídá reaktivitě:

$$\rho \approx -37 \text{ ‰}.$$

Mírnější pokles ve vzdálenostech nad 30 cm byl způsoben tím, že při postupném posuvu se zároveň oddalovala spodní část axiálního stínění, které částečně stíní i pohlcuje neutrony z AZ.

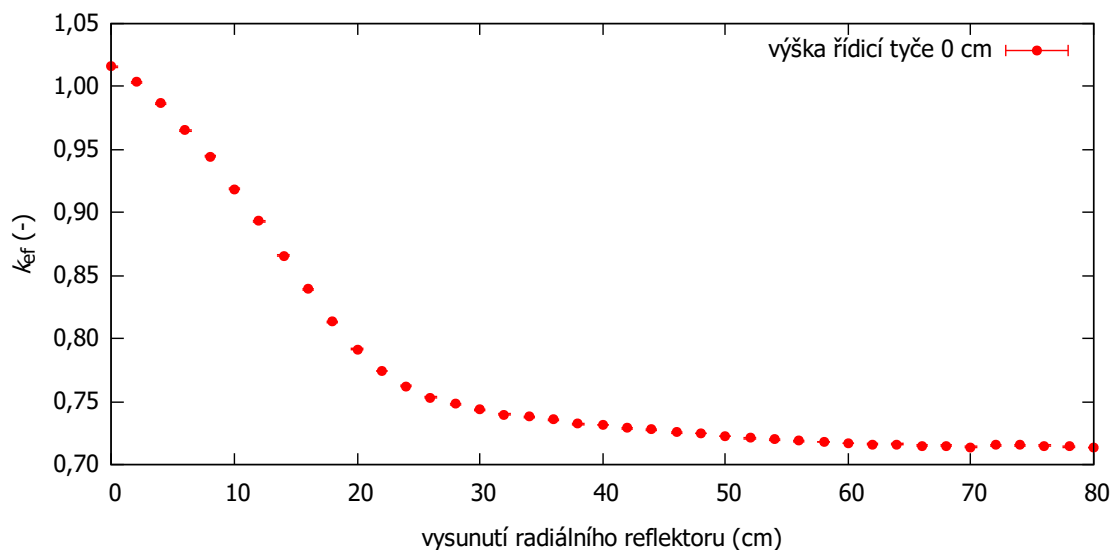
Pro srovnání, očekávaný vývoj  $k_{ef}$  zobrazuje obrázek 43 v příloze.

Při ostrém provozu reaktoru KRUSTY, tedy stavu, kdy  $k_{ef} = 1$  a řídicí tyč je plně vysunuta (pozice 0 cm, žádný vliv na reaktivitu), nebylo vysunutí reflektoru nulové, ale činilo cca 2 cm [17]. Během této simulace se kvůli řadě zmiňovaných zjednodušení této hodnoty dosáhnout nepodařilo, nicméně tohoto stavu bylo dosaženo při vysunutí 2,5 cm. Právě při této vzdálenosti byly vypočteny hodnoty:

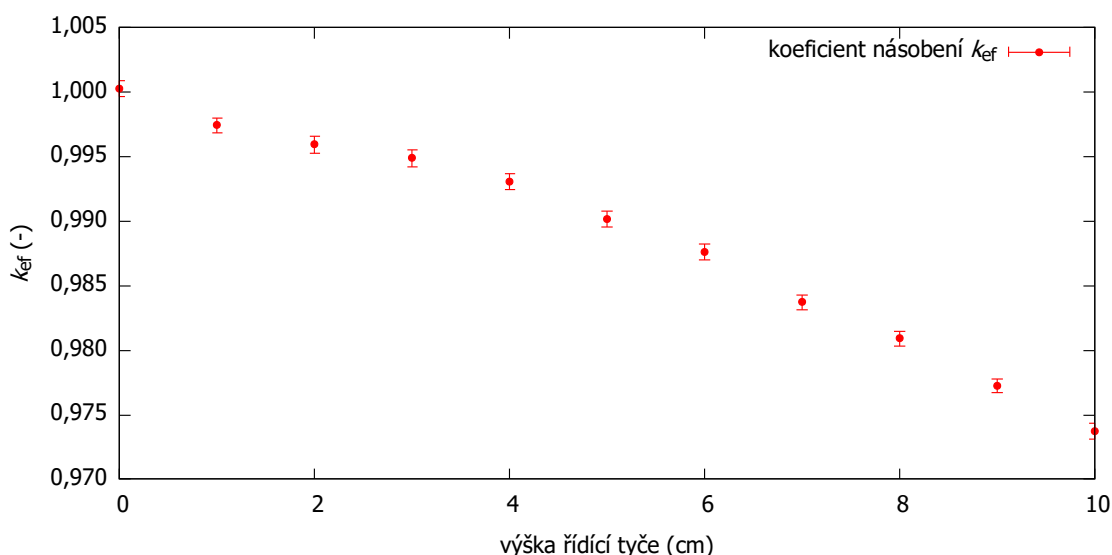
$$k_{ef} = 1,00026 \pm 0,00062,$$

$$\rho = (0,026 \pm 0,062) \text{ ‰}.$$

Pro tuto vzdálenost byla určena závislost  $k_{ef}$  na pozici řídicí tyče. Tu zobrazuje obrázek 17.



**Obrázek 16:** Závislost mezi  $k_{ef}$  a vysunutím radiálního reflektoru při úplném vysunutí řídicí tyče – celý rozsah.



**Obrázek 17:** Závislost mezi  $k_{ef}$  a polohou řídicí tyče při 2,5cm vysunutí radiálního reflektoru.

Zde lze pozorovat, že  $k_{ef}$  při postupném zasouvání řídicí tyče klesá, čímž se reaktor stává podkritickým přesně tak, jak je očekáváno. Při maximálním zasunutí tyče (pozice 10 cm, největší vliv na reaktivitu) byly vypočteny hodnoty:

$$k_{ef} = 0,97374 \pm 0,00060,$$

$$\rho = (-2,697 \pm 0,063) \%$$

### 3.1.3 Teplotní koeficient reaktivity paliva

Koeficient reaktivity se definuje jako změna reaktivity při změně vybraného parametru, konkrétně:

$$\frac{\partial \rho}{\partial x}, \quad (3)$$

kde  $x$  je vybraný parametr [29].

V této práci byl analyzován teplotní koeficient reaktivity paliva, tedy situace, kdy parametrem  $x$  je teplota paliva  $t_p$ .

Při změně teploty paliva se změní jeho rozměry a průběh účinného průřezu v rezonancích, čímž se zvýší absorpce neutronů, což vede ke změně reaktivity [30]. Při výpočtech v této práci se změna rozměrů paliva neuvažuje, proto nebude mít na změnu reaktivity žádný vliv.

Pro stabilitu provozu jaderných reaktorů je nutné záporné působení teplotních vazeb [31].

Pro výpočet teplotního koeficientu reaktivity paliva bylo zapotřebí větší přesnosti. Veškeré výpočty tedy probíhaly při 1 000 000 neutronech v 100 neaktivních a 3500 aktivních cyklech.

Výpočty probíhaly při kritickém stavu, tedy při vysunutí řídicí tyči (pozice 0 cm) a při 2,5cm vysunutí radiálního reflektoru.

Byly vypočteny  $k_{ef}$  pro teplotu paliva 820 °C a dále pro teploty o 100 °C a 50 °C vyšší a nižší, tedy 720 °C a 770 °C, resp. 870 °C a 920 °C. Ze vzorce (2) byla dopočtena  $\rho$  a tyto hodnoty byly proloženy přímkou

$$f(x) = a \cdot x + b,$$

jejíž směrnice odpovídá:

$$\left. \frac{\partial \rho}{\partial t_p} \right|_{t=820 \text{ °C}} \approx a.$$

Závislost  $\rho$  na teplotě paliva zobrazuje obrázek 18.

Směrnice přímky, která prokládá závislost mezi  $\rho$  a teplotou paliva (počítáno pomocí programu Gnuplot [32]), má hodnotu:

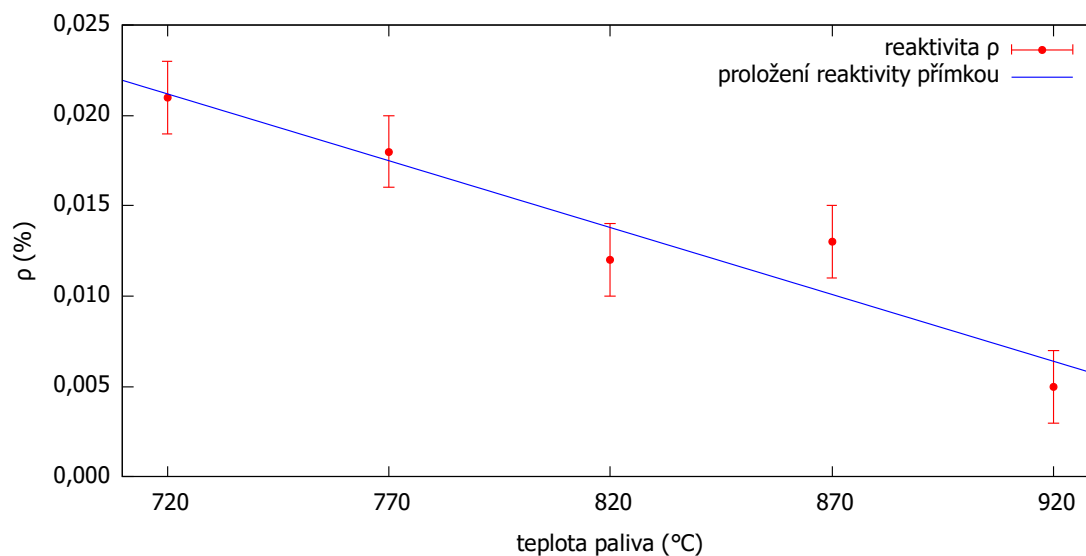
$$a = (-7,398 \pm 1,361) \cdot 10^{-5},$$

což odpovídá teplotnímu koeficientu reaktivity paliva:

$$\left. \frac{\partial \rho}{\partial t_p} \right|_{t=820 \text{ °C}} \approx (-0,740 \pm 0,136) \text{ ppm/K.}$$

### 3.1.4 Spektrum neutronů

Neutrony v jaderném reaktoru můžeme rozdělit do několika energetických grup podle jejich kinetické energie (jmenovitě: epitermální, rezonanční, střední atd.), nicméně pro potřebu této práce byly zvoleny pouze 2 energetické grupy:



**Obrázek 18:** Závislost mezi  $\rho$  a teplotou paliva.

- tepelné neutrony – neutrony s kinetickou energií pod 0,625 eV,
- rychlé neutrony – neutrony s kinetickou energií nad 0,625 eV.

Při štěpení  $^{235}\text{U}$  vznikají 2 až 3 neutrony o kinetických energiích 0,1 až 10 MeV se střední kinetickou energií 2 MeV (rychlé neutrony). Pokud reaktor obsahuje moderátor, jsou tyto rychlé neutrony zpomalovány, až se dostanou pod kinetickou energii 0,625 eV (tepelné neutrony) [28].

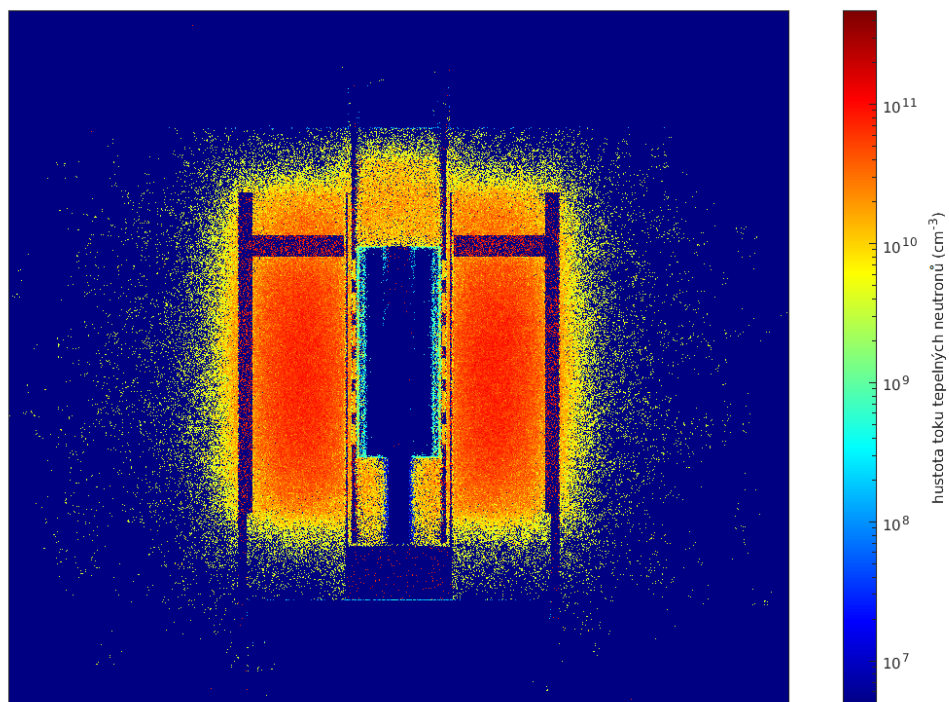
Dále lze členit neutrony na okamžité a zpožděné. Okamžitých neutronů vzniká až 99 % se střední energií 2 MeV. Zpožděné vznikají v důsledku radioaktivního rozpadu štěpných produktů se zpožděním od zlomků sekund až po minuty. Jejich střední kinetická energie je 0,5 MeV a hrají velkou roli v řízení reaktoru [28].

Reaktor KRUSTY je rychlý reaktor. To znamená, že neobsahuje moderátor a štěpení inicializují rychlé neutrony. To ovšem neznamená, že tepelné neutrony vůbec neobsahuje. I s absencí moderátoru dochází ke zpomalování části z nich (díky rozptylům v reflektoru, v palivu apod.), nicméně tento podíl je menší než v případě reaktorů s moderátorem.

Problém rychlých neutronů je ten, že kvůli jejich velké rychlosti klesá pravděpodobnost záchytu a štěpné reakce. To je taky důvod, proč je obohacení paliva rychlých reaktorů tak vysoké.

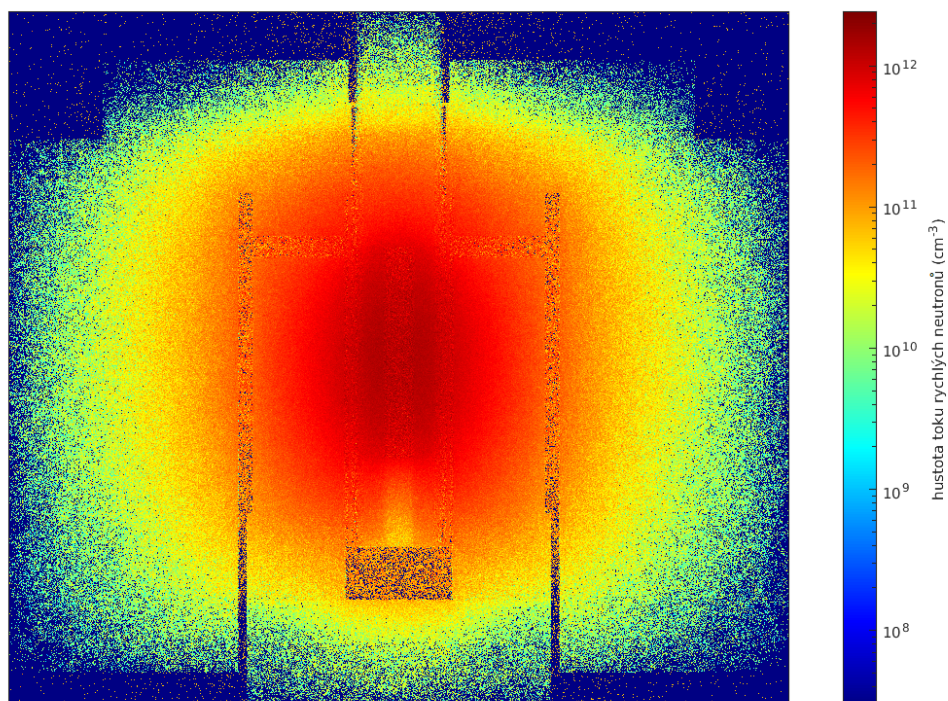
Hustotu toku pro tepelné a rychlé neutrony zobrazuje obrázek 19, resp. 20. Na nich si lze všimnout, že tepelné neutrony se vyskytují nejvíce v radiálním reflektoru, zatímco v palivu se nevyskytují téměř vůbec. Oproti tomu rychlé neutrony se vyskytují v největším počtu v palivu a s postupnou vzdáleností od AZ hustota jejich toku klesá.





**Obrázek 19:** Hustota toku tepelných neutronů reaktoru KRUSTY.

Výpočty toku neutronů probíhaly v 3cm vrstvě okolo středu reaktoru, nicméně tato část výpočetní analýzy je pouze ilustrační.



**Obrázek 20:** Hustota toku rychlých neutronů reaktoru KRUSTY.

## 4 Historie radioizotopových zdrojů ve vesmíru

Vesmírné radioizotopové zdroje (VRZ) jsou zařízení které pomocí samovolného rozpadu vytváří tepelnou energii. Ta dále slouží k udržení provozní teploty vesmírných družic a k výrobě elektrické energie, která slouží k napájení přístrojů těchto satelitů. Jsou nejčastějšími vesmírnými jadernými zdroji energie a využívají se dodnes [5].

Největšími průkopníky v tomto odvětví byly Spojené státy, které tyto zdroje využívaly takřka ve všech sondách, u kterých nemohly být použity jiné nejaderné alternativy (baterie, solární panely apod.). Z tohoto důvodu se tato práce zaměřuje především na americké systémy, nicméně ke konci kapitoly budou zmíněni alespoň zástupci ruských a čínských systémů [5].

Pro objasnění pojmů: pod názvem radioizotopový zdroj či radioizotopový systém je myšleno celé zařízení, které pomocí rozpadu vytváří tepelnou a posléze elektrickou energii. Pod pojmem palivo, zářič či zdroj záření je myšlen materiál, který se nachází uvnitř radioizotopového zdroje a produkuje nabitě částice.

Veškeré uváděné tepelné i elektrické výkony v dalších kapitolách jsou udávány v hodnotách na počátku mise.

### 4.1 Charakteristiky radioizotopových zdrojů

Výzkum radioizotopových zdrojů započal v polovině padesátých let 20. století, přičemž první aplikace VRZ sahají do počátku šedesátých let. Fungují na principu samovolného rozpadu paliva, které generuje teplo. To je dále transformováno na elektrickou energii [5].

V minulosti se využívaly alfa i beta rozpady, ovšem z hlediska konverze energie jsou alfa zářiče vhodnější, jelikož lépe a rychleji předávají energii. Při těchto radioaktivních rozpadech vznikají nabitě částice (alfa a beta). Ty dále narážejí do materiálu, kterým je zdroj obklopen, čímž se částice zpomalují a materiál se ohřívá. Tento ohřev je pak pomocí dalšího mechanismu převeden na elektrickou energii. Jelikož jsou alfa částice těžší, stačí jim ke svému zpomalení mnohem tenčí vrstva materiálu, čímž se energie předá efektivněji a rychleji [5].

K transformaci tepelné energie na elektrickou jsou momentálně využívány pouze TEČ. Tyto zdroje, jinak označované jako Radioizotopové termoelektrické generátory (RTG – Radioisotope Thermoelectric Generator), se používaly v prvních VRZ v šedesátých letech 20. století a jsou používány dodnes. První stranu tvoří materiál, ve kterém jsou zpomalovány alfa, popř. beta částice, čímž se materiál zahřívá. Druhá

strana je napojena na chladicí radiátor (chladič), který se pomocí radiace zbavuje tepla. Dále se v minulosti uvažovalo o využití Rankin-Clausiova cyklu, který by jako pracovní látku využíval rtuť, nebo o provedení se Stirlingovými motory [5].

Další uplatnění VRZ je v udržení minimální provozní teploty elektronických přístrojů družic. Tyto tzv. radioizotopové tepelné jednotky (RHU – Radioisotope Heater Unit) mají pouze pár centimetrů, váží do 40 g a jako jejich palivo se využívá  $^{238}\text{Pu}$ , případně v minulosti  $^{240}\text{Pu}$  a  $^{210}\text{Po}$ . V každé jednotce je ho typicky kolem 2,7 g (u současných amerických RHU) a na palubě je jich rozmístěno více pro rovnoměrnější rozložení teploty [7].

## 4.2 Palivo radioizotopových zdrojů a jeho získávání

Jako palivo je důležité volit takové zářiče, které dosahují potřebného výkonu (resp. měrného hmotnostního tepelného výkonu, tedy tepelný výkon vztažený na jednotku hmotnosti), ale aby zároveň jejich poločas rozpadu nebyl příliš krátký. Pokud by byl příliš krátký, zdroj by příliš rychle ztrácel na svém výkonu a nebylo by jej možné použít do družic, u kterých je očekáván dlouhodobý provoz<sup>13</sup>. Poslední důležitou roli hraje dostupnost. Jako nejvhodnějšími palivy se v minulosti jevily zářiče vznikající v reaktorech ( $^{238}\text{Pu}$  a  $^{241}\text{Am}$ ). Ty se rozpadají alfa rozpadem a mají dlouhý poločas rozpadu [5].

Přehled nejdiskutovanějších zástupců včetně poločasů rozpadu a měrného tepelného výkonu zobrazuje tabulka 4.

**Tabulka 4:** Přehled nuklidů vhodných jako palivo do VRZ [33].

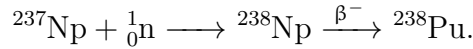
Nuklid	Poločas rozpadu (roky)	Druh rozpadu	Měrný tepelný výkon (W/g)
$^{90}\text{Sr}$	28,8	$\beta^-$	0,128
$^{208}\text{Po}$	2,9	$\alpha$	17,81
$^{210}\text{Po}$	0,4	$\alpha$	137
$^{238}\text{Pu}$	87,7	$\alpha$	0,491
$^{241}\text{Am}$	432,2	$\alpha$	0,089

### 4.2.1 $^{238}\text{Pu}$

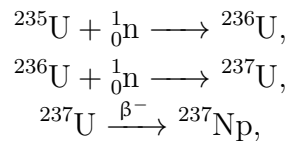
Nejčastěji se jako palivo využívá  $^{238}\text{Pu}$  ve formě oxidu  $\text{PuO}_2$ . Jde o dominantní alfa zářič s poločasem rozpadu  $T_{1/2} = 87,74$  let a s měrným tepelným výkonem  $p_t = 0,491$  W/g. Není u něj potřeba silné stínění před gama zářením a dokáže po dobu několika let dodávat stabilní tepelný výkon [33].

<sup>13</sup>Družice Voyager 2 opustila Zemi v roce 1977 a dodnes s ní je udržován rádiový kontakt.

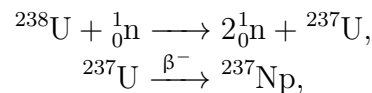
Izotop  $^{238}\text{Pu}$  se vyrábí obtížným způsobem z  $^{237}\text{Np}$ . To se ozařuje neutrony a jejich záchytem vzniká  $^{238}\text{Np}$ , ze kterého pomocí beta rozpadu ( $T_{1/2} = 2,12$  dne) vzniká výsledné  $^{238}\text{Pu}$ :



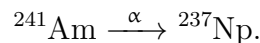
Ke vzniku  $^{237}\text{Np}$  můžeme dospět vícero způsoby. Buď můžeme pomocí neutronů ozařovat  $^{235}\text{U}$  za vzniku  $^{236}\text{U}$  a  $^{237}\text{U}$ , který se následným beta rozpadem ( $T_{1/2} = 6,75$  dne) přeměňuje na  $^{237}\text{Np}$ :



dále je jej možné získat reakcí (n,2n) na  $^{238}\text{U}$ :



nebo alfa rozpadem ( $T_{1/2} = 432,2$  let)  $^{241}\text{Am}$ :



Ať je postup výroby jakýkoliv, kvůli velkému poločasu rozpadu  $^{237}\text{Np}$  ( $T_{1/2} = 2,11$  milionu let) dochází k jeho postupnému hromadění [34][35]. Poločasy rozpadů jsou brány z tabulek [36].

Problém tedy není s nedostatkem  $^{237}\text{Np}$ , nýbrž s následným přepracováním na  $^{238}\text{Pu}$ . To se získává pomocí krátkodobého a velice intenzivního neutronového ozařování. V minulosti se k takovému procesu využívaly reaktory sloužící k výrobě jaderných zbraní, zejména pak areál Savannah River Site (SRS)<sup>14</sup> v USA. Kvůli mírovým dohodám a jadernému odzbrojování v osmdesátých letech 20. století došlo v roce 1988 k jeho uzavření a v současnosti jsou prostředky k výrobě  $^{238}\text{Pu}$  velmi omezené [34][35].

Po rozpadu Sovětského svazu došlo v devadesátých letech 20. století k odkoupení 16,5 kg  $^{238}\text{Pu}$  od Ruska. Více zahraničních dodavatelů se americké NASA sehnat nepodařilo, a ta tak musela v několika následujících misích použít  $^{238}\text{Pu}$  ze zásob (zde je problém jeho znečištění, jelikož se plutonium dále rozpadá, obsahuje po

<sup>14</sup>Mezi lety 1959 až 1988 se v tomto komplexu vyrobilo na 300 kg  $^{238}\text{Pu}$  a pouze 10 kg z celkové produkce USA bylo vyrobeno jinde.

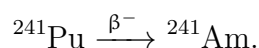
několika letech několik nových příměsí a palivo už není tolik kvalitní) [7][35].

Od roku 2015 pracuje DOE na znovuoobnovení produkce  $^{238}\text{Pu}$  pro vesmírné programy NASA. Ve spolupráci s Národní laboratoří v Idahu (INL – Idaho National Laboratory) a s Národní laboratoří v Oak Ridge (ORNL – Oak Ridge National Laboratory) momentálně produkují kolem 1 kg  $^{238}\text{Pu}$  ročně, ale do roku 2026 plánují zvednout produkci až na 1,5 kg každý rok [37].

#### 4.2.2 $^{241}\text{Am}$

Jako alternativou k malým zásobám  $^{238}\text{Pu}$  se může zdát  $^{241}\text{Am}$ . Jeho zásob je dostatek, jelikož se dá získávat z vyhořelého jaderného paliva. Je to rovněž alfa zářič s poločasem rozpadu  $T_{1/2} = 432,2$  let a s měrným tepelným výkonem  $p_t = 0,089$  W/g. Jeho nevýhodou je silné doprovodné gama záření (při vyzáření alfa částice vznikají excitované stavy  $^{237}\text{Np}$ , které se energie zbavují deexcitací a vyzařováním doprovodného gama záření [30]). VRZ s tímto palivem by tak musely mít silnější vrstvu stínění, což by vedlo k větším hmotnostem družic a ke složitějšímu provozu (větší rozměry, silnější nosné rakety k dopravě do vesmírného prostoru atp.) [33][35].

Jak již bylo zmíněno, jeho získávání je oproti  $^{238}\text{Pu}$  výrazně jednodušší. Ve vyhořelém jaderném palivu se vyskytuje několik různých izotopů plutonia, které lze chemicky vyseparovat. Z těchto izotopů se beta rozpadem rozpadá pouze  $^{241}\text{Pu}$  ( $T_{1/2} = 14,45$  let) za vzniku  $^{241}\text{Am}$  (jiný izotop americia ve vyseparovaném plutoniu nevzniká):



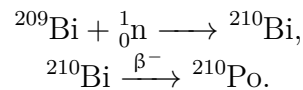
To je již opět možné chemicky vyseparovat, čímž dostáváme čisté  $^{241}\text{Am}$  [35]. Poločasy rozpadu jsou brány z tabulek [36].

Ačkoliv je jeho výkon téměř pětkrát menší než u  $^{238}\text{Pu}$ , jeho poločas rozpadu je naopak pětkrát delší. V budoucnu by se tedy toto palivo dalo využívat pro dlouhodobé mise, které potřebují několik desetiletí stabilní výkon. Jeho uplatnění je momentálně zkoumáno Evropskou kosmickou agenturou (ESA – European Space Agency) ve spolupráci s Národní jadernou laboratoří ve Velké Británii (NNL UK – National Nuclear Laboratory UK) a univerzitou v Leicesteru v rámci programu RPS (Radioisotope Power System). Ti prozatím předpokládají využití oxidu  $\text{AmO}_2$  či  $\text{Am}_2\text{O}_3$  k sestavení RTG o tepelném výkonu 200 W a elektrickém výkonu 10 W, RHU o tepelném výkonu 3 W, případně další zdroj se Stirlingovým motorem s elektrickým výkonem 100 W. V květnu 2019 se z tohoto paliva poprvé podařilo vyprodukovat elektrickou energii, zatím pouze v laboratoři [7][38]. Více o tomto projektu je k dohledání v [38].

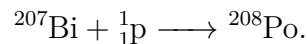
### 4.2.3 $^{208}\text{Po}$ a $^{210}\text{Po}$

Dalším zdrojem, který může a byl použit, je  $^{210}\text{Po}$ . Jde opět o alfa zářič s poločasem rozpadu  $T_{1/2} = 138,4$  dne a s měrným tepelným výkonem  $p_t = 137$  W/g. Jde tedy o velmi výkonný zdroj a v porovnání s  $^{238}\text{Pu}$  a  $^{241}\text{Am}$  ho není zapotřebí takové množství, ale díky krátkému poločasu rozpadu jeho výkonnost rychle klesá a pro dlouhodobé mise je nevhodný. Další výhodou je, že při rozpadu neemituje žádné doprovodné gama záření [33][36].

$^{210}\text{Po}$  se získává záchytem neutronu na  $^{209}\text{Bi}$  v jaderných reaktorech, čímž vzniká  $^{210}\text{Bi}$ , který se dále rozpadá beta rozpadem ( $T_{1/2} = 5$  dnů) na  $^{210}\text{Po}$ :



Další možností (která ale není tak častá) je využití  $^{208}\text{Po}$ . To má velmi podobné vlastnosti, jde o dominantní alfa zářič s menším měrným tepelným výkonem  $p_t = 17,81$  W/g a s delším poločasem rozpadu  $T_{1/2} = 2,9$  let. To se získává tím, že se v cyklotronu pomocí protonu odstřeluje  $^{207}\text{Bi}$ , čímž vzniká  $^{208}\text{Po}$ :



Oba izotopy mají velmi nízkou teplotu tání (okolo  $252^\circ\text{C}$ ) a teplotu varu (přibližně  $962^\circ\text{C}$ ). Při konstrukci se tak musí klást důraz na nepřesážení určitého teplotního limitu, aby nedocházelo k odpařování [33]. Poločasy rozpadu jsou brány z tabulek [36].

Použití těchto paliv ve VRZ nebylo v minulosti tolik rozšířené. Bylo využito jako RHU v sovětských Lunochodech (vozítka na povrchu Měsíce) či v jiných sovětských misích [7].

### 4.2.4 $^{90}\text{Sr}$

Posledním palivem, které zde bude uvedeno, je  $^{90}\text{Sr}$ . Jde o zářič, který podléhá  $\beta^-$  přeměně s poločasem rozpadu  $T_{1/2} = 28,79$  let a s měrným tepelným výkonem  $p_t = 0,128$  W/g [33].

Toto palivo nebylo použito ve vesmíru, ale využívalo jej americké námořnictvo ve zdrojích SNAP-7 [39].

### 4.3 Bezpečnost

Jelikož je  $^{238}\text{Pu}$  velmi toxické, je potřeba být s jeho použitím velmi opatrný. V minulosti se předpokládalo, že v případě havárie shoří palivo v atmosféře a rozptýlí se ve velké výšce. K tomu došlo při první havárii sondy, 21. dubna 1964, kdy mise Transit 5BN-3 nedosáhla své orbity a zhruba 1 kg  $^{238}\text{Pu}$  byl rozptýlen po několika kontinentech. Podobný osud čekal sovětskou lunární sondu v roce 1969, která se nedostala k Měsíci a rovněž shořela v atmosféře, či ve stejném roce výbuch nosné rakety vynášející sovětský lunochod (obě zařízení nejspíše obsahovala RHU s  $^{210}\text{Po}$ ) [5][40].

Kvůli této zkušenosti se americká konstrukce VRZ změnila tak, aby v případě havárie nedošlo k porušení paliva. To tak musí ustát jakoukoliv havárii a zůstat v kompaktní podobě. Tento systém byl odzkoušen několika následujícími haváriemi. Například v roce 1968 byla družice Nimbus B-1 zničena krátce po startu, palivo bylo vyloveno u pobřeží Kalifornie a po přepracování opět použito [5].

V současnosti se používá forma  $\text{PuO}_2$  (keramický materiál, který je odolnější při nárazu i proti vyšším teplotám než čistý kov). Palivo je rozděleno do několika oddělených modulů a každý z nich obsahuje 4 tablety v iridiové obálce. Vše je uloženo ve vnější několikavrstvé uhlíkové obálce [5]. Detailněji se této konstrukci věnuje kapitola o GPHS modulech.

### 4.4 Program SNAP

V rámci programu SNAP nebyly vyvíjeny pouze jaderné reaktory, ale rovněž radioizotopové zdroje<sup>15</sup>. Započal v padesátých letech 20. století, v roce 1961 vynesl do vesmíru první VRZ a v sedmdesátých letech 20. století napájel elektronické přístroje při průzkumu Měsíce. V rámci tohoto programu se do vesmíru dostalo 23 zdrojů v 9 družicích a v 5 případech na povrch Měsíce, přičemž všechny jako palivo využívaly  $^{238}\text{Pu}$  [39][41].

#### 4.4.1 Radioizotopový zdroj SNAP-1

Prvním prototypem byl radioizotopový zdroj SNAP-1, který jako palivo používal  $^{144}\text{Ce}$  (ten se rozpadá beta rozpadem s  $T_{1/2} = 284,9$  dní). Ten po dobu 60 dní pomocí Rankin-Clausiova cyklu se rtuť vyráběl elektrickou energii o výkonu 50 W. Šlo pouze o testovací prototyp, který se do vesmíru nikdy nedostal. Po jeho ukončení bylo rozhodnuto, že se dále bude pokračovat cestou RTG [36][39].

<sup>15</sup>VJR byly číslovány sudými a VRZ lichými čísly.



### 4.4.2 Radioizotopový zdroj SNAP-3B

Prvním takovým RTG byl radioizotopový zdroj SNAP-3B. Ten byl použit ve dvou misích Transit 4A a Transit 4B v červnu, resp. listopadu 1961. Jako palivo využíval kovové  $^{238}\text{Pu}$  a dosahoval elektrického výkonu 2,7 W [41].

### 4.4.3 Radioizotopový zdroj SNAP-7

Dalším významným zdrojem byl radioizotopový zdroj SNAP-7. Ten nebyl využit ve vesmíru, ale používalo jej americké námořnictvo jako elektrický zdroj pro pobřežní majáky a meteostanice. Jako palivo využívaly  $^{90}\text{Sr}$  ve formě  $\text{SrTiO}_3$ . Konfigurace A, C a E dosahovaly elektrického výkonu 5 W a konfigurace B a D 30 W [39].

### 4.4.4 Radioizotopový zdroj SNAP-9A

Radioizotopový zdroj SNAP-9A měl být použit celkem třikrát v navigačních družicích Transit 5BN-1, 5BN-2 a 5BN-3 mezi lety 1963 až 1964, nicméně poslední zmiňovaná se kvůli havárii na oběžnou dráhu nedostala. Jako palivo využíval kovové  $^{238}\text{Pu}$  a dosahoval elektrického výkonu 26,8 W [41].

### 4.4.5 Radioizotopový zdroj SNAP-11 a SNAP-13

Radioizotopové zdroje SNAP-11 a SNAP-13 měly sloužit jako pohon pro robotické sondy v misi Surveyor (ta testovala měkké přistání na povrchu Měsíce pro mise Apollo a jeho základní průzkum) v letech 1966 až 1968.

SNAP-11 měl být RTG využívající  $^{242}\text{Cm}$  (to se rozpadá alfa rozpadem s poločasem rozpadu 162,8 dne) ve formě  $\text{Cm}_2\text{O}_3$  a dosahující elektrického výkonu 18,6 W po dobu 90 dnů [36].

SNAP-13 byl vyvíjen jako alternativní zdroj k SNAP-11 využívající cesium a termionový jev. Ani jeden z těchto zdrojů nebyl nikdy použit [39].

### 4.4.6 Radioizotopový zdroj SNAP-19

Radioizotopový zdroj SNAP-19B byl použit dvakrát v letech 1968 a 1969 v meteorologických družicích Nimbus B-1 (2 jednotky) a Nimbus III (2 jednotky). Jako palivo využíval  $^{238}\text{Pu}$  ve formě směsi  $\text{PuO}_2$  s molybdenem a dosahoval elektrického výkonu 30 W. První zmiňovaná mise selhala krátce po startu a palivo v neporušené podobě spadlo do moře. Později bylo vyloveno a přepracováno pro další použití [41].

Radioizotopový zdroj SNAP-19 byl jeho modifikovanou verzí, který byl použit ve 4 misích v letech 1972 až 1975. Tento zdroj měl stejné palivo a dosahoval

většího elektrického výkonu, konkrétně 41,2 W až 42,5 W. Byl použit v meziplanetárních družicích Pioneer 10 a Pioneer 11 (oba po 4 jednotkách), které jako první družice prolétly kolem Jupiteru a Saturnu, a v sondách Viking 1 a Viking 2 (po 2 jednotkách), které přistály na Marsu [41].

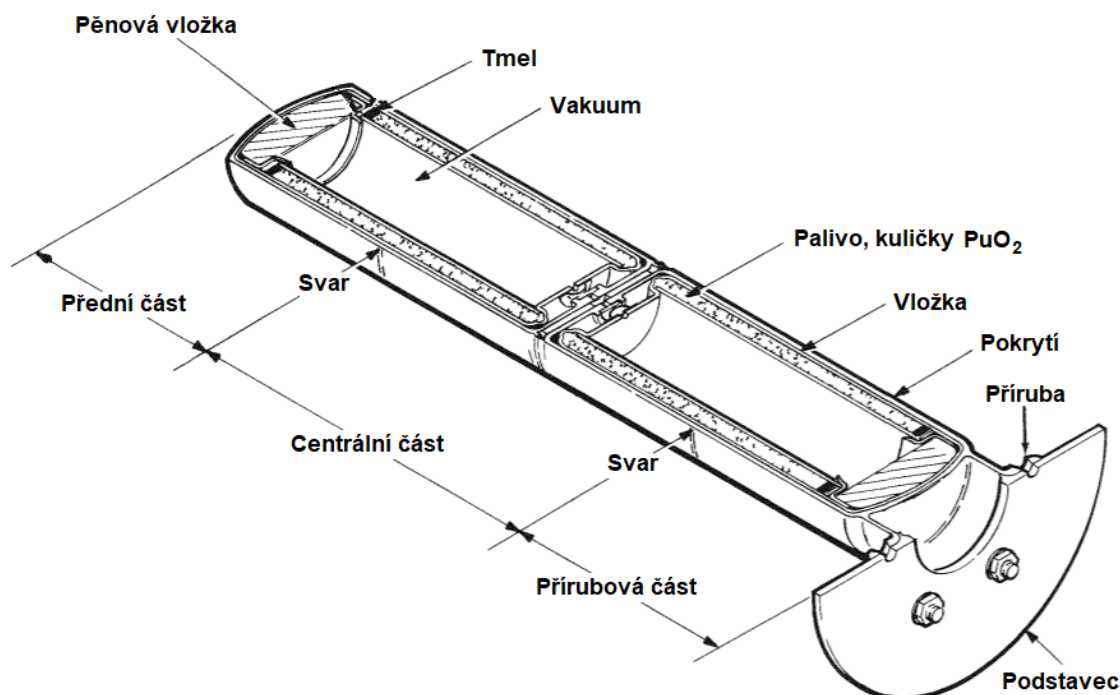
#### 4.4.7 Radioizotopový zdroj SNAP-27

Radioizotopový zdroj SNAP-27 byl použit šestkrát mezi lety 1969 až 1972 v rámci misí Apollo, které jej ponechávaly na povrchu Měsíce. Zde sloužil k napájení experimentů ALSEP (Apollo Lunar Surface Experiments Package). Z těchto šesti kusů se jich na povrch Měsíce dostalo jen 5, jelikož z důvodu poruchy se posádce Apolla 13 přistát nepodařilo. Ačkoliv byl stavěn na dvouroční provoz, vydržely jednotlivé kusy v provozu 5 až 8 let, než byly experimenty ALSEP vypnuty [42].

Při jeho popisu je čerpáno z literatury [43].

SNAP-27 byl ze všech RTG z programu SNAP nejvýkonnější. Obsahoval 3,7 kg  $\text{PuO}_2$  a dosahoval tepelného výkonu 1480 W a elektrického výkonu 72 W až 77 W.

Palivová část byla tvořena dvěma sousými válci ze slitiny Haynes 25 o výšce 41,9 cm a průměru 6,4 cm. Ve vnitřním válci bylo vakuum a sloužilo jako prostor pro hromadění helia, které vznikalo rozpadem  $^{238}\text{Pu}$  (díky tomu nedocházelo k nárůstu tlaku). Vnější válec obsahoval palivo ve formě malých kuliček  $\text{PuO}_2$ . Tyto části byly propojeny ventilem. Schéma palivové části zobrazuje obrázek 21.



**Obrázek 21:** Schéma palivové části radioizotopového zdroje SNAP-27, přeloženo z angličtiny. Převzato z [43].

Palivová část sloužila k výrobě tepla. Ta byla obložena TEČ, na které navazovalo

8 chladících žeber. Fotografie zdroje SNAP-27 z povrchu Měsíce zachycuje obrázek 44 v příloze.

## 4.5 Pozdější americké projekty

Po ukončení programu SNAP byly v USA vyvíjeny nové typy VRZ. Konkrétně nový typ LW-RHU (Light-Weight RHU) s  $^{238}\text{Pu}$  (byl využit v několika sondách, či ve vozítkách Spirit a Opportunity na Marsu) s tepelným výkonem 1 W, či nové RTG zdroje MHW-RTG, GPHS-RTG a MMRTG [42].

Tyto tři následující generátory budou rozebrány v následujících kapitolách.

### 4.5.1 Radioizotopový zdroj MHW-RTG

Radioizotopový zdroj MHW-RTG (Multi-Hundred Watt RTG) byl RTG vyvíjen v sedmdesátých letech 20. století jako zdroj pro meziplanetární družice Voyager. Byl použit celkem čtyřikrát, v roce 1976 pro dvě komunikační družice LES 8 a LES 9 (2 jednotky) a o rok později, v roce 1977, pro zmiňované družice Voyager 1 a Voyager 2 (3 jednotky) [41].

Při popisu MHW-RTG je čerpáno z [44] a [45].

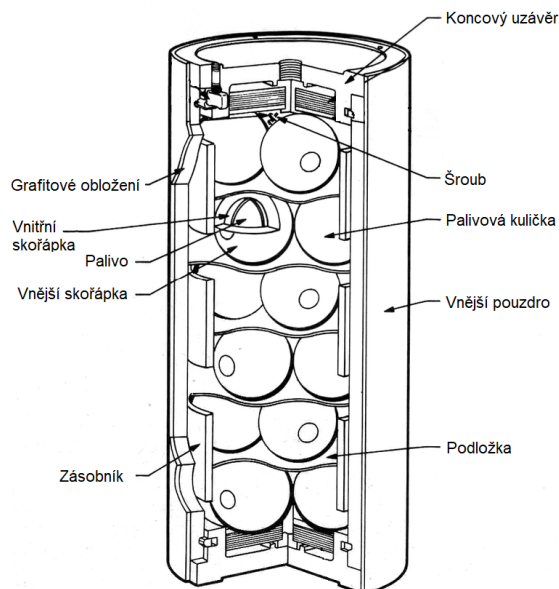
MHW-RTG dosahoval tepelného výkonu cca 2200 W až 2400 W a elektrického výkonu 150 W. Palivo bylo ve formě kuliček o průměru 3,7 cm z  $\text{PuO}_2$  s iridiovým pokrytím. Bylo použito cca 4,5 kg  $^{238}\text{Pu}$ . Každá kulička byla dimenzována na necelých 100 W tepelných, dohromady jich zdroj obsahoval 24. Palivová část se skládala z 6 pater, každé patro obsahovalo 4 palivové kuličky. Schéma palivové části zobrazuje obrázek 22.

Palivová část byla pokryta 312 Si-Ge TEČ. Po nich následovalo 6 beryliových žeber chladiče a beryliové pokrytí. Součástí byl i ventil pro odvod vznikajícího helia. Schéma systému zobrazuje obrázek 23, popřípadě jeho dobovou fotografii v družici Voyager zachycuje obrázek 45 v příloze.

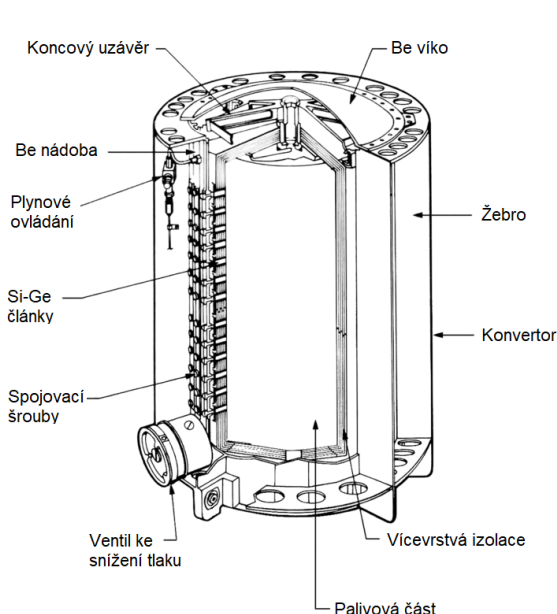
Za zmínku rovněž stojí, že obě družice Voyager jsou po více než 44 letech<sup>16</sup> stále funkční (kvůli klesajícímu výkonu se pouze muselo vypnout pár měřicích přístrojů) a stále s námi komunikují. Nacházejí se ve vzdálenosti 155 AU, resp. 130 AU od Země, a pohybují se rychlostmi zhruba 17 km/s resp. 15 km/s vzhledem ke Slunci. Družice Voyager 1 se tak stala nejdéle fungující, nejrychlejší a nejvzdálenější meziplanetární družicí, kterou lidstvo stvořilo, což svědčí o kvalitě a dlouhodobé výdrži radioizotopových zdrojů. Zároveň se stala první lidmi vyrobenou věcí, která opustila Sluneční soustavu [3].

---

<sup>16</sup>Psáno v únoru 2022.



**Obrázek 22:** Schéma palivové části radi-izotopového zdroje MHW-RTG. Převzato z [45].



**Obrázek 23:** Schéma radioizotopového zdroje MHW-RTG. Převzato z [45].

#### 4.5.2 Radioizotopový zdroj GPHS-RTG

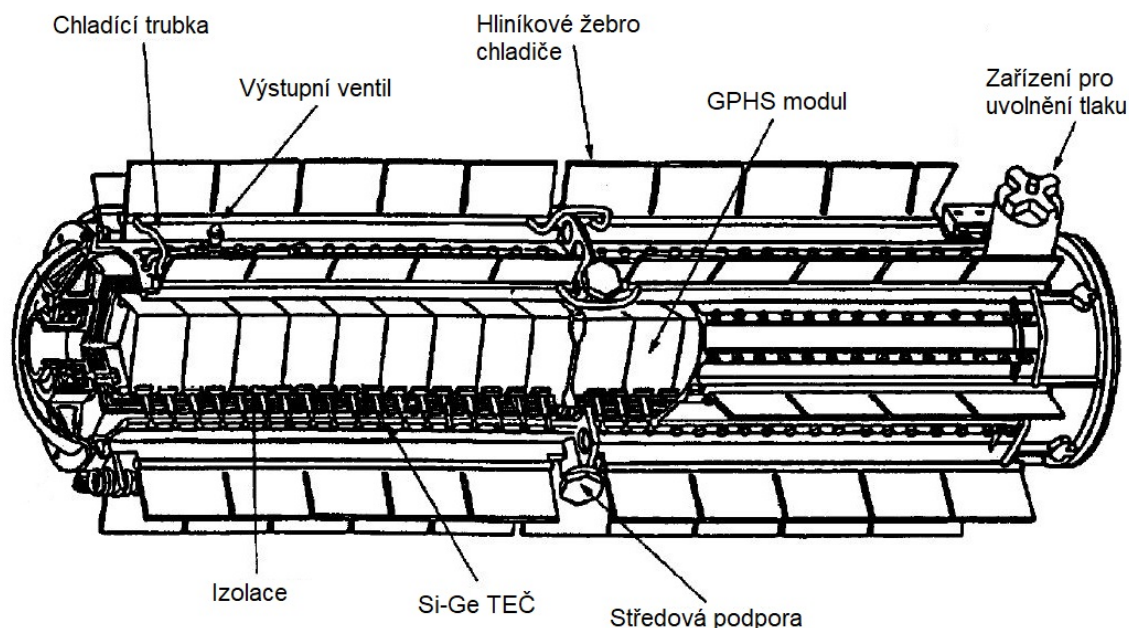
Radioizotopový zdroj GPHS-RTG (General-Purpose Heat Source RTG) byl RTG vyvíjen v osmdesátých letech 20. století v USA. Byl použit ve 4 meziplanetárních misích, konkrétně v družici Galileo (2 jednotky), Ulysses (1 jednotka), Cassini (3 jednotky) a New Horizon (1 jednotka) mezi lety 1989 až 2006 [41]. Jeho schéma zobrazuje obrázek 24.

Při popisu zdroje bylo vycházeno z literatury [46].

Zdroj byl tvaru válce o průměru 42,2 cm a výšce 1,14 m. Celkově vážil okolo 56–57 kg a jako palivo využíval  $\text{PuO}_2$  (s 83,5% podílem  $^{238}\text{Pu}$ ).

Palivová část zdroje obsahovala 18 GPHS modulů, každý z nich byl dimenzován na tepelný výkon 245 W, dohromady tedy zdroj dosahoval tepelného výkonu 4410 W. Tyto moduly byly obloženy 572 Si-Ge TEČ, které dosahovaly elektrického výkonu 285 W. Výkony jsou pouze přibližné, jelikož kvalita  $^{238}\text{Pu}$  byla různá. Například u mise New Horizon muselo být použito přepracované, 21 let staré  $^{238}\text{Pu}$  ze skladů.

Každý GPHS modul měl rozměry 9,72 cm x 9,32 cm x 5,31 cm a byl tvořen grafitem (ten sloužil zároveň jako tepelný štít), ve kterém byly zasunuty dva grafitové válce v uhlíkové obálce. V každém válci byly 2  $\text{PuO}_2$  peletky s iridiovým pokrytím, každá vážila zhruba 150 g. Na konci válců byly iridiové zátky. Součástí byl i ventil pro výpust vznikajícího helia [41]. Schéma tohoto modulu zobrazuje obrázek 25. Dobovou fotografii radioizotopového zdroje GPHS-RTG na družici Cassini zobrazuje obrázek 46 v příloze, fotografii modulu GPHS obrázek 47 v příloze.



**Obrázek 24:** Schéma radioizotopového zdroje GPHS-RTG, přeloženo z angličtiny. Převzato z [41].

### 4.5.3 Radioizotopový zdroj MMRTG

Radioizotopový zdroj MMRTG (Multi-Mission RTG) je současná a nejnovější generace amerických RTG používaných v posledním desetiletí. Vychází z předešlých modelů SNAP-19 a GPHS-RTG a je konstruován na provoz ve vesmíru i v atmosféře. Zatím byl použit dvakrát ve vozítkách na Marsu, konkrétně Curiosity v roce 2011 a Perserverance v roce 2020. Jeho popis je vzat z [47].

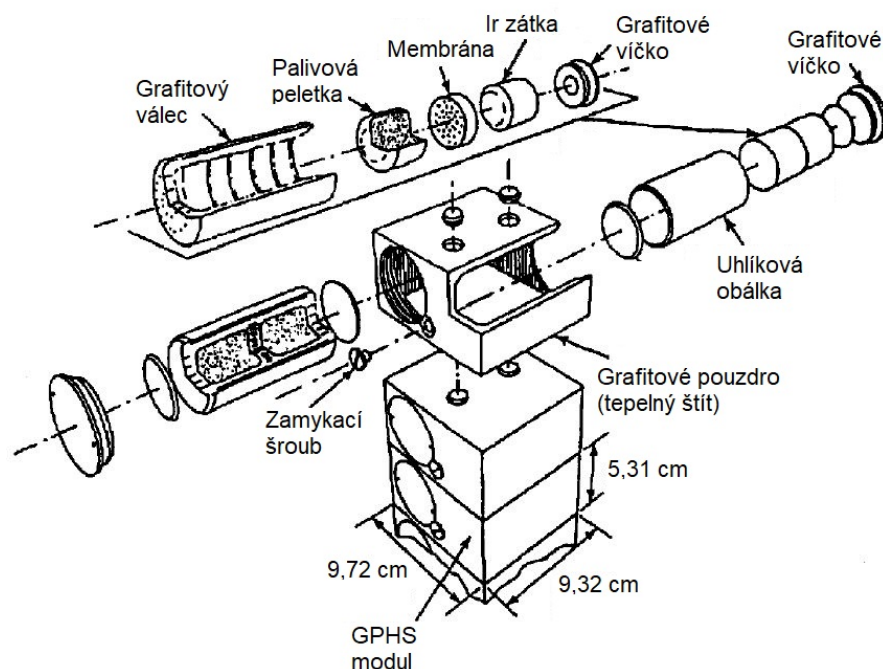
MMRTG dosahuje tepelného výkonu 1950 W a elektrického výkonu 110 W (v porovnání se zdrojem GPHS-RTG je jeho výkon zhruba poloviční). Váží kolem 44 kg a jako palivo využívá 4,83 kg  $\text{PuO}_2$ . Je konstruován minimálně na 14letý provoz.

Zdroj je tvaru válce o výšce 69 cm a průměru 65 cm. Při konstrukci jeho palivové části se využilo již známých GPHS modulů stejné konstrukce, jako v případě zdroje GPHS-RTG (jejich detailní popis je zmíněn v předešlé kapitole). Těch je použito 8, opět v centrální části zdroje, každý o tepelném výkonu cca 245 W. Tyto moduly jsou obklopeny TEČ a na vše navazuje hliníkový chladič s 8 žebry. Schéma systému zobrazuje obrázek 26.

Fotografii radioizotopového zdroje MMRTG zobrazuje obrázek 48 v příloze.

## 4.6 Ruský program

První ruské použití VRZ bylo za Sovětského svazu v roce 1965 v družicích Kosmos-84 a Kosmos-90. Ty obsahovaly RTG Orion-1 a Orion-2 pracující s palivem  $^{210}\text{Po}$ . Další využití bylo v letech 1969 a 1971 v Lunochodech na povrchu Měsíce,



**Obrázek 25:** Schéma Schéma GPHS modulu, přeloženo z angličtiny. Převzato z [41].

které obsahovaly RHU s  $^{210}\text{Po}$  o celkovém tepelném výkonu 800 W [49].

#### 4.6.1 Radioizotopový zdroj Angel

V novodobém Rusku byl vývoj VRZ obnoven v devadesátých letech 20. století pro mezinárodní projekt Mars-96, který měl odstartovat v roce 1996 a prozkoumat planetu Mars. Mise při startu selhala [49].

Pro tento projekt byl zkonstruován radioizotopový zdroj Angel. Ten byl vyroben ve dvou provedeních, kdy jedno sloužilo jako RHU k udržení provozní teploty a druhý fungoval jako RTG a vyráběl elektrickou energii. Při popisu zdroje Angel bylo čerpáno z [49].

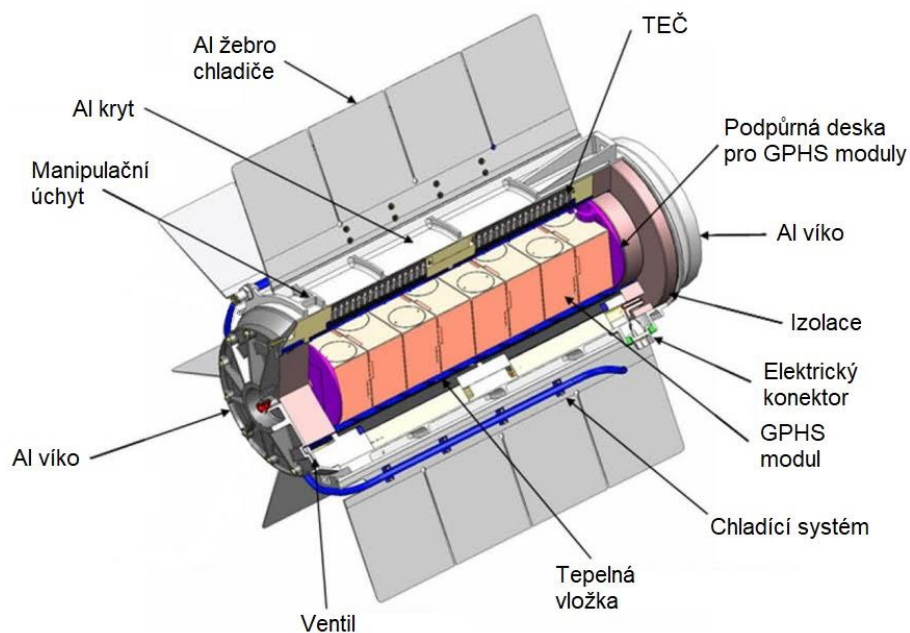
RHU Angel využíval jako palivo 15 g  $^{238}\text{Pu}$  ve formě  $\text{PuO}_2$  a dosahoval tepelného výkonu 8,5 W. Měl rozměry 4 cm × 6 cm a celkově vážil 200 g. Byl konstruován na 10letý provoz.

RTG Angel převáděl tepelnou energii na elektrickou s výkonem zhruba 0,22 W elektrických (v porovnání s americkými RTG šlo o velmi slabý zdroj, nicméně v USA měli s RTG mnohem větší zkušenosti). RTG měl tvar válce s výškou 12,5 cm a s průměrem 8,5 cm, vážil okolo 0,5 kg. Byl konstruován opět na 10letý provoz.

### 4.7 Čínský program

Výzkum čínských VRZ začal až po roce 2000. První použití RHU (které vyvíjela ve spolupráci s Ruskou stranou) s palivem  $^{238}\text{Pu}$  bylo využito v misích Chang'e 3





**Obrázek 26:** Schéma MMRTG, přeloženo z angličtiny. Převzato z [48].

v roce 2013 a Chang'e 4 v roce 2018, pro robotická vozítka Yutu<sup>17</sup> a Yutu 2 na povrchu Měsíce. Ty obsahovaly 3 RHU o výkonech 120 W, 8 W a 4 W tepelných, resp. 2 RHU s výkony 8 W a 4 W. V misi Chang'e 4 byl místo 120 W RHU použit RTG s elektrickým výkonem 5 W [50].

<sup>17</sup>V doslovném překladu Jade Rabbit, neboli Nefritový králík.

## 5 Časový vývoj klíčových charakteristik GPHS modulu

Ke studiu časového vývoje byl zvolen GPHS modul s palivem  $^{238}\text{Pu}$  ve formě  $\text{PuO}_2$ . Tato volba byla zvolena z důvodu známého zastoupení izotopů plutonia v palivu a díky faktu, že se tyto moduly stále používají a jsou osvědčené již přes 30 let (stále jde o aktivně používanou formu, která se využívá i ve zdroji MMRTG, který obsahuje např. nejnovější robotické vozítko Perseverance na povrchu Marsu). Kompletní popis GPHS modulu byl zmíněn v předešlé kapitole o radioizotopovém zdroji GPHS-RTG a jeho schéma zobrazoval obrázek 25.

Pro výpočet časového vývoje jeho charakteristik je klíčové složení používaného paliva. Každý modul obsahuje 2 peletky z  $\text{PuO}_2$ , každá o hmotnosti zhruba 150 g. Izotopové zastoupení plutonia zobrazuje tabulka 5. Pro kyslík bylo použito přírodní zastoupení, které zobrazuje tabulka 6.

**Tabulka 5:** Izotopové zastoupení plutonia v GPHS modulu [41].

Izotop plutonia	Hmotnostní podíl (%)
$^{238}\text{Pu}$	83,50
$^{239}\text{Pu}$	14,01
$^{240}\text{Pu}$	1,98
$^{241}\text{Pu}$	0,37
$^{242}\text{Pu}$	0,14

**Tabulka 6:** Přírodní zastoupení kyslíku [23].

Izotop kyslíku	Atomový zlomek (%)
$^{16}\text{O}$	99,73
$^{17}\text{O}$	0,04
$^{18}\text{O}$	0,23

### 5.1 Výpočty

Pro model takového paliva byl pomocí výpočetního kódu Scale určen vývoj izotopového zastoupení různých rozpadových produktů v čase, dále časový vývoj tepelného výkonu jedné peletky v čase a množství emitovaného gama záření. Všechna tato data byla vypočtena pro 0, 1, 0,3, 0,5, 1, 3, 5, 10, 30, 50 a 100 let.



### 5.1.1 Výpočetní kód Scale

Veškeré výpočty probíhaly pomocí výpočetního kódu Scale [51].

Systém SCALE je široce používaná sada nástrojů pro analýzy v oblasti jaderné bezpečnosti, která je vyvinuta, udržována, testována a řízena Reactor and Nuclear Systems Division (RNSD) v ORNL. SCALE poskytuje komplexní, verifikovanou a validovanou, uživatelsky přívětivou sadu nástrojů pro výpočty kritičnosti, reaktorovou fyziku, radiační stínění, charakterizaci radioaktivních zdrojů a analýzu citlivosti a nejistoty. SCALE obsahuje desítky výpočetních modulů, včetně tří deterministických a tří Monte Carlo transportních modulů. SCALE zahrnuje aktuální knihovny jaderných dat v grupovém i spojitém formátu. V současnosti je poslední verze 6.2.4, která byla použita pro výpočty v této práci [30].

### 5.1.2 Rozpadové řady a izotopové zastoupení vznikajících produktů

Nestabilní radionuklidy o vysokých hmotnostních číslech (číslech větších než izotop olova  $^{206}\text{Pb}$  a thalia  $^{205}\text{Tl}$ ) se nejčastěji rozpadají alfa a beta rozpadem. Jelikož beta rozpad nemění hmotnostní číslo, mohou se jednotlivé radionuklidy zbavovat nukleonů pouze emitováním alfa částic. Hmotnostní čísla těchto nuklidů tak klesají vždy o 4.

Z tohoto důvodu je možné pozorovat rozpady ve 4 řadách (označovaných jako rozpadové řady), které začínají na nestabilních nuklidech a končí na stabilních. Řady se označují jako:

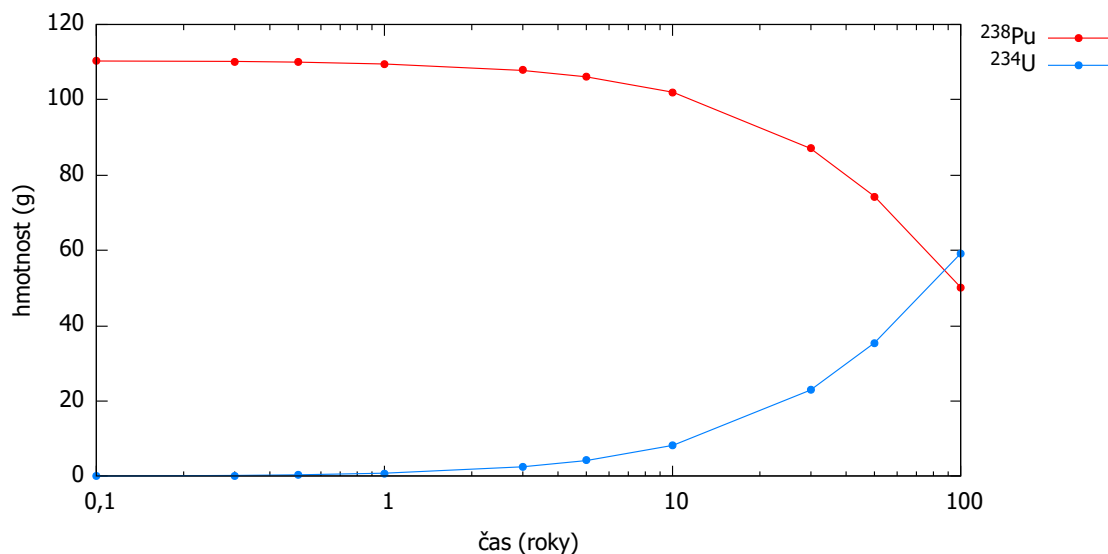
- Thoriová ( $A = 4n$ ) – končí  $^{208}\text{Pb}$ ,
- Neptuniová ( $A = 4n + 1$ ) – končí  $^{205}\text{Tl}$ ,
- Uran-radiová ( $A = 4n + 2$ ) – končí  $^{206}\text{Pb}$ ,
- Uran-aktiniová ( $A = 4n + 3$ ) – končí  $^{207}\text{Pb}$ ,

přičemž každý radionuklid se při rozpadu drží ve stejné řadě pouze za předpokladu přeměny alfa či beta rozpadem. U některých těžkých nuklidů může docházet např. ke spontánnímu štěpení, které toto pravidlo narušuje.

Při následném popisu je v závorce uváděn poločas rozpadu uvažovaných přeměn. Poločasy rozpadu jsou brány z tabulek [36].

V rozpadové posloupnosti GPHS modulu je nejdominantnější Uran-radiová řada s izotopem plutonia  $^{238}\text{Pu}$ , který měl v peletce největší zastoupení (obsahovala ho zhruba 110,4 g) a který se alfa přeměnou ( $T_{1/2} = 87,7$  let) rozpadá na  $^{234}\text{U}$ .

K přírůstku  $^{234}\text{U}$  rovněž přispívá (i když ve velmi malém poměru) malé množství  $^{242}\text{Pu}$  (jedna peletka ho na počátku obsahovala zhruba 0,185 g), které se alfa rozpadem ( $T_{1/2} = 373$  tisíc let) přeměňuje na  $^{238}\text{U}$ , dalším alfa rozpadem ( $T_{1/2} = 4,5$  miliardy let) na  $^{234}\text{Th}$  a následnými dvěma beta rozpady ( $T_{1/2} = 24,1$  dne na  $^{234}\text{Pa}$  a  $T_{1/2} = 6,7$  h na  $^{234}\text{U}$ ) vzniká zmiňovaný  $^{234}\text{U}$ . Díky tomu dochází k jeho postupnému hromadění a v čase 90 let je možné pozorovat jeho celkové převládnutí. Postupný nárůst  $^{234}\text{U}$  a úbytek  $^{238}\text{Pu}$  zobrazuje graf na obrázku 27.



**Obrázek 27:** Hmotnostní podíl radionuklidů  $^{238}\text{Pu}$  a  $^{234}\text{U}$  v čase v jedné peletce GPHS modulu.

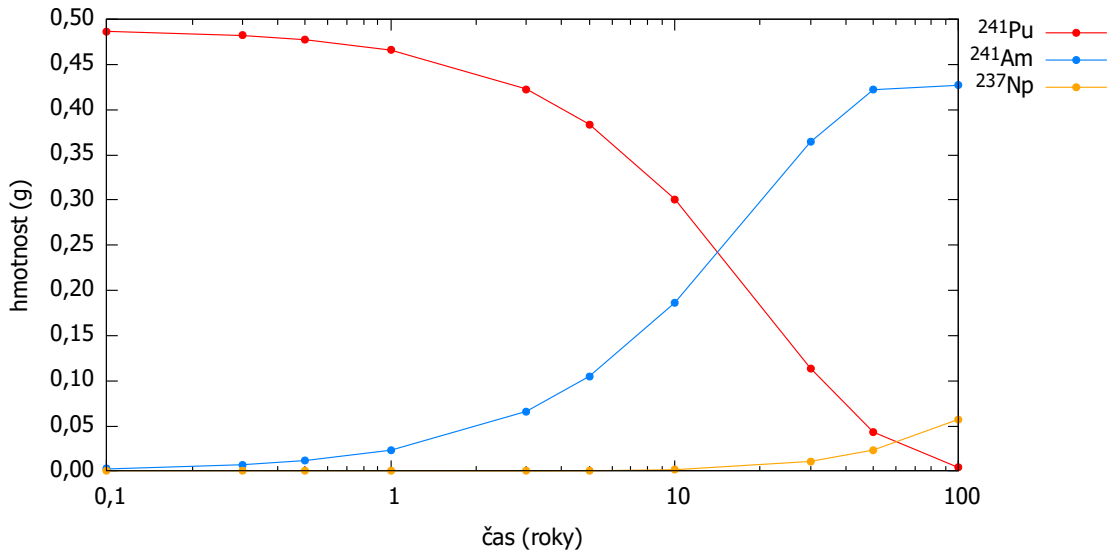
Po alfa rozpadu  $^{234}\text{U}$  (246 tisíc let) vznikají postupně izotopy  $^{230}\text{Th}$ ,  $^{226}\text{Ra}$ ,  $^{222}\text{Rn}$ ,  $^{218}\text{Po}$ ,  $^{214}\text{Pb}$ ,  $^{214}\text{Bi}$ ,  $^{210}\text{Bi}$ ,  $^{210}\text{Po}$ ,  $^{210}\text{Pb}$  a nakonec stabilní nuklid  $^{206}\text{Pb}$ . Z důvodu dlouhého poločasu rozpadu  $^{234}\text{U}$  se během prvních 100 let provozu tyto produkty objevují pouze v minimálním množství.

Druhým nejzastoupenějším izotopem plutonia v systému je  $^{239}\text{Pu}$  (peletka ho obsahovala cca 18,5 g), který spadá do Uran-aktiniové řady. To se rozpadá alfa přeměnou ( $T_{1/2} = 24,1$  tisíc let) na  $^{235}\text{U}$  a přes několik dalších produktů až na stabilní  $^{207}\text{Pb}$ . Kvůli dlouhému poločasu rozpadu  $^{239}\text{Pu}$  se tyto nuklidy v prvních 100 letech v systému projeví rovněž v zanedbatelně malém množství.

Další izotop plutonia  $^{240}\text{Pu}$  (toho peletka obsahovala přibližně 2,6 g) spadající do Thoriové řady se alfa přeměnou ( $T_{1/2} = 6563$  let) rozpadá nejprve na  $^{236}\text{U}$  a ten postupně až na  $^{208}\text{Pb}$ . Ani tato řada se během prvních 100 let v systému neprojevuje ve větší míře.

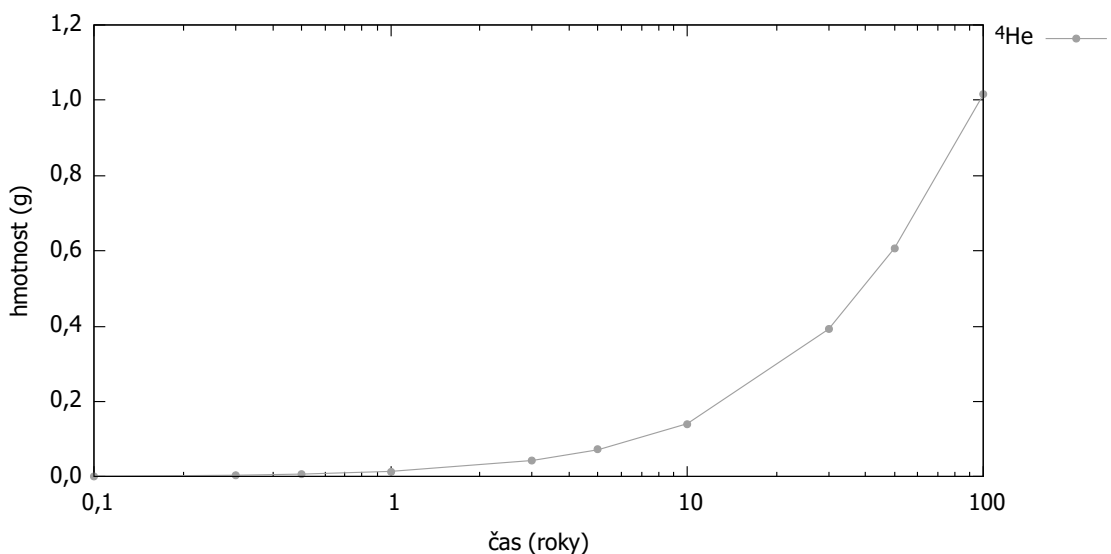
Jiná situace nastává v případě izotopu plutonia  $^{241}\text{Pu}$  (0,49 g v jedné peletce na počátku) a Neptuniové řady. To se rozpadá beta přeměnou ( $T_{1/2} = 14,35$  let) na  $^{241}\text{Am}$ , a to následným alfa rozpadem ( $T_{1/2} = 432,2$  let) na  $^{237}\text{Np}$ . Hmotnostní zastoupení těchto 3 radionuklidů v čase zobrazuje graf na obrázku 28. Zde lze vy-

pozorovat, že podíl  $^{241}\text{Am}$  kolem 14 roku převládne nad podílem  $^{241}\text{Pu}$ , který se za 100 let dostane téměř k nule. Současně je možné pozorovat i menší nárůst  $^{237}\text{Np}$ . Přes další rozpadové produkty se radionuklidy dále přeměňují až na stabilní  $^{205}\text{Tl}$ .



**Obrázek 28:** Hmotnostní podíl radionuklidů  $^{241}\text{Pu}$ ,  $^{241}\text{Am}$  a  $^{237}\text{Np}$  v čase v jedné peletce GPHS modulu.

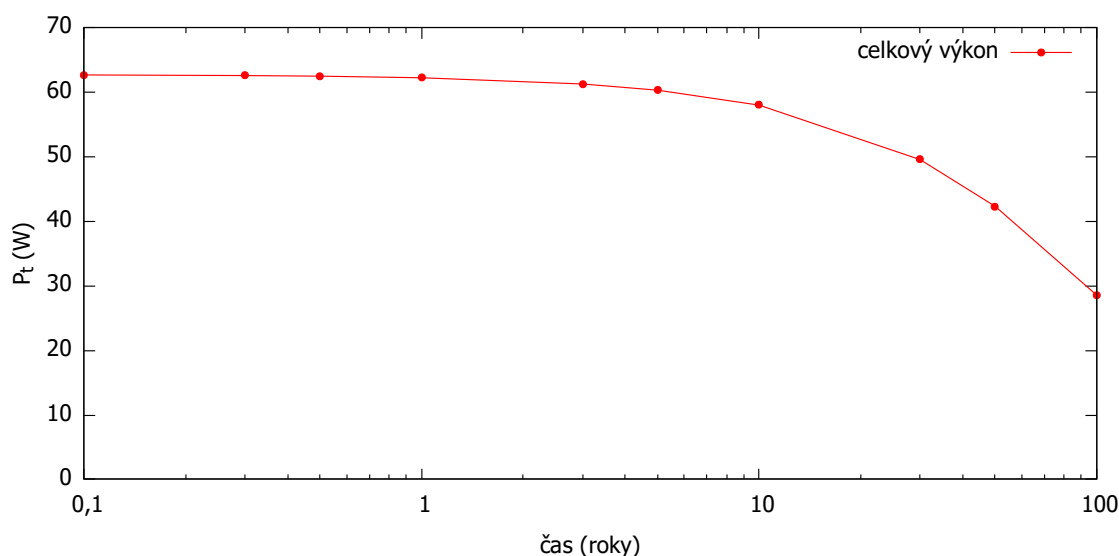
Všechny tři izotopy kyslíku jsou stabilní a jejich zastoupení se v čase nemění. Jediným zbylým nuklidem, který v systému vzniká, je tak  $^4\text{He}$ . To vzniká z emitujících alfa částic a jelikož jde o stabilní izotop, jeho podíl v čase pouze roste. Kvůli hromadění  $^4\text{He}$  roste v GPHS modulech i tlak, který je potřeba korigovat. Každý modul tak obsahuje ventil, který pomáhá nárůst tlaku vyrovnávat a vypouští vznikající helium do okolního prostředí. Na obrázku 29 lze pozorovat jeho postupný nárůst. Jedna peletka ho za 50 let vyprodukuje zhruba 0,6 g a za 100 let přes 1 g.



**Obrázek 29:** Nárůst  $^4\text{He}$  vzniklého z jedné peletky GPHS modulu.

### 5.1.3 Časový vývoj tepelného výkonu

Obrázek 30 vykresluje průběh tepelného výkonu v čase. Zde je patrné, že na počátku dosahuje jedna peletka tepelného výkonu přibližně 62,71 W. Jeden GPHS modul obsahoval 2 grafitové válce po 2 peletkách. Po vynásobení tak dostáváme, že jeden modul dosahoval tepelného výkonu 250,84 W, přičemž literatura [46] udává tepelný výkon 245 W. Tato nesrovnalost je nejspíše způsobena tím, že hmotnost jedné peletky nebyla rovných 150 g, ale byla o něco nižší.



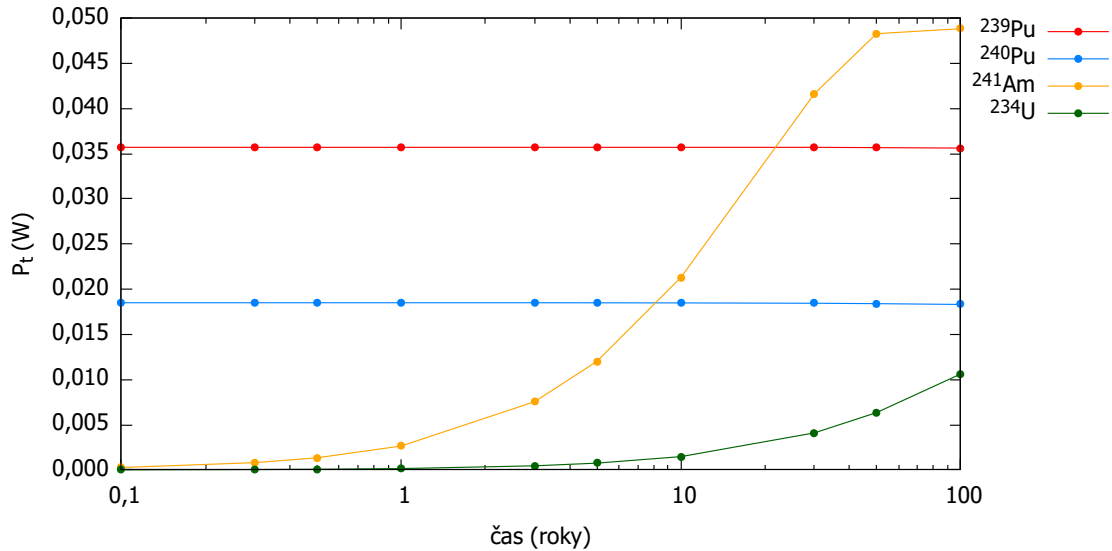
**Obrázek 30:** Časový vývoj tepelného výkonu jedné peletky GPHS modulu.

Obrázek 30 rovněž vykresluje časový pokles tepelného výkonu. Ten je způsoben rozpadem  $^{238}\text{Pu}$ , který generuje přibližně 99,9 % výkonu na začátku a 99,6 % výkonu po 100 letech provozu. S přibývajícím časem se tedy  $^{238}\text{Pu}$  rozpadá, celkový tepelný výkon klesá a v čase 50 a 100 let dosahuje hodnot 42,31 W, resp. 28,54 W tepelných.

Zbylé desetiny procent tepla generují příměsi plutonia a rozpadové produkty. Největší podíl připadá na izotopy plutonia  $^{239}\text{Pu}$  a  $^{240}\text{Pu}$  a na vznikající  $^{241}\text{Am}$  a  $^{234}\text{U}$ . Obrázek 31 vykresluje časový vývoj tepelného výkonu generovaného právě těmito radionuklidy. Díky dlouhému poločasu rozpadu izotopů plutonia  $^{239}\text{Pu}$  a  $^{240}\text{Pu}$  je jimi generovaný tepelný výkon v prvních 100 letech provozu téměř konstantní. Naopak výkon generovaný nuklidy  $^{241}\text{Am}$  a  $^{234}\text{U}$  postupně roste. To je zapříčiněno rozpadem izotopů plutonia  $^{238}\text{Pu}$  a  $^{241}\text{Pu}$ .

### 5.1.4 Doprovodné gama záření

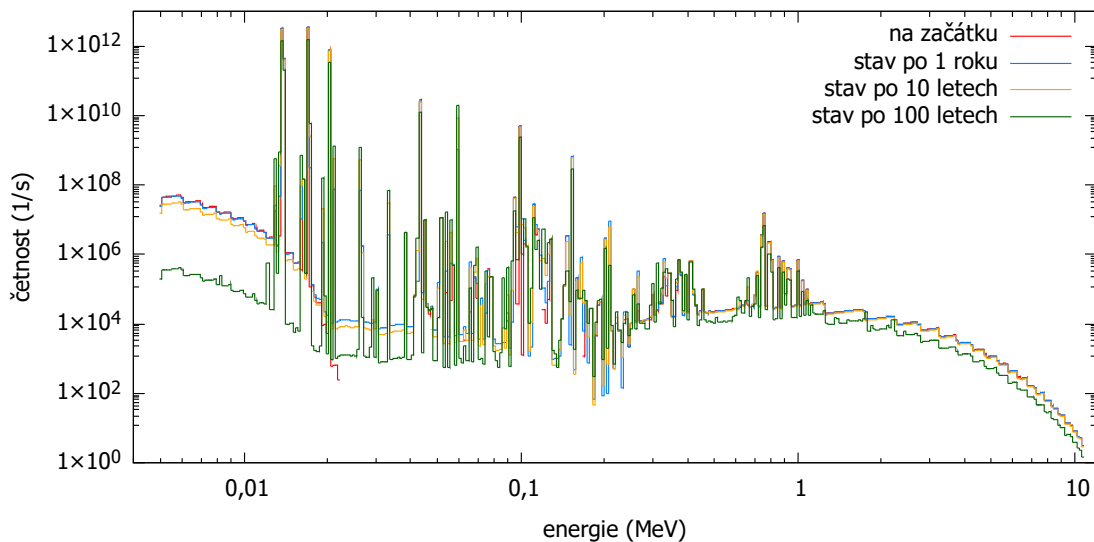
Produkty vznikající z radioaktivních rozpadů vznikají v excitovaných stavech, ze kterých se dostávají vyzářením gama fotonu. Důsledkem toho je každý rozpad charakterizován doprovodným gama zářením o specifických energiích (tzv. gama



**Obrázek 31:** Časový vývoj tepelného výkonu generovaného radionuklidy  $^{239}\text{Pu}$ ,  $^{240}\text{Pu}$ ,  $^{241}\text{Am}$  a  $^{234}\text{U}$  v jedné peletce GPHS modulu.

linky). S přibývajícím počtem nových radioaktivních produktů se gama spektrum stává rozmanitější a obsahuje nové gama linky o různých intenzitách.

V kódu Scale bylo analyzováno doprovodné gama spektrum jedné peletky GPHS modulu v časech 0, 1, 10 a 100 let. Graf vyjadřující závislost intenzity gama fotonů na energii vykresluje obrázek 32.



**Obrázek 32:** Gama spektrum jedné peletky GPHS modulu.

První, čeho si lze všimnout, je celková klesající gama aktivita, která je v čase 100 let zhruba o 1 až 2 řády menší než na počátku. Jde o důsledek postupných radioaktivních přeměn. Dále lze pozorovat, že nejvíce gama linek obsahuje stav po 100 letech provozu. To je způsobeno větším znečištěním peletky, která v tu dobu neobsahuje pouze kyslík a plutonium, ale mnoho dalších nově vzniklých radionuklidů.

Lze tak analyzovat například energie 43,50 keV, 99,85 keV a 152,72 keV příslušející  $^{238}\text{Pu}$ , jejichž intenzita s časem nepatrně klesá. Naopak intenzita linek  $^{241}\text{Am}$  26,34 keV a 59,54 keV výrazně roste. Hodnoty energií gama linek jsou převzaty z [36].

## Závěr

Ačkoliv se vývoj vesmírných jaderných reaktorů v posledních letech posunul velmi dopředu, stále nebyla určena konkrétní mise, která by některý ze zkoumaných reaktorů měla využívat. Po úspěšném testu reaktoru KRUSTY v USA v roce 2018 se Spojené státy rozhodly vypsat nové výběrové řízení na nový jaderný štěpný systém pro použití na Měsíci, který by pracoval primárně s nízko obohacným palivem. Původní termín byl únor 2022 (momentálně posunut na červen 2022) a zúčastnit se ho mohou pouze americké firmy. NASA se tím snaží otevřít dveře soukromým investorům, díky kterým by vývoj takového systému stál méně než u státní organizace. Tento způsob byl například použit u pilotovaných misí na ISS, kdy současné astronauty (mimo kosmonauty z Ruska) na stanici dopravuje společnost SpaceX ve svých lodích Crew Dragon. Ta se rovněž podílí na programu Artemis, který chce po 50 letech vrátit člověka na Měsíc. Očekává se, že se do tendru budou hlásit firmy pracující na malých modulárních reaktorech (SMR – Small Modular Reactor), které mají s podobnými systémy zkušenosti [52].

Na požadovaný systém je kladeno množství požadavků, konkrétně rozměry, hmotnost, výkon do 40 kW elektrických nebo doba provozu nejméně 10 let. Počítá se s ním jako se zdrojem elektrické energie, rovněž by měl být schopen jaderného pohonu [52].

V únoru 2022 proběhl webinář pořádaný Mezinárodní agenturou pro atomovou energii (IAEA – International Atomic Energy Agency) pod názvem Atoms for Space: Nuclear Systems for Space Exploration. Zde promluvili zástupci některých mezinárodních vesmírných organizací a soukromých společností o svém jaderném vesmírném programu, stanovených cílech a o plánovaných misích. Anthony Calamino, manažer pro vývoj technologií v NASA, zde upřesnil požadavky tendru a nastínil budoucnost NASA v oblasti štěpných jaderných reaktorů. Ta se podle něj stále zaměřuje na systémech pracujících s nízko obohacným palivem, použitelných na povrchu Země, Měsíce a případně i Marsu. Reaktor by měl mít proměnný výkon až do 100 kW elektrických a zároveň by ho mělo být možné využít pro pohonný systém NEP. Důraz je kladen do většího zapojení amerických firem a soukromého sektoru [53].

V dubnu roku 2021 udělila americká Agentura pro pokročilé obranné výzkumné projekty (DARPA – Defense Advanced Research Projects Agency) první kontrakty pro jejich misi DRACO (Demonstration Rocket for Agile Cislunar Operations), která má za úkol demonstrovat pohonný systém NTP na zemské orbitě v roce 2025. Zatímco firma General Atomics vyvíjí reaktorový systém, společnosti Blue Origin a Lockheed Martin vyvíjejí vesmírnou loď [7].

Na webináři rovněž promluvili zástupci Číny, kteří představili svůj záměr vývoje

jaderného reaktoru s elektrickým výkonem až 10 MW, který by byl rovněž schopen vlastního jaderného pohonu. S tímto systémem poté plánují provést cestu na Měsíc a Mars<sup>18</sup> [50].

V roce 2017 představila NASA novou generaci svých RTG. USA se chtějí dále zaměřovat na palivo ve formě <sup>238</sup>Pu, do jehož produkce v posledních letech investovaly nemalé peníze (INL ve spolupráci s ORNL plánují do roku 2026 obnovit produkci plutonia na 1,5 kg/rok [37]). Pokračovat také chtějí s používáním osvědčených GPHS modulů, důraz se klade na použití nových materiálů pro termočlánky. Má jít o tři typy: SMRTG (Segmented-Modular RTG), SRTG (Segmented RTG) a HSRTG (Hybrid-Segmented RTG), přičemž první dva budou konstruovány pro použití ve vakuu a třetí pro použití v atmosféře (ve hře je například Měsíc nebo Titan). Nová generace se má vyznačovat modulovatelností. Půjde o sestavu 2 až 16 GPHS modulů o elektrickém výkonu 50–500 W (výkon by se měl přizpůsobovat požadavkům mise). Jedinou výjimkou bude verze SRGT, u které bude vyvinuta pouze jedna konfigurace o očekávaném výkonu 400–500 W elektrických. Očekávaný termín dokončení je rok 2028 [54].

V minulosti NASA uvažovala o spojení radioizotopového zdroje se Stirlingovým motorem, tzv. ASRG (Advanced Stirling Radioisotope Generator). Projekt byl zrušen v roce 2013 a nevypadá to, že by se momentálně vývoj někam posunul [55].

Oproti tomu ESA se hodlá dále specializovat na vývoj VRZ pracujících s <sup>241</sup>Am. V plánu je vývoj RTG o tepelném výkonu 200 W a elektrickém výkonu 10 W, RHU o tepelném výkonu 3 W, případně další zdroj se Stirlingovým motorem s elektrickým výkonem 100 W [38].

Zmínit lze rovněž projekt ExoMars, který měl dopravit vozítko Rosalind Franklin na povrch Marsu. Jde o projekt, na kterém pracovala ESA společně s ruským Roskosmosem a u vozítka se rovněž spekulovalo o využití jisté formy RHU. Start druhé mise byl plánován na září roku 2022, bohužel kvůli ruské invazi na Ukrajinu a sankcím, které EU uvalila na Rusko se projekt odkládá na neurčito<sup>19</sup> [56].

Obecně panuje shoda, že pokud lidstvo skutečně plánuje cestu na Mars nebo dlouhodobější obývání Měsíce, je výzkum VJR a VRZ nezbytný. Ty mohou tvořit dostatečný zdroj elektrické energie a tepla pro dlouhodobější pobyt a použití jaderných reaktorů může alespoň částečně nahradit chemické motory. Největším nepřítelem při letu na Mars je vesmírné záření (sonda Curiosity při své cestě k Marsu naměřila okolo 1,8 mSv/den [7]), a pohony na bázi NTP či NEP by dobu letu mohly výrazně zkrátit.

Tato práce byla primárně rešeršní, doplněna o některé výpočty v oblasti jaderného inženýrství. V rámci výzkumného úkolu a diplomové práce bych se chtěl tímto

---

<sup>18</sup>Že by se tu rodily nové vesmírné závody o cestu na Mars a o první použití jaderného pohonu, tentokrát mezi USA a Čínou?

<sup>19</sup>Psáno v dubnu 2022.



---

tématem dále zabývat a pokusit se jej více rozvést.

# Odkazy

1. GARCIA, Mark. About the Space Station Solar Arrays. In: *NASA* [online]. 17. srpna 2017 [cit. 2022-04-16]. Dostupné z: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/structure/elements/solar\\_arrays-about.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/solar_arrays-about.html).
2. All Quick Facts. In: *Webb Space Telescope* [online]. © 2022 [cit. 2022-04-16]. Dostupné z: <https://webbtelescope.org/quick-facts/all-quick-facts>.
3. NASA. Voyager. In: *NASA Jet Propulsion Laboratory: California Institute of Technology* [online]. © 2022 [cit. 2022-02-04]. Dostupné z: <https://voyager.jpl.nasa.gov/>.
4. ESSELMAN, W. H. The NERVA Nuclear Rocket Reactor Program [online]. květen 1965 [cit. 2022-04-21]. Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/NERVA-Nuclear-Rocket-Program-1965.pdf>.
5. WAGNER, V. Jaderné zdroje pro vesmírnou kolonizaci [online]. Praha: 2. srpna 2008 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <http://ojs.ujf.cas.cz/~wagner/popclan/sondy/jadernezdroje.html>.
6. EL-GENK, M. S. Deployment history and design considerations for space reactor power systems. In: *Acta Astronautica* [online]. 2009, sv. 64, s. 833–849 [cit. 2021-11-14]. Č. 9-10. ISSN 00945765. Dostupné z DOI: 10.1016/j.actaastro.2008.12.016.
7. Nuclear Reactors and Radioisotopes for Space. In: *World Nuclear Association* [online]. London: květen 2021 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <https://world-nuclear.org/information-library/non-power-nuclear-applications/transport/nuclear-reactors-for-space.aspx>.
8. KNEFF, D. W.; NAGEL, W. E. et al. A Document Review to Characterize Atomic International SNAP Fuels Shipped to INEL 1966-1973. In: *Idaho National Engineering Laboratory* [online]. září 1995 [cit. 2021-11-18]. Dostupné z: <https://www.osti.gov/servlets/purl/137420>.
9. SCHMIDT, G. SNAP Overview - general background. In: *American Nuclear Society* [online]. únor 2011 [cit. 2021-11-15]. Dostupné z: <http://anstd.ans.org/NETS2011/Documents/Presentations/Opening%20Dinner%20SNAP%2010A%20Schmidt.pdf>.
10. GRAHN, S. The US-A program (Radar Ocean Reconnaissance Satellites – RORSAT) and radio observations thereof [online]. © 1996 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <http://www.svengrahn.pp.se/trackind/RORSAT/RORSAT.html>.

11. BENNET, G. L. A look at the Soviet space nuclear power program. In: *Proceedings of the 24th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference* [online]. IEEE, 1989, s. 1187–1194 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z DOI: 10.1109/IECEC.1989.74620.
12. WAGNER, V. Začnou se ve vesmíru konečně využívat jaderné reaktory? In: *oEnergetice.cz* [online]. Třebíč: 10. května 2018 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <https://oenergetice.cz/jaderne-elektrarny/zacnou-se-ve-vesmiru-konecne-vyuzivat-jaderne-reaktory>.
13. DEMUTH, S. F. SP100 space reactor design. In: *Progress in Nuclear Energy* [online]. 2003, sv. 42, s. 323–359 [cit. 2021-11-17]. Č. 3. ISSN 01491970. Dostupné z DOI: 10.1016/S0149-1970(03)90003-5.
14. POSTON, D. I.; KAPERINICK, R. J. a GUFFEE R. M. Design and analysis of the SAFE-400 space fission reactor. In: *AIP Conference Proceedings* [online]. AIP, 2002, s. 578–588 [cit. 2021-11-17]. ISSN 0094243X. Dostupné z DOI: 10.1063/1.1449775.
15. MCCLURE, P. R.; POSTON, D. I.; GIBSON, M. A. et al. Kilopower Project: The KRUSTY Fission Power Experiment and Potential Missions. In: *Nuclear Technology* [online]. 5. června 2020, sv. 206, s. 1–12 [cit. 2021-11-19]. Č. 1. ISSN 0029-5450. Dostupné z DOI: 10.1080/00295450.2020.1722554.
16. POSTON, D. I.; MCCLURE, P. R.; DIXON, D. D. et al. Experimental Demonstration of a Heat Pipe–Stirling Engine Nuclear Reactor. In: *Nuclear Technology* [online]. 20. března 2017, sv. 188, s. 229–237 [cit. 2021-11-19]. Č. 3. ISSN 0029-5450. Dostupné z DOI: 10.13182/NT13-71.
17. POSTON, D. I.; GIBSON, M. A. et al. KRUSTY Reactor Design. In: *Nuclear Technology* [online]. 5. června 2020, sv. 206, s. 13–30 [cit. 2021-11-19]. Č. 1. ISSN 0029-5450. Dostupné z DOI: 10.1080/00295450.2020.1725382.
18. GIBSON, M. A.; POSTON, D. I. et al. NASA’s Kilopower reactor development and the path to higher power missions. In: *2017 IEEE Aerospace Conference* [online]. IEEE, 2017, s. 1–14 [cit. 2021-11-19]. ISBN 978-1-5090-1613-6. Dostupné z DOI: 10.1109/AERO.2017.7943946.
19. HAYNES® 230® alloy: Data sheet. In: *HAYNES International* [online]. © 2021 [cit. 2021-11-25]. Dostupné z: [haynesintl.com/docs/default-source/pdfs/new-alloy-brochures/high-temperature-alloys/brochures/230-brochure.pdf?sfvrsn=ae7229d4\\_84](http://haynesintl.com/docs/default-source/pdfs/new-alloy-brochures/high-temperature-alloys/brochures/230-brochure.pdf?sfvrsn=ae7229d4_84).
20. Material Properties: Data sheet. In: *Materion* [online]. Tucson: leden 2017 [cit. 2021-11-25]. Dostupné z: <https://materion.com/-/media/files/ceramics/datasheets/cc-002ceramicsmaterialpropertieschart.pdf>.

21. MCCONN, R. J.; GESH, C. J.; PAGH R, T. et al. Compendium of Material Composition Data for Radiation Transport Modeling. In: *Homeland Security* [online]. 4. března 2011, s. 285–290 [cit. 2021-12-10]. Dostupné z DOI: 10.2172/1023125.
22. MCCLURE, P. R.; POSTON, D. I.; CLEMENT, S. D. et al. KRUSTY Experiment: Reactivity Insertion Accident Analysis. In: *Nuclear Technology* [online]. 5. června 2020, sv. 206, S43–S55 [cit. 2021-12-11]. Č. sup1. ISSN 0029-5450. Dostupné z DOI: 10.1080/00295450.2020.1722544.
23. COURSEY, J. S.; SCHWAB, D. J. et al. Atomic Weights and Isotopic Compositions with Relative Atomic Masses. In: *NIST Physical Measurement Laboratory* [online]. 2. září 2021 [cit. 2022-05-04]. Dostupné z: [https://physics.nist.gov/cgi-bin/Compositions/stand\\_alone.pl?ele=&all=all&ascii=ascii&isotope=all](https://physics.nist.gov/cgi-bin/Compositions/stand_alone.pl?ele=&all=all&ascii=ascii&isotope=all).
24. FINK J. K. a LEIBOWITZ, L. Thermodynamic and transport properties of sodium liquid and vapor. In: *Argonne National laboratory* [online]. leden 1995, s. 87 [cit. 2021-12-21]. Dostupné z DOI: 10.2172/1023125.
25. LEPPÄNEN, J.; PUSA, M.; VIITANEN, T. et al. The Serpent Monte Carlo code: Status, development and applications in 2013. In: *Annals of Nuclear Energy*. 2015, sv. 82, s. 142–150. ISSN 03064549. Dostupné z DOI: 10.1016/j.anucene.2014.08.024.
26. BROWN, D. A.; CHADWICK, M. B. et al. ENDF/B-VIII.0: The 8<sup>th</sup> Major Release of the Nuclear Reaction Data Library with CIELO-project Cross Sections, New Standards and Thermal Scattering Data. In: *Nuclear Data Sheets*. 2018, sv. 148, s. 1–142. ISSN 0090-3752. Dostupné z DOI: <https://doi.org/10.1016/j.nds.2018.02.001>. Special Issue on Nuclear Reaction Data.
27. Serpent a Continuous-energy Monte Carlo Reactor Physics Burnup Calculation Code [online]. [B.r.] [cit. 2022-02-17]. Dostupné z: <http://montecarlo.vtt.fi/>.
28. FRÝBORT, J.; HERALTOVÁ L. a ŠTEFÁNIK, M. *Úvod do reaktorové fyziky: teorie a cvičení*. Praha: České vysoké učení technické, 2013. ISBN 9788001053225.
29. BOROVIČKA M. a BURKET, D. *Reaktorová fyzika pro operátory*. Jaderná elektrárna Dukovany, 1999.
30. Osobní konzultace s Ing. Jan Frýbort, Ph.D. 2022.
31. LAMARSH J. R. a Baratta, A. J. *Introduction to nuclear engineering*. Třetí vydání. Harlow: Pearson, 2014. ISBN 1292025816.
32. WILLIAMS, T.; KELLEY, C. et al. *Gnuplot 4.6: an interactive plotting program*. duben 2013. Dostupné také z: <http://gnuplot.sourceforge.net/>.

33. O'BRIEN, R. C.; AMBROSI, R. M.; BANNISTER, N. P. et al. Safe radioisotope thermoelectric generators and heat sources for space applications. In: *booktitle of Nuclear Materials* [online]. 2008, sv. 377, s. 506–521 [cit. 2022-01-29]. Č. 3. ISSN 00223115. Dostupné z DOI: 10.1016/j.jnucmat.2008.04.009.
34. LINDBLOM, K. Plutonium-238 Production for Space Exploration. In: *American Chemical Society* [online]. © 2018 [cit. 2022-01-29]. Dostupné z: [https://www.energy.gov/sites/default/files/NEGTNONEAC\\_PU-238\\_042108.pdf](https://www.energy.gov/sites/default/files/NEGTNONEAC_PU-238_042108.pdf).
35. WAGNER, V. *Jaderné technologie pro vesmír*. FEL ČVUT v Praze: 30. září 2021. Dostupné také z: <https://www.youtube.com/watch?v=3Ej6LUKsCFM>. Přednáška pro veřejnost v rámci Fyzikálních čtvrtků.
36. CHU, S. Y. F.; EKSTRÖM L. P. a FIRESTONE, R. B. The Lund/LBNL Nuclear Data Search. In: *HAYNES International* [online]. únor 1999 [cit. 2022-01-29]. Dostupné z: <http://nucleardata.nuclear.lu.se/toi/>.
37. INL Starts Second Plutonium Target Campaign for NASA Space Missions. In: *Office of Nuclear Energy* [online]. Washington DC: 17. února 2021 [cit. 2022-01-29]. Dostupné z: <https://www.energy.gov/ne/inproceedingss/idaho-national-lab-starts-second-plutonium-target-campaign-nasa-space-missions>.
38. BARCO, A.; AMBROSI, R. M.; WILLIAMS, H. R. et al. Design and Development of the ESA Am-Fueled Radioisotope Power Systems. In: *2019 IEEE Aerospace Conference* [online]. IEEE, 2019, s. 1–11 [cit. 2022-02-02]. ISBN 978-1-5386-6854-2. Dostupné z DOI: 10.1109/AERO.2019.8741786.
39. RALEIGH, H. D. *Systems for Nuclear Space Power (SNAP)* [online]. United States Atomic Energy Commission: Division of Technical Informations, leden 1964 [cit. 2022-02-02]. Dostupné z: <https://www.osti.gov/servlets/purl/4034092>.
40. HARDY, E. P.; KREY, P. W.; VOLCHOK, H. L. *Global Inventory and Distribution of Pu-238 from SNAP-9A* [online]. United States Atomic Energy Commission, 1. března 1972 [cit. 2022-02-02]. Dostupné z: <https://www.osti.gov/servlets/purl/4689831>.
41. RINEHART, G. H. Design characteristics and fabrication of radioisotope heat sources for space missions. In: *Progress in Nuclear Energy* [online]. 2001, sv. 39, s. 305–319 [cit. 2022-02-02]. Č. 3-4. ISSN 01491970. Dostupné z DOI: 10.1016/S0149-1970(01)00005-1.
42. NASA: Radioisotope Power System [online]. © 2022 [cit. 2022-02-04]. Dostupné z: <https://rps.nasa.gov/>.

43. PROSSER, D. L. *SNAP-27 Radioisotopic Heat Source Summary Report* [online]. United States Atomic Energy Commission, 11. listopadu 1969 [cit. 2022-02-04]. Dostupné z: <https://www.osti.gov/servlets/purl/4142677>.
44. Multi-Hundred Watt RTG (MHW-RTG). In: *Beyond NERVA* [online]. © 2020 [cit. 2022-02-04]. Dostupné z: <https://beyondnerva.com/radioisotope-power-sources/multi-hundred-watt-rtg-mhw-rtg/>.
45. Voyager Mission Status Bulletin [online]. 5. ledna 1978, č. 13, s. 1–4 [cit. 2022-02-04]. Dostupné z: [https://planetary.s3.amazonaws.com/voyager\\_msb/VoyagerMSB13.PDF](https://planetary.s3.amazonaws.com/voyager_msb/VoyagerMSB13.PDF).
46. BENNET, G. L.; LOMBARDO, J. J.; HEMLER, R. J. et al. The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator: A Truly General-Purpose Space RTG. In: *AIP Conference Proceedings* [online]. AIP, 2008, s. 663–671 [cit. 2022-02-04]. ISSN 0094243X. Dostupné z DOI: 10.1063/1.2845028.
47. WERNER, J.; LIVELY K. a KIRKHAM, D. A multi-mission radioisotope thermoelectric generator (MMRTG) for Mars 2020. In: *2017 IEEE Aerospace Conference* [online]. IEEE, 2017, s. 1–6 [cit. 2022-02-28]. ISBN 978-1-5090-1613-6. Dostupné z DOI: 10.1109/AERO.2017.7943688.
48. HOLGATE, T. C.; BENNET, R.; HAMMEL, T. et al. Increasing the Efficiency of the Multi-mission Radioisotope Thermoelectric Generator. In: *Journal of Electronic Materials* [online]. 2015, sv. 44, s. 1814–1821 [cit. 2022-02-28]. Č. 6. ISSN 0361-5235. Dostupné z DOI: 10.1007/s11664-014-3564-9.
49. PUSTOVALOV, A. A. Nuclear thermoelectric power units in Russia, USA and European space agency research programs. In: *16th International Conference on Thermoelectrics* [online]. IEEE, 1997, s. 559–562 [cit. 2022-03-01]. ISBN 0-7803-4057-4. Dostupné z DOI: 10.1109/ICT.1997.667591.
50. ZHU, A.; TANG Y. a DU, H. Příspěvek z IAEA webináře Atoms for Space: Nuclear Systems for Space Exploration: Application of space nuclear power sources in moon and deep space exploration missions in China. 15.–16. března 2022. Dostupné také z: <https://nucleus.iaea.org/sites/fusionportal/Atoms%5C%20for%5C%20Space/Forms/AllItems.aspx>.
51. WIESELQUIST, W. A.; LEFEBVRE R. A. a JESSEE, M. A. SCALE Code System, ORNL/TM-2005/39, Verze 6.2.4, Oak Ridge National Laboratory. 2020.
52. NOVÁK, F. Jádru na Měsíci. Američané vypsali tendr na vesmírný zdroj. In: *Týdeník Hrot* [online]. Praha: 26. listopadu 2021 [cit. 2022-04-23]. Dostupné z: <https://www.tydenikhrot.cz/clanek/jadro-mesic-usa-tendr-vesmirny-zdroj>.

53. CALOMINO, A. Příspěvek z IAEA webináře Atoms for Space: Nuclear Systems for Space Exploration: NASA Investments in Space Nuclear Fission Technology. 15.–16. března 2022. Dostupné také z: <https://nucleus.iaea.org/sites/fusionportal/Atoms%5C%20for%5C%20Space/Forms/AllItems.aspx>.
54. NASA Facts – NASA Radioisotope Power Systems Program: Next-Generation RTG Study: Summary 2017. In: *NASA* [online]. © 2018 [cit. 2022-04-24]. Dostupné z: [https://rps.nasa.gov/system/downloadable\\_items/47\\_FINAL\\_Next-Gen\\_RTG\\_study-NF-2018-11-610-HQ.pdf](https://rps.nasa.gov/system/downloadable_items/47_FINAL_Next-Gen_RTG_study-NF-2018-11-610-HQ.pdf).
55. NASA Facts – Advanced Stirling Radioisotope Generator (ASRG). In: *NASA* [online]. © 2013 [cit. 2022-04-24]. Dostupné z: [https://rps.nasa.gov/system/downloadable\\_items/36\\_APP\\_ASRG\\_Fact\\_Sheet\\_v3\\_9-3-13.pdf](https://rps.nasa.gov/system/downloadable_items/36_APP_ASRG_Fact_Sheet_v3_9-3-13.pdf).
56. AMOS, J. Joint Europe-Russia Mars rover project is parked. In: *BBC News* [online]. 17. března 2022 [cit. 2022-04-24]. Dostupné z: [www.russianspaceweb.com/exomars\\_2016.html](http://www.russianspaceweb.com/exomars_2016.html).
57. KRAUS E. I. a SHABALIN, I. I. Impact loading of a space nuclear powerplant. In: *Frattura ed Integrità Strutturale* [online]. 2013, sv. 7, s. 138–150 [cit. 2021-11-14]. Č. 24. ISSN 19718993. Dostupné z DOI: 10.3221/IGF-ESIS.24.15.
58. Atomic Power in Space II - A History of Space Nuclear Power and Propulsion in the United States. In: *Idaho National Laboratory* [online]. zaří 2018, s. 86–140 [cit. 2021-11-15]. Dostupné z: [https://inl.gov/wp-content/uploads/2017/08/AtomicPowerInSpaceII-AHistory\\_2015\\_chapters6-10.pdf](https://inl.gov/wp-content/uploads/2017/08/AtomicPowerInSpaceII-AHistory_2015_chapters6-10.pdf).
59. NASA Facts – The Fission System Gateway to Abundant Power for Exploration. In: *NASA* [online]. © 2018 [cit. 2021-11-19]. Dostupné z: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/ns\\_kilopower\\_fs\\_180111.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/ns_kilopower_fs_180111.pdf).
60. POSTON, D. I.; GIBSON, M. A. et al. Results of the KRUSTY Nuclear System Test. In: *Nuclear Technology* [online]. 5. června 2020, sv. 206, S89–S117 [cit. 2021-12-11]. Č. sup1. ISSN 0029-5450. Dostupné z DOI: 10.1080/00295450.2020.1730673.
61. COLE, M. NASA successfully tests new KiloPower reactor for space missions. In: *Spaceflight Insider* [online]. 4. května 2018 [cit. 2021-12-11]. Dostupné z: <https://www.spaceflightinsider.com/organizations/nasa/nasa-successfully-tests-new-kilopower-reactor-for-space-missions/>.
62. General Purpose Heat Source RTG (GPHS-RTG). In: *Beyond NERVA* [online]. © 2020 [cit. 2022-02-25]. Dostupné z: <https://beyondnerva.com/radioisotope-power-sources/gphs-rtg/>.

63. Nuclear Power System Delivered to Florida for NASA's Perseverance Rover. In: *Office of Nuclear Energy* [online]. Washington DC: 3. ledna 2020 [cit. 2022-02-28]. Dostupné z: <https://www.energy.gov/ne/inproceedingss/nuclear-power-system-delivered-florida-nasa-s-perseverance-rover>.



# Přílohy

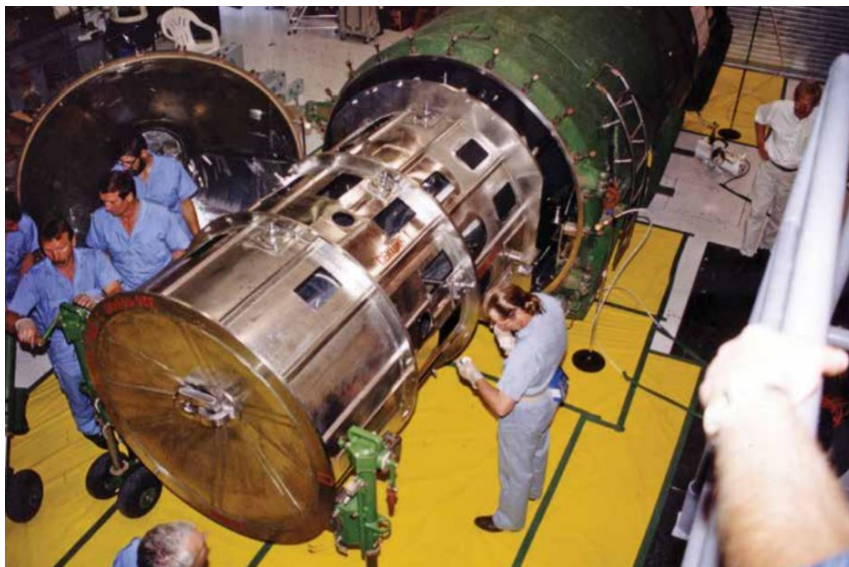
## A Obrázkové přílohy



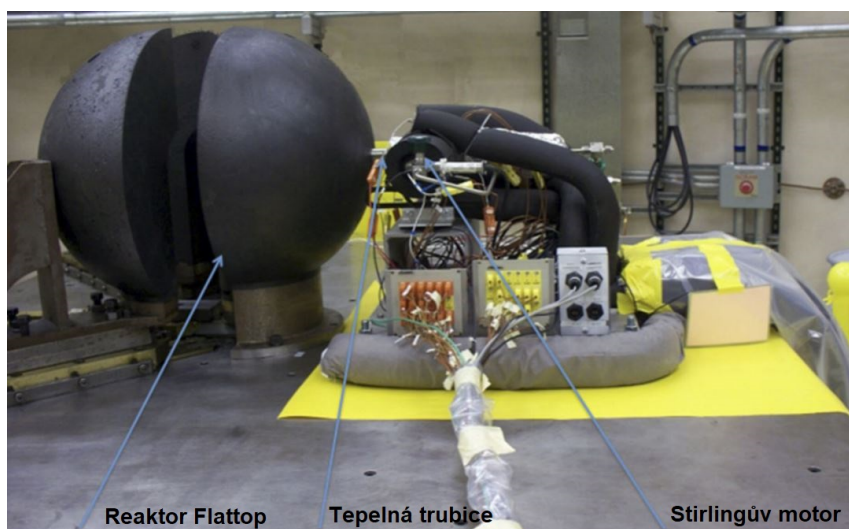
Obrázek 33: Dobová fotografie systému SNAP-10A, převzato z [9].



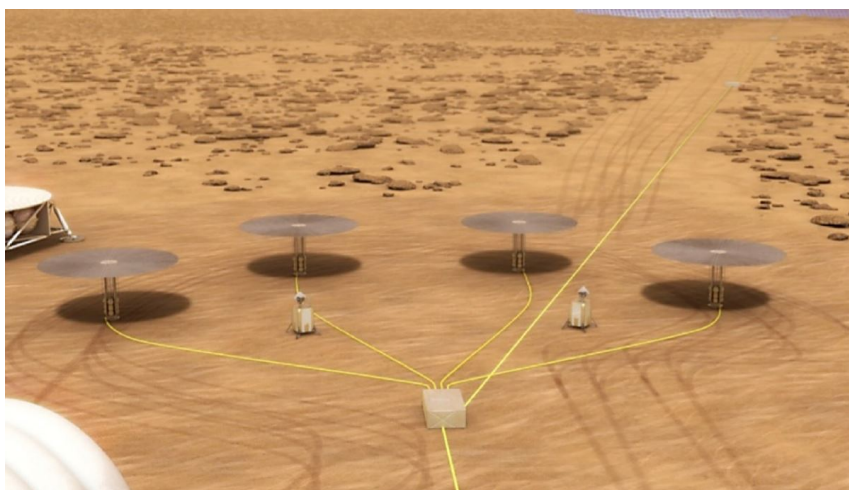
Obrázek 34: Model systému TOPAZ-I, převzato z [57].



**Obrázek 35:** Systém TOPAZ-II po převezení do USA. Foto Scott Wold [58].

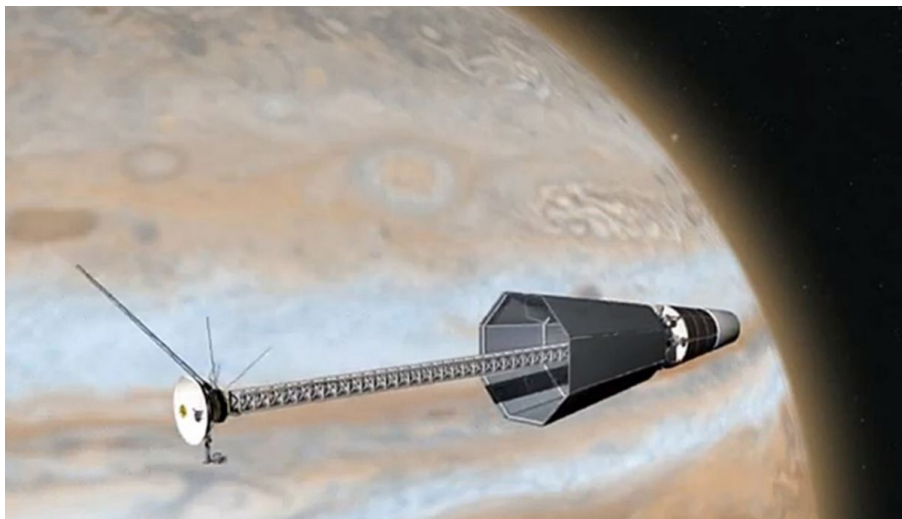


**Obrázek 36:** Konfigurace experimentu DUFF, přeloženo z angličtiny. Převzato z [16].

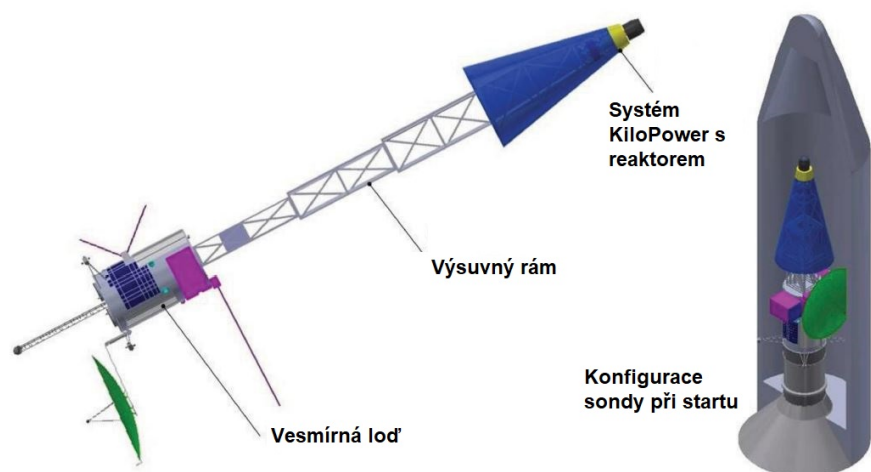


**Obrázek 37:** Vizualizace reaktorů KiloPower při kolonizaci Marsu. Převzato z [59].





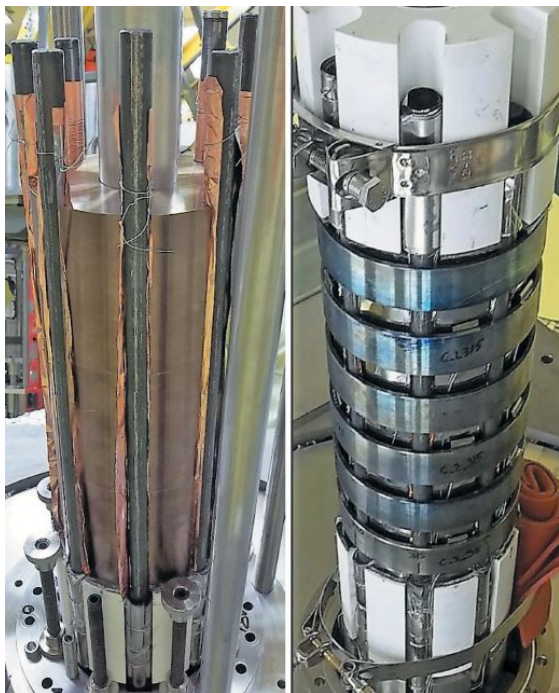
**Obrázek 38:** Vizualizace reaktoru Kilopower pro pohon vesmírné sondy. Převzato z [59].



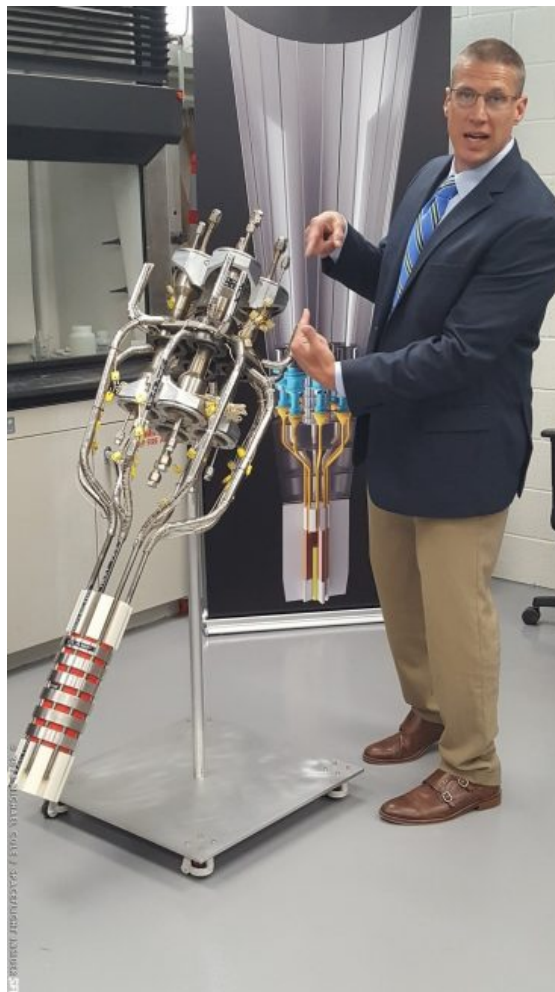
**Obrázek 39:** Ukázka možné konfigurace vesmírné sondy s reaktorem KiloPower při startu a při následném provozu. Převzato z [15].



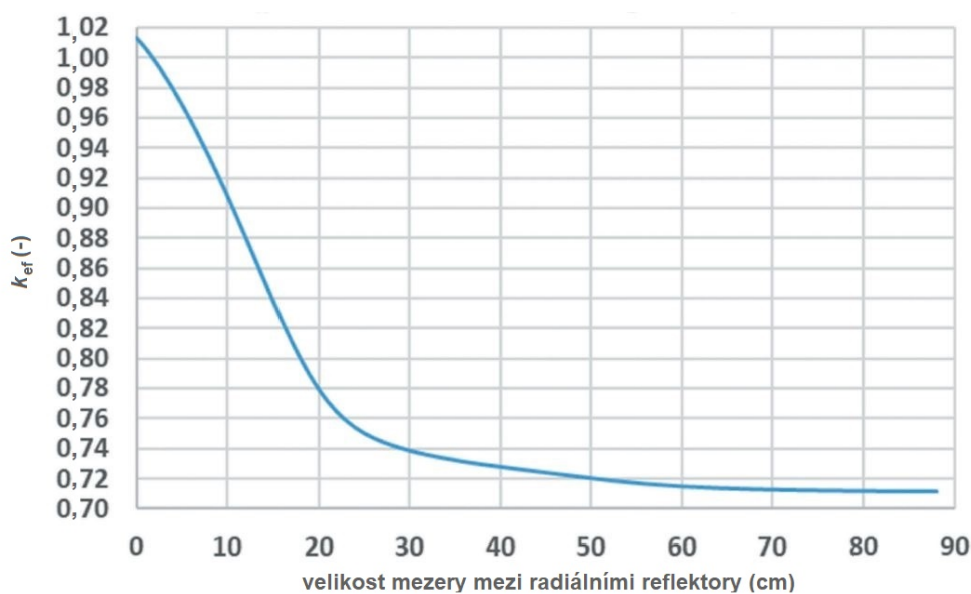
**Obrázek 40:** Fotografie systému KRUSTY s plošinou COMET, přeloženo z angličtiny. Převzato z [60].



**Obrázek 41:** Fotografie sestavy paliva s tepelnými trubicemi reaktoru KRUSTY. Na fotografii jsou vidět i měděné folie, které sloužily k lepšímu přenosu tepla, bílý reflektor z materiálu Thermalox® 995 (BeO) a svorky z Haynes 230, které celou sestavu držely pohromadě. Převzato z [60].

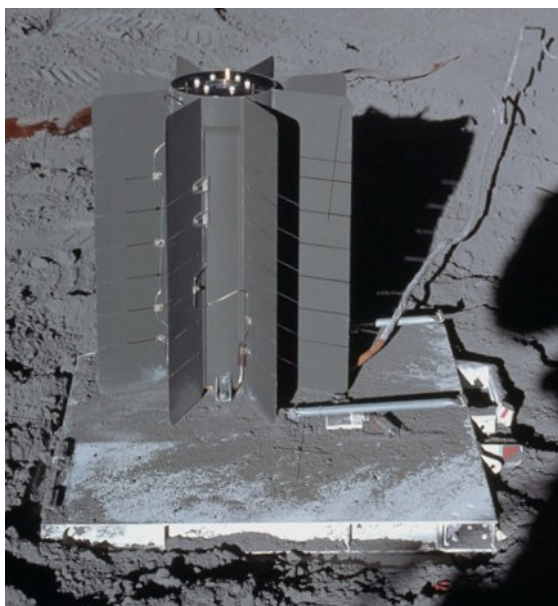


**Obrázek 42:** Model systému KRUSTY. Bez stínění, vakuové nádoby, řídicí tyče a radiálního reflektoru. Převzato z [61].

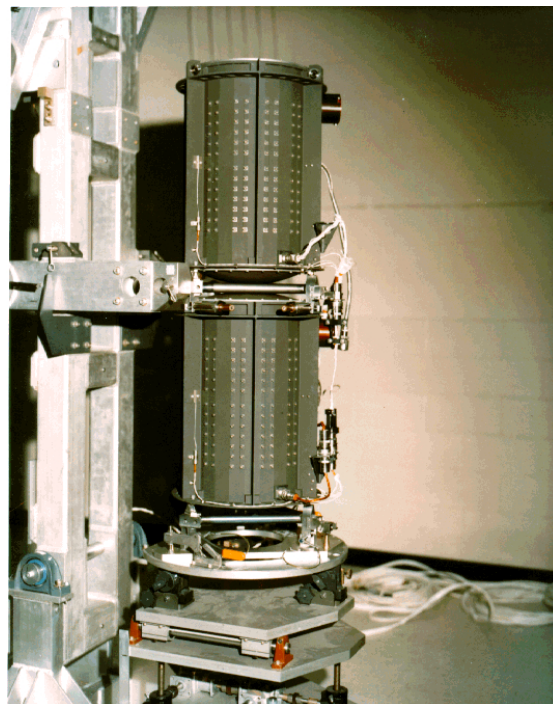


**Obrázek 43:** Očekávaná závislost mezi  $k_{ef}$  a vysunutím radiálního reflektoru, přeloženo z angličtiny. Převzato z [17].

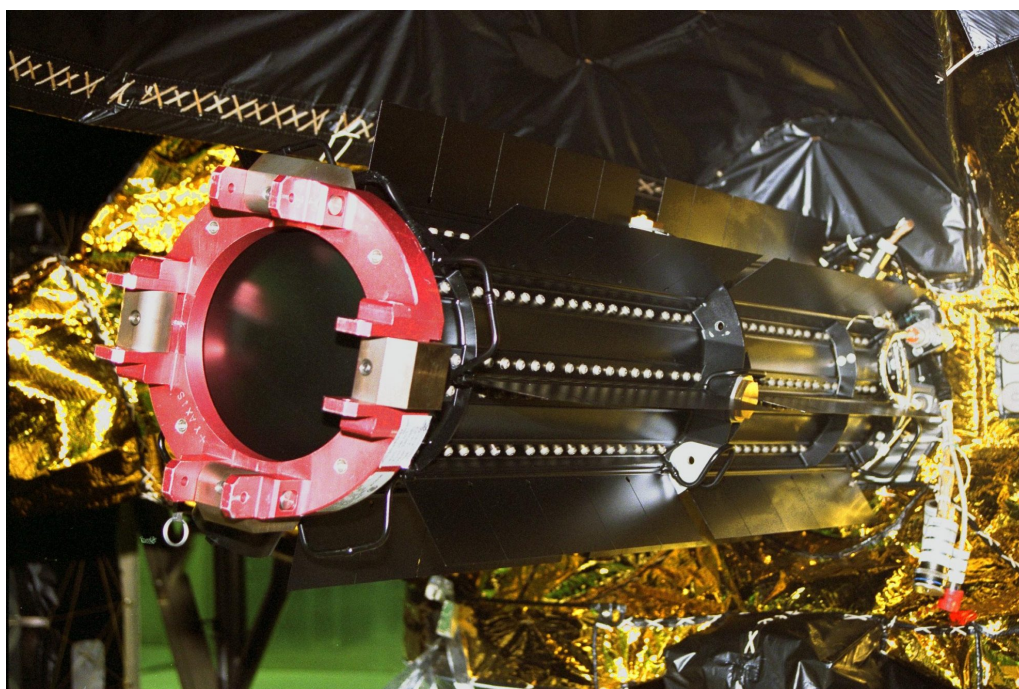




**Obrázek 44:** Dobová fotografie radioizotopového zdroje SNAP-27 na povrchu Měsíce. Převzato z [42].



**Obrázek 45:** Dobová fotografie dvou radioizotopových zdrojů MHW-RTG družice Voyager. Převzato z [3].



**Obrázek 46:** Fotografie radioizotopového zdroje GPHS-RTG na družici Cassini. Převzato z [62].



**Obrázek 47:** Fotografie rozžhaveného GPMS modulu. Převzato z [62].



**Obrázek 48:** Fotografie radioizotopového zdroje MMRTG. Převzato z [63].

## B Tabulkové přílohy

**Tabulka 7:** Materiálové složení (hmotnostní podíl) slitiny Haynes 230 [19].

<b>Materiál</b>	<b>Hm. podíl (%)</b>
Ni	57
Cr	22
W	14
Mo	2
Fe, Co, Mn, C, Nb, Al, Si, La, B	zbytek

**Tabulka 8:** Materiálové složení (hmotnostní podíl) nerezových ocelí SS304, SS316 a SS321 [21].

<b>Materiál</b>	<b>SS304 (%)</b>	<b>SS316 (%)</b>	<b>SS321 (%)</b>
Fe	70,173	66,900	67,695
Cr	19,000	17,000	18,00
Ni	9,250	12,000	11,000
Mo	–	2,500	–
Mn	1,000	1,014	2,000
Si	0,500	0,507	1,000
C	0,040	0,041	0,080
S	0,015	0,015	0,030
P	0,023	0,023	0,045
Ti	–	–	0,150