

Sylaby přednášek ze semináře

# KOSMONAUTIKA A RAKETOVÁ TECHNIKA



Zlínský kraj



28. - 30. 11. 2008

## PROGRAM SEMINÁŘE:

### Pátek 28. listopadu

16:00 až 16:30

Příjezd účastníků – prezence

16:30 až 18:00

**RUSKÝ PILOTOVANÝ LET NA MARS (minulost a současnost)**

Přednáší Mgr. Jiří Kroulík

18:15 až 19:45

**ČTVERNOZÍ KOSMONAUTI (zvířata ve službách kosmonautiky)**

Přednáší Ing. Tomáš Příbyl

### Sobota 29. listopadu

08:30 až 10:00

**MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2007-2008 – I. část**

Přednáší Mgr. Antonín Vítek, CSc.

10:15 až 11:45

**NOSNÁ RAKETA, KTERÁ VYNESLA NAŠEHO PRVNÍHO KOSMONAUTA NA OBĚŽNOU DRÁHU KOLEM ZEMĚ (30. výročí startu)**

Přednáší Prof. Ing. Jan Kusák, CSc.

13:00 až 14:30

VII. sněm Valašské astronomické společnosti

14:30 až 16:00

**JAK JSME ZKOUŠELI RAKETY**

Přednáší Ing. Bedřich Růžička, CSc.

16:15 až 17:45

**MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2007-2008 – II. část**

Přednáší Mgr. Antonín Vítek, CSc.

### Neděle 30. listopadu

08:30 až 09:45

**BURAN: PŘÍBĚH ZBYTEČNÉHO RAKETOPLÁNU**

Přednáší Ing. Tomáš Příbyl

10:00 až 11:30

**JADERNÉ ZDROJE PRO VESMÍRNOU KOLONIZACI**

Přednáší RNDr. Vladimír Wagner, CSc.

*Změna programu vyhrazena.*

# RUSKÝ PILOTOVANÝ LET NA MARS

## (minulost a současnost)

(Let na Mars k 100. výročí říjnové revoluce?)

*Mgr. Jiří Kroulík*

Podle memoárové literatury a časopiseckých článků byl hlavním cílem ruské kosmonautiky počátkem 60. let minulého století nikoliv Měsíc ale Mars. Studii meziplanetární kosmické lodě a nosných raket se zabývaly konstrukční kanceláře vedené S. P. Koroljovem (OKB-1), V. N. Čelomějem (OKB-52) a M. K. Jangelem (OKB-586). První a jediný vládou schválený projekt pilotovaného letu k Marsu vznikl v OKB-1, kde na studiích takového letu pracovaly od konce padesátých let pod vedením Michajla Tichonravova skupiny Gleba Maximova a Konstantina Petroviče Feoktistova. Projekt byl schválen společně s projektem těžké nosné rakety N1.

V různém časovém odstupu následovalo několik dalších projektů, spojených s návrhy těžkých či supertěžkých nosných raket N1M, UR-700M (UR-900), Eněrija, Vulkan a Viktoria-K. Souběžně probíhal i vývoj jaderných raketových motorů a jaderných energetických zdrojů v OKB-456 (V. P. Gluško), OKB-670 (M. M. Bondarjuk), OKB-154 (KB Chimavtomatiky) a na dalších pracovištích.

V roce 1964 však Rada ministrů SSSR rozhodla, že hlavním cílem ruské kosmonautiky nebude Mars, ale Měsíc a všechny aktivity byly přeměřovány na dosažení vítězství v nevyhlášené soutěži o první pilotovaný oblet Měsíce a první přistání kosmonautů na Měsíci. Prohra Sovětského svazu v této soutěži však měla za následek také likvidaci vývoje těžké nosné rakety N1 i konkurenční UR-700M a na celá desetiletí ruské úvahy o letu na Mars zmrazila.

V sedmdesátých a osmdesátých létech minulého století dostal v Rusku přednost vývoj orbitálních stanic, k jejichž výstavbě postačovala nosná kapacita rakety Proton (UR-500), a zájem o meziplanetární lety zde oživil teprve vývoj těžké nosné rakety Eněrgija. Nečekané ukončení projektu Eněrgija po dvou úspěšných startech tento zájem znovu na čas utlumilo.

Teprve vystoupení amerického prezidenta G. Bushe, který počátkem roku 2004 označil přistání astronautů na Měsíci a na Marsu za dlouhodobé cíle americké kosmonautiky, vybudilo představitelé ruské kosmonautiky k obdobným prohlášením, po nichž byly publikovány i současné ruské představy o pilotovaném letu na Mars. V této souvislosti představila Makejevova konstrukční kancelář i projekt těžké nosné rakety Viktoria-K o vzletové hmotnosti 3100 t a nosné kapacitě 100 t na nízkou oběžnou dráhu kolem Země. V roce 2004 na vědecké konferenci o jaderné energetice někteří účastníci dokonce vyslovili úvahu o možnosti realizace pilotovaného letu na Mars k 100. výročí říjnové revoluce.

## Chronologie sovětských (ruských) projektů pilotovaného letu na Mars

### MPK (OKB-1)

Od roku 1959 pracovalo OKB-1 pod vedením M. K. Tichonravova na studii pilotovaného letu na Mars (6 členů posádky) pod označením MPK (Pilotovaný komplex pro let na Mars): nereálný – hmot-

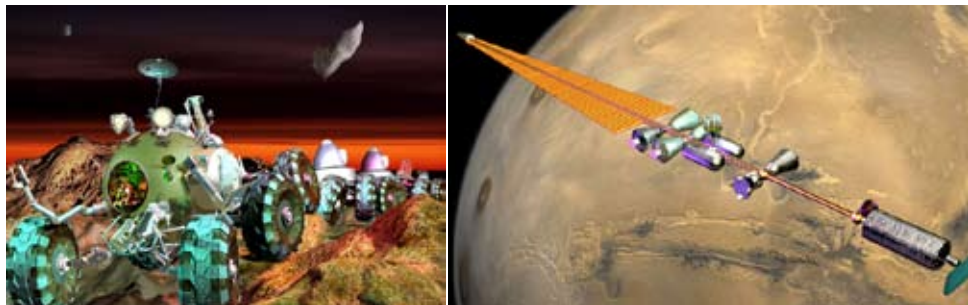
nost na LEO 1360 t, k sestavení komplexu by bylo třeba 25 startů raket N1. Modul k přistání a ročnímu pobytu na Marsu. Po misi v trvání 900 dnů (270 dnů cesta k Marsu, 360 dnů pobyt na Marsu, 270 dnů návrat) se měl na Zemi vrátit modul o hmotnosti 15 t. Předpokládaný termín startu 1975.

### TMK-1 (OKB-1)

Meziplanetární loď skupiny G. U. Maksimova o hmotnosti 75 t, s trojčlennou posádkou, s chemickým raketovým motorem (kyslík-kerosen), s umělou gravitací. Oblet Marsu. Doba letu 3 roky, jeden měsíc a dva dny. Podle usnesení ÚV KSSS a Rady ministrů z 23. 6. 1960 byl termín startu stanoven na 8. 6. 1971 a návrat na 10. 6. 1974 (celková doba letu 1095 dnů – let k Marsu 315 dnů, návrat 780 dnů). Raketa N1.

### TMK-E (OKB-1), projekt z roku 1960

Předložen skupinou K. Feoktistova – meziplanetární loď o délce 175 m se šestičlennou posádkou; elektrické raketové motory (tah 7,5 kg), jaderný zdroj o výkonu 7MW; potřebné 2 či více startů rakety N1. Pět přistávacích modulů (průměr 5,5 m, výška 9 m, hmotnost 10 t) s vybavením pro sestavení soupravy pěti plošin (s kabinou tříčlenné posádky s manipulátorem a vrtnou soupravou, s konvertoplánem pro průzkum, s hlavním a záložním vzletovým modulem, s jaderným energetickým zdrojem); za rok měla souprava přejet od jižního k severnímu pólu.



### Projekt MEK z roku 1969 (NPO Eněrgija)

Marsovský expediční komplex (MEK) projektu Aelita o délce 175 m a hmotnosti na LEO 150 t. Počet členů posádky 4, elektrické raketové motory napájené jaderným zdrojem o výkonu 15 MW (složení – orbitální komplex MOK o průměru 4,1 m, délce 23 m a hmotnosti asi 40 t, loď MPK pro přistání na Marsu o průměru 11 m, výšce 8,5 m a hmotnosti asi 20 t, kabina o hmotnosti asi 10 t pro návrat na Zemi – tvarem vycházející ze Sojuzu). Nosná raketa N1M. Předpokládaný termín startu rok 1980.

### MK-700/UR-700M (OKB -52), projekt z roku 1969

Meziplanetární loď MK-700 o hmotnosti 1400 t (projekt Aelita), v jiné variantě 780 až 800 t, měla

být sestavena při dvou startech rakety UR-700M. V červnu 1969 ministerstvo všeobecného strojírenství schválilo práce na předprojektu. Při projektování měla OKB Čeloměje využít zkušeností se zrušeným projektem pilotovaného letu na Měsíc UR-700- LK-700. Zadání připravil CNIIMAŠ a NIITI. Expertní skupina v lednu 1972 realizaci nedoporučila. Pro nákladnost (odhad 10 miliard rublů) a časovou náročnost realizace odložena na neurčito. Pohon jaderné (40 a 3,6 t tahu) nebo kyslíko-vodíkové motory (jeden nebo 3 spojovací manévry na LEO). Celková doba letu 730 dnů (30 dnů na povrchu Marsu), dvoučlenná posádka, start v roce 1980. V té době navíc o let na Mars nejevilo zájem ani politické vedení státu (také v USA dal prezident R. Nixon před letem na Mars přednost vývoji raketoplánu). OKB-52 se přesto naděje na realizaci alespoň zjednodušené varianty svého projektu nevzdávala – v roce 1975 předložila projekt meziplanetární lodě o hmotnosti 250 t na LEO pro pilotovaný oblet Marsu. Na dvouletou misi měla dvoučlennou posádku vynést jediná nosná raketa UR-700M.

### **Projekt z roku 1986 (NPO Eněrgija)**

Předpokládaný start – rok 2000, celková doba letu 716 dnů (30 dnů na povrchu Marsu), čtyřčlenná posádka. Hmotnost na LEO 365 t. Převzata větší část řešení projektu z roku 1969, nosná raketa Eněrgija (doprava dílů na LEO pěti starty). Dvě nezávislé pohonné jednotky s jaderným zdrojem elektrické energie o výkonu po 7,5 MW. Modul pro přistání na Marsu měl podobu válcového vztlačového tělesa (průměr 3,8 m, délka 13 m) o hmotnosti 60 t. Celková doba letu 716 dnů (408 dnů let k Marsu, 30 dnů pobytu na Marsu, 278 dnů cesta k Zemi). Brzdění u Marsu motorické.

### **Projekt z roku 1988 (NPO Eněrgija)**

Zásadní novinkou je záměna jaderného zdroje elektrické energie za sluneční články. Hmotnost kosmické lodě 350 t (Marsovský expediční komplex – MEK), čtyřčlenná posádka. Válcový modul pro přistání na Marsu (dvoučlenná posádka, doba pobytu 7 dnů); celková doba letu 2 roky. Realizace rozvržena do tří etap:

1. Ověření zmenšených prvků komplexu dopravovaných na orbitální stanici loděmi Progress, montáž komplexu a jeho následný autonomní let;
2. Bezpilotní expedice, při níž tahač dopraví na Mars dva přistávací moduly, z nichž jeden ověří techniku přistání, druhý vysadí na povrch několik Marsochodů o hmotnosti po 20 t;
3. Pilotovaná výprava na Mars.

### **Mars 1994 (IC M. V. Keldyše)**

Meziplanetární loď s pětičlennou posádkou, modul pro přistání na Marsu, doba letu 460 dnů. Pohon dvou režimovými jadernými raketovými motory RD-0410.

### **Mars Together (1994-1995)**

Společná studie RKK Eněrgija a JPL; pohon iontovými raketovými motory (panely slunečních článků nebo jaderný generátor o výkonu 30-40 kW), radar s bočním vyzářováním k pořízení digitální mapy povrchu. Realizace – v roce 2001. Plánován demonstrační start zmenšeného modelu (120-150 kg, panel o ploše 30 m čtverečních).

### **Projekt z roku 1999 (RKK Eněrgija)**

Montáž lodi (355 t) na oběžné dráze (5 startů rakety Eněrgija), doba letu 716 dnů. Čtyřčlenná posádka, zdrojem elektrické energie pro elektrické raketové motory jsou výlučně panely slunečních článků, přistání 2 kosmonautů na Marsu (doba pobytu 7 dnů), dva diskovité přistávací aparáty (pilotovaný a nákladní) místo vztlakového tělesa (projekt 1988).

### **Projekt Marpost (rok 2000) RKK Eněrgija**

Návrh stanice na dráze kolem Marsu od L. Gorškova z NPO Eněrgija, alternativa ruské účasti na ISS. Hmotnost 400 t na LEO, potřebné 4 starty rakety Eněrgija. Modul pro 6 osob o průměru 6 m, délka 28 m. Doba letu 2 roky, přibližně jeden měsíc na dráze kolem Marsu. Iontové motory. Odběr vzorků automaty, návratová kabina neplánována.

### **Projekt výpravy na Mars (rok 2004), RKK Eněrgija, IC M. V. Keldyš, IKI RAN, IMBP**

Realizace Marsovského expedičního komplexu o hmotnosti 480 t (složen z orbitální loď MOK, vzletového a přistávacího komplexu VPK o hmotnosti 35 t uloženého ve vztlakovém tělese, meziplanetárního tahače a záchranné loď) se čtyřčlennou posádkou se předpokládá v roce 2025. Celková doba letu 2,5 roku. Pohon zajišťují elektrické raketové motory napájené elektrickou energií ze slunečních článků (dodávají 15 MW). Realizace rozložena do tří etap:

1. montáž komplexu MEK na LEO a zkušební oblet Měsíce s návratem na oběžnou dráhu kolem Země;
2. pilotovaná výprava k Marsu bez přistání na planetě; přistání komplexu VPK v automatickém režimu, orbitální loď MOK na oběžné dráze kolem Marsu (studium atmosféry a povrchu planety). Návrat komplexu na LEO. Následuje revize komplexu a jeho dovybavení k dalšímu použití;
3. pilotovaná výprava k Marsu s přistáním na planetě; 2 členové posádky setrvávají na povrchu Marsu 15 – 30 dnů.

## **ČTVERNOZÍ KOSMONAUTI (aneb zvířata ve službách kosmonautiky)**

*Ing. Tomáš Příbyl, [tomas.pribyl@seznam.cz](mailto:tomas.pribyl@seznam.cz), [www.kosmonaut.cz](http://www.kosmonaut.cz)*

• 1947 – První živí tvorové se dostali na práh vesmíru na palubách ukořistěných raket V-2 vypuštěných z USA. Šlo o ovocné mušky.

• 1948, 11. června – Pokus o start prvního makaka (pojmenovaný Albert) raketou V-2/Blossom. Zemřel ale pravděpodobně již před startem (přesto byla dosažena výška 60 km).

- 1949, 14. června – Do vesmíru se dostal makak Albert-II (dosažena výška 136 km). Let přežil, zahynul až při přistání: utrhl se padák a kabina se roztránila.
- 1950, 31. srpna – V rámci pokusu Albert-V se do vesmíru (137 km) dostala myš a návrat přežila.
- 1951, 29. ledna – Sovětský svaz uskutečnil let rakety R-1 označený jako IIIA-1, při němž byli na palubě psi Cygan a Děžik. Oba cestu přežili. Děžik ale zahynul o týden později při druhém letu na raketě.
- 1957, 3. listopadu – První živý tvor na oběžné dráze – pes Kudrjavka (Kadeřinka) ve Sputniku-2. Historie jej zná jako „Lajku“. Několik hodin po startu však pes zahynul na totální přehřátí organismu.
- 1958, 13. prosince – Spojené státy vyslaly na suborbitální dráhu primáta kotula veverovitého jménem Gordo, který přežil 10 G při startu, osm minut v beztlaku a 40 G při návratu. Zahynul poté, co se neotevřel po 2500 km dlouhém letu padák jeho kabiny...
- 1959, 28. května – Opičky Able a Baker se staly prvními primáty, kteří přežili suborbitální let. Able zemřel sice čtyři dny po misi v důsledku nečekané srdeční reakce na anestetikum, ale „Miss Baker“ žila až do listopadu 1984.
- 1960, 19. srpna – Korabl Sputnik-2 (také Sputnik-5) se bezpečně vrátil na Zemi se psíky Bělkou a Strelkou. První návrat živých tvorů z oběžné dráhy.
- 1961, 31. ledna – Šimpanz Ham letěl v lodi Mercury na palubě rakety Redstone na úspěšnou suborbitální misi MR-2.
- 1961, 29. listopadu – Šimpanz Enos letěl v lodi Mercury na orbitální misi MA-5.
- 1961, 22. února – Francie se zapojila do vysílání zvířat do vesmíru (zatím jen na suborbitální dráhu), jejím prvním zástupcem byla krysa.
- 1963, 18. října – Francie poslala na suborbitální let kocoura Felixe s implantovanými elektrodami do hlavy, které měly monitorovat jeho nervové impulsy.
- 1964 – Na suborbitální dráhu vysílá zvířata (myši a krysy) také Čína. O dva roky později umístila do balistických raket i psy.
- 1966, 22. února – 22denní orbitální let psů Věterok a Ugljok na družici Kosmos-110. Až do roku 1974 šlo o nejdější let živých tvorů do vesmíru (včetně lidí), dodnes jde o nejdější kosmickou misi psů.
- 1968, 14. září – Sovětský svaz poslal na oblet Měsíce (mise Zond-5) želvu.
- 1970, 9. listopadu – Na palubě družice Orbiting Frog Otolith letěli dva skokani volští v rámci studia kinetózy související se stavem beztlaku.
- 1972, 7. prosince – Na lodi Apollo-17 letělo k Měsíci pět myší (jedna cestou uhynula).
- 1973 – Na stanici Skylab se vydala první „kosmická ryba“ (mumičog z čeledi halančíkovitých) a dva pavouci (Arabella a Anita). Mumičog později letěl i na misi Apollo/Sojuz.
- 1975, 17. listopadu – Želvy na palubě lodi Sojuz-20 vytvořily dosavadní rekord v letu zvířecího kosmonauta – strávily 90,5 dne ve vesmíru.
- 1985, 29. dubna – Na palubě raketoplánu Challenger při misi Spacelab-3 (STS-51B) letěly i dvě opice.

• 1985, 10. července – Na palubě družice Bion-7 (Kosmos-1667) bylo deset žebrovníků waltových (obojživelník podobný mlokovi) s amputovanými předními končetinami – studium rychlosti regenerace ve vesmíru (lepší pochopení regenerace případných zranění kosmonautů).

• 1990 – Čína vyslala na oběžnou dráhu morčata.

• 1990, 2. prosince – Japonský novinář Tojohiro Akijama si s sebou na oběžnou dráhu vzal tři žáby.

• 1995, 18. března – Zvířata začalo posílat do vesmíru také Japonsko (jistý druh mloka).

• 2003, 1. února – Zkázu raketoplánu Columbia přežily hlístice.

• 2006, 12. července – Nafukovací modul Genesis I společnosti Bigelow Aerospace nesl kromě hraček, drobných upomínkových předmětů apod. také mouchy a kobyly. Družice Genesis-II pak kromě hmyzu nesla i škorpióny.

• 2007, 14. září – Při misi Foton-M3 byly deset dní vystaveny působení kosmického prostředí (bez jakékoliv ochrany) želvušky – přežily.





# MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2007-2008

*Mgr. Antonín Vitek, CSc., Knihovna AV ČR*

V průběhu roku 2008 pokračovala výstavba stanice ISS připojením laboratorních modulů Columbus a Kibo PS, logistického modulu Kibo ELM-PS a dvou manipulátorů (kanadského a japonského).

Provoz stanice zajišťovala tříčlenná dlouhodobá posádka. Výměnu dvou základních členů zajišťovaly lodí typu Sojuz, třetího člena raketoplány.

## Sestava stanice ke dni 2006-12-01:

**Hmotnost:** 244 583 kg

### Moduly:

- Zarja (FGB [=Funkcional'nyj Gruzovoj Blok]);
- PMA-1 [=Pressurized Mating Adapter One];
- Unity (Node-1);
- PMA-2 [=Pressurized Mating Adapter Two];
- Zvezda (SM [=Servisnyj Modul]);
- příhradová konstrukce ITS-Z1 [=Integrated Truss Structure - Zenith One];
- příhradová konstrukce ITS-P6 [=Integrated Truss Structure - Port Six], kterou tč. tvoří:
  - ITS-P6 LS [=Integrated Truss Structure - Port Six Long Spacer];
  - ITS-P6 IEA [=Integrated Truss Structure - Port Six Integrated Electronic Assembly];
  - ITS-P6 PVAA [=Integrated Truss Structure - Port Six Photovoltaic Array Assembly];
  - PVR-P6 [=Photovoltaic Radiator Port Six];
  - PVR-S6 [=Photovoltaic Radiator Starboard Six];
  - PVR-S4 [=Photovoltaic Radiator Starboard Four];
- PMA-3 [=Pressurized Mating Adapter Three];
- laboratorní modul Destiny;
- společná přechodová komora Quest alias JAL [=Joint Airlock];
- stykací modul a přechodová komora SO-1 [=Stykovočnyj otek] alias DC-1 [=Docking Compartment] alias Pirs;
- příhradová konstrukce ITS-S0 [=Integrated Truss Structure - Starboard Zero];

- příhradová konstrukce ITS-S1 [=Integrated Truss Structure - Starboard One], kterou tč. tvoří:
  - vlastní příhradová konstrukce ITS-S1 [=Integrated Truss Structure - Starboard One];
  - radiátor ATCSR-S1 [=Active Thermal Control System Radiator - Starboard One];
- příhradová konstrukce ITS-P1 [=Integrated Truss Structure - Port One], kterou tč. tvoří:
  - vlastní příhradová konstrukce ITS-P1 [=Integrated Truss Structure - Port One];
  - radiátor ATCSR-P1 [=Active Thermal Control System Radiator - Port One].
- příhradová konstrukce ITS-P3 [=Integrated Truss Structure - Port Three]
- otočný spoj SARJ [=Solar Alpha Rotary Joint]
- příhradová konstrukce ITS-P4 [=Integrated Truss Structure - Port Four], kterou tč. tvoří:
  - ITS-P4 IEA [=Integrated Truss Structure - Port Six Integrated Electronic Assembly];
  - ITS-P4 PVAA [=Integrated Truss Structure - Port Six Photovoltaic Array Assembly];
  - PVR-P4 [=Photovoltaic Radiator - Port Four];
- příhradová konstrukce ITS-P5 [=Integrated Truss Structure - Port Five]
- příhradová konstrukce ITS-S3 [=Integrated Truss Structure - Starboard Three]
- otočný spoj SARJ [=Solar Alpha Rotary Joint]
  - příhradová konstrukce ITS-S4 [=Integrated Truss Structure - Starboard Four], kterou tč. tvoří:
    - ITS-S4 IEA [=Integrated Truss Structure - Starboard Six Integrated Electronic Assembly];
    - ITS-S4 PVAA [=Integrated Truss Structure - Starboard Six Photovoltaic Array Assembly];
    - PVR-S4 [=Photovoltaic Radiator - Starboard Four];
- příhradová konstrukce ITS-S5 [=Integrated Truss Structure - Starboard Five]
- propojovací modul Harmony (Node-2)

### **Transportní prostředky:**

- nákladní loď Progress M-61 (2007-033A, od 2007-08-05)
- transportní loď Sojuz-TMA 11 (2007-044A, od 2007-10-12)

### **Logistické operace prosinec 2007 - listopad 2008:**

- 2007-12-22 Odpojení nákladní lodi Progress-M 61
- 2007-12-26 Připojení nákladní lodi Progress-M 62
- 2008-02-04 Odpojení nákladní lodi Progress-M 62
- 2008-02-07 Připojení nákladní lodi Progress-M 63

- 2008-02-09 Připojení raketoplánu Atlantis STS-122
- 2008-02-11 Připojení modulu Columbus
- 2008-02-18 Odpojení raketoplánu Atlantis STS-122
- 2008-03-13 Připojení raketoplánu Endeavour STS-123
- 2008-03-13 Připojení plošiny SLP s manipulátorem SPDM
- 2008-03-14 Připojení modulu Kibo ELM-PS
- 2008-03-18 Přemístění manipulátoru SPDM na modul Destiny
- 2008-03-19 Odpojení prázdné plošiny SLP
- 2008-03-25 Odpojení raketoplánu Endeavour STS-123
- 2008-04-03 Připojení nákladní lodi ATV-1 „Jules Verne“
- 2008-04-07 Odpojení nákladní lodi Progress-M 63
- 2008-04-10 Připojení transportní lodi Sojuz-TMA 12
- 2008-04-19 Odpojení transportní lodi Sojuz-TMA 11
- 2008-05-16 Připojení nákladní lodi Progress-M 64
- 2008-06-02 Připojení raketoplánu Discovery STS-124
- 2008-06-03 Připojení modulu Kibo PM k modulu Harmony
- 2008-06-06 Přemístění modulu Kibo ELM-PS z modulu Harmony na Kibo PM
- 2008-06-11 Odpojení raketoplánu Discovery STS-124
- 2008-09-01 Odpojení nákladní lodi Progress-M 64
- 2008-09-05 Odpojení nákladní lodi ATV-1 „Jules Verne“
- 2008-09-17 Připojení nákladní lodi Progress-M 65
- 2008-10-14 Připojení transportní lodi Sojuz-TMA 13
- 2008-10-24 Odpojení transportní lodi Sojuz-TMA 12

## Průběh letu:

**Mise: ISS-26P – Progress-M 61**

COSPAR: 2007-033A

SPTRK: 32001

Start: 2007-08-02 17:33:47.843 UTC, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2007-08-05 18:40:25 UTC, Pirs

Odpojení: 2007-12-22 03:59:52 UTC, Pirs

Řízený zánik: 2008-01-22 19:51:59 UTC, Tichý oceán (42.78° j.š., 141.15° z.d.).

**Mise: ISS-15S – Sojuz-TMA 11**

COSPAR: 2007-045A

SPTRK: 32256

Start: 2007-10-10 10:36 UTC, Bajkonur (GIK-5), PU-1/5

Posádka: Jurij I. Malenčenko (Юрий И. Маленченко) RUS (4) KK

Peggy A. Whitson[ová] USA (2) BI

Nahoru: Šejch Muszafar Šukor al Masrie bin Šejch Mustafa MYS (1) UKP

Dolů: So-Yeon Yi (소연) KOR (1) UKP

Připojení: 2007-10-12 14:50:05 UTC, Zarja

Odpojení: 2008-04-19 05:06:27 UTC, Zarja

Přistání: 2008-04-19 08:29:44 UTC, Kazachstán, 227 km východně od Aktubinsku

**Mise: ISS-27P – Progress-M 62**

COSPAR: 2007-064A

SPTRK: 32391

Start: 2007-12-23 07:12:40.914 UTC, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2007-12-26 08:14:06 UTC, Pirs

Odpojení: 2008-02-04 10:31:52 UTC, Pirs

Řízený zánik: 2008-02-15 10:29:34 UTC, Tichý oceán (43.97° j.š., 142.32° z.d.)

**Mise: ISS-28P – Progress-M 63**

COSPAR: 2008-004A

SPTRK: 32484

Start: 2008-02-05 13:02:57.039 UTC, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2008-02-07 14:30:13 UTC, Pirs

Odpojení: 2008-04-07 08:49:42 UTC, Pirs

Řízený zánik: 2008-04-07 12:36:19 UTC, Tichý oceán (42.03° j.š., 138.37° z.d.)

**Mise: ISS-1E – STS 122 – Atlantis F-29**

COSPAR: 2008-005A

SPTRK: 32486

Start: 2008-02-07 19:45:29.952 UTC, Cape Canaveral (KSC), LC-39A

Posádka: Stephen N. Frick USA (2) CDR

Alan G. Poindexter USA (1) PLT

Lelan D. Melvin USA (1) MS1

Rex J. Walheim USA (2) MS2

Hans W. Schlegel ESA/DEU (2) MS3

Stanley G. Love (1) MS4

Nahoru: L opold Eyharts ESA/FRA (2) MS5

Dol : Daniel M. Tani USA (2) MS5

Náklad: laboratorní modul Columbus (COF-1)

P pojen : 2008-02-09 17:17:29 UTC, PMA-2

Odpojení: 2008-02-18 09:24:47 UTC, PMA-2

P st n : 2008-02-20 14:07:10 UTC, Cape Canaveral (KSC), SLF Rwy 15

### **Mise: ATV-1 – Jules Verne**

COSPAR: 2008-008A

SPTRK: 32686

Start 2008-03-09 04:03:11 UTC, Centre Spatial Guyanais, Ariane 5 ES, ELA-3

P pojen : 2008-04-03 14:45:21 UTC, Zvezda

Odpojení 2008-09-05 21:31 UTC, Zvezda

Ř zen  z nik 2008-09-29 13:43 UT, ji n  Tich  oce n

### **Mise: ISS-1J/A – STS-123 – Endeavour F-21**

COSPAR: 2008-009A

SPTRK: 32699

Start: 2008-03-11 06:28:13.948 UTC, Cape Canaveral (KSC), LC-39A

Posádka: Dominic L. P. Gorie USA (4) CDR

Gregory H. Johnson USA (1) PLT

Robert L. Behnken USA (1) MS1

Michael J. Foreman USA (1) MS2

Takao Doi JPN (2) MS3

Richard M. Linnehan USA (4) MS4

Nahoru: Garrett E. Reisman USA (1) MS5

Dolů: Léoipold Eyharts ESA/FRA (2) MS5

Náklad: logistický přetlakový modul s experimenty Kibo ELM-PS; nákladní plošina SLP s úchopovým manipulačním systémem Dextre

Připojení: 2008-03-13 03:49:58 UTC, PMA-2

Odpojení: 2008-03-25 00:25:10 UTC, PMA-2

Přistání: 2008-03-27 00:39:08 UTC, Cape Canaveral (KSC), SLF Rwy 15

### **Mise: ISS-16S – Sojuz-TMA 12**

COSPAR: 2008-015A

SSC: 32756

Start: 2008-04-08 11:16:39 UT, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-FG, PU-1/5

Posádka: Sergej A. Volkov (Сергей А. Волков) RUS (1) KK

Oleg D. Kononenko (Олег Д. Кононенко) RUS (1) BI

Nahoru: So-Yeon Yi (이소연) KOR (1) UKP

Dolů: Richard A. Garriott USA (1) UKP

Připojení: 2008-04-10 12:56:48 UTC, Pirs

Odpojení: 2008-10-24 00:16:18 UTC, Pirs

Přistání 2008-10-24 03:37:10 UT, Kazachstán, 86 km severně od Arkalyku

### **Mise: ISS-29P – Progress-M 64**

COSPAR: 2008-023A

SPTRK: 32847

Start: 2008-05-14 20:22:56 UTC, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2008-05-16 21:39:20 UTC, Zarja

Odpojení: 2008-09-01 19:46:39 UTC, Zarja

Řízený zánik: 2008-09-08 21:33:19 UT, Tichý oceán (42.10° j.š., 138.60° z.d.)

### **Mise: ISS-1J – STS 124 – Discovery F-31**

COSPAR: 2008-027A

SPTRK: 32960

Start: 2008-05-31 21:02:11.970 UTC, , Cape Canaveral (KSC), LC-39A

Posádka: Mark E. Kelly USA (3) CDR

Kenneth T. Ham USA (1) PLT

Karen L. Nyberg[ová] USA (1) MS1

Ronald J. Garan, Jr. USA (1) MS2

Michael E. Fossum USA (2) MS3

Akihiko Hoshide JPN (1) MS4

Nahoru: Gregory E. Chamitoff USA (1) MS5

Dolů: Garrett E. Reisman USA (1) MS5

Náklad: laboratorní modul Kibo a japonský manipulátor

Připojení: 2008-06-02 18:03:03 UTC, PMA-2

Odpojení: 2008-06-11 11:41:54 UTC, PMA-2

Přistání 2008-06-14 15:15:19 UTC, Cape Canaveral (KSC), SLF Rwy 15

### **Mise: ISS-30P – Progress-M 65**

COSPAR: 2008-043A

SPTRK: 33340

Start: 2008-09-10 19:50:02 UTC, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2008-09-17 18:43:08 UTC, Zvezda

Odpojení: dosud u ISS, plán 2008-11-25, Zvezda

Řízený zánik: dosud na dráze, plán 2008-12-06, jižní Tichý oceán

### **Mise: ISS-17S – Sojuz-TMA 13**

COSPAR: 2008-050A

SPTRK: 33399

Start: 2008-10-12 07:01:33 UT, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-FG, PU-1/5

Posádka: Jurij V. Lončakov (Юрий В. Лончаков) RUS (3) KK

E. Michael Fincke USA (2) BI

Nahoru: Richard A. Garriott USA (1) UKP

Připojení: 2008-10-14 08:26:14 UTC, Zarja

Odpojení: dosud u ISS, plán 2009-04-05, Zarja

Přistání: dosud na dráze, plán 2009-04-05, Kazachstán

### **Očekávaná mise: ISS-ULF-2 – STS-126 – Endeavour F-22**

Start: 2008-11-15 00:55 UTC, Cape Canaveral (KSC), LC-39A

Posádka: Christopher J. Ferguson USA (2) CDR

Eric A. Boe USA (1) PLT

Donald R. Pettit USA (2) MS1

Stephen G. Bowen USA (1) MS2

Haidemarie M. Stefanyshyn-Piper[ová] USA (2) MS3

R. Shane Kimbrough USA (1) MS4

Nahoru: Sandra H. Magnus[ová] USA (2) MS5

Dolů: Gregory E. Chamitoff USA (1) MS5

Náklad: transportní modul MPLM „Leonardo”

Připojení: 2008-11-16 22:10 UTC, PMA-2

Odpojení: 2008-11-27 10:49 UTC, PMA-2

Přistání: 2008-11-29 14:18 UTC, Cape Canaveral (KSC), SLF Rwy ?

### **Očekávaná mise: ISS-31P – Progress-M 01M**

Start: 2008-11-26, Bajkonur (GIK-5), Sojuz-U, PU-1/5

Připojení: 2008-11-30, Pirs

Odpojení: 2009-02-09, Pirs

Řízený zánik: 2009 únor, jižní Tichý oceán

### **Sestava stanice ke dni 2008-11-10:**

**Hmotnost: 284 262 kg**

Moduly:

Jako ke dni 2007-12-01, navíc:

- evropský laboratorní modul Columbus
- speciální kanadský manipulátor SPDM Dextre
- japonský laboratorní manipulátor
- japonský logistický modul Kibo ELM-PS
- japonský laboratorní modul Kibo PS

### **Transportní prostředky:**

- nákladní loď Progress M-65 (2008-043A, od 2008-09-17)
- transportní loď Sojuz-TMA 13 (2008-050A, od 2008-10-14)



Rok	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
2007	14			15			16					
	M.E.Lopez-Alegria			F.M.Jurčichin			P.A.Whitson[ová]					
	M.V.Tjurtin			O.V.Kotov			J.I.Malenčenko			D.M.Tani		
S.L.Williams[ová]												
2008	16			17			18					
	P.A.Whitson[ová]			S.A.Volkov			E.M.Fineke					
	J.I.Malenčenko			O.D.Kononenko			J.V.Lončakov			S.H.Magnus[ová]		
D.M.Tani												
L.Eyharts												
G.E.Reisman												
G.E.Charnitoff												
2009	18											
	E.M.Fineke											
	J.V.Lončakov											
S.H.Magnus[ová]												



Rusko



USA



FSA

# NOSNÁ RAKETA, KTERÁ VYNESLA NAŠEHO PRVNÍHO KOSMONAUTA NA OBĚŽNOU DRÁHU KOLEM ZEMĚ (30. výročí startu)

*Prof. Ing. Jan Kusák, CSc.*

## 1) Úvod

V letošním roce jsme zaznamenali dvě významná výročí, která úzce souvisí s naším prvním kosmonautem plk. v záloze Ing. Vladimírem Remkem. V březnu t.r. uplynulo 30 let od jeho letu na palubě Sojuzu 28 (1978-023A, 2. 3. až 10. 3. 1978) a 26. 9. oslavil své šedesátiny. Připomeňme si v této souvislosti některé technické údaje o služebně nejstarší nosné raketě, která vynesla našeho prvního kosmonauta na OD kolem Země. Nosná raketa Sojuz, jak je všeobecně dnes známo, měla svoje kořeny v balistické raketě R-7. Proto několik údajů o R-7.

## 2) Balistická raketa R-7

V období 1948 až 1959 probíhal intenzivní rozvoj teoretických a experimentálních prací v oblasti raketové techniky – velkých balistických raket. Do tohoto období patří i vývoj raketových motorů RD-107 a RD-108. Zpráva o vytvoření mezikontinentální rakety a jejím vyzkoušení v bývalém SSSR byla zveřejněna v srpnu 1957 krátce po jejím prvním úspěšném startu dne 3. 8. 1957 [1] a [2]. Konfigurace rakety byla zveřejněna až později.

Mohutná balistická raketa R-7 o startovací hmotnosti až 280 t a délce kolem 30 m měla paralelní řazení stupňů (kratší délka) a současný zážeh raketových motorů na kapalný kyslík a kerosín u obou stupňů (první stupeň se skládal ze 4 kuželových bočních bloků ozn. písmeny B, V, G a D, druhý stupeň byl tvořen centrálním válcovým blokem ozn. písmenem A). S ohledem na současný zážeh obou stupňů lze spíše hovořit o 1,5-stupňovém raketovém nosiči.

Každý boční blok se skládal ze samostatných nádrží pohonných hmot, turbočerpadlového ústrojí a raketového motoru RD-107. Středový blok A byl vybaven rovněž samostatnými nádržemi pohonných hmot s kapalným kyslíkem a kerosínem a raketovým motorem RD-108 s turbočerpadlovým ústrojím. Bližší technické údaje o této raketě lze nalézt např. ve [2] na str. 521 a v posledních letech je řada informací na internetu.

O kombinaci kapalného kyslíku a kerosínu jsou známy z dostupné literatury – např. [9]:

- měrný (specifický) impuls  $2930 \text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$  při tlakovém spádu v trysce raketového motoru 1: 70;
- reálný směšovací poměr  $K_o = 2,24$  až  $2,73$  (poměr hmotnostního průtoku okysličovadla a paliva);
- měrná hmotnost kapalného kyslíku  $1140 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ , kerosínu  $834,7 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ .

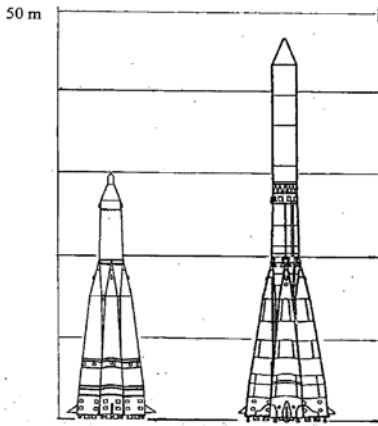
V dostupné literatuře nalezneme celou řadu údajů o této kombinaci složek pohonných hmot. Údaje se mohou lišit – jsou ovlivněny např. tlakem ve spalovací komoře, tlakovým spádem, konstrukcí spalovací komory a vstříkovací hlavy....

Modifikovaný raketový nosič R-7 zahájil svoji kariéru v kosmonautice vynesemím první UDZ Sputnik 4. 10. 1957.

### 3) Nosná raketa SOJUZ-U

Nosná raketa Sojuz-U vycházela z raketového nosiče R-7, upraveny byly pohonné jednotky a řídicí systém, raketový nosič byl doplněn o 3. stupeň s raketovým motorem RD-0110. Pro starty s lidskou posádkou byla pod aerodynamickým krytem přední část rakety s kosmickou lodí vybavena záchranným systémem SAS na TPH o tahu 785 kN [9], [10].

S využitím zejména [7] a [8] obdržíme následující vybraná technická data nosné rakety SOJUZ-U – viz tabulku na další straně (hodnoty zaokrouhleny).



R-7

SOJUZ-U



<b>Název</b>	<b>SOJUZ-U (11A511U)</b>
<b>Výrobce</b>	<b>Rusko, CSKB Progress</b>
<b>První start</b>	<b>18. 5. 1973</b>
<b>Počet stupňů</b>	<b>3</b>
<b>Délka (m)</b>	<b>44,4 (bez SAS)</b>
<b>Max. průměr (m)</b>	<b>8,3 /10,3</b>
<b>Celková hmotnost (t)</b>	<b>až 304,2 (bez SAS)</b>
<b>Hmotnost KL Sojuz 28 (t)</b>	<b>6,57 (6,8 [10])</b>

	<b>1. stupeň</b>	<b>2. stupeň</b>	<b>3. stupeň</b>
Název	Blok B, V, G, D	A	Blok I
Délka (m)	19,8	28	6,7
Max. průměr (m)	2,68	2,95	2,66
Hmotnost stupně max. (t)	171,9	101,9	23,8
Hmotnost PH (t)	156,8	95,4	21,4
Počet motorů	4 x 1	1	1
Doba funkce (s)	120 (118 [10])	285 (286 [10])	230 (250 [10])
Označení RM	RD-107	RD-108	RD-0110
Počet komor	4 + 2 verniery	4 + 4 verniery	4 + 4 verniery
Okysličovadlo	kapalný kyslík		
Palivo	kerosin		
Tah RM při hladině moře (kN)	4 x 813	779	
Tah RM ve vakuu (kN)	4x1000 4 x 992,2 [10]	977 (997,0[10])	298 (297,9 [10])
Tlak ve SK (MPa)	5,85 (6)	5,20 (5,10 [10])	7,0 (6,82 [10])
Měrný impuls při hladině moře (N.s.kg <sup>-1</sup> ) 1)	2588	2420 ?	
Měrný impuls ve vakuu (N.s.kg <sup>-1</sup> ) 1)	3184 (3079 [10])	3036 (3089 [10])	3203 (3197 [10])

1) Měrný (specifický) impuls byl vypočten pro známé hodnoty tahu [4] a doby funkce při úvaze, že část PH (tzv. garanční objem) zůstává po skončení funkce v nádržích stupňů.

Vypočtem dále obdržíme konstrukční čísla  $s_i$  (poměr celkové hmotnosti stupně k prázdné hmotnosti stupně). Vyšší hodnota odpovídá podmínce, kdybychom teoreticky vyčerpali veškeré PH z nádrží, nižší hodnota odpovídá stavu, kdy v nádržích 1. a 2. stupně zůstane 4% PH a v nádržích 3. stupně 3% PH.

<b>Stupeň i</b>	<b>1.</b>	<b>2.</b>	<b>3.</b>
$S_i$ max (-)	11,4	15,6	10,1
$S_i$ min (-)	8,1	10,0	7,9

**Působící zrychlení za letu:** (pokud by nedošlo k regulaci tahu RM)

- při startu 1,39 x  $g_0$

- na konci funkce návěsných bloků (1. stupně)  $4,55 \times g_0$
- na konci funkce středového bloku (2. stupně)  $2,45 \times g_0$
- na konci funkce 3. stupně  $3,09 \times g_0$

Podrobnosti o kosmické lodi nalezneme na stránkách [6], [7] a [10]. Tyto informace spolu s vybranými podrobnostmi o průběhu letu budou uvedeny při vlastní přednášce.

Kosmická loď o hmotnosti 6,8 t byla vynesena na OD s následujícími parametry:

- perigeum 198,9 km
- apogeum 275,6 km
- sklon OD  $51,65^\circ$
- doba oběhu 88,95 s

Nosná kapacita raketového nosiče je uváděna 7,15 t na kruhovou OD 200 km při sklonu  $51,6^\circ$  (start z Bajkonuru).

#### 4) Malá statistika

O úspěšnosti nosných raket odvozených z prvních dvou stupňů balistické rakety R-7 svědčí následující statistika:

- V období od 15. 5. 1957 do 15. 5. 1997 (tedy za období 40 let) startovalo celkem 1553 různých modifikací nosných raket, z toho bylo 1495 startů úspěšných (3,73 % neúspěšných startů).

- V období od 18. 5. 1973 do 17. 5. 2005 z celkového počtu 769 startů nosné rakety SOJUZ-U bylo neúspěšných 19 letů (2,47 %).

- 15. 5. 1997 se konal 250. start nosiče SOJUZ-U (v té době to byl 666. start nosné rakety typu SOJUZ).

- V období od r. 1973 do poloviny roku 2005 startovalo v průměru ročně více jak 24 nosných raket.

#### 5) Použitá literatura

- [1] Kusák, J.: Základy raketové techniky. Sylaby přednášek. HVM 1976, 81 str., Kapitola X., 13 str.
- [2] Kroulík, J., Růžička, B.: Vojenské rakety. Naše vojsko. Praha 1985, 581 stran, str. 517 až 521
- [3] Růžička, B., Popelínský, L.: Rakety a kosmodromy. Naše vojsko. Praha 1986, 359 stran, str. 33 až 36
- [4] Stache, P.: Sowjetische Raketen. Militarverlag der DDR 1987. 286 stran. ISBN 3-327-00602-5, str. 177 až 184
- [5] Kusák, J.: Kosmické rakety dneška. HVM 1998, 78 stran. ISBN 80-902445-3-X, str. 5 až 10
- [6] Víték, A.: 50 let na oběžných drahách. Sylaby přednášek ze semináře 50 LET VÝZKUMU

VESMÍRU - 23.-25. 9. 2005, str. 8 až 12

- [7] Vítek, A.: Space 40. Sojuz U. 1978-023A-Sojuz 28 (k 17. 5. 2005)
- [8] Kusák, J.: Výpočet nosné rakety SOJUZ-U. Brno 2007
- [9] Dobrovolskij, M., V.: Židkostnyje raketnyje dvigatěli. Osnovy projektirovanija. Izdatel'stvo Mašinstrojenije. Moskva 1968, 395 stran, str. 10 až 12
- [10] Internet – stránky Encyklopedia astronautica, Novosti kosmonavtiki, Manned Astronautics - figures and facts

## JAK JSME ZKOUŠELI RAKETY

*Ing. Bedřich Růžička, CSc.*

Spolu s mými kolegy – adepty zbrojní techniky – jsme jako frekventanti Vojenské technické akademie zažívali počátkem padesátých let převratné chvíle. Rakety ve válce teprve nedávno ukončené zažily své znovuzrození. A začaly létat stále dál a výš. Vše bylo tak nové, nadějně a svádějící.

Snad proto nám již brzy nestačily přednášky ing. Aloise Farlíka nebo později prof. Františka Polanského, při nichž jsme získávali své první poznatky o raketové technice a toužili jsme rakety nejen konstruovat a stavět, ale také je zkoušet na stavu a za letu. Něco jsme se o tom dozvěděli v přednáškách, něco jsme vydolovali z tehdy ještě nečetné literatury, něco někteří z nás pochytily v pyrotechnickém kurzu. Věděli jsme, že místo pro zkoušení musí zaručovat naprosté bezpečí v celém okolí i v případě eventuální havárie, že je nutné rychle proudící horké spalné plyny někam odvést, aby nezpůsobily požár a neohrožily nic svými dynamickými účinky, že je třeba počítat se značným hlukem a ten utlumit, anebo – v horším případě – někam vhodně nasměrovat. Přitom praktické zkušenosti s pracujícím raketovým motorem jsme do té doby neměli a získávali jsme je často za dramatických okolností.

V roce 1958 jsme to již nevydrželi a s pozhěmáním či alespoň s mlčenlivým souhlasem našich nadřízených (náčelník katedry a fakulty) jsme se pustili do stavby první raketové zkušebny. Katedra munice a raket sídlila tenkrát na Staré technice v pavilonu C.

V této budově jsme objevili rozsáhlé dlouho již nepoužívané sklepy na uhlí s násypnými otvory, vedoucími až do dvora techniky. V jednom z těchto sklepů jsme vybetonovali základ zkušebního stavu tak, aby plyny z horizontálně uloženého raketového motoru proudily do násypky, v ní změnilly směr a víceméně vertikálně unikaly do ovzduší.

První skutečný pokus vzbudil značný rozruch. Zvukový efekt byl mohutnější, než jsme čekali, došlo však také k otřesu budovy. Asi dvě nebo tři osoby vyskočily dokonce z okna v domnění, že Brno postihlo zemětřesení. Naštěstí pro ně skákaly pouze z přízemí.

Motory jsme mohli zkoušet, dlouho jsme však nedokázali získat z měření použitelný záznam průběh-

hu alespoň tahu nebo tlaku. Zařízení, většinou samodělná, jež jsme tehdy měli k dispozici, nepracovala spolehlivě. Než jsme se naučili získávat reprodukovatelné výsledky, katedra se opět stěhovala – již po páté – tentokrát do Fučíkových kasáren.

Za budovou VIIIIB, v níž se katedra munice a raket usídlila, se pravděpodobně z let 2. světové války zachovala pěchotní střelnice – dva padesátimetrové tunely puškové a jeden pětadvacetimetrový pro střelby z pistole. Ten jsme využili pro zřízení druhé raketové zkušebny. Tunel jsme těsně před vyústěním do prostoru terčů přerušili. Poslední dvě směru jsme otočili směrem nahoru a tak byl zaručen volný a bezpečný odvod spalných plynů, a jak jsme se bláhově domnívali, i usměrněn pokusy doprovázející hluk.

V suterénní místnosti zmíněné budovy VIIIIB, kterou se ke stavům procházelo, jsme zřídili oddělenou uzavíratelnou měřicí ústřednu a – pochopitelně načerno – také sklad TPL pro zkoušené raketové motory. V té době se nám podařilo získat i spolehlivou (profesionální) měřicí aparaturu. Tah jsme snímali induktivními dynamometry např. Q2/5000-50. Ke snímání tlaku jsme používali rovněž induktivní manometry např. P1/200-50. Nevýhodou byla ovšem nutnost zařadit mezi spalovací komoru RM a snímač tlaku měděné olejové potrubí o průměru 6 mm, aby horké plyny nevnikly dovnitř snímače; vedlo by to k jeho naprostému zničení. Získaný signál byl zpracováván měřicími můstky KWS II/50 od firmy Hottinger-Baldwin Messtechnik. Průběh měřených veličin jsme zaznamenávali dvanáctismyčkovým UV oscilografem SE 2006/12 britské výroby na světlocitlivý papír s rychlostí posuvu obvykle 100 až 200 mm.s<sup>-1</sup>. Maximální rychlost posuvu – 2000 mm.s<sup>-1</sup> – jsme snad nikdy nepoužili. Později jsme měřili tenzometry i napětí ve stěnách spalovací komory a nárůst její teploty během funkce nesetrvačnými termočlánky Fe-Ko. Příslušné měřicí zařízení jsme si vyvinuli již sami. Také speciální termočlánky jsme si dokázali vyrábět pro sebe i pro zájemce mimo akademii.

Raketový motor byl při zkoušce upnut vodorovně na loži, spočívajícím na betonových základech a pro ochranu okolí v případě havárie se přes motor po kolejnicích přetahoval kryt svařený z 15 mm tlustých ocelových desek. Celková hmotnost krytu byla 370 kg.

Frekvence zkoušek raketových motorů byla značná. Podle dochovaných záznamů z pyrotechnického deníku z let 1970-1976 byla zkušebna ve Fučíkových kasárnách v provozu 62 dní. Bližší údaje jsou uvedeny v tabulce.

Rok	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976
Počet dní	16	21	6	-	7	8	4
Počet zkoušek	448	316	113	-	44	59	8

Během provozu zkušebny jsme zažili i různé příhody, naštěstí většinou se šťastným koncem. Jednou si na nás stěžoval náčelník sousedního vojenského zařízení, podnes v celém Brně všeobecně známého jako „Mundursdepo“ (původně C. a k. oděvní komisse, za 1. republiky Zemská zbrojnice č. 2, dnes oficiálně „Základna neopravitelného materiálu AČR“), že mu nechtěl chodit do práce skladnice – občanské zaměstnankyně vojenské správy – z obavy, aby leknutím při těch našich ranách nepotrtily. Vskutku nás ani ve snu nenapadlo, že by se raketa mohla stát tak účinným interrupčním prostředkem. Podle dohody jsme pak na „Mundursdepo“ ohlašovali konání zkoušek předem, anebo jsme raketové motory zkoušeli až odpoledne po 16. hodině.

Možnosti tunelové zkušebny nebyly ovšem neomezené. Dalo se zde experimentovat jen s raketovými

motory o tahu nejvýše 50 kN. Pro pokusy s mohutnějšími RM jsme potřebovali zkušebnu v odlehlejší a bezpečnější lokalitě (a ne pět stanic tramvajů od středu města).

Koncem šedesátých let se uskutečnila jednání na brněnské odbočce Krajské vojenské ubytovací a stavební správy (KVUSS) o stavbě nové raketové zkušebny a byla nám nabídnuta lokalita Růženin dvůr na severovýchodě Brna. Z důvodů dnes již neznámých byla tato nabídka odmítnuta. Nebyla to žádná škoda. Pár let poté zde začala stavba nové brněnské čtvrti Vinohrady a vynaložené prostředky by přišly vniveč.

Na severním okraji Brna leží jedno z nejvýše položených míst v jeho bezprostředním okolí – kóta 424 Hády. Jižní a západní svahy, spadající do Maloměřic a do Obrán k řece Svitavě jsou rozrušeny rozlehlým lomem. Do roku 1997 se zde těžil vápenc pro maloměřickou cementárnu. V hádeckém lomu, který má podobu obrovitého kráteru, nám cementárna nabídla dva již nepoužívané tunely, sloužící kdysi k vyvážení vytěženého vápence k dalšímu zpracování. Tunely probíhaly souběžně v délce asi 150 m, ve dvou třetinách délky se poněkud lomily doleva. Ústí tunelů do lomu byla uzavřena mříží, vnější vstupy uzavírala oplechovaná dvoukřídlá vrata. Asi 200 m dlouhý zářez vedl k silničce spojující maloměřickou část Podzimní s Velkou Klajdovkou. Vzhledem k odlehlosti této lokality – ani dnes není v okolí žádná zastávka – bylo zde možno zkoušet raketové motory bez ohledu na jejich výkon. I hluková zátěž byla značně omezena, hluk se ve značné míře rozptýlil v rozlehlém prostoru vytěženého lomu.

Betonový základ zkušebního stavu jsme založili asi 5 m od ústí pravého tunelu a umístili na něj stůl od vysloužilé hoblovy s opěrou pro zkoušený motor a snímač tahu. Místo mělo ovšem vadu – nebyl k dispozici elektrický proud. V té době jsme si s tím již dokázali poradit. Skříňový automobil ZIL-157 od raketového kompletu 8K14 jsme upravili na měřicí vůz s použitím i pro zkoušky konstrukcí impulsními raketovými motory a využili toho, že vůz byl vybaven vlastní elektrocentrálou. A protože ve výbavě byla také kamna a polstrované lavice, dalo se zde pracovat i v zimě a v případě nouze i celkem slušně přespát. Při zkouškách se s vozem zajíždělo částečně do levého tunelu, kde se rozvinula i elektrocentrála. To zaručovalo dostatečnou bezpečnost i v případě havárie zkoušeného RM. Zkušebna nebyla ovšem používána v takovém rozsahu jako zde již zmíněné pracoviště ve Fučíkových kasárnách. V letech 1970-1976 byla v provozu 12 dní a bylo zde vykonáno 90 experimentů a měření na raketových motorech – nejvíce v roce 1974 (44).

### **V jakém stavu jsou tyto zkušebny po 40 letech?**

Zkušebnu č. 1 jsme hledali marně. Ústí násypky je zabetonováno. Vytvořilo se tak placené stání P 06/Žel. Zda existuje ještě betonové lože zkušebního stavu se zjistit nepodařilo, sklepy již nejsou volně přístupné.

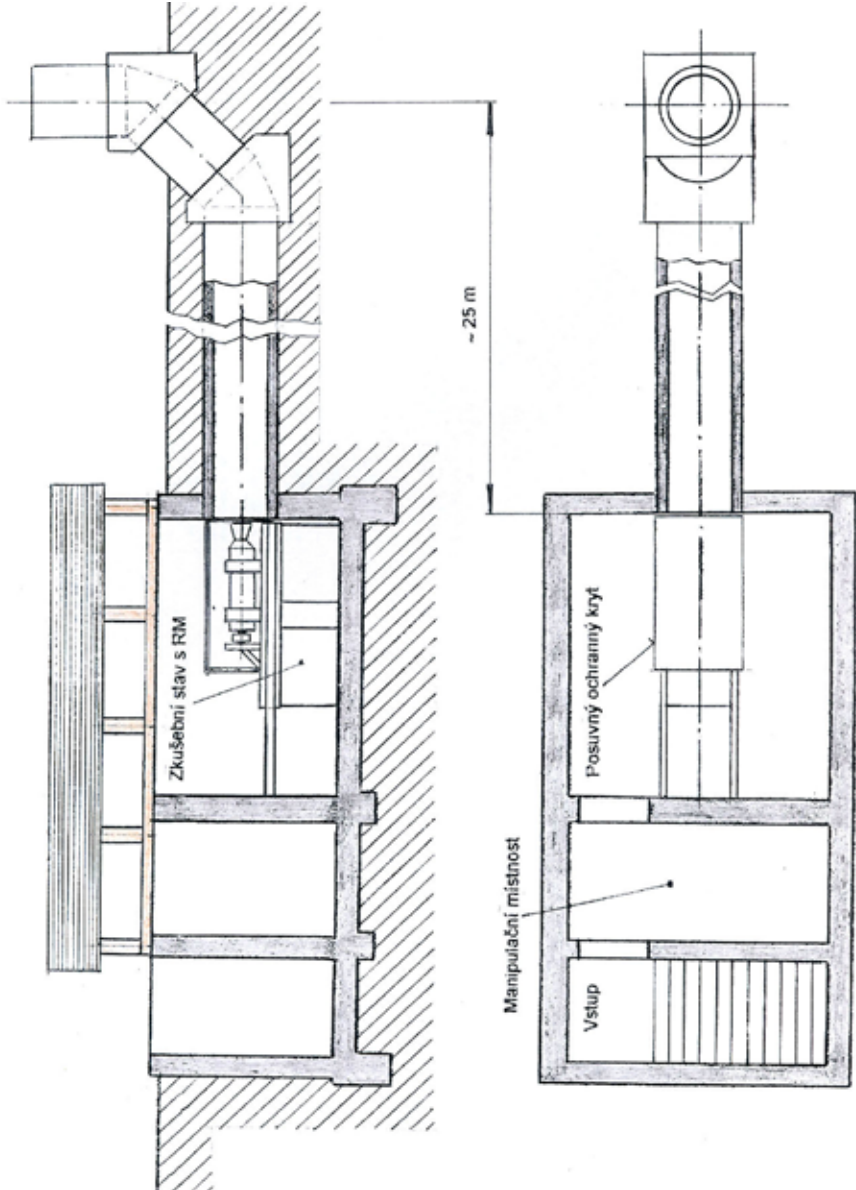
Zkušebna č. 2 se zachovala v hrubé stavbě. Přes dvacet let se zde již rakety nezkušely a to se viditelně na stavu instalovaného zařízení podepsalo. Pro uvedení do provozu by byla nutná rozsáhlejší rekonstrukce. Jde o to, zda by k tomu bylo dostatek potřebného nadšení (a odvahy i porozumění u nadřízených).

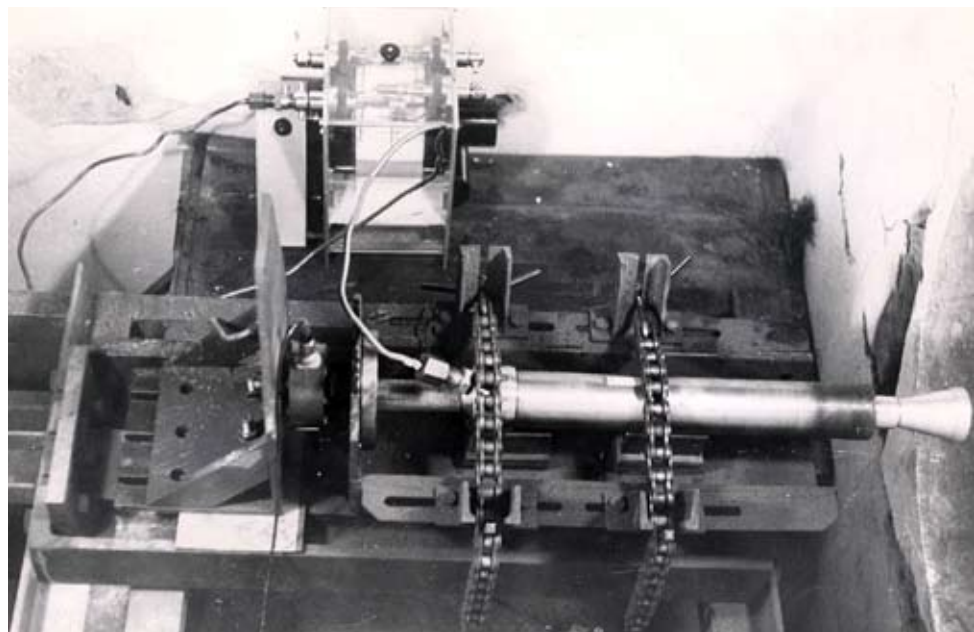
Třetí zkušebna ukončila svoji existenci dosti neslavně, nicméně příznačně pro současnou dobu. Podle informací pracovníků katedry raket Univerzity obrany (dříve VA AZ) se po roce 1989 do tunelu dostala parta „sběračů“ kovového odpadu, ze stendu odsekala většinu kovových součástí a spolu s litinovým ložem o hmotnosti kolem tuny je odvezla někam do sběrný. Zářez s oběma tunely, dnes uzavřenými jen značně poškozenými drátěnými vraty, je součástí oplečené přírodní památky Kavky a je přístupný pouze po dohodě s průvodcem (případně dírou v plotě i bez něj). A tak jsme onu informaci o smutném



konci třetí zkušebny mohli jen potvrdit. V pravém tunelu se zachoval pouze betonový základ zkušebního stavu a rám zadní ochranné stěny, navíc ovšem spousta prázdných nevratných obalů (lahví či plechovek), zanechaných zde náhodnými návštěvníky.

### „Sic transit gloria mundi“





Hádecké tunely – místo třetí raketové zkušebny

# BURAN: PŘÍBĚH ZBYTEČNÉHO RAKETOPLÁNU

*Ing. Tomáš Příbyl, tomas.pribyl@seznam.cz, www.kosmonaut.cz*

**Nikdo ho nechtěl, nikdo ho nepotřeboval – ale nikdo neměl tu sílu a odvalu celý projekt zastavit. A tak vznikl. Kosmický systém, který vešel do historie pod označením „Buran“.**

*Sovětský kosmoplán Buran s nosnou raketou Eněrgija na startovací rampě.*



## Proč vůbec vznikl?

Vývoj amerického raketoplánu byl oficiálně zahájen v lednu 1972 a samozřejmě, že tato „kosmická událost desetiletí“ nemohla zůstat bez povšimnutí v Sovětském svazu.

Jeho specialisté se pokoušeli „dešifrovat“ vývoj amerického kosmického letounu v mnoha rovinách – technické, ekonomické, politické, vojenské apod. Dlužno podotknout, že ne příliš úspěšně, protože některá data jim příliš neseděla. Spojené státy např. počítaly až s šedesáti starty raketoplánů ročně, což by znamenalo vynesení 1770 t nákladu ročně. Jenže do té doby potřebovaly USA (lunární výpravy v to nepočítaje) umístit do vesmíru ročně jen 150 t zařízení. Navíc dosud nedopravovaly z vesmíru na Zemi prakticky žádný náklad, nyní měly být raketoplány schopné snést každoročně z vesmíru až 820 t.

Možná se na první pohled může zdát, že jde o kupecké počty, ve skutečnosti ale tyto a další rozpory mezi aktuálním stavem americké kosmonautiky a budoucími plány přidávaly sovětským představitelům vrásky na čele. Začali se domnívat, že nejde pouze o proklamovaný vývoj levného dopravního systému, nýbrž že za programem raketoplánů je hlubší vojenský záměr. Ale jaký...

Svým způsobem to byla pravda: raketoplány by nemohly v USA vzniknout bez podpory vojáků, kteří dokonce určili jejich technické parametry. NASA požadovala pro své programy výrazně menší stroje s nákladovým prostorem o délce 12 m a průměru 3 m. Pentagon ale vznesl požadavek na náklad o rozměrech 18,5 a 4,5 metru. Díky tomu vzrostla hmotnost raketoplánu po dosažení oběžné dráhy ze zamýšlených padesáti až šedesáti tun na něco přes sto tun, což se pochopitelně negativně promítá do jeho vývoje, provozu či údržby. Absurdní na celé situaci je, že armáda využila z dosud realizovaných 120 startů raketoplánů pro své účely jen deset misí a že raketoplán opustila po pouhých deseti letech střízlivého používání.

Jenomže počátkem sedmdesátých let se na výše uvedená čísla díval v USA jen málokdo, takže mnohem větší pozornost poutala v Sovětském svazu. Nejasnost jejich výkladu vzbudila v SSSR paranoiu a vedla ke vzniku mnoha konspiračních teorií na státní úrovni. Vznikly např. studie hovořící o útocích na Moskvu či Leningrad pomocí raketoplánů s jadernými bombami přilétajícími z nečekaných směrů.

*Automatické přistání po premiérovém i derniérovém letu Buranu.*



Jak později vysvětloval Roald Sagdžev (ředitel Institutu pro kosmický výzkum v SSSR), šlo také o hraní se slovíčky: „Nenašli jsme [v Akademii věd] jediný scénář, kdy by vlastnictví raketoplánů přineslo jakoukoliv podstatnou a rozhodující výhodu. Nakonec jsme se usnesli, že nevidíme žádný smysluplný úkol pro vývoj sovětské verze kosmoplánu. Akademik Mstislav Keldyš ale nechtěl jít proti armádě,

a tak do závěrečné zprávy uvedl jen, že nevidíme žádný smysluplný scénář, který by podporoval využití raketoplánu pro vědecké účely.“

Právě armáda nakonec o vývoji vlastního sovětského raketoplánu rozhodla. A to přesně v duchu vojenské logiky: pokud něco v chování nepřítele není zřejmé, je zapotřebí předpokládat nejhorší možný scénář. Přesně, jak vznik programu popsal tehdejší ministr obrany SSSR Dmitrij Ustinov: „Američané jsou velmi pragmatičtí a chytrí. Pokud investují ohromné částky do takového projektu, musí vědět proč tak činí – pokud je tento smysl ukrytý naším zrakům, neznamená to, že neexistuje. Proto musíme vyvinout podobnou technologii, abychom nebyli v budoucnu nemile překvapeni.“

## Jméno pro kosmoplán

Pokud bychom chtěli být encyklopedicky přesní, pak musíme sovětský kosmoplán označovat jako MKS (Mnogorazovaja Kosmičeskaja Sistema, Vícenásobný kosmický systém). Buran totiž bylo jméno prvního exempláře kosmoplánu. Je to stejné, jako bychom v případě amerických raketoplánů hovořili o „programu Columbia“, neb první stroj se honosil právě tímto jménem. Americké raketoplány měly původně oficiální označení „(National) Space Transportation System“ (Národní kosmický dopravní systém), v devadesátých letech byly přejmenované na „Space Shuttle Program“ (Program kosmického raketoplánu). A v podstatě se označení raketoplán stalo i synonymem amerických raketoplánů. Jenže u sovětského projektu MKS nepoužívala toto označení ani sovětská média, takže je prakticky neznámé. Také bychom mohli celý systém označovat jeho projektovým číslem (jak bývalo v SSSR zvykem): 11F35.

Ve světle těchto skutečností se snad nikdo nebude zlobit, že budeme používat zevšednělé (až zlidovělé) označení Buran pro celý program.

## Buran není „sněhová bouře“

Buran samozřejmě nemá nic společného s českým hanlivým označením, je to slovíčko z turecké jazykové rodiny (ovšem používané tradičně v Rusku). Ve střední Asii označuje studený vítr přicházející náhle ze severovýchodu, který svou intenzitou zvedá sněh ze země (nejde tedy o „sněhovou bouři“, jak je název Buran často nepřesně překládán – i když se asi jedná o jednoduché vyjádření principu jevu). Pro zajímavost doplňujeme, že podobný jev se (byť velmi vzácně) vyskytuje i v létě, kdy ale vítr nezvedá mračna sněhu, nýbrž víří prach. Tento jev se nazývá „karaburan“, „černý buran“.

Jako zajímavost uvádíme, že první exemplář kosmoplánu, který se nakonec jako jediný podíval 15. listopadu 1988 do vesmíru, měl až do dubna 1988 na svém boku jméno „Bajkal“. Někdo ale vyslovil obavu, že by některá písmena mohla při přistání „odhořet“ nebo být jinak zneviditelněna – a že by na stroji mohl vzniknout třeba nápis „Bajka“, což značí „smyšlený příběh“ či „báchorka“. Proto byl stroj narychlo přejmenovaný a je možné, že označení Bajkal by dostal až druhý exemplář.

## Cesty vyrobených exemplářů

Kolik bylo přesně vyrobeno kosmoplánů Buranu, je těžké až nemožné spočítat. Exemplářů schopných letu do vesmíru mělo být pět: dva pro mise bezpilotní a tři pro lety s posádkou. Pokud ovšem

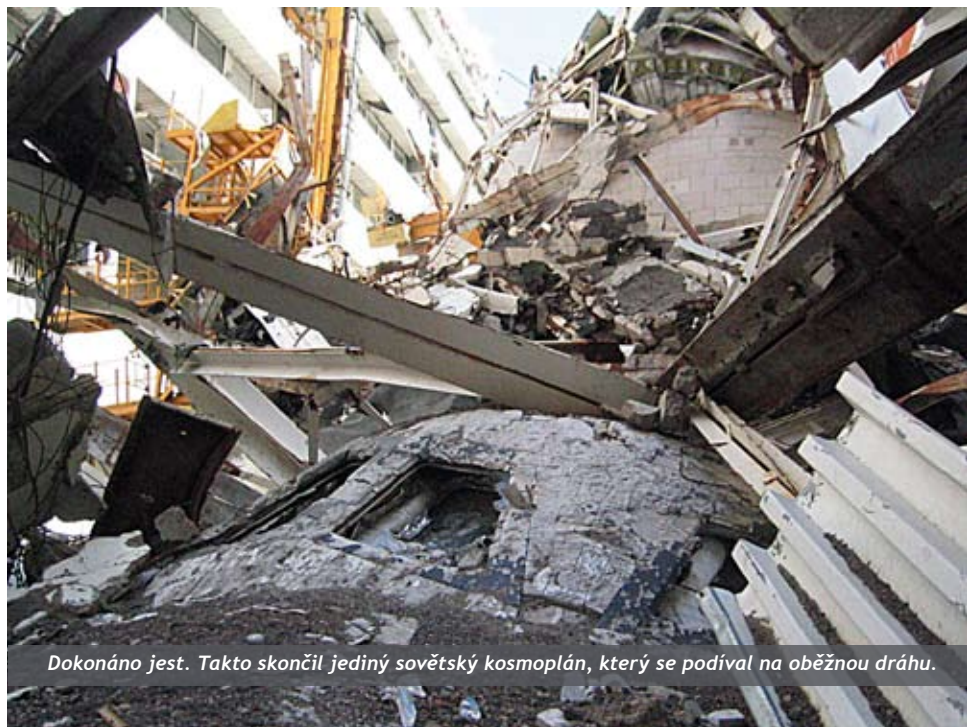
budeme počítat i různé prototypy a technologické exempláře, není počítání vůbec jednoduché. Existují různé rozměrové a hmotnostní makety či neúplné stroje (např. konstrukce vybavená pouze elektroinstalací pro její testy a optimalizaci).

První a jediný exemplář sovětského kosmoplánu, který se dostal do vesmíru (označení 1K), nejprve putoval po různých výstavách (legendární je jeho účast na pařížském aerosalónu v roce 1989), až byl po krachu programu uložený v hangáru kosmodromu Bajkonur. Zde byl v květnu 2002 zničený poté, co jej zavalila propadnutá střeška.

Druhý bezpilotní kosmoplán 2K nebyl nikdy dokončený (byl hotový „pouze“ z 95 až 97 procent). Dnes je uložený v hangáru na kosmodromu Bajkonur (v jiném, než který se zřítíl v roce 2002).

Třetí exemplář 3K byl dokončený jen asi z jedné třetiny. Fakticky byla vyrobena jen jeho kostra. Dnes je uložený na letišti Žukovskij, kde čeká na svůj osud. Buď bude sešrotován, nebo prodán do muzea (pokud některé projeví zájem). Stavba čtvrtého a pátého exempláře kosmoplánu 4K a 5K byla zastavena dávno předtím, než se vůbec započalo s jakýmkoliv montážními pracemi.

Za zmínku stojí ještě osudy dvou prototypů. Jednak je to OK-M (testovací model v měřítku jedna ku jedné), který byl přeměněný v turistickou atrakci v moskevském Gorkého parku. A jednak BTS-002, který sloužil k náviku přistání. Ten zakoupilo Technické muzeum v německém Speyeru, kde se stal ústředním bodem nové kosmické expozice slavnostně otevřená v říjnu 2008.



*Dokonáno jest. Takto skončil jediný sovětský kosmoplán, který se podíval na oběžnou dráhu.*

# JADERNÉ ZDROJE PRO VESMÍRNOU KOLONIZACI

RNDr. Vladimír Wagner, CSc.  
(ÚJF AVČR Řež a FJFI ČVUT Praha)

*„Kadmiové tyče se vysouvaly z pomocných reaktorů, magnetická čerpadla čerpala kapalný sodík do chladících hadic, pancíř zadních palub se zachvěl a současně slabý šramot uvnitř stěn prozradil, že pohyblivé kontrolní přístroje se už vydaly na mnohakilometrovou cestu ... Celý kosmický koráb se naplnil šumem a pohybem ...“*  
S. Lem: „Nepřemožitelný“

V poslední době se znovu začíná uvažovat o zintenzivnění činnosti lidí ve vesmíru. Člověk by se měl vrátit tentokrát už na trvalo na Měsíc, reálně se hovoří o možnosti expedice na Mars, do vnějších částí Sluneční soustavy by měly létat ještě komplexnější automatické sondy a některé by se měly vydat i do mezihvězdného prostoru mimo vliv Slunce. Tyto plány lze jen velmi těžko splnit bez využití jaderných zdrojů energie. Bude je třeba využívat nejen jako zdroje energie a tepla, jako je tomu v současnosti, ale také jako zdroj pohonu pro dopravu kosmických sond i lidí. Umožňují totiž nejefektivnější produkci energie na jednotku hmotnosti paliva. Proto bych se v přednášce pokusil o přehled historie, současnosti a možné budoucnosti využití jaderných zdrojů v kosmickém výzkumu i při případné budoucí kolonizaci vesmíru lidmi. Přednáška bude rozdělena do několika částí.



Mezihvězdná loď v podání Teodora Rotrekla, jednoho z našich nejvýraznějších malířů sci-fi.

## Základní vlastnosti jaderných zdrojů

Úvodní se bude zabývat základními vlastnostmi jaderných zdrojů a různými možnostmi jejich využití. Řekneme si o jejich výhodách. Těmi nejdůležitějšími jsou, že lze pomocí nich uvolňovat velké množství energie na jednotku hmotnosti paliva a mohou pracovat v libovolných místech a prostředích. Ale zmíníme se i o některých nevýhodách, z nichž lze jmenovat třeba některá ekologická a bezpečnostní rizika.

## Způsoby jejich využití

Podrobněji rozebereme i jednotlivé možnosti využití. Jde jednak o využití pro udržení tepelného režimu automatických i pilotovaných kosmických těles. Dále pak pro zásobování kosmických zařízení elektrickou energií. Rozebereme si jednotlivé možnosti převodu různých druhů energií (hlavně tepelné) na elektrickou, které lze na kosmických aparátech využít. Popíšeme si termoelektrický článek, Stirling-

gův motor, plynovou turbínu a další možnosti konverze. Dále si rozebereme různé druhy pohonu, ve kterých se dají jaderné zdroje energie využít, a rozebereme jejich základní vlastnosti. Seznámíme se s důležitými pojmy, jako jsou výtoková rychlost, tah a specifický impuls motoru. Pak přistoupíme k přehledu různých typů pohonu. Jmenujme tepelné motory, pulsní motory i iontové motory a další možnosti využití elektromagnetických jevů.

## Různé typy jaderných zdrojů energie

Po úvodní části se pak už začneme věnovat jednotlivým druhům jaderných energetických zdrojů. V zásadě je můžeme rozdělit do čtyř skupin podle procesu, kterým je energie získávána.

### I. Jaderné radioizotopové zdroje

Radioizotopové zdroje byly první, které se z jaderných začaly využívat. Jsou založeny na využití energie, která vzniká při radioaktivní přeměně jader. V přírodě se vyskytují nestabilní izotopy jader, které se mohou samovolně přeměňovat několika způsoby, vždy však dochází k uvolnění energie. Při přeměně (rozpadu) alfa se produkuje částice alfa, během přeměny beta pak pozitron nebo elektron. Vylétující lehké částice odnášejí největší část uvolněné energie v podobě kinetické energie svého pohybu. Je třeba vytvořit takové podmínky, aby ji předaly materiálu a byla přeměněna na teplo. Obecně je to jednodušší v případě využití rozpadu alfa než v případě rozpadu beta. Pokud potřebujeme elektrickou energii, musíme pak toto teplo přeměnit na elektřinu. Počet jader a tedy i výkon zdroje klesá exponenciálně podle tzv. rozpadového zákona. Důležitým parametrem je poločas rozpadu, tedy doba, za kterou se rozpadne přesně polovina radioaktivních jader a tím i tepelný výkon jaderného radioizotopového zdroje klesne na polovinu.



*Příprava posledního radioizotopového generátoru typu GPHS-RTG připravovaného pro sondu New Horizons a tato sonda. (Zdroj NASA)*

Vhodné izotopy je třeba vybírat nejen podle poločasu rozpadu. Důležité je také, jestli jej lze produkovat v dostatečném množství a s co nejmenšími náklady. Z tohoto důvodu jsou zvláště vhodné izotopy, které vznikají v jaderných reaktorech. Takovým je i v současnosti nejčastěji používaný radioizotop plutonium 238, jehož poločas rozpadu je 87,7 let.

Rozebereme základní vlastnosti radioizotopových zdrojů a historii jejich využívání. Je spojena s obrovskými úspěchy velkých automatických sond, které letěly k vnějším planetám Sluneční soustavy.



Vzpomeňme sondy Pioneer, Voyager a Galileo, i v současnosti pracující sondy Cassini a New Horizons. Radioizotopové zdroje se využívají i k udržování tepelného režimu automatických průzkumníků pracujících na povrchu Marsu.

Povíme si také o právě vyvíjené nové generaci jaderných radioizotopových zdrojů, jejichž vývoj se v současnosti dokončuje a měly by tvořit základnu pro kosmický výzkum hlavně na Měsíci, Marsu a vnějších planetách. A pochopitelně i o dalších perspektivách této technologie ve vesmíru.

## II. Jaderné reaktory

Dalším typem jaderných zdrojů, které se používají a ve vesmíru se již osvědčily, jsou jaderné reaktory. V tomto případě se energie uvolňuje při štěpení velmi těžkých jader. Těžká jádra mají totiž menší vazebnou energii na jeden nukleon, než jádra ve střední oblasti hmotností (počtu nukleonů).

Pro nastartování procesu štěpení lze využít energii, která se uvolní po zachytu neutronu například jádrem uranu 235. Při štěpení se kromě energie uvolňuje taky několik neutronů, které mohou být následně zachyceny stejným izotopem uranu a způsobit jeho štěpení. Vzniká tak řetězová reakce. Vhodný pro štěpení je izotop uranu 235. Pokud chceme využít i uran 238, musíme ho přeměnit na plutonium 239, které pak lze také zachytem neutronu štěpit.

Ve stabilně pracujícím reaktoru musí být podmínky nastaveny tak, aby probíhala řízená řetězová reakce a udržoval se stálý počet štěpení, tedy i neutronů v systému. Podle toho, jakým způsobem a jaká stabilní hustota neutronů se dosahuje, rozdělujeme reaktory do dvou základních typů. Jedná se buď o klasické (tepelné) reaktory nebo o reaktory rychlé. Rozebereme si jejich vlastnosti z hlediska využití ve vesmírném prostoru a také historii jejich využití, která je dominována Ruskem.



Ruský jaderný reaktor TOPAZ.

Od devadesátých let probíhá vývoj několika typů jaderných reaktorů nové generace, se kterými se počítá pro komplexní kosmické aparáty s požadavky na velké energetické výkony. Uplatnění by měly najít i v případě stálé stanice na Měsíci nebo při cestě člověka na Mars. Jaderné reaktory by mohly být těmi, které by umožnily první cestu za hranice Sluneční soustavy. Proto si v rámci diskuze jejich možného budoucího rozvoje rozebereme i tuto možnost.

## III. Termojaderné zdroje

Projekty využití termojaderných zdrojů jsou zatím pouze na papíře. Využití termojaderné energie je velice dobře vyřešeno v přírodě, kde jsou jejím zdrojem hvězdy, a tedy i naše Slunce. Připravit však takový zdroj uměle se nám zatím nedaří. Zatímco štěpné jaderné reaktory jsou intenzivně na Zemi používány pro výrobu elektrické energie i jako pohonná jednotka na řadě jaderných ponorek, využití jaderné fúze se zatím nedaří. Rozebereme si reakce, které by se měly používat a podmínky, které musí termojaderný reaktor vytvořit. Povíme si o historii i současném stavu cesty za využitím termojaderných reakcí na Zemi. Také si popíšeme projekt termojaderného zařízení ITER, jehož realizace se připravuje

a měl by být první, který bude produkovat více energie, než se do něj vloží.

Rozebereme specifika termojaderných motorů i zdrojů energie, které by se využívaly na kosmických lodích. Pokud by se využití takových zařízení podařilo, mohl by nám termojaderný pohon v ideálním případě umožnit i uskutečnění mezihvězdných letů. Ovšem takové projekty, příkladem kterého je třeba Daedalus, jsou zatím jen na papíře.

#### IV. Anihilační zdroje

Možností, která je ještě účinnější, je využití anihilace. Hlavním problémem je, že antihmota se ve vesmíru běžně nevyskytuje. Zatím neexistuje nic takového, co bychom mohli nazvat dolem na antihmotu. Umělá produkce antihmoty je pak velice energeticky náročná. Využívá se pro ni srážka částic s velmi vysokou energií. Produkce antiprotonů, které se nejčastěji uvažují pro využití ve vesmíru, tímto způsobem je však velmi neefektivní. V současnosti se ročně produkuje pouze okolo deseti nanogramů antihmoty. Dalším problémem je skladování antihmoty. Aby nedošlo ke zničující anihilaci, musí být oddělena od normální hmoty. Nejčastěji se využívá magnetické pole. To však lze využít pouze pro nabitě antiprotony.

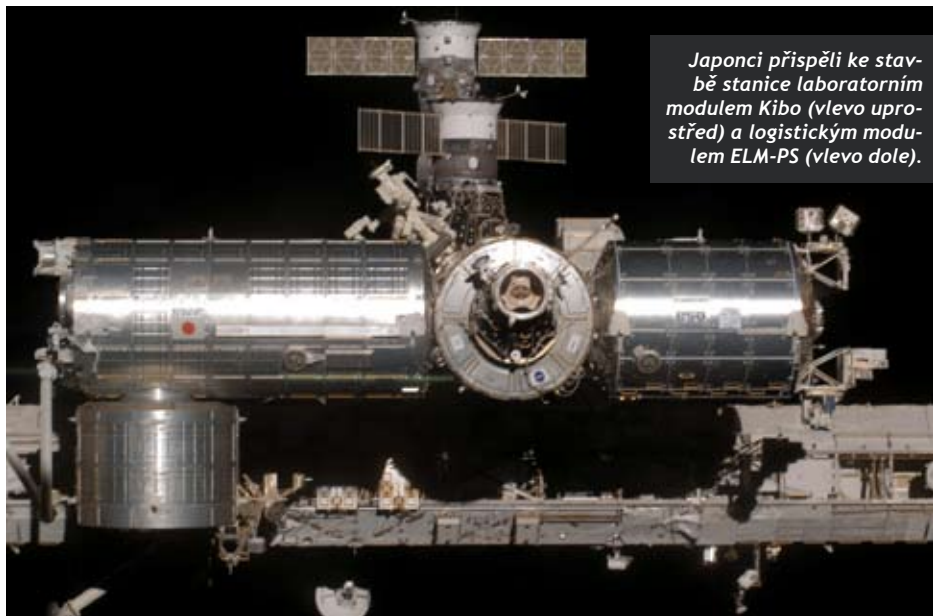
Využití neutrálního antivodíku je popisováno ve známém vědeckofantastickém seriálu a filmech Star Trek. Výhodou tohoto řešení by byla daleko vyšší hustota skladované antihmoty a tím i její malý objem. Ovšem technické řešení oddělení hmoty a antihmoty v tomto případě by bylo velmi náročné.

Řešení konkrétního pohonného systému založeného na anihilaci pak má několik variant, které si popíšeme. Nevýhodou všech je, že jsou zatím pouze na papíře. Jednou z možností, která zmenšuje nároky na potřebné množství antihmoty, je využití termojaderné fúze iniciované anihilací.

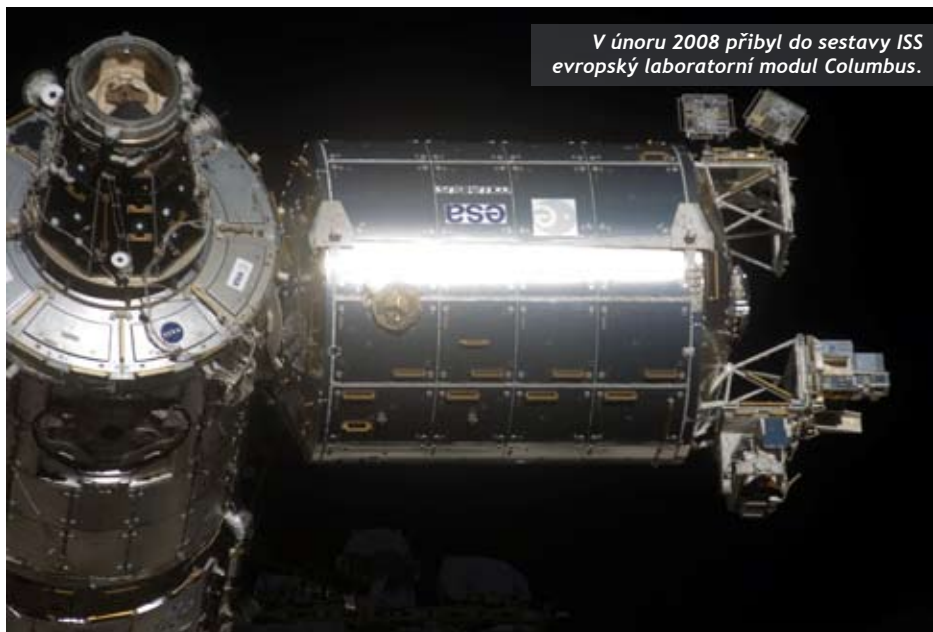
### Závěr

Intenzivní výzkum naší Sluneční soustavy a její případná lidská kolonizace se neobejdou bez využití jaderných zdrojů. V nejbližší fázi budou pravděpodobně dominantně využívány radioizotopové zdroje a systémy založené na štěpení jader (převážně jaderné reaktory). Pochopitelně, že jen v případech, kdy užitek z jejich využití bude dostatečný a nebude možné použít sluneční baterie nebo chemické zdroje. Radioizotopové zdroje by zajistily potřeby v oblasti elektrického výkonu do stovek wattů. Jaderné reaktory pak od kW případně až po 1000 MW. Technologie založené na radioizotopových zdrojích a jaderném štěpení jsou již v současnosti velmi dobře osvojeny a vyzkoušeny na Zemi a částečně i ve vesmírném prostoru, takže je jejich využití dáno jen rozhodnutím, zda se lidstvo do vesmírného dobrodružství pustí a bude realizovat vesmírné projekty s vysokými požadavky na energii. Ve vzdálenějším horizontu by nám tyto zdroje mohly umožnit i masivnější dlouhodobou lidskou přítomnost na nejbližších tělesech Sluneční soustavy a zajistit dostatek energie i pro jejich případnou kolonizaci. Automatické sondy využívající jaderné reaktory by bylo možno vyslat i za hranice Sluneční soustavy.

Masivnější expanze za hranici Sluneční soustavy se však už bez použití termojaderné reakce nebo dokonce anihilace pro pohon neobejde. I když první uplatnění těchto zdrojů je myslitelné už v hranici padesáti let, reálně budou nejspíše jejich aplikace daleko pozdější. Nevypadá to však, že by existovala technická překážka, která by i masivní využití těchto technologií při cestách do nejbližšího i vzdálenějšího mezihvězdného prostoru bránila. Doufám, že se mi podaří vás během přednášky přesvědčit, že jaderné zdroje nám mohou vesmírnou budoucnost zajistit.



*Japonci přispěli ke stavbě stanice laboratorním modulem Kibo (vlevo uprostřed) a logistickým modulem ELM-PS (vlevo dole).*

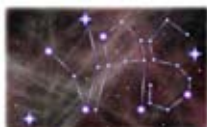


*V únoru 2008 přibyl do sestavy ISS evropský laboratorní modul Columbus.*

Na uspořádání semináře se podílejí:



Hvězdárna Valašské Meziříčí, p. o.  
<http://www.astrovm.cz>



Valašská astronomická společnost  
<http://www.astrovm.cz/cz/o-nas/vas.html>



Kosmo Klub  
<http://klub.kosmo.cz>



NWT Computer, s. r. o.  
<http://www.nwt.cz>

## HVĚZDÁRNA VALAŠSKÉ MEZIŘÍČÍ

příspěvková organizace Zlínského kraje, Vsetínská 78, 757 01 Valašské Meziříčí  
telefon/fax: 571 611 928; e-mail: [info@astrovm.cz](mailto:info@astrovm.cz); internet: <http://www.astrovm.cz>

k tisku připravil František Martínek ([fmartinek@astrovm.cz](mailto:fmartinek@astrovm.cz))  
sazba Jakub Mráček ([jmracek@astrovm.cz](mailto:jmracek@astrovm.cz))