

AKTUALITY Z KOSMONAUTIKY 2002

František Martinek

Rok 2002 byl poměrně bohatý na události v kosmonautice a raketové technice. Připomenout ty nejzajímavější je cílem následující přednášky.

V roce 2002 bylo na oběžnou dráhu kolem Země vypuštěno několik **vědeckých družic**, projekty dalších družic byly schváleny pro realizaci v následujícím období.

ENVISAT – Družice ESA, určená pro dálkový průzkum Země, tj. povrchu i atmosféry. Start: 1. 3. 2002, hmotnost: 8 111 kg, výška oběžné dráhy: 790 km, délka: 10 m, rozpětí panelů slunečních baterií: 26 m.

GRACE – Start z kosmodromu Pleseck raketou Rocket 17. 3. 2002. Registrace sebemenších změn gravitačního pole Země (100x až 1000x přesněji než doposud), způsobených např. nerovnoměrným rozložením magmatu, pohyby ledovců, hlubinnými proudy v oceánech apod.). Z údajů, které získá dvojice družic GRACE za pouhých 14 dnů, je možno sestavit podrobnější mapu gravitačního pole Země, než se podařilo za uplynulá 3 desetiletí před vypuštěním družic GRACE zkombinováním pozemních a družicových měření.

HST – dne 1. 3. 2002 odstartoval raketoplán v rámci mise STS-109 již ke čtvrté servisní misi k Hubblovu kosmickému dalekohledu. Úkolem kosmonautů byla například výměna panelů slunečních baterií, ale především instalace nové kamery ACS (Advanced Camera for Surveys), která je podstatně citlivější, než doposud používaná WFPC-2. Plánovaná životnost HST je do roku 2010.

NGST – jako nástupce HST vybrala NASA k realizaci návrh firmy TRW. Plánovaný start v červnu 2010. Průměr zrcadla 6,5 m. Objektiv bude složen z 36 hexagonálních segmentů. Navedení do libračního bodu L2 soustavy Slunce-Země. Pozorování v oboru infračerveného záření. Citlivost: dalekohled zaregistruje 400krát slabší objekty než HST. Obří štít velikosti tenisového kurtu bude chránit dalekohled před zářením Slunce, Země a Měsíce. Dalekohled obdržel název: James Webb Space Telescope.

INTEGRAL (International Gamma Ray Laboratory) – start 17. 10. 2002. Předpokládaná životnost: 2,5 roku. Protáhlá eliptická dráha s oběžnou dobou 72 hodiny. Vzdálenost od zemského povrchu 9 000 až 155 000 km. Hmotnost družice 4,1 tuny. Na přístrojovém vybavení se podílí i Česká republika.

KEPLER – schválen projekt fotometrické družice, jejímž hlavním úkolem bude pátrání po planetách u hvězd podobných Slunci na základě pozorovaných poklesů jasností hvězd při přechodu planety přes „kotouček“ hvězdy.

Ke 4. 11. 2002 bylo známo:

87 hvězd, u nichž byly objeveny exoplanety

11 hvězd, u nichž bylo objeveno více planet (planetární soustavy)

101 exoplanet celkem.

V polovině roku 2002 bylo schváleno několik projektů družic k výzkumu povrchu Země a její atmosféry. Se starty se počítá v letech 2006 až 2007.

AEOLUS (projekt ESA) – měření rychlosti větru ve výškách 0 až 30 km nad zemským povrchem

AIM (projekt NASA) – měření teploty a vlhkosti v oblastech tvorby oblačnosti

AQUARIUS (projekt NASA) – vypracování globální mapy slanosti světových oceánů

OCO (projekt NASA) – měření množství oxidu uhlíku v zemském ovzduší

Ve své činnosti pokračovalo několik astronomických družic, např. SOHO, FUSE, HESSI, MAP, HST, MTL, TRACE, NEWTON apod.

Jiné astronomické družice na svůj start teprve čekají, jejich příprava v roce 2002 vrcholila. V nejbližším období budou vypuštěny například tyto astronomické družice: CORIOLIS, SIRTF, GALEX, GRAVITY PROBE-B atd. V dubnu 2003 by se měla dostat na oběžnou dráhu kolem Země také další česká družice MIMOSA.

V roce 2002 ještě pracovaly některé **kosmické sondy**, vypuštěné v předcházejících letech. Další sondy byly v průběhu roku vypuštěny, nové projekty výzkumu těles sluneční soustavy byly schváleny k realizaci pro následující období.

MARS ODYSSEY – americká sonda, která zahájila výzkum Marsu. K jejímu hlavnímu objevu patří potvrzení velkého množství vody v podobě ledu na planetě Mars. To znovu „oživilo“ myšlenky na realizaci pilotovaného letu na „rudou“ planetu. Se svým návrhem pilotované expedice přišlo Rusko.

CONTOUR (Comet Nucleus Tour) – start 3. 7. 2002. Americká sonda k výzkumu minimálně dvou planet: 2P/Encke (průlet 12. 11. 2003) a 73P/Schwassmann-Wachmann 3 (průlet 19. 6. 2006). Dne 15. 8. 2002 však bylo se sondou ztraceno spojení – pravděpodobně exploze urychlovacího stupně. Uvažuje se o stavbě sondy CONTOUR II.

STARDUST – start 7. 2. 1999. Americká sonda, jejímž cílem je kometa 81P/Wild 2, kolem níž prolétne v únoru 2004. Zde se pokusí zachytit co nejvíce prachových zrníček, uvolněných z jádra komety. Kometární materiál bude dopraven na Zemi v lednu 2006. Dne 2. 11. 2002 prolétla sonda ve vzdálenosti 3 300 km od planetky Anefrank o průměru 8 km.

GALILEO – americká sonda, vypuštěná 18. 10. 1989. Od prosince 1995 zkoumá obří planetu Jupiter, její prstenec a měsíce. Dne 5. 11. 2002 prolétla ve vzdálenosti 160 km od povrchu malého měsíčku Amalthea. Nyní již čeká sondu definitivní zánik v atmosféře Jupitera 21. 9. 2003.

DEEP IMPACT – schválen projekt americké sondy, jejíž start se uskuteční počátkem roku 2004. Při průletu kolem jádra komety Tempel-1 (4. 7. 2005) se od sondy oddělí měděné pouzdro o hmotnosti 500 kg, které při srážce s kometou vyhloubí na povrchu jádra velký kráter. Exploze umožní vědcům zkoumat podpovrchový stavební materiál komety.

DAWN – schválený projekt NASA – dlouhodobý průzkum planetek Ceres a Vesta. Plánovaný start: 27. 5. 2006.

MESSENGER – připravovaný návrat USA k planetě Merkur. Předpokládáný start v roce 2004, průlet kolem Venuše, navedení na oběžnou dráhu kolem Merkura v září 2009.

BEPI COLOMBO – evropská kosmická sonda k planetě Merkur – start v roce 2009. Do spolupráce na projektu se zapojilo Japonsko. K Merкуру budou vypuštěny 2 sondy, od jedné se oddělí malý přistávací modul.

PLUTO-KUIPER EXPRESS – americká sonda k planetě Pluto, jejíž osud byl několik let nejasný. Zdá se, že by projekt mohl být realizován. Start v lednu 2006, v roce 2007 gravitační urychlení při průletu kolem Jupitera. V roce 2015 průlet kolem planety Pluto a jejího měsíce Charona. Dále průzkum několika těles tzv. Kuiperova pásu za drahou planety Neptun.

VENUS EXPRESS – projekt sondy k Venuši, který ESA schválila počátkem listopadu 2002. Start se uskuteční v listopadu 2005. Úkolem sondy bude především výzkum husté atmosféry Venuše.

MARS EXPRESS – v roce 2002 vrcholily přípravy na vypuštění evropské sondy k Marsu (start počátkem června 2003). Součástí sondy bude i anglický přistávací modul Beagle-2.

VENUS ORBITER – na únor 2007 plánuje vyslání sondy k Venuši také Japonsko. Navedení na oběžnou dráhu kolem planety se předpokládá v září 2009.

ROSETTA – ke svému závěru se chýlí mnohaleté přípravy evropské sondy ke kometě Wirtanen. Start se uskuteční 12. 1. 2003 pomocí rakety Ariane-5. Po sérii gravitačních manévřů u Země a Marsu a po průletech kolem planetek Otawara a Siwa bude sonda 29. 11. 2011 navedena na oběžnou dráhu kolem komety. Přistávací modul poprvé v historii kosmonautiky uskuteční přistání na jádru komety.

Koncem září 2002 vybrala ESA 6 ze 20 předložených projektů kosmických sond k výzkumu planetek:

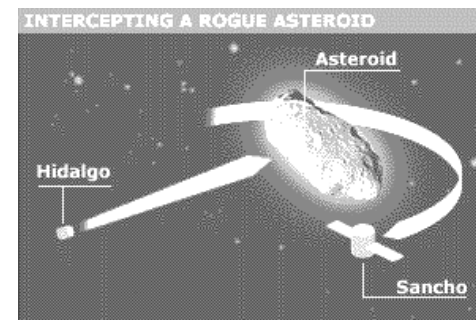
EARTHGUARD-1 je mise, určená k vytvoření kosmického monitorovacího systému malých planetek.

ISHTAR předpokládá radarový průzkum povrchu planetek a podpovrchových vrstev za účelem vypracování efektivních metod ke zničení nebezpečných objektů.

SIMONE si klade za cíl vybudování celé flotily malých kosmických sond k měření stupně nebezpečí, které hrozí od planetek prolétajících v blízkosti Země – průlety kolem planetek s cílem určení jejich charakteristik.

EUNEOS má sloužit k doplňování informací o blízkozemních planetkách, jenž byly získány pomocí pozemních dalekohledů a radioteleskopů (především planetek z vnitřní části sluneční soustavy).

DON QUIJOTE (Don Kichot) – dvojitá sonda (**Hidalgo** + **Sancho**). Sonda SANCHO bude navedena na oběžnou dráhu kolem planety. Na povrch planety bude dopraven seismograf. HIDALGO narazí do povrchu planety rychlostí 10 km/s. Sancho bude průběh srážky sledovat a přijímat „zemětřesné“ vlny vysílané seismometrem. Na základě charakteru seismických vln bude vypracován scénář případného zničení nebezpečné planety.



V oblasti **pilotovaných letů** pokračoval let a výstavba Mezinárodní kosmické stanice ISS (podrobnější informace viz přednáška Mgr. Antonína Vítka, CSc.). V NASA probíhá diskuse o vývoji raketoplánů druhé generace jako nástupce současného raketoplánu Space Shuttle. Nevyjasněná zatím zůstává otázka rozšíření počtu kosmonautů na palubě ISS a otázka záchranné kosmické lodi – v současnosti úlohu záchranného člunu plní kosmické loď Sojuz TMA.

Ve vývoji své kosmické lodi pokračovala Čína. Start Shenzhou 3 se uskutečnil 25. 3. 2002. Dne 11. 10. 2002 oznámil čínský tisk, že orbitální modul kosmické lodi Shenzhou 3 ukončil svoji činnost po 2.821 obězích kolem Země. Modul pracoval autonomně od 1. 4. 2002. Další start (Shenzhou 4) by se mohl uskutečnit na přelomu let 2002/2003.

V říjnu a v listopadu probíhaly v Japonsku zkoušky modelu budoucího raketoplánu HOPE-X. Model raketoplánu v měřítku 1:4 odstartoval pomocí vlastního motoru. V další etapě bude model raketoplánu vynášen do výšky 30 km pomocí balónu.

Objevily se rovněž nové informace z oblasti tzv. **kosmické turistiky**, především o pokračování soutěže o získání Ceny X (X-Prize).

CESTY KE KOMETÁM

Ing. Tomáš Příbyl

Mise	Datum startu	Stav mise
ICE	12. 8. 1978	ukončena
Vega – 1	15. 12. 1984	ukončena
Vega – 2	21. 12. 1984	ukončena
Sakigake	7. 1. 1985	ukončena
Giotto	2. 7. 1985	ukončena
Suisei	18. 8. 1985	ukončena
Spartan/Halley	28. 1. 1986	zničena při startu
Deep Space – 1	24. 10. 1998	ukončena
Stardust	7. 2. 1999	probíhá
Contour	3. 7. 2002	selhala ve vesmíru
Rosetta	12. 1. 2003	ve vývoji
Deep Impact	leden 2004	ve vývoji

Cíle jednotlivých misí:

Sonda **ICE** (International Comet Explorer) původně vypuštěna pod názvem ISEE (International Sun-Earth Explorer) k výzkumu Slunce. Později změněn cíl mise na průzkum Halleyovy komety jako americký příspěvek k IHW.

Sonda **Vega – 1** (Veněra-Galej) určená k průzkumu planety Venuše a Halleyovy komety v roce 1986. Na přípravě vědeckého vybavení se podílelo mimo SSSR dalších 8 států.

Sonda **Vega – 2** (viz Vega – 1)

Japonská sonda **Sakigake** (Pionýr) určená k průzkumu Halleyovy komety.

Giotto – evropská sonda, určená k průzkumu Halleyovy komety, k níž se přiblížila na 596 km. Posléze zavítala i ke kometě Grigg-Skjellerup (červenec 1992).

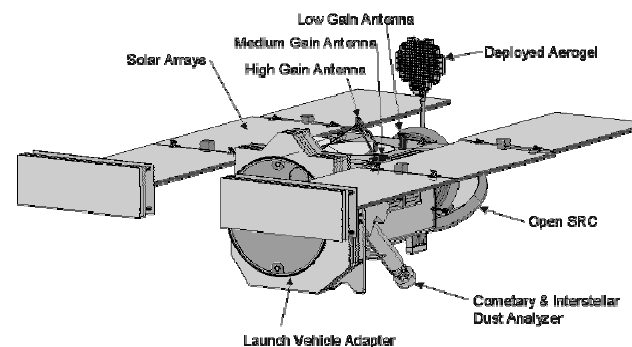
Japonská sonda **Suisei** (alias Planet-A) proletěla ve vzdálenosti 151 000 km od jádra Halleyovy komety 8. 3. 1986.

Volně létající platforma **Spartan** vypouštěná z raketoplánů, uzpůsobená pro průzkum Halleyovy komety. Zničena při havárii raketoplánu Challenger.

Primárním cílem letu sondy **Deep Space – 1** bylo testování nových technologií. Mj. prolétla 22. 9. 2001 kolem jádra komety Borrelly.

Sonda **Stardust** je určená pro odběr vzorků z bezprostřední blízkosti komety Wild-2 (leden 2004). Návrat kapsle se vzorky na Zemi plánován na leden 2006.

Encounter Configuration



Sonda **Contour** (Comet Nucleus Tour) měla postupně proletět kolem jader tří komet. Dne 15. 8. 2002 po provedení zážehu urychlovacího motoru s ní bylo ztraceno spojení, pravděpodobně explodovala.

Evropská sonda **Rosetta** – po jednom gravitačním manévru u Marsu (srpen 2005), dvou u Země (listopad 2005 a listopad 2007), a po průletu kolem dvou asteroidů (Otagawa – červenec 2006 a Siwa – červenec 2008) navedení na oběžnou dráhu kolem komety Wirtanen (listopad 2011).

Úkolem sondy **Deep Impact** je studium jádra komety Tempel-1: pultunový projektil má v jejím povrchu vytvořit mohutný kráter (červenec 2005).

MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS V ROCE 2002

Mgr. Antonín Vítek, CSc.

STS-108

COSPAR: 2001-054A - SSC: 26995

Označení letu: Endeavour F-17 / Shuttle Mission 107 / ISS-UF-1 / Expedition 4 / ISS-4 / MKS-4 / MPLM Raffaello F-2

Start: 2001-12-05 22:19:28.034 UT, Eastern Test Range, Endeavour

Přistání: 2001-12-17 17:55:10 UT, Eastern Test Range, SLF Rwy 15

Účel letu: Výměna dlouhodobé osádky

Posádka raketoplánu:

CDR - Dominic L. Gorie

PLT - Mark E. Kelly

MS-1 - Linda M. Godwin[ová]

MS-2 - Daniel M. Tani

Pasažéři nahoru (Expedition 4):

MS-3 - Carl E. Walz

MS-4 - Daniel W. Bursch

MS-5 - Jurij I. Onufrijenko

Pasažéři dolů (Expedition 3):

MS-3 - Frank L. Culbertson, Jr.

MS-4 - Vladimir N. Dežurov

MS-5 - Michail V. Tjurin

Průběh letu:

Přílet: 2001-12-07 - 20:03 UT

Připojení MPLM: 2001-12-08

EVA-1: 2001-12-10 (Goodwin[ová], Tani, 4 h 11 min)

Odpojení MPLM: 2001-12-14

Odlet: 2001-12-17 17:28 UT

Přistání: 2001-12-17 17:55:10 UT, Eastern Test Range, SLF Rwy 15

Trvání letu: 283 h 35 min 44 s, tj. 11,82 dne

Progress-M1 8

COSPAR: 2002-021A - SSC: 27395

Označení letu: ISS-7P

Účel letu: doprava nákladu

Průběh letu:

Start: 2002-03-21 20:13:36 UT, Bajkonur, Sojuz-FG

Přílet: 2002-03-24 20:58 UT

Odlet: 2002-06-25 08:26:00 UT

Brzdicí manévr: 2002-06-25 11:35:00 UT

Zánik: 2002-06-25 12:26:52 UT

STS-110

COSPAR: 2002-018A - SSC: 27413

Označení letu: Atlantis F-25 / Shuttle Mission 109 / ISS-8A

Start: 2002-04-08 20:44:19.039 UT, Eastern Test Range, Atlantis

Přistání: 2002-04-19 16:26:57 UT, Eastern Test Range, SLF Rwy 33

Účel letu: Montáž ITS S0

Posádka raketoplánu:

CDR - Michael J. Bloomfield

PLT - Stephen N. Frick

MS-1 - Rex J. Walheim

MS-2 - Ellen L. Ochoa[ová]

MS-3 - Lee M. Morin

MS-4 - Jerry L. Ross

MS-5 - Steven L. Smith

Průběh letu:

Přílet: 2002-04-10 16:04 UT

Montáž ITS-S0: 2002-04-11

EVA-1: 2002-04-11 (Smith, Walheim, 7 h 48 min)

EVA-2: 2002-04-13 (Ross, Morin, 7 h 30 min)

EVA-3: 2002-04-14 (Smith, Walheim, 6 h 28 min)

EVA-4: 2002-04-16 (Ross, Morin, 6 h 38 min)

Odlet: 2002-04-17 18:31 UT

Přistání: 2002-04-19 16:26:57 UT, Eastern Test Range, SLF Rwy 33

Trvání letu: 259 h 42 min 38 s, tj. 10,82 dne

Sojuz-TM 34

COSPAR: 2002-020A - SSC: 27416

Označení letu: ISS-4S / Marco Polo

Start: 2002-04-25 06:26:35 UT, Bajkonur, Sojuz-U

Přistání posádky: 2002-05-05 03:52 UT, 26 km jihovýchodně od města Arkalyk

Přistání lodi: 2002-11-10 00:04

Účel letu: Výměna záchranného člunu. Krátkodobý vědecký pobyt italského a jihoafrického astronauta

Návštěvníká osádka (REP-3):

KK - Jurij P. Gidzenko

BI - Roberto Vittori (Itálie)

UKP - Mark R. Shuttleworth (Jihoafrická republika)

Doba letu posádky: 237 h 25 min = 9.89 d

Průběh letu:

Přílet: 2002-04-27 07:55:51 UT

Odlet (Sojuz-TM 33): 2002-05-05 00:31:08 UT

STS-111

COSPAR: 2002-028A - SSC: 27440

Označení letu: Endeavour F-18 / Shuttle Mission 110 / ISS-UF-2 /

Expedition 5 / ISS-5 / MKS-5 / MPLM Leonardo F-3

Start: 2002-06-05 21:22:49.065 UT, Eastern Test Range

Přistání: 2002-06-19 19:57:41 UT, Edwards AFB, Rwy 22

Účel letu: Výměna dlouhodobé posádky

Posádka raketoplánu:

CDR - Kenneth D. Cockrell

PLT - Paul S. Lockhart

MS-1 - Phillipe Perrin (FRA)

MS-2 - Franklin R. Chang-Díaz

Pasažéři nahoru (Expedition 5):

MS-3: Peggy A. Whitson[ová]

MS-4: Valerij G. Korzun

MS-5: Sergej J. Treščev

Pasažéři dolů (Expedition 4):

MS-3: Carl E. Walz

MS-4: Daniel W. Bursch

MS-5: Jurij I. Onufrijenko

Průběh letu:

Přílet: 2002-06-07 16:25 UT

Připojení MPLM: 2002-06-08 14:28 UT

EVA-1: 2002-06-09 (Perrin, Chang-Díaz, 7 h 14 min)

EVA-2: 2002-06-11 (Perrin, Chang-Díaz, 5 h 00 min)

EVA-3: 2002-06-13 (Perrin, Chang-Díaz, 7 h 17 min)

Odpojení MPLM: 2002-06-14 19:17 UT

Odlet: 2002-06-15 14:32:23 UT

Přistání: 2002-06-19 19:57:41 UT, Edwards AFB, Rwy 22

Trvání letu: 334 h 34 min 54 s, tj. 13.94 dne

Progress-M 46

COSPAR: 2002-033A - SSC: 27454

Označení letu: Progress-M 46 / ISS-8P

Účel letu: Doprava nákladu

Průběh letu:

Start: 2002-06-26 05:36:29.859 UT, Bajkonur, Sojuz-U

Přílet: 2002-06-29 06:23:00 UT

Odlet: 2002-09-24 13:59 UT

Brzdící manévr: 2002-10-14 09:34:00 UT

Zánik: 2002-10-14 10:21:59 UT

Progress-M1 9

COSPAR: 2002-045A - SSC: 27531

Označení letu: Progress-M1 9 / ISS-9P

Účel letu: Doprava nákladu

Průběh letu:

Start: 2002-09-25 16:58:24 UT, Bajkonur, Sojuz-U

Přílet: 2002-09-29 17:00:54 UT

Odlet: 2003-02-01 (*plán*)

STS-112

COSPAR: 2002-047A - SSC: 27537

Označení letu: Atlantis F-26 / Shuttle Mission 111 / ISS-9A

Start: 2002-10-07 19:45:51.074 UT, Eastern Test Range

Přistání: 2002-10-18 15:43:40 UT, Eastern Test Range, Rwy 33

Účel letu: Montáž ITS-S1

Posádka raketoplánu:

CDR - Jeffrey S. Ashby

PLT - Pamela A. Melroy[ová]

MS-1 - David A. Wolf

MS-2 - Sandra H. Magnus[ová]

MS-3 - Piers J. Sellers

MS-4 - Fjodor N. Jurčichin

Průběh letu:

Přílet: 2002-10-09 15:16:14 UT

Připojení ITS-S1: 2002-10-10 13:30 UT:

EVA-1: 2002-10-10 15:21 UT (Wolf, Sellers, 7 h 01 min)

EVA-2: 2002-10-12 14:31 UT (Wolf, Sellers, 6 h 04 min)

EVA-3: 2002-10-14 14:11 UT (Wolf, Sellers, 6 h 36 min)

Odlet: 2002-10-16 13:13:40 UT

Přistání: 2002-10-18 15:43:40 UT, Eastern Test Range, Rwy 33

Trvání letu: 259 h 57 min 49 s, tj. 10,83 d

Sojuz-TMA 1

COSPAR: 2002-050A - SSC: 27552

Označení letu: ISS-5S / MKS-4S / Odissea

Start: 2002-10-30 03:11:11 UT, Bajkonur, Sojuz-FG

Přistání posádky: 2002-11-10 00:04 UT, 80 km SV od Arkalyku (Kazachstán)

Přistání lodi: 2003-05-06 (plán)

Účel letu: Výměna záchranného člunu. Krátkodobý vědecký pobyt belgického astronauta

Návštěvnická posádka (REP-4):

KK - Sergej V. Zaljotin

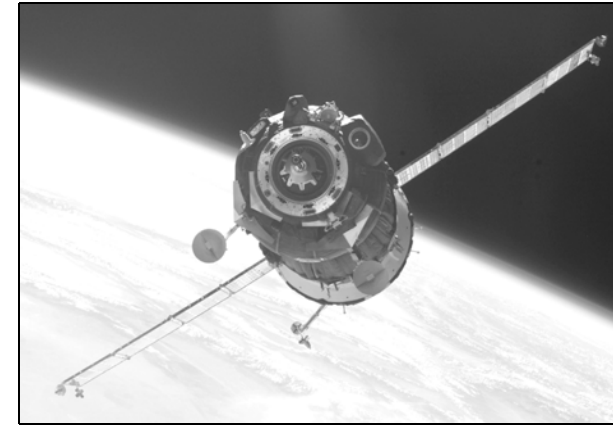
BI-1 - Frank De Winne

VP/BI-2 - Jurij V. Lončakov

Doba letu posádky: 260 h 52 min 49 s, tj. 10.87 d (předběžné hodnoty)

Průběh letu:

Přílet: 2002-11-01 05:01:20 UT

**STS-113**

COSPAR: *dosud nepřirazeno* - SCC: *dosud nepřirazeno*

Označení letu: Endeavour F-19 / Shuttle Mission 112 / ISS-11A

Start: 2002-11-22 (plán)

Přistání: 2002-12-01 (plán)

Účel letu: Instalace ITS-P1. Výměna dlouhodobé posádky.

Posádka raketoplánu:

CDR - James D. Wetherbee

PLT - Paul S. Lockhart

MS-1 - Michael E. Lopez-Alegria

MS-2 - John B. Herrington

Pasažéři nahoru (Expedition 6):

MS-3 - Kenneth D. Bowersox

MS-4 - Donald R. Pettit

MS-5 - Nikolaj M. Budarin

Pasažéři dolů (Expedition 5):

MS-3: Peggy A. Whitson[ová]

MS-4: Valerij G. Korzun

MS-5: Sergej J. Treščev

Předpokládaný průběh letu:

Přílet: 2002-11-24

Instalace ITS-P1: 2002-11-25

EVA-1: 2002-11-25 (Lopez-Algeria, Herrington)

EVA-2: 2002-11-27 (Lopez-Algeria, Herrington)

EVA-3: 2002-11-29 (Lopez-Algeria, Herrington)

Odlet: 2002-11-29

Přistání: 2002-12-01

Trvání letu: 10,7 d

POHONNÉ JEDNOTKY S RAKETOVÝMI MOTORY NA TPH A JEJICH UPLATNĚNÍ V NOSNÝCH RAKETÁCH

Prof. Ing. Jan Kusák, CSc.

1. ÚVOD

Raketové motory (RM) v sestavách raketových pohonných jednotek nejrůznějšího uspořádání se staly neodmyslitelnou součástí řady nosných prostředků pro kosmonautiku. Mají své přednosti, které jim umožnily dosažení současného postavení, ale mají také některé nedostatky, které prodražují provoz a snižují spolehlivost funkce.

2. RAKETOVÉ POHONNÉ JEDNOTKY

Raketové pohonné jednotky – (RPJ) jsou části konstrukce raket, které vytvářejí při jejich funkci potřebnou hnací sílu, tj. *tah RM*, a to nezávisle na okolním prostředí. Tzn., že jejich funkce je na okolním prostředí nezávislá, tedy nepotřebují na rozdíl od jiných typů reaktivního pohonu vzdušný kyslík (viz náporové, pulsační, turboreaktivní pohonné jednotky).

Základními prvky RPJ jsou RM. Jejich členění v celkové klasifikaci reaktivních motorů je uvedeno na obr. 1.

RPJ soudobých systémů obvykle pracují s *chemickými pohonnými hmotami* jako zdrojem potřebné energie.

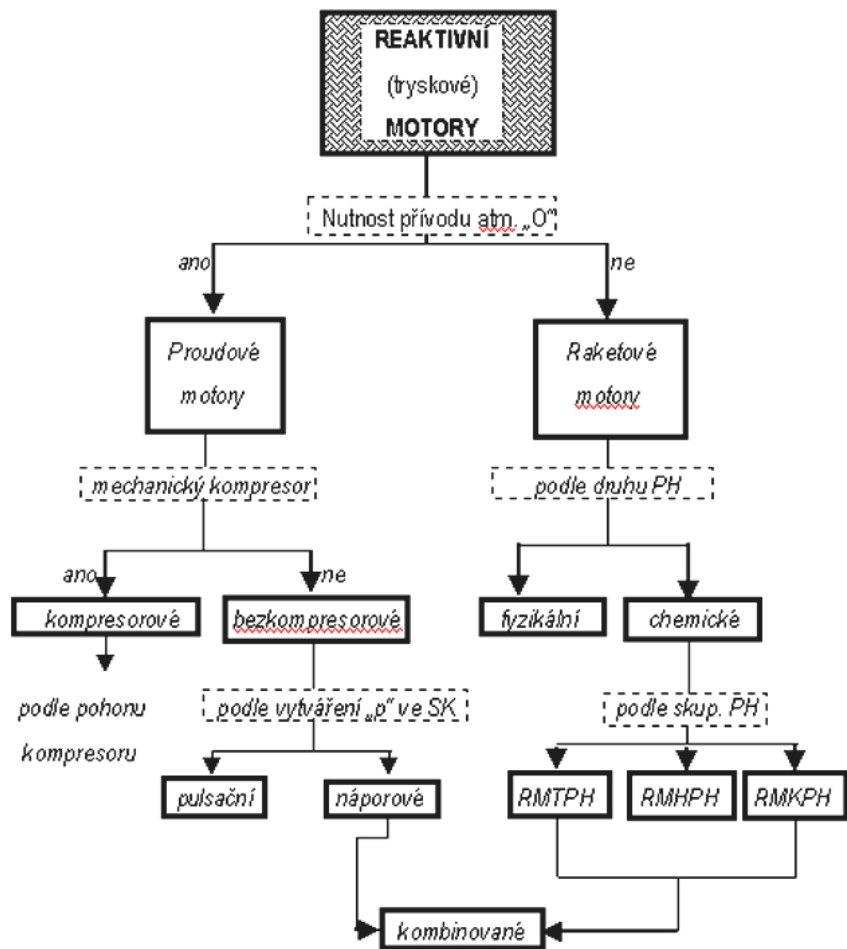
Pohonné hmoty – (PH) používané v RM v závislosti na skupenství PH můžeme rozdělit do tří skupin – viz obr. 2.

Hlavní rozdíly mezi RMTPH a RMKPH jsou v tabulce 1, průběhy termodynamických (stavových veličin) jsou uvedeny na obr. 3.

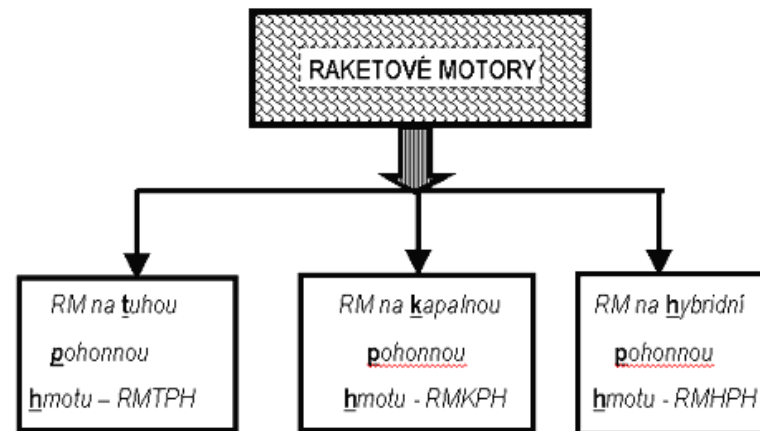
Nadzvuková „*geometrická*“ tryska je v konstrukci RM nezbytnou konstrukční částí. Hlavním úkolem libovolné RPJ je určení časové závislosti pracovního tlaku ve *spalovací komoře – (SK)*, tj. $p = p(t)$ (tlaková křivka – z hlediska vnitřní balistiky RMTPH tzv. *přímá úloha vnitřní balistiky RMTPH*). Z ní pak lze snadno odvodit časovou závislost tahu RM, tj. závislost $F_c = F_c(t)$, daná rovnicí

$$F_c = \frac{2\kappa}{\sqrt{\kappa^2 - 1}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_v}{p} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]^{0,5} A_{KR} p + A_v (p_v - p_{ATMY}), \quad (1)$$

kde κ je adiabatický exponent použité PH, $\frac{p_v}{p}$ je tlakový spád v trysce RM (také expansní poměr), p_v je tlak plynů ve výstupním průřezu trysky RM, p_{ATMY} je atmosférický tlak, A_{KR} je kritický průřez RM, A_v je výstupní průřez trysky RM.



Obr. 1. Klasifikace reaktivních motorů



Obr. 2. Klasifikace RM v závislosti na skupenství PH

Tab. 1

Typ RM	RMTPH	RMKPH
Složky PH rozmístěny	Ve SK RMTPH	V samostatných nádržích mimo SK RMKPH
Ve SK probíhá	Hoření	Rozprašování složek KPH, odpařování, míšení, hoření
Možnosti regulace tahu RM	Změnou velikosti povrchu hoření (dáno geometrií TPH)	V širokém rozmezí (obvykle až 40 % až 140 %)
Ukončení funkce RM	Pyrotechnicky (destrukcí části SK)	Přerušením přívodu složek KPH
Restartování RM	Nemožné	Lze uskutečnit (např. Letecké RMKPH)
Doba funkce RM	Omezená	U turbočerpadlových systémů neomezená, u výtlačných omezená
Konstrukce	Poměrně jednoduchá	Složitá
Životnost	Omezená (vliv stárnutí TPH)	Prakticky neomezená
Pohotovost k použití	Prakticky okamžitá	Vyžaduje čas na přípravu startu
Náklady při stejné úrovni spolehlivosti	Nízké	Vysoké

RMTPH je z hlediska jeho konstrukce nejjednodušším typem pohonné jednotky. Náplň TPH je umístěna přímo ve SK RMTPH.

Průběh tlaku plynů, tj. $p(t)$ ve SK, je závislý na chemickém složení TPH, geometrickém tvaru náplně TPH a počáteční teplotě náplně TPH. Zjednodušeně bez uvážení přechodových dějů a erozivního hoření je možné vyjádřit tlak plynů ve SK RMTPH rovnicí

$$p = \left(\frac{S \rho_{PH} c^* u_{IT}}{A_{KR}} \right)^{\frac{1}{1-\alpha}}, \quad (2)$$

kde S je okamžitá hodnota povrchu hoření náplně TPH, ρ_{PH} je hustota TPH, c^* je charakteristická rychlost použité TPH, která je

$$c^* = \frac{\sqrt{rT}}{\varphi(\kappa)} \text{ a } \varphi(\kappa) = \kappa^{0,5} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}},$$

tzn. funkce adiabatického exponentu,

r je měrná plynová konstanta, T je teplota plynů, u_{IT} je jednotková rychlost hoření náplně TPH

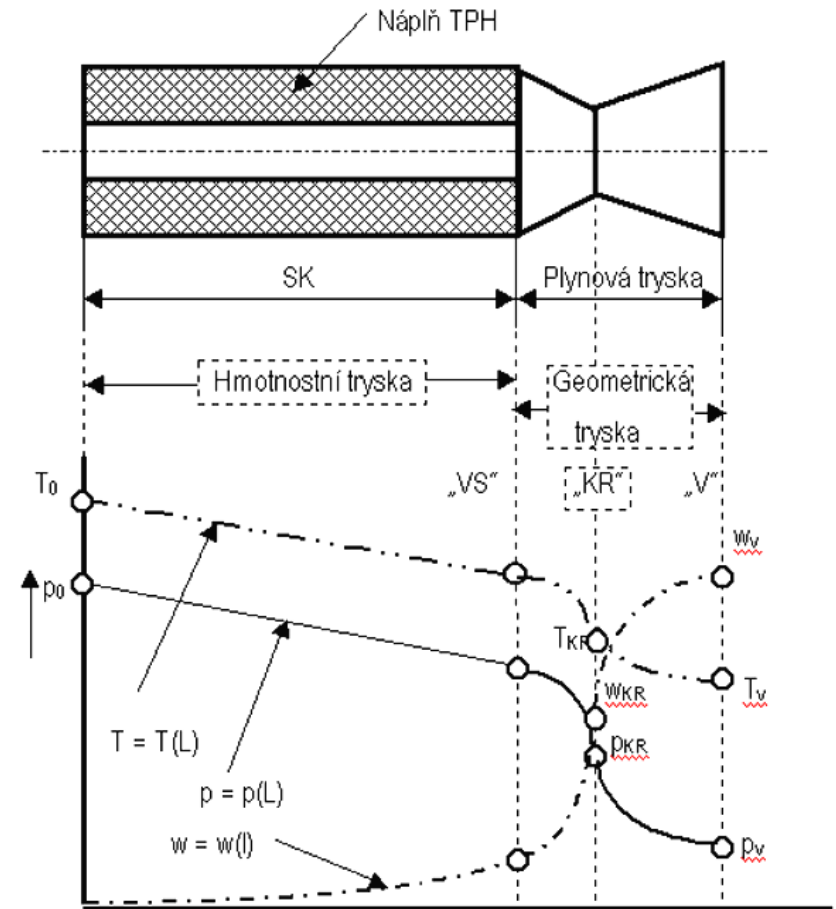
$$(u_{IT} = u_0 \exp[K_T(T_{PH} - T_N)], K_T \approx 0,001 \div 0,005 K^{-1}),$$

T_{PH} je počáteční teplota náplně TPH, T_N je standardní teplota náplně TPH (např. 15°C nebo 288K), K_T je součinitel teplotní citlivosti TPH.

Pro danou TPH a počáteční teplotu náplně TPH může být tlak plynů ve SK RMTPH vyjádřen jednoduchým vztahem, tj.

$$p = \text{kons.} \left(\frac{S}{A_{KR}} \right)^{\frac{1}{1-\alpha}}. \quad (3)$$

Velikost tlaku plynů ve SK RMTPH lze ovlivnit změnou velikosti povrchu hoření náplně TPH – (viz obr. 4) a v některých případech také změnou velikosti kritického průřezu trysky - A_{KR} , zatím co exponent (viz rovnice 3) je 1,25 až 3,33.



Obr. 3. Průběhy termodynamických veličin a) RMTPH

$$\text{Poměr } \frac{S}{A_{KR}} = Z, \text{ tj. „zahrazení“.}$$

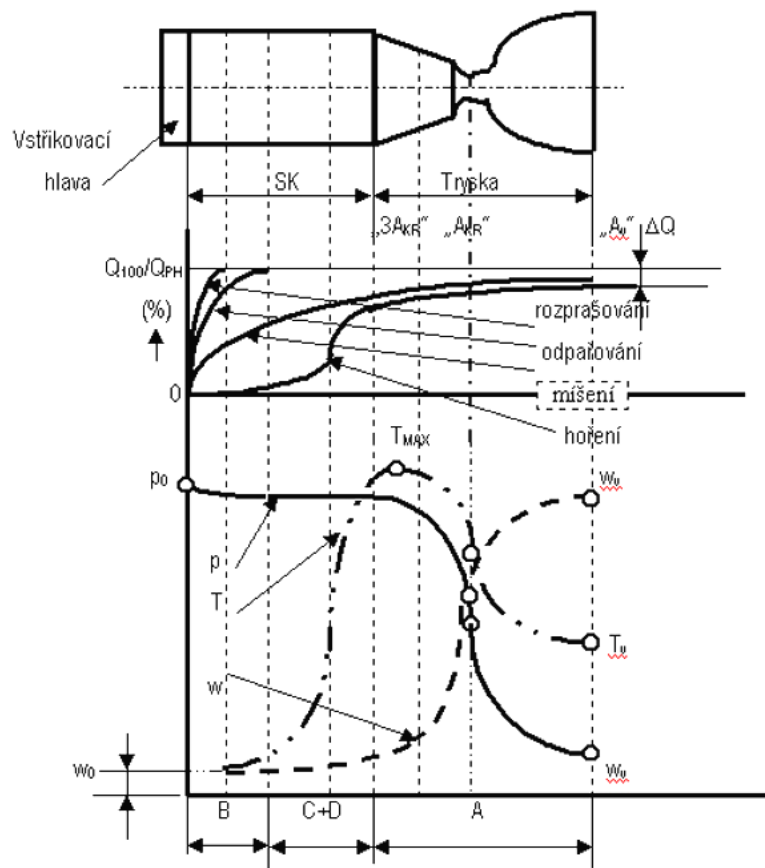
Velmi zjednodušeně (s ohledem na hodnotu exponentu zákona hoření TPH - α) hodnota tlaku ve SK RMTPH může být vyjádřena přibližným vztahem $p = \text{konst.} Z^2$.

Z doposud uvedeného vyplývají požadavky na *jakost* výroby, kdy existence jakékoliv trhlinky v náplni TPH může způsobit i značné změny p , které mohou způsobit i havárii RMPH, jakož i požadavky (lépe omezení) pro jejich použití v RPJ.

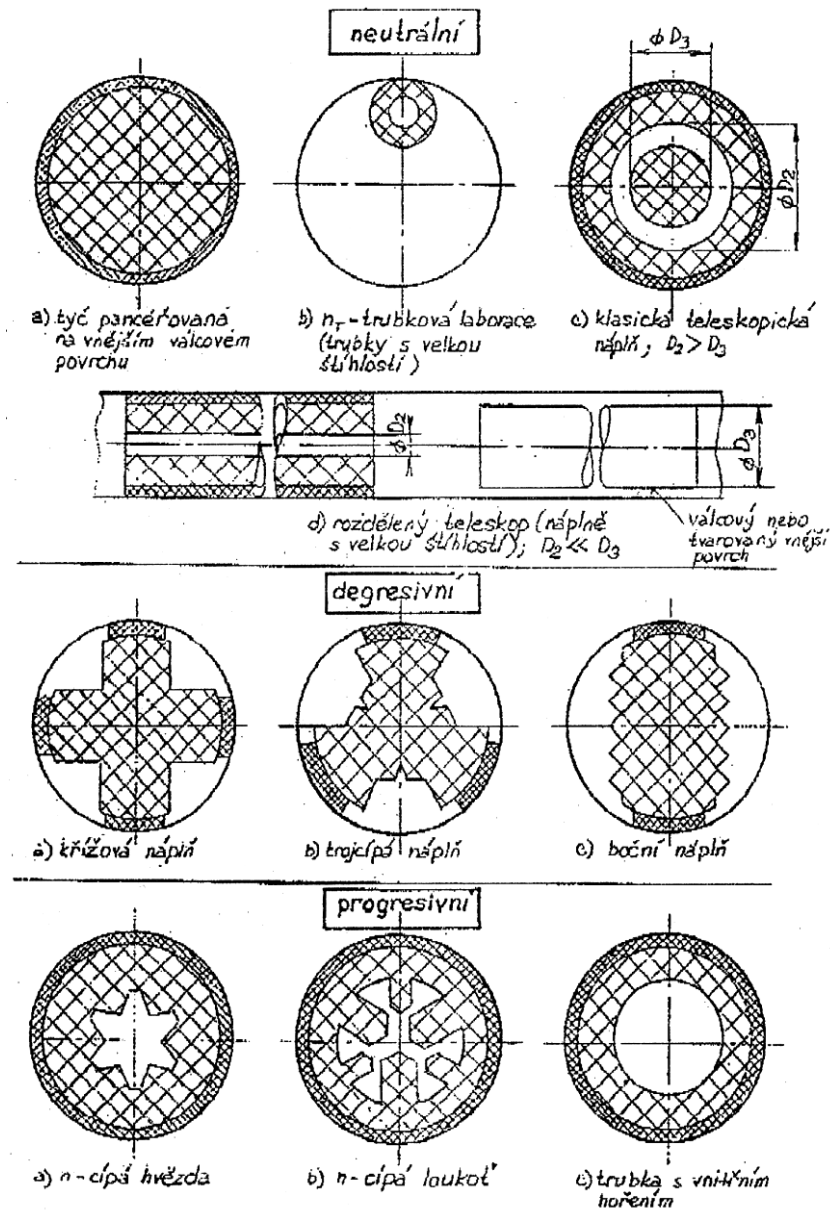
Hlavní přednosti RMPH lze proto definovat takto:

- ✓ jednoduchá a tuhá konstrukce;
- ✓ pohotovost k okamžitému použití,

což umožňuje široké použití RPJ s RMPH zejména u startovacích raketových bloků.



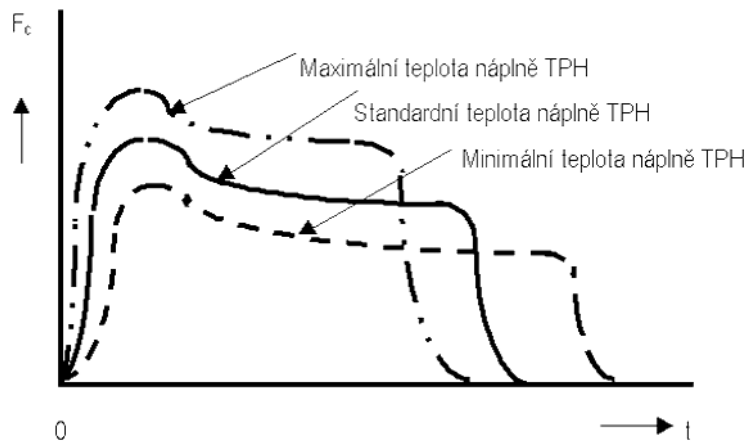
Obr. 3. Průběhy termodynamických veličin b) RMKPH



Obr. 4. Některé typické geometrické tvary náplní TPH

Omezující činitele pro uplatnění RMTPH mohou být:

- ❖ závislost tahu na počáteční teplotě náplně TPH (také na okolní teplotě) (viz obr. 5);
- ❖ omezení životnosti náplně TPH;
- ❖ nemožnost relativně jednoduchého přerušení funkce RMTPH.



Obr. 5. Průběh tahu RMTPH při různých počátečních teplotách náplně TPH (zjednodušený průběh pro neutrálně hořící jednoduchou náplň TPH)

RMKPH jsou konstrukčně složitější. Složky KPH jsou rozmístěny v nádržích mimo SK RMKPH a jsou dopravovány pneumo-hydraulickým systémem dodávky z nádrží raketového stupně (někdy i mimo stupeň) do spalovací komory RM KPH.

K základním přednostem RMKPH řadíme následující:

- ♦ nízká hmotnost;
- ♦ prakticky jsou nezávislé na velikosti tahu a teplotě okolního prostředí;
- ♦ vysoká životnost;
- ♦ možnost snadného přerušení činnosti RMKPH;
- ♦ možnost regulace chodu RMKPH.

S ohledem na složitost konstrukce však obecně klesá spolehlivost systému.

RPJ s RMKPH mají své nezastupitelné místo zejména jako základní pohonné jednotky nosných raket a celé řady kosmických objektů.

3. PŘÍKLADY POUŽITÍ

3.1 TPH požívané pro RPJ s RM TPH nosných raket:

- ❖ heterogenní TPH s krystalickým oxidem křemíku ba bázi chloristanů
- ❖ $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$ AMONIUM DINITRAMIÓB
- ❖ Homogenní TPH pro pomocné účely

3.2 Příklady použití

Příkladná provedení budou promítnuta v závěru přednášky.

Použitá literatura :

- [1] Kusák,J.: Vnitřní balistika raketových motorů na tuhou pohonnou hmotu, Učební texty, Univerzita Pardubice, KTTV, 2001(153 stran)
- [2] Kusák,J.: Kosmické rakety dneška, Hvězdárna Valašské Meziříčí, 1998 (83 stran)
- [3] Martinek, F.: Podklady pro část 3.2 této přednášky, Hvězdárna Valašské Meziříčí, listopad 2002



ASTEROIDY HROZÍ

Ing. Bedřich Růžička, CSc.

Hlášení o průletech asteroidů v blízkosti Země, tzv. NEO (Near-Earth Objects = tělesa na drahách blízkých Zemi), na jaře 2002 a hrozivé předpovědi do budoucna opět zvedly zájem o kosmická tělesa, která zřejmě nejednou naši planetu zasáhla a znamenají pro ni stále nebezpečí dnes i v budoucnosti. A protože se objevily i úvahy o možnostech obrany proti planetkám, pokusili jsme se ocenit obrannou účinnost současných prostředků a způsobů jejich použití.

Z vlastních úvah, podepřených studiem literatury, zvláště pak příspěvků proslovených na konferencích k otázkám možných srážek Země s asteroidy a kometami, vyplývá, že v současné době lze uvažovat o dvou možných způsobech obrany, jimiž jsou:

- ♦ **změna dráhy kosmického tělesa** (zrychlení, zbrzdění, změna sklonu roviny oběžné dráhy)
- ♦ **destrukce kosmického tělesa.**

Vycházíme rovněž ze skutečnosti, že obranné prostředky bude třeba do vesmíru dopravit. K tomuto účelu se až dosud používalo raket a právem se domníváme, že tomu bude stejně i nadále. Raketový nosič zůstane zřejmě důležitou součástí každého obranného komplexu.

Změny dráhy kosmického tělesa lze dosáhnout řízenou srážkou s hlavicí vyslané rakety (i bez účinné náplně) ve směru pohybu (zrychlení) nebo proti směru pohybu planetky (zbrzdění), případně kolmo na rovinu oběžné dráhy (změna sklonu oběžné dráhy). Stejně účinku lze dosáhnout raketovým motorem vneseným s patřičným množstvím pohonné hmoty na povrch asteroidu. Změnu dráhy lze vyvolat také jaderným výbuchem v blízkosti planetoidy.

Vzhledem k velké rychlosti asteroidu (v pericentru dráhy, které leží vesměs v blízkosti Země, je jeho rychlost 32 - 38 km.s⁻¹) nemá smysl snažit se o přímý centrální ráz ve směru jeho pohybu – hlavice rakety o rychlosti max. 8 - 11 km.s⁻¹ by asteroid nedohonila.

Jakýsi úspěch může zaručit ráz proti směru pohybu (vstříčný ráz), anebo ráz příčný. Výpočty dokazují, že ovlivnit dráhu lze jen u malých planetek (do Ø 100 m). Vysvětlení je nasnadě. Jestli je hmotnost hlavice m_1 mnohem menší než hmotnost asteroidu m_2 , pak je vždy změna rychlosti $\Delta v = 0$, neboť kinetická energie dopadající hlavice se zmaří při deformaci obou více či méně dokonale nepružných těles během rázu (pozn.: m_1 u rakety Saturn 5 mohlo být asi 45 až 80 t, kdežto hmotnost planetky o průměru 1 km – což je už těleso s globálním ničivým potenciálem – je m_2 rovno $1,15 \cdot 10^9$ až $1,83 \cdot 10^9$ tun a vzrůstá s třetí mocninou průměru).

Vysadit raketový motor na povrch asteroidu k cíli rovněž nevede. Až dosud nejvýkonnější motory prvního stupně rakety Saturn 5 (celkový tah 35,725 MN, doba funkce 161 s) pohnou poněkud jen malými kosmickými tělesy (tak do Ø 100 m). Problémem navíc by bylo i dopravit RM se zásobou pohonné látky na asteroid. V případě prvního stupně Saturnu 5 (Ø 10 x 42 m, hmotnost 2280 t) by k tomu potřebná nosná raketa musela mít hmotnost 60 000 až 80 000 t. A to nehovoříme o nutnosti zvýšit rychlost užitečného zatížení o 22 až 30 km.s⁻¹, aby bylo možné na planetce měkce přistát. Pokud se podaří něco takového v budoucnu uskutečnit, bude vhodné udělit přírůstek rychlost v apocentru dráhy asteroidu, neboť se zmenší excentricita dráhy a ještě se pericentrum vzdálí od zemské orbity. K takové misi by bylo nutno přistoupit se značným časovým předstihem (roky).

Ani blízký jaderný výbuch nevede vždy k úspěchu. V literatuře se sice dočteme, že jaderný výbuch je provázen mohutnou tlakovou vlnou (a o tu nám jde v první řadě), světelným a tepelným zářením a pronikavou radiací. Právě kvůli radioaktivitě nesmí dojít k explozi v přílišné blízkosti zemského povrchu (jako minimum se uvádí 80 až 100 km). Jenomže v kosmickém vakuu je tlaková vlna vyvolávána pouze zplodinami výbuchu, ty velice rychle expandují a účinek tlaku je omezen jen na bezprostřední okolí epicentra exploze. Významný přírůstek rychlosti je udělen jen tělesům malým, a to ještě použitím jaderné nálože o velkém tritolovém ekvivalentu (např. u NEO o Ø 100 m je $\Delta v = 0,49$ m.s⁻¹ při ekvivalentu 100 kt, u kilometrového NEO je téhož Δv dosaženo až při 100 Mt).

Upozorňujeme ještě na deklaraci VS OSN o zákazu vypouštění zbraní hromadného ničení do kosmického prostoru, schválenou 17. 10. 1963, na níž se někteří odborníci ve svých pracích o NEO odvolávají. Máme za to, že při záchraně Země před hrozící srážkou s kosmickým tělesem by snad porušení této deklarace bylo omluvitelné.

Destrukce má rozdělit asteroid na části menší, které by i v případě dopadu na zemský povrch vyvolaly jen místně omezené škody. Někteří odborníci soudí, že rozbitím planety bychom naši planetu nezachránili. Podle nich by Země byla zasažena větším počtem sice menších těles, nicméně s ještě stále vydatným ničivým potenciálem. V případě použití jaderné nálože navíc i se značnou radioaktivitou. Na druhé straně výsledky získané při podzemních pokusech dokazují, že účinkem jaderného výbuchu je hornina rozpojena na drobné kusy s ojediněle se vyskytujícím nadměrem o velikosti 4 - 6 m, u něhož lze předpokládat značné odpaření při průchodu atmosférou.

Použití konvenční trhavy není reálné. K destrukci kilometrového asteroidu by bylo zapotřebí soustředěné nálože o hmotnosti 26 180 až 104 720 tun (nálož by mohla mít sférický tvar o průměru 31,5 až 50 m).

Jaderná nálož splňuje požadavky velikosti, hmotnosti i účinku. Dopadová energie hlavičky dostičuje pro vnik nejméně do středu kosmického tělesa. Pokud by k destrukci planety mělo dojít v dostatečné vzdálenosti od Země, lze použít nálož o zvýšeném ekvivalentu, což se projeví rozbitím tělesa na drobné částice a poklesem podílu a velikosti nadměru (k dokonalejšímu tříštění přispívá enormní teplota jaderného výbuchu).

V literatuře jsme objevili i další způsoby boje s asteroidy.

Je navrhováno vyslat na povrch planety plutoniový jaderný reaktor, který by postupně měnil materiál asteroidu v páry. Proud odpařené horniny by vytvářel reaktivní sílu využitelnou např. ke změně sklonu oběžné dráhy kosmického tělesa. Informace není natolik podrobná, aby bylo možno navrženou metodu prověřit výpočtem.

Velice podobný je návrh uskutečnit výbuch jaderné nálože v těsné blízkosti planety. Při něm by došlo jednak k působení tlakové vlny od zplodin výbuchu, jednak odpařený materiál planety by vyvolal reaktivní účinek. Ani zde nejsou k dispozici bližší podrobnosti.

V září 2002 se v tisku objevil návrh prof. Burcharda (Oklahoma University) použít k ochraně proti asteroidům rozměrné airbagy o šířce až 1,5 km. Podrobnější informace měly být podány na odborné konferenci NASA v září tr., avšak o jejich uveřejnění nemáme zpráv. O účinku airbagů na asteroid si lze zatím těžko učinit nějakou představu.

Úspěch obrany proti asteroidům je podmíněn také tím, jak přesně budeme znát velikosti těles, jejich počet a dráhy. Od amerického Kongresu dostal tento úkol na starost Národní úřad pro letectví a kosmický prostor (NASA). Ten si určil za cíl do roku 2008 (tj. během deseti let od začátku pozorování) objevit 90 % planetek o \varnothing 1 km a větších, pohybujících se v blízkosti Země a Zemi potenciálně nebezpečných. Na úkolech pracují i skupiny pozorovatelů mimo Spojené státy, např. v Japonsku (projekt BATTERS), ve Velké Británii (Spacewatch UK) i v Evropě (programy ADAS resp. UDAS). Je potěšující, že ve střední Evropě a širokém okolí je nejúspěšnějším pracovištěm s dlouholetou tradicí observatoř na Kleti (jižní Čechy). Veškeré údaje soustřeďuje Jet Propulsion Laboratory v Pasadeně (Kalifornie) a přehledy NEO uveřejňuje od března 2002 na internetové adrese: <http://www.neo.jpl.nasa.gov/risk>.

Třebaže o nebezpečí hrozícím z kosmu málokdo pochybuje, o připravenosti k faktické obraně se dnes ještě hovořit nedá.

Je k dispozici neúplný seznam NEO, několik nepřezkoušených návrhů obranných prostředků a metod jejich použití, pár typů kosmických raket s naprosto nedostatečnou nosnou kapacitou, tony C4 anebo i semtexu a pár dosluhujících jaderných pum.

Dokud se však problematika boje s asteroidy nedostane z oblasti odborné diskuze do politických kruhů a vlády pro ni nevyhradí samostatnou kapitolu ve státním rozpočtu, nedá se o budování obrany proti hrozbě z vesmíru uvažovat. Pokud se tak nestane včas, mohou se věřící leda spolehnout na milost boží a ostatní pokorně očekávat nezávadivý osud dinosaurů.

Literatura:

- Černoch, S.: Strojně technická příručka, 1. díl. Práce, Praha 1947, str.328-332.
- Dlouhý, V.: Atomové výbuchy a průplav. In: Zápisník, řada Z65, 1965, č.3, str.133-136.
- Engel, R.: Analysis of the SS-19 Missile System. In: Military Technology, 1989, č.6.
- Hvězdářská antiročenka, 1997-1998, s.62-71; 1999, s. 27-29; 2001, s.87-88, 110-111.
- Klůna, J.; Hrubý, V.: Technika a vojenství. Naše vojsko, Praha 1989, str. 200-205.
- Nikolajev, M. N.: Snarjad protiv snarjada. Vojenizdat, Moskva 1960, str.111-112.
- Piekalkiewicz, J.: Letecká válka 1939-1945. Mustang, Plzeň 1995, str. 423-424.
- Pokorný, Z.: Zkáza přichází z kosmu. Rovnost, Brno 1996.
- Pokrowski, G. I.: Explosion und Sprengung. B. G. Teubner Verlag, Leipzig 1985, str. 73-74, 87-88, 175-176.
- Sborník: Sovremennaja bojevaja technika. Vojenizdat, Moskva 1956, str. 22-24
- Shubin, O. N. et al.: Nuclear Explosion Near Surface of Asteroids and Comets: Common Description of the Phenomenon. Russian Federal Nuclear Center, All-Russian Institute of Tech. Physics
- Melosh, H. J.: Non-Nuclear Strategies for deflecting Comets and Asteroids. Lunar and Planetary Laboratory, University of Arizona, Tucson (Ariz.)
- Volkov, V. A.; Velichko, I. I.:Substantiation of Required Characteristics of the Space-Rocket-Complex for Interception of Dangerous Space Objects in the System of Earth Protection. State Rocket Centre „Makeyev Design Bureau“, Russia
- Chapline, G.; Howard, M.: On the Possibility of Altering the Trajectories of Asteroids and Planets Using Plutonium Implantation. Lawrence Livermore National Laboratory.

MERCURY 13**Ing. Tomáš Příbyl**

Přesně takto si říkal oddíl žen-kandidátek na astronauty, který sice byl neoficiální, leč skutečně počátkem šedesátých let vznikl a existoval. Název „Mercury 13“ v sobě měl vícero symboliky. Především parafrázoval neoficiální označení prvního „mužského“ oddílu astronautů USA „Mercury 7“. Třináctka (podobně jako sedmička) přitom symbolizovala nejen počet členek (resp. členů) oddílu, ale také „nešťastné znamení“ – kandidátky si byly dobře vědomy faktu, že NASA s ženami pro kosmické lety nepočítá.

Cílem celého projektu bylo původně najít odpověď na otázku, zdali se ženy vyrovnají mužům při přípravě k vesmírným letům. Za celým programem byla Jacqueline „Jackie“ Cochranová, žena nesmírně bohatá a navíc i nadšená pro létání – po druhé světové válce držela přes 200 leteckých rekordů a v roce 1953 se stala první ženou, která dosáhla nadzvukové rychlosti. Cochranová si byla dobře vědoma, že na to, aby se stala astronautkou, už není z nejmladších, ale společně s manželem se snažila otevřít cestu do vesmíru jiným ženám.

Jako první zaplatili příslušné testy a vyšetření už v roce 1960 tehdy 29leté Geraldyn „Jerrie“ Cobbové. Jerrie byla profesionální pilotka z Oklahomy, která létala se svým otcem od dvanácti let. Pilotní licenci získala v den svých 17. narozenin. Držela tři rekordy výškové a rychlostní, byla nositelkou ocenění „Women of the Year 1959 in Aviation“. Nalétáno měla 7000 hodin na 64 různých typech letadel (jen pro srovnání – nejzkušenější z mužských kandidátů John Glenn měl v okamžiku příchodu do oddílu astronautů 5000 hodin, dlužno ovšem podotknouti, že povětšinou na tryskových strojích).

Jerrie Cobbová absolvovala během pěti dnů celkem 87 testů a vyšetření. Toto byla tzv. Phase One (První fáze), následovala Phase Two (Druhá fáze) ve Veterans' Administration Hospital. Tady už šlo především o psychologické a psychiatrické testy. Mezi nimi byla i tzv. psí lázeň – zkoumaná osoba byla v rámci tohoto testu umístěna do bazénu ve zvukotěsné a světlotěsné komoře bez zápachu.

Voda přitom měla stejnou teplotu jako lidské tělo. Takovýto pobyt je už po krátké chvíli nesmírně náročný na psychiku člověka – smysly nepředávají mozku žádné informace, a ten začíná být dezorientovaný. Když ovšem Cobbová po deseti hodinách „psí lázeň“ opustila, nejevila nejmenší známky paniky nebo zmatenosti.

Třetí zastávka na její vysněné cestě ke hvězdám (ovšem stále šlo o součást Phase Two) byla na základně Naval Air Station (Pensacola, stát Florida). Zde následovala další psychologická a lékařská vyšetření – centrifuga, plavání apod. A výsledek všech testů? Vynikající.

Po úspěchu Cobbové hodlala nadšená Cochranová pozvat k podobným testům dalších 25 žen-pilotek. Tento plán se nakonec neuskutečnil, testy ale podstoupilo dalších 12 žen a dívek (včetně Jerrie Cobbové jich tedy bylo třináct – proto Mercury 13). Je zajímavé, že zkouškami procházely po jedné, maximálně po dvou. Dlouhé roky se nesetkaly – poprvé až v roce 1994 (!), kdy se jich v Oklahoma City sešlo hned devět!

A kdo byly tyto ženy, které si také říkaly FLAT (Fellow Lady Astronaut Trainees – volně přeloženo „přidružené kandidátky na astronauty“)?

- Irene Leverton
- Mary Wallance „Wally“ Funk II
- Gene Nora Stumbough
- Myrtle Cagle
- dvojčata Marion a Jane Dietrichovy
- Rhea Allison
- Geraldine Sloan Truhill
- Jane Hart
- Bernice Steadman
- Sarah Gorelick

Mnoho z nich bylo z vojenské služby Women Air Force Service Pilots, WASPs. Tato zkratka je přitom zároveň slovní hříčkou, neboť „wasp“ znamená v angličtině „vosá“.

Bez zajímavosti není ani skutečnost, že NASA vážně zvažovala využití žen-astronautek. Ženy např. vážily méně než muži – a v počátcích kosmonautiky byl každý ušetřený kilogram dobrý.

Stejně tak pro let potřebovaly méně kyslíku a potravin (další uspořené kilogramy nákladu). V mnoha testech prokázaly i větší výdrž než muži.

Krátce po úspěšných testech se Jerrie Cobbová sešla v Tulse s administrátorem NASA Jamesem Webbem, který ji oficiálně a veřejně představil jako „konzultantku“. Už se svolením NASA se pak měla celá dvanáctičlenná skupina podrobit testům v rámci Phase Two v Pensacole. Ovšem pouhé dva dny před začátkem akce byla tato odvolána s tím, že NASA už více nemá zájem o tyto kandidátky. Bez jediného slova vysvětlení.

Následující roky se pak nesou ve znamení lobbování žen za přijetí do oddílu astronautů na straně jedné a vytrvalého odmítání na straně druhé. Po zrušení pensacolských testů v polovině roku 1961 odcestovaly Jerrie Cobbová a Jane Hartová do Washingtonu D.C., kde se pokusily zvrátit situaci u tehdejšího viceprezidenta Lyndona B. Johnsona. Slavily úspěch (alespoň částečný), neboť ten nařídil Kongresu USA celou záležitostí se zabývat. Obě ženy dokonce mohly v červenci 1962 vystoupit před vědeckým výborem Sněmovny reprezentantů. Obvinily NASA, že chce výhradně piloty tryskových letadel, čímž vytváří pro ženy umělou bariéru. Navíc upozornily, že ze sedmi mužských kandidátů nemají dva (Glenn a Carpenter) vědecký titul (což totiž byla jedna z oficiálních podmínek NASA).

Právě John Glenn coby první americký astronaut byl vyslán do Sněmovny reprezentantů, aby hájil „zájmy“ NASA. Mj. prohlásil, že kdyby byly ženy dostatečně kvalifikované, NASA by je bezpochyby akceptovala. Uvedl taky, že absence žen mezi zkušebními piloty a kandidáty na astronauty je obrazem současného stavu života americké společnosti. Mluví NASA jej v těchto výrociích podpořil, když prohlásil, že „let ženy do vesmíru není národním cílem Spojených států, tím je let na Měsíc“. Kongres USA nakonec odmítl jakkoliv „přitlačit“ NASA a nechal celou záležitost plně v její kompetenci.

Přestože se po triumfálním letu Valentiny Těreškovové v červnu 1963 snesla na hlavu NASA další vlna kritiky, velmi rychle skončila. Let americké ženy do vesmíru prostě nebyl v této době žádoucí. Jak to vysvětluje i legendární letový ředitel Gene Kranz:

„Kdybychom ztratili ženu při kosmickém letu jen proto, že jsme ji poslali raději než muže, asi bychom byli veřejně vykastrováni.“

Ženy z oddílu Mercury-13 se rozešly do všech koutů světa. Některé se se svým hvězdným snem rozloučily rychleji, jiné se jej nevzdaly dodnes. Dnešních dnů už se nedožila iniciátorka celé akce – Jacqueline Cochranová zemřela v roce 1980. Stejně tak se dnešních dnů nedožily ani tři kandidátky Mercury-13 (Marion Dietrichová, Jean Hixsonová a Jerry Truhillová).

Bezespornu nejznámější členka výběru Jerrie Cobbová odešla po smrti svého manžela do Jižní Ameriky, kde zajišťovala leteckou dopravu pro misie. Její obětavá činnost jí vynesla prestižní Harmon Trophy od amerického prezidenta Nixona. Další ocenění sbírala od vlád a institucí celého světa. Časopis Life ji označil za jednu z nejdůležitějších osob nastupující generace. V roce 1981 byla dokonce nominována na Nobelovu cenu za mír.

Další z kandidátek Wally Funková se pyšnila tím, že měla prakticky ve všech testech lepší výsledky než John Glenn (který ostatně většině žen z Mercury-13 za svá vystoupení před vědeckým výborem Sněmovny reprezentantů ležel v žaludku). Stala se první ženskou inspektorkou v FAA a posléze v tomto úřadu zastávala i další funkce, v nichž se mohla pyšnit titulem „první žena v historii“.

Ani Cobbová ani Funková se svého hvězdného snu nevzdaly dodnes. Funková před několika lety podepsala smlouvu se společností Zegrahm Space Voyages, podle níž se v roce 2002 měla vydat na několikadenní kosmickou misi při premiérovém startu nové šestimístné lodi pro turisty. Stavba šestimístné kabiny je ale stále v nedohlednu...

Cobbová („Kdybych žila v Rusku, byla bych první ženou ve vesmíru já.“) o místo v kosmické lodi bojuje ještě vehementněji. Založila „Jerrie Cobb Foundation“ – nadaci na podporu svých „kosmických“ aktivit. Začala lobbovat na nejvyšších místech, několikrát se sešla s bývalým administrátorem NASA Danielem Goldinem i s bývalou první dámou USA Hilliary Clintonovou. Na svou podporu získala veřejné mínění i několik vlivných senátorů a kongresmanů. Velmi aktivní byla především v době, kdy se do vesmíru vracel ve věku 77 let John Glenn. Bohužel neúspěšně. Dnes je jí 71 let a sen o cestě do vesmíru se s každým novým dnem nenávratně vzdaluje.

Velmi trefně dlouholeté odmítání žen mezi astronauty komentovala jedna z kandidátek Mercury-13 Jane Hartová, když se byla v červenci 1999 podívat na start raketoplánu Columbia STS-93, který poprvé v historii pilotovala žena – Eileen Collinsová. „Není pravda, že jsme ušly velký kus cesty. My jsme tu byly připravené stále – velký kus cesty musela ujit NASA.“

PS: Informace o projektu Mercury 13 lze nalézt např. na <http://www.mercury13.com/>



Geraldine Sloan Truhill a Geraldine „Jerrie“ Cobbová

STS, ISS A NEBESKÁ MECHANIKA

Mgr. Antonín Vítek, CSc.

Kde najdeme dráhové elementy ISS

<http://www.spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/orbit/ISS/SVPOST.html>

Elementy jsou mj. zobrazeny jako tzv. dvouřádkové elementy (TLE - Two Line Elements) – viz strana 33.

Základní vztahy a konstanty

Gravitační parametr Země $\mu = 398601,2035$

Rovníkový poloměr Země $R_Z = 6378,16$ km

První koeficient rozvoje geopotenciálu Země $J_2 = 1,08248 \times 10^{-3}$

Přepočít středního denního pohybu n (oběhů/den) na periodu P (min):

$$P = 1440/n$$

Přepočít periody P (min) na velkou poloosu a (km):

$$a = (((P \cdot 60)/(2 \cdot \pi))^2 \cdot \mu)^{(1/3)}$$

Výška perigea nad „kulovou Zemí“: $h_P = a \cdot (1 - e)$

Výška apogea nad „kulovou Zemí“: $h_A = a \cdot (1 + e)$

Parametr dráhy: $p = a \cdot (1 - e^2)$

Okamžik startu raketoplánu k ISS

Optimální okamžik vzletu nastává krátce (přibližně 3 až 4 minuty) před tím, než rovina oběžné dráhy stanice ISS projde místem startu. Není přitom rozhodující, kde nad zeměkoulí se v daném okamžiku nachází samotná stanice. Rovina dráhy se vůči zemskému povrchu pohybuje skládáním dvou pohybů a to:

- 1) rotací Země kolem osy; ta se otočí (vůči hvězdám) jednou za jeden hvězdný den, tj. za 23 h 56 min 04 s;
- 2) stáčením uzlové přímky roviny dráhy působením zploštění Země. Rychlost tohoto stáčení (změna rektascenze výstupního uzlu) v prvním přiblížení činí

$$d\Omega/dt = -(3/2) \cdot (J_2/(p/R_Z)^2 \cdot \cos i) \cdot n$$

Struktura TLE

```

!>Číslo řádku 1
!>Katalogové číslo (USSPACECOM)
!>Stupeň utajení (U znamená veřejně přístupná data)
!>Mezinárodní označení objektu (COSPAR)
!>Epocha - poslední dvojcíslí letopočtu
!>Epocha - den v roce
!>Epocha - zlomek den
!>Znaménko 1. derivace dle času
!>1. derivace
!>Znaménko 2. derivace dle času
!>2. derivace
!>Znaménko exponentu
!>Exponent 2. derivace
!>Znaménko balistického koef.
!>Ballistický koef.
!>Znaménko exponentu
!>Exponent bal.k.
!>Typ efemerid
!>Poř. číslo řádku
!>Kontrolní součet

1 25107U 97082D 98151.26839894 -.00007632 00000-0 -27359-2 0 1321 = řádek 1
2 25107 086.3970 282.3520 0003565 065.4476 294.7132 14.34205441 23251 = řádek 2
1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890

!>Incl RAAAN ECC AOP MA RPD
!>Sklon dráhy !>Rektascenze výstupního uzlu !>Argument perigea !>Excentricita, čísla za desetinnou čárkou !>Střední anomálie
!>Střední denní pohyb (oběhů/den)
!>Číslo oběhu - epocha
!>Katalogové číslo (USSPACECOM)
!>Číslo řádku 2

```

Vzhledem k tomu, že excentricita dráhy ISS je zanedbatelně malá (řádu 10^{-3}), můžeme za parametr dráhy p dosadit poloosu dráhy (tedy průměrnou výšku dráhy stanice zvětšenou o poloměr Země). Sklon dráhy i je roven $51,6^\circ$, střední denní pohyb n buď vezmeme z aktuálních TLE. Můžeme (pro přibližný výpočet) vzít „průměrnou hodnotu“ n , která je rovna 15,6 oběhů/den. Po vyhodnocení vzorce dostaneme hodnotu, která činí přibližně 5° /den. Těchto 5° odpovídá 20 minutám. Další 4 minuty musíme přidat na denní posun jarního bodu (k němuž je vztažena orientace dráhy v prostoru - je to rozdíl mezi trváním slunečního a hvězdného dne).

Znamená to, že okamžik průchodu roviny dráhy určitým (libovolným) bodem na zemském povrchu (a tedy i místem startu) se posouvá každodenně o 24 minut k dřívějšímu času.

K přesnému výpočtu okamžiku průchodu dráhy místem startu bychom potřebovali ještě znát hvězdný čas a spočítat ze sférického trojúhelníku, jaká musí být zeměpisná délka výstupního uzlu, aby rovina procházela místem startu. Dostaneme tak rovnici o jedné neznámé, kde neznámou je čas.

Setkávací manévry raketoplánu

Schéma stíhání stanice ISS raketoplánem vychází z aplikace několika na sebe navazujících kvazihohmannových elips. Na rozdíl od meziplanetárních přeletů, kdy jako přeletová dráha mezi dráhou výchozí planety (Země) a cílové planety je (přibližně) půlelipsa, raketoplán mezi jednotlivými motorickými manévry vykoná buď celistvý počet oběhů, nebo $i + 0,5$ oběhu.

Manévry se provádějí vždy buď v blízkosti perigea (zvýšení apogea), nebo v blízkosti apogea (zvýšení perigea). To vede k neoptimálnějšímu využití pohonných látek. Neuvažujeme zde korekční manévry, vykonávané v závěrečném stíhacím přeletu po manévru Ti.

Obvyklé schéma vypadá následujícím způsobem:

Manévr OMS-2 - přechod ze suborbitální dráhy v jejím apogeu na výchozí dráhu. Motorický manévr je tím menší, čím vzdálenější je stanice. Tím se dosáhne co nejrychlejšího snížení úhlové vzdálenosti raketoplánu od stanice.

Manévr NC-1 - obvykle dělán ke konci prvního dne letu před zahájením odpočinku. Koriguje rychlost přiblížování.

Manévry NC-2 a NC-3 - druhý den letu dopoledne a odpoledne (z hlediska pracovního dne osádky raketoplánu). Postupné snižování vzájemné úhlové rychlosti.

Manévr NPC (Nominal Plane Change) - změna sklonu roviny dráhy. Jediný ne-hohmannovský manévr, kompenzuje odchylnost rovin oběžných drah. Provádí se v bodě, kde se roviny dráhy raketoplánu a stanice protínají. Bývá vsunut mezi NC-2 a NC-3 nebo NC-3 a NC-4.

Manévr NH (Nominal Height) - třetí den letu ráno, přechod na téměř kruhovou dráhu cca. 5 až 6 km pod stanicí. To je „bezpečný“ rozdíl výšek pro případ nutnosti přerušení setkání v režimu vzdáleného letu, a přitom co nejvyšší dráha.

Manévr NC-4 - definitivní přechod na téměř kruhovou dráhu pod stanicí.

Manévr Ti (Terminal Initiate) - přechod na kvazihohmannovskou dráhu, končící v bodě těsně (cca 180 metrů) pod stanicí.

Brzdicí manévry (několik postupných manévrů, obvykle 4 až 5) pro vyrovnání rychlostí se stanicí.

Závěrečné přiblížování, metody R-bar a V-bar.



Příklad (STS-111)

IMPULSIVE TIG (GMT)	M50 DVx (FPS)	LVLH DVx (FPS)	DVmag (FPS)
IMPULSIVE TIG (MET)	M50 DVy (FPS)	LVLH DVy (FPS)	Invar Sph HA
DT	M50 DVz (FPS)	LVLH DVz (FPS)	Invar Sph HP
157/00:58:16.196	104.9	171.4	171.4
000/03:35:27.224	18.1	-0.0	181.2
000/00:01:52.379	-134.3	-0.1	125.7
157/14:29:55.731	4.9	8.0	8.0
000/17:07:06.759	0.9	-0.0	185.2
000/00:00:12.401	-6.3	-0.0	126.0
157/15:10:16.999	-1.0	-0.0	1.3
000/17:47:28.028	-0.3	1.3	185.1
000/00:00:05.597	-0.8	0.0	126.0
157/23:31:27.715	27.2	44.9	44.9
001/02:08:38.744	5.3	-0.0	210.9
000/00:00:31.157	-35.3	0.0	125.8
158/12:24:32.053	-74.9	129.8	129.8
001/15:01:43.082	-31.2	0.0	211.5
000/00:01:24.424	101.4	0.1	198.5
158/13:56:56.200	-5.3	9.5	9.5
001/16:34:07.229	-2.2	-0.2	212.1
000/00:00:14.458	7.5	-0.2	202.5
158/15:13:48.443	-1.7	2.2	2.5
001/17:50:59.471	0.7	0.1	212.1
000/00:00:10.942	1.8	1.2	203.7
166/16:11:55.471	-0.0	-3.0	3.0
009/18:49:06.500	2.5	-0.0	212.9
000/00:00:12.999	1.6	0.0	210.0



Epocha	T	i	P	h[P]	h[A]	Pozn.
02-06-05.92	G	51.64°	87.38 min	53 km	236 km	
02-06-05.92	G	51.63°	88.40 min	155 km	235 km	
02-06-05.93	G	51.63°	88.46 min	159 km	238 km	
02-06-06.01	G	51.64°	90.18 min	233 km	334 km	
02-06-06.82	G	51.63°	90.24 min	234 km	339 km	
02-06-06.95	G	51.63°	90.76 min	233 km	390 km	
02-06-07.52	G	51.63°	92.13 min	369 km	389 km	
02-06-07.77	G	51.63°	92.27 min	382 km	390 km	
02-06-11.38	G	51.63°	92.29 min	383 km	391 km	
02-06-12.63	G	51.64°	92.32 min	385 km	392 km	
02-06-14.75	G	51.63°	92.45 min	390 km	390 km	
02-06-15.72	G	51.63°	91.91 min	345 km	392 km	
02-06-16.61	G	51.63°	91.92 min	348 km	390 km	Korekce dráhy.
02-06-19.25	G	51.63°	91.90 min	348 km	388 km	

MARS CÍLEM KOSMICKÉ FLOTILY

Ing. Tomáš Příbýl

Opakované vzestupy a pády. Takto by se velmi stručně dala charakterizovat situace kolem průzkumu „rudé planety“. Fantastické úspěchy a zájem veřejnosti střídají nezdary kosmických sond a následné otázky veřejnosti, zdali má vůbec smysl „vyhazovat“ peníze za meziplanetární lety, když zde na Zemi je spousta akutnějších problémů.

Úspěchy a nezdary

Naši výpravu do budoucnosti průzkumu Marsu začneme v historii. V případě pionýrských sovětských či amerických průzkumných automatů šlo především o snahy získávat další a další prvenství v pomyslných „kosmických závodech“, nikoliv o nějaký komplexnější, dlouhodobý a systematický průzkum. Každá nově zjištěná informace byla pro vědce obrovským přínosem a posunem hranice vědění.

První komplexní průzkum byl proveden až ve druhé polovině sedmdesátých let pomocí dvojice amerických automatických stanic Viking (každá přitom měla orbitální i přistávací modul). Následovalo desetiletí klidu a sovětská dvojice sond Fobos, která měla zkoumat nejen „rudou planetu“, ale také její stejnojmenný měsíc.

Obě se ale pro technické nedostatky odmlčely dříve, než stačily svůj největší úkol splnit (to ale neznamená, že by jejich mise byla zcela nevydařená – před svým selháním odeslaly množství zajímavých údajů).

V roce 1992 se s velkou slávou pokusila ke čtvrté planetě našeho slunečního systému vrátit americká NASA se sondou Mars Observer. Mohutná stanice za úctyhodných 980 milionů dolarů měla provádět dlouhodobé sledování planety a její atmosféry přímo z oběžné dráhy. Celou velkolepou výpravu ale zhatila drobná závada – několik hodin před zážehem hlavního motoru a navedením na oběžnou dráhu kolem Marsu začal proces zvyšování tlaku v nádržích, přičemž jeden z ventilů toto nevydržel. Následně vpustil něco okysličovačla do nádrže s palivem a vzhledem k tomu, že šlo o samozážehové pohonné hmoty, následná exploze byla neodvratná.

Rusko mělo v devadesátých letech velkolepé plány, ale špatná hospodářská situace neumožnila spoustu záměrů realizovat – např. vysazení stokilogramového vozidla Marsochod. Jedna sonda ale zůstala zachovaná – velkolepá výprava Mars-96. Orbitální modul, dvě výsadkové aparatury a dvojice penetrátorů (zařízení, která měla být svržena z oběžné dráhy, přičemž měly vydržet průlet atmosférou i následující tvrdé přistání na povrchu). Jenomže čtvrtý stupeň jinak spolehlivé rakety Proton vypověděl službu a mise sondy skončila nikoliv u Marsu, ale v hustých vrstvách zemské atmosféry.

Po několika nezdarech přinesl výrazné úspěchy rok 1997. Nejprve v červenci přistála na povrchu Marsu poměrně jednoduchá sonda Mars Pathfinder, která na své palubě nesla vozítko Sojourner. Ačkoliv mělo velikost zhruba větší krabice (63 x 48 x 28 cm), předalo na Zemi spoustu zajímavých informací. A vzhledem k tomu, že záběry malého robotka na povrchu planety naplnily televizní zpravodajství a stránky novin i časopisů, zvedl se zájem veřejnosti o průzkum Marsu. Tento byl podtržen i následným úspěchem orbitální sondy Mars Global Surveyor. Zdálo se, že průzkum Marsu dostává zelenou: NASA získala velké množství finančních prostředků na další lety.

Každé dva roky se počítalo se startem jedné orbitální a jedné výsadkové sondy. Měla se zvyšovat náročnost expedic tak, aby bylo už v roce 2005 možné provést odběr vzorků hornin v automatickém režimu... Jenomže následovalo tvrdé vystřízlivění – hned následující dvojice sond v roce 1999 (Mars Climate Orbiter a Mars Polar Lander) byla ztracena při přiletu k cíli. Orbitální sonda shořela v martovské atmosféře vinou navigační chyby, přistávací sonda se nezdařilo hladké dosednutí v cílové oblasti.

Také třetí automat určený k přiletu k Marsu v roce 1998 – japonská stanice Nozomi – neměl úspěch. Tedy, alespoň prozatím. Při manévrování v soustavě Země-Měsíc spotřebovala příliš velké množství cenných pohonných látek, proto se vědci řídící její let rozhodli odložit navedení na oběžnou dráhu Marsu o celé čtyři roky. V roce 2003 by měly být příhodnější podmínky pro uskutečnění brzděného manévru, který si tak vyžádá méně pohonných látek.

Zatím poslední realizovanou výpravou k „rudé planetě“ se tak stala v roce 2001 americká družice Mars Odyssey 2001 (název vznikl parafrází slavné knihy A. C. Clarka, jenž k tomuto pojmenování sondy osobně svolil). Na rozdíl od mnoha předchozích misí byla úspěšně navedena na oběžnou dráhu cílové planety a nyní zde plní stanovené úkoly.

2003: Tři sondy

Rok 2003 by měl přinést trojici automatů. Především půjde o dvě identická průzkumná vozítka MER-A a -B (Mars Exploration Rover). Každé z nich odstartuje na palubě vlastní nosné rakety, přičemž NASA se snaží minimalizovat veškerá rizika s misí spojená mj. i tím, že pro provedení přistávacího manévru se rozhodla zvolit „airbagovou“ metodu použitou již v projektu Mars Pathfinder. Po průletu hustými vrstvami atmosféry bude odhozen brzdící štít a výsadková aparatura začne sestupovat na padáku. Těsně nad povrchem pak dojde k nafouknutí vzduchových vaků a krátkému zážehu motorů na TPH, které sníží rychlost dopadu na minimum. Vlastní modul pak dopadne nízkou rychlostí bezpečně uložený mezi nafouknutými vaky – airbasy. Vozidla budou na první pohled připomínat několik let starý Sojourner, ale budou mnohem větší, autonomní a s delší životností.

Druhá výprava v roce 2003 bude vlastně jakousi „dvojmisí“. Ruská raketa Sojuz má do kosmu vynést evropskou sondu Mars Express, k níž bude připojeno i výsadkové pouzdro Beagle-2. Jejich úspěch či neúspěch může výrazným způsobem ovlivnit podíl Evropy na dalších plánech průzkumu Marsu, kde by měla hrát klíčovou roli.

2005: Průzkum pokračuje

Tento rok bude z hlediska výzkumu Marsu krapet „slabší“. Pokud se nestane nic mimořádného (odklad startů předešlých apod.), bude nás čekat jen vypuštění americké sondy Mars Reconnaissance Orbiter, která by měla být schopna pořizovat snímky s rozlišením až dvacetimetrových objektů. Mimo této kamery ponese čtveřici dalších přístrojů (dva z nich už byly na neúspěšných sondách Mars Observer a Mars Climate Orbiter).

2007: Další vozidlo

Výrazně bohatší bude další „startovní okno“ o dva roky později – není divu, blíží se termín předpokládané mise spojené s návratem hornin (2011) a je potřeba odzkoušet klíčové technologie. NASA připravuje výsadkový modul pro přesné přistání, který bude schopen v závěrečné fázi letu manévrovat a v případě potřeby se „vyhnout“ překážkám. Bude tedy vyžadovat určitou dávku „umělé inteligence“ – schopnost nebezpečí detekovat a vyhnout se mu. Výsadkový modul bude schopen dopravit na povrch cílové planety až 100 kilogramů užitečného zařízení. Start této výpravy zajistí raketa třídy Delta-4.

Italská kosmická agentura ASI by měla dodat ke startu v tomto roce komunikační družici, která bude několik let kroužit na oběžné dráze Marsu. Ta by měla pomáhat při zajišťování spojení se zařízeními na povrchu planety v průběhu následujících nejméně deseti let.

A také francouzská kosmická agentura CNES hodlá využít startovací okno v roce 2007 k vypuštění vlastní sondy Netlander. Ta bude nejprve navedena na oběžnou dráhu Marsu, přičemž nepoužije pouze své vlastní motory, ale také tepelného štítu, kterým zbrzdí o husté vrstvy atmosféry. Postupně vysadí na povrch planety čtveřici přistávacích zařízení. Mateřská sekce bude poté v kosmu provádět manévry, při nichž bude simulovat zachycení kontejneru se vzorky vystřelenými z povrchu planety.

2009: Zatím s otazníky

Pro toto startovací okno existují zatím jen předběžné návrhy – bude se jednat o jakési „mezidobí“ mezi předcházejícími ověřovacími misemi a následným pokusem o odběr vzorků hornin. Předběžně se počítá s družicovou stanicí vyrobenou společně NASA a ASI, ale podrobnější informace zatím nejsou k dispozici.

2011: Návrat vzorků

Mise, která má završit jednu etapu v průzkumu Marsu. Nejméně dvě rakety třídy Delta-4 dopraví do vesmíru přistávací platformu (odzkoušenou v roce 2007), velké automatické vozítko, raketu pro dopravu vzorků z povrchu planety na oběžnou dráhu a stanici, která tyto vzorky zachytí a odešle k Zemi. Většinu komponentů má dodat NASA, posledně jmenovaná součást bude vyrobena pod patronací CNES.