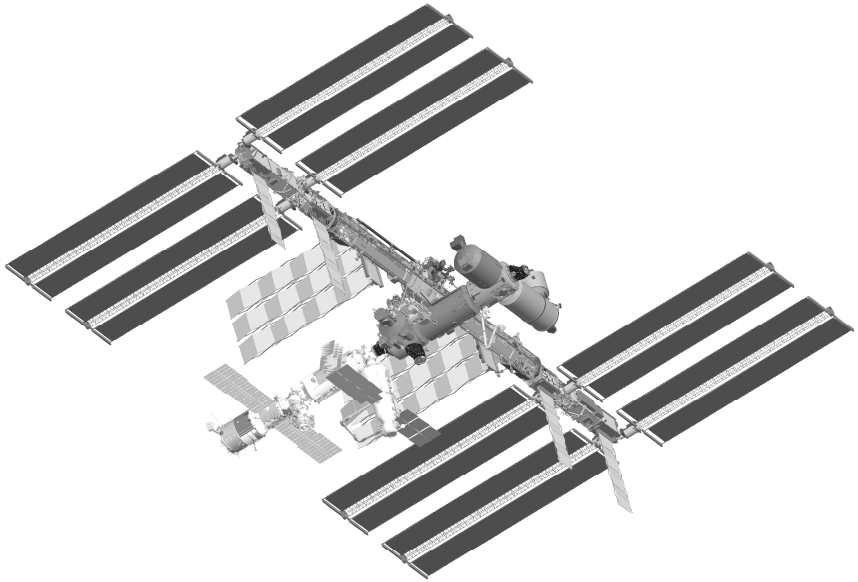
Sylaby přednášek ze semináře

KOSMONAUTIKA
A RAKETOVÁ TECHNIKA



Hvězdárna Valašské Meziříčí
24. až 26. listopadu 2006

Program semináře:

Pátek 24. listopadu

16:30 až 17:45
PROJEKTY HLAVNÍHO KONSTRUKTÉRA
Přednáší Mgr. Jiří Kroulík

18:00 až 19:30
MERCURY A GEMINI – PLÁNY A REALITA
Přednáší Ing. Tomáš Přibyl

Sobota 25. listopadu

08:30 až 10:00
ČESKÁ KOSMICKÁ KANCELÁŘ A ČESKÁ KOSMONAUTIKA
Přednáší Ing. Jan Kolář, CSc.

10:15 až 11:45
BALISTICKÁ ODOLNOST OBJEKTŮ V KOSMICKÉM PROSTORU
Přednáší Prof. Ing. Jan Kusák, CSc.

13:30 až 15:00
VI. sněm Valašské astronomické společnosti

15:00 až 16:30
JAK LÉTAJÍ MEZIKONTINENTÁLNÍ BALISTICKÉ RAKETY
Přednáší Ing. Bedřich Růžička, CSc.

16:45 až 18:15
MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2005-2006 – I. část
Přednáší Mgr. Antonín Vítek, CSc.

Neděle 26. listopadu

08:30 až 10:00
MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2005-2006 – II. část
Přednáší Mgr. Antonín Vítek, CSc.

10:15 až 11:30
KOSMICKÉ SONDY – PLÁNY DO BUDOUCNA
Přednáší František Martinek

Na uspořádání semináře se podílejí:

Hvězdárna Valašské Meziříčí
http://www.astrovm.cz

Valašská astronomická společnost
http://vas.astrovm.cz

Kosmo Klub
http://klub.kosmo.cz

Hvězdárna Valašské Meziříčí
Vsetínská 78
757 01 Valašské Meziříčí
Telefon/fax: 571 611 928
e-mail: info@astrovm.cz
http://www.astrovm.cz
K tisku připravil: František Martinek
fmartinek@astrovm.cz
Tisk: Hvězdárna Valašské Meziříčí

PROJEKTY HLAVNÍHO KONSTRUKTÉRA

S. P. Koroljov *12. 1. 1907 (30. 12. 1906) +14. 1. 1966

Mgr. Jiří Kroulík

Projekty letadel a raket

Zhruba 12 let S. P. Koroljov navrhoval kluzáky a motorová letadla (první byl kluzák K-5 v roce 1924). Z jím navržených konstrukcí jich bylo za tu dobu realizováno pět.

V roce 1924 začal studovat v Kyjevě na polytechnickém institutu. V roce 1926 přešel na MVTU do Moskvy. V roce 1929 získal pilotní průkaz a v prosinci téhož roku obhájil diplomový projekt lehkého letounu velkého doletu.

Od června roku 1930 pracoval v CAGI. V té době za pouhých 47 dnů vyprojektoval akrobatický větroň Krasnaja zvezda. V roce 1931 se spolupodílel s Ljušinem a Malinovským na projektování dvoumístného větroně, pak s Jurijevem na projektování dvojtrupového letounu SK8-9 a samostatně připravil projekt dopravního letounu SK-8.

Od konce roku 1931 se intenzivně zabýval organizováním GIRDu. Přesto pokračoval v projektování letadel – v dubnu 1932 navrhl lehký dvojtrupový letoun Elektron-1, v roce 1933 motorizovaný větroň SK-7.

V roce 1933 přešel S. P. Koroljov do RNII, kde byl v září jmenován zástupcem ředitele. Avšak již v lednu následujícího roku byl pro neshody s vedením ústavu této funkce zbaven a stal se řadovým inženýrem v sektoru letounových střel (křídlatých raket), který vedl E. Ščetinkov. V květnu 1934 vedl první letové zkoušky hybridní rakety GIRD-06 své konstrukce. Ani tady s projektováním letadel nepřestal – v roce 1935 navrhl větroň SK-9, do něhož v budoucnu hodlal instalovat raketový motor.

Pod vedením S. P. Koroljova se ve 4. brigádě RNII pod společným označením objekt 06 stavělo několik variant letounových střel s různým křídlem. Práce na typu 06/I, zkoušeném v roce 1934, měly především metodický charakter. Raketa měla trojúhelníkové křídlo (pohonnou jednotkou byl kapalinový raketový motor 09). Při třech zkušebních startech rakety označené 06D (úspěšný byl pouze v pořadí druhý start 5. května 1934, kdy raketa dolétla stabilním letem na vzdálenost 100 m) se ukázalo, že bez řídicího systému jsou další zkoušky rakety neúčelné. Ani po instalaci jednoduchého řídicího automatu však při poslední zkoušce 20. 5. 1934 nebylo dosaženo úspěchu.

Projektování dalších tří variant letounové střely, označených 06/II, 06/III a 06/IV, S. P. Koroljov ukončil v září 1934.

Projekt rakety 06/III se stal základem pro vývoj rakety „216“ poháněné kapalinovým raketovým motorem. K vypouštění rakety se používalo katapultu se saněmi urychlovanými svazkem tří motorů na TPL.

S využitím projekční dokumentace na raketu 06/IV byla navržena raketa „212“ (letounová střela). Studie rakety byla schválena 26. července 1936 a projekt 2. srpna téhož roku. V průběhu vývoje byly postaveny dva letové prototypy rakety, oba však byly zničeny při zkouškách nárazem saní katapultu. V průběhu roku 1937 se uskutečnila řada zkoušek jednotlivých systémů rakety. Dne 29. května 1938 došlo při statické zkoušce k explozi, při níž byl S. P. Koroljov zraněn. Po jeho zatčení se po určitou dobu pokračovalo ve zkouškách dvou exemplářů rakety (letové zkoušky začaly v roce 1939), avšak s nevalnými výsledky a posléze byly další práce zastaveny.

Nejznámějším prostředkem z té doby je nepochybně experimentální letecká řízená raketa – torpédo „301“, navržená 4. brigádou ústavu pod vedením S. P. Koroljova v roce 1937 (vedoucí inženýr E. S. Ščetinkov) ve třech variantách s hmotností od 185 do 250 kg. Byla určena ke střelbě na pozemní i vzdušné cíle na vzdálenost 10 km a měl ji pohánět experimentální kapalinový raketový motor ORM-66 konstrukce V. P. Gluška o tahu až 150 kg (výtlačný systém dodávky KPL, které tvořily kerosen a kyselina dusičná).

Existovaly čtyři exempláře této rakety, které prošly zkouškami v době od 29. dubna 1937 do 8. října 1938, a také v lednu až březnu 1939. Raketa byla podvěšována na vypouštěcí zařízení příhradové konstrukce a zkoušena jak na pozemním stendu, tak na bombardovacím letounu TB-3.

Podobně jako všechny Koroljovovy konstrukce té doby měla podobu letounové střely o délce 3,2 m a rozpětí lichoběžníkového křídla s rovnou náběžnou hranou 2,2 m, což s ohledem na potřebnou vysokou manévrovací schopnost protiletadlové rakety nebylo nejvhodnější řešení. Raketa byla opatřena klasickými ocasními plochami s řídicími kormidly, se směrovkou pod trupem. Radiopovelový systém navádění vyvíjel A. F. Šorin. Vyvíjená aparatura měla být schopna předávat z mateřského letounu na letounovou střelu rádiem pět jednoduchých povelů umožňující navedení střely na cíl – „pravá zatáčka“, „levá zatáčka“, „nahoru“, „dolů“ a „výbuch“. Nikdy však nebyla dokončena ani instalována na objekt „301“. K jediné zjednodušené zkoušce s předáním jednoho povelu (zážeh dýmovnice) na raketu „216“ došlo na podzim 1936 (zkouška byla úspěšná). Práce na raketě byly ukončeny souběžně s ukončením prací na raketě „212“.

Další dvě vyvíjené rakety – objekt 217/I a 217/II – se od sebe zásadně lišily konstrukčním řešením, pohonnou jednotkou i použitím. První byla koncipována jako protiletadlová, druhá, poháněná raketovým motorem na TPL, opatřena čtyřmi velkými stabilizátory.

V roce 1937 bylo vedení NII-3 (tak byl v roce 1937 přejmenován původní RNII) obviněno z vlastizrady a Klejmenov a Langemak byli počátkem listopadu zatčeni, odsouzeni a v lednu 1938 zastřeleni. Náčelníkem ústavu byl jmenován vojenský inženýr Boris Slonimer, který se vrátil ze Španělska.

K rozsahu čistek v ústavu aktivně přispěl pracovník RNII inženýr A. G. Kostikov, který se tímto způsobem možná zbavoval možných konkurentů. Sám se neúspěšně pokoušel o konstrukci kapalinového kyslíkového motoru a patřil mezi řadové pracovníky RNII. V kritickém období napsal novému vedení ústavu dopis, v němž označil S. P. Koroljova a V. P. Gluška za škůdce a záměrně zveličil jejich neúspěchy při vývoji raket a motorů. Dopis byl předán NKVD a stal se záminkou k tomu, aby zatkla oba vedoucí konstruktéry ústavu, kteří zastávali jiná stanoviska než A. G. Kostikov. Po zatčení V. P. Gluška a S. P. Koroljova byla jimi vedená oddělení v NN-3 sloučena do jednoho, jehož vedoucím se stal L. S. Duškin. Existují také důkazy o tom, že A. G. Kostikov vypracoval pro NKVD a soudní jednání negativní posudek o odborné činnosti S. P. Koroljova a V. P. Gluška.

V. P. Gluško byl zatčen 23. 3. 1938 a až do srpna vězněn ve vězení NKVD na Lubjance a v Butyrském vězení. Dne 15. 8. 1939 byl Mimořádným zasedáním při NKVD odsouzen k osmiletému žaláři. Následně však byl vyčleněn k práci v konstrukční kanceláři v Tušinu, kde od roku 1938 na závodě č. 82 pod dohledem NKVD pracovalo 65 zatčených specialistů (mezi nimi A. D. Čaromskij, prof. B. S. Stěčkin, prof. I. I. Sidorin, hlavní konstruktéři A. M. Dobrotvorskij, M. A. Kolosov, A. S. Nazarov) na vývoji výkonných motorů pro těžké bombardovací letouny. Na začátku války byli všichni evakuováni do Kazaně

S. P. Koroljov byl zatčen 27. června 1938 a 27. září téhož roku ho Vojenské kolegium Nejvyššího soudu odsoudilo k desetiletému žaláři na Kolymě, k pětileté ztrátě občanských práv a konfiskaci osobního vlastnictví. V červnu 1940 byl převezen do Moskvy a v obnoveném procesu odsouzen k osmiletému žaláři v pracovně-nápravném táboře a současně byl přeřazen do vězeňské konstrukční kanceláře NKVD, někdy označované OTM - zvláštní technická kancelář - NKVD.

Od roku 1938 totiž v systému NKVD existovalo Oddělení zvláštních konstrukčních kanceláří NKVD (v říjnu 1938 bylo přejmenováno na 4. zvláštní oddělení NKVD), v nichž měli věznění nepřátelé národa pracovat ve prospěch obranyschopnosti země. Jedním z podnětů k jejich vzniku byly dopisy vedoucího průmyslu Kaganoviče náčelníkovi NKVD Ježovovi (koncem r. 1938 ho vystřídal L. Berija), v nichž požadoval, aby ze zatčených specialistů z oblasti letectví byla vytvořena skupina k projektování speciálních doprovodných a útočných letounů, a dalším dobrá zkušenost s obdobným postupem na počátku 30. let (tehdy vzniklo CKB-39 a OKB OGPU). NKVD nejprve soustředilo specialisty přicházející v úvahu v Bolševu u Moskvy. Sem byli dopraveni specialisté na vývoj ponorek, torpédových člunů, dělostřelecké výzbroje a munice a letadel. V dubnu 1939 sem byl převezen „agent francouzské rozvědky“ A. N. Tupolev, odsouzený k 15 letům v pracovně-nápravném táboře a v roce 1940 S. P. Koroljov. Protože však v Bolševu byly podmínky pro projektování letadel zcela nevhodné, bylo ze skupiny asi 200 „nepřátel národa“ vytvořeno CKB-29 NKVD a přemístěno do závodu č. 156 v Moskvě, kde původně bylo Tupolevovo OKB a jeho výrobní základna.

Byly zde špičky ruské vědy a techniky – 17 hlavních leteckých konstruktérů, z nichž dva byli později jmenováni akademiky, 15 členů-korespondentů atd. Těmto „škůdcům“ a „nepřátelům“ bylo paradoxně podřízeno dalších 1000 najmutých nevězněných konstruktérů. V CKB-29 se současně projektovaly tři letouny – pod vedením V. M. Petljakova to byl v oddělení 100 vyvíjený dvoumotorový výškový stíhací letoun (později známý Pe-2), pod vedením V. M. Mjasiščeva to byl v oddělení 102 vyvíjený dálkový výškový bombardovací letoun a pod vedením A. N. Tupoleva to byl v oddělení 103 vyvíjený strategický čtyřmotorový střemhlavý (!) bombardovací letoun (posléze byl podle pozměněného zadání postaven dvoumotorový Tu-2). Na této konstrukci pracoval spolu s P. L. Bartinim a dalšími i S. P. Koroljov.

V červenci 1941 bylo Tupolevovo OKB (ve stejném měsíci byl A. N. Tupolev a dalších 24 konstruktérů propuštěno z vězení) evakuováno do Omsku, kde Koroljov pracoval jako zástupce náčelníka montážního cechu – stále pod dohledem stráží. Se souhlasem NKVD se navíc zabýval projekty různých prostředků s raketovým pohonem (v srpnu 1941 okřídleného „leteckého torpéda“ o hmotnosti 200 kg s doletem 420 až 840 km a pohonem kapalinovým motorem o tahu 150 kg, s přetlakovou dodávkou KPL – kyseliny dusičné a kerosenu; motorů na TPL s NTV prachem, s jednou či svazkem komor).

V listopadu 1942 byl S. P. Koroljov převezen na vlastní žádost do Kazaně (do Kazaně dorazil 19. 11. 1942), kde při leteckém závodě č. 16 existovalo OKB 4. zvláštního oddělení NKVD, přemístěné sem z Tušina. Dne 8. ledna 1943 zde byla zřízena skupina č. 5 (reaktivních jednotek – KB-RU), jejímž hlavním konstruktérem byl jmenován S. P. Koroljov. V létech 1943 – 1944 ve struktuře OKB při zmíněném závodě tak existovaly dvě samostatné skupiny zabývající se pomocnými raketovými jednotkami pro letadla – konstrukční kancelář raketových motorů KB-2 (OKB-SD), kterou vedl V. P. Gluško, a skupina č. 5 pro letadlové reaktivní jednotky, kde pracoval S. P. Koroljov. Při reorganizaci OKB a jeho převedení do působnosti průmyslu byla skupina č. 5 začleněna do OKB-SD včetně pracovní náplně, osazenstva i struktury. Jejím úkolem bylo dokončení letových zkoušek letounu Pe-2 s pomocným raketovým motorem RD-1.

Dne 27. července 1944 byl S. P. Koroljov rozhodnutím Prezídia Nejvyššího sovětu (protokol č. 13) podmínečně osvobozen a v prosinci 1944 jmenován hlavním konstruktérem OKB-SD. V roce 1945 se stal vedoucím katedry reaktivních motorů Kazaňského leteckého institutu.

Z působení S. P. Koroljova v Kazani jsou zachovány jeho návrhy týkající se raket – z roku 1944, kdy byl pracovníkem konstrukční kanceláře pro reaktivní jednotky (KB-RU), pocházejí studie křídlatých i balistických raket s ocasními stabilizátory na TPL (poplatné řešení předválečné rakety s označením 217 vyvíjené v NII-3) s označením D-1 (celková hmotnost 1000 kg, hmotnost bojové hlavice 200 kg, dolet 12-32 km) a D-2 (celková hmotnost 1200 kg, hmotnost bojové hlavice

200 kg, dolet 20-76 km). Zatímco raketa D-1 byla pojata jako klasická neřízená dělostřelecká raketa s jednou spalovací komorou vypouštěná z vedení dlouhého 5 m, raketa D-2 měla jednoduché řízení, byla opatřená dlouhými stabilizátory, měla dvě za sebou řazené spalovací komory a vypouštěla se vertikálně. Raket D-2 měla aerodynamická i plynová kormidla a při použití se měla stavět přímo na rovný terén na speciální opěrky na koncích stabilizátorů. Raketa D-1 měla mít na konci vodicí kolejničky rychlost 50 m/s, raketový motor měl pracovat 3 sekundy. Raketa D-2 měla po vertikálním startu přejít na dráhu s počátečním úhlem 60°, její dvoukomorový motor měl pracovat 6 s a poté měla raketa pokračovat klouzavým letem rychlostí asi 222 m/s. Výpočty byly zpracovány jak pro zrna z prachu typu P-1, tak pro zrna z pomaleji hořícího prachu typu P-2. Při použití tohoto prachu se měl dolet rakety D-1 zvýšit na 60,5 km, rakety D-2 pak na 115 km.

Koroljov tehdy věřil více v uplatnění motorů na TPL než na KPL. Přesto v dopisu Lidovému komisariátu leteckého průmyslu (NKAP), navrhujícím zřídit od prosince 1944 s využitím kolektivu jeho pracovní skupiny při závodě č. 16 na speciální KB pro vývoj raket velkého doletu, předložil pro první etapu činnosti vývoj raket D-1 a D-2 na TPL, pro druhou pak vývoj kapalinových raket označených D-3 a D-4.

Pokud jde o rakety na TPL, doporučoval použít svazku dvou nebo čtyř motorů plněných prachovými zrny z prachu NN, který hořel při nižších tlacích ve spalovací komoře (30 atm) než běžně používaný prach NZ (150 atm), což mělo snížit hmotnost takovéto rakety použitím spalovacích komor s tenčími stěnami a dosáhnout s bojovou hlavicí o hmotnosti 2 t doletu 200 - 400 km. Vyslovil zde také názor, že rakety na TPL mohou být v tomto případě výhodnější než rakety na KPL.

Návrh na zřízení speciální konstrukční kanceláře pro rakety velkého doletu nicméně obsahoval vedle detailní struktury této kanceláře, včetně její výrobní a experimentální základny, také body týkající se zabezpečení kanceláře na rok 1945 KPL – kapalným kyslíkem a etylalkoholem (toho mělo být k dispozici 50 tun).

Protože vedení NKAP na první návrh nereagovalo, poslal S. P. Koroljov v červnu 1945 druhý návrh. Vycházel v něm z nových experimentů a doporučoval v něm vývoj ucelené řady osmi raket, čtyř s křídly a čtyř se šípovými stabilizátory. Měly mít jednotně bojovou hlavici o hmotnosti 2000 kg a motory se zrny z prachu typu NN o hmotnosti 6000, 12 000, 16 000 a 20 000 kg. Všechny měly být vypouštěny vertikálně a na letovou dráhu s potřebným úhlem měly být převedeny pomocí aerodynamických a grafitových plynových kormidel. Dolet raket se šípovou stabilizací měl dosahovat 156-312 km, u okřídlených raket o 180-190 % více. Pro léta 1945-1946 Koroljov konkrétně navrhoval zahájení vývoje rakety D-2, jejíž model měl být dodán CAGI ke zkouškám v aerodynamickém tunelu.

Po vítězství nad Německem vznikla mj. na základě usnesení Státní komise obrany (GKO) č. 9475 ze dne 8. července 1945 Meziodvětvová technická komise pro studium trofejní raketové techniky v Německu, která měla v sovětské okupační

zóně zajistit zachované speciální výrobní zařízení, zkušebny, dokumentaci a vyhledat ke spolupráci ochotné německé odborníky. K realizaci usnesení byla pro činnost v Německu sestavena skupina specialistů, čítající 284 členů, v říjnu 1945 již 733 členů.

Začalo systematické vytěžování německých vědců a techniků z nejrůznějších průmyslových odvětví, sběr zachované dokumentace. Ve vybraných závodech se sovětští technici pokoušeli znovu zahájit výrobu potřebnou pro získání zkušeností a kompletaci zkušebních exemplářů objevených zbraní.

V srpnu 1945 L. M. Gajdukov, člen vojenské rady Gardových minometných jednotek, vyjednal setkání se Stalinem a informoval ho o práci na obnovení německé raketové techniky a současně ho požádal o vyslání skupiny raketových specialistů, bývalých „zeků“ pracujících ještě v tzv. Kazaňské šarage, do Německa. Mezi těmito specialisty byli i S. P. Koroljov, V. P. Gluško, Sevruk a další dvě desítky „nepřátel národa“. Stalin žádosti vyhověl a navíc L. M. Gajdukova jmenoval náčelníkem nově zřízeného Institutu Nordhausen.

S. P. Koroljov byl na doporučení V. Rjabikova do Německa vyslán spolu s dalšími specialisty z oblasti raketové techniky teprve 8. září 1945. Ve skupině byl také V. P. Gluško, N. A. Piljugin, V. P. Barmin, V. P. Mišin a další. Letadlo s nimi přistálo v Berlíně.

Silným impulsem k osvojení výroby velkých balistických raket A-4 byla pro sovětské velení nepochybně Operation Backfire, což byl demonstrační start ukořistěných raket A-4, realizovaný německým personálem v režii Angličanů 3., 4. a 15. října 1945 poblíž Cuxhavenu. Ze sovětských specialistů třetímu startu přihlíželi generál A. I. Sokolov, Ju. A. Pobědonoscev, V. P. Gluško, S. P. Koroljov – jako řidič oficiálních hostů v uniformě kapitána dělostřelectva - a G. A. Tjulin.

S. P. Koroljov a G. A. Tjulin po návratu z tohoto demonstračního startu navrhli ustavení skupiny Vystrel, vedené L. A. Voskresenským a S. P. Koroljovem (vědecko-technický vedoucí), která se měla zabývat otázkami předstartovní přípravy raket a zkušebním vypuštěním nově sestavené A-4 z Peenemunde v původním střeleckém sektoru v Baltickém moři. Měli také představu, že v tomto případě bude vypouštění raket plně v režii ruských specialistů, s minimálním zapojením Němců.

Stanovisko Moskvy bylo zamítavé – důležitější bylo postavit z dostupných částí dostatek raket k experimentálnímu ověření charakteristik rakety, seznámit konstruktéry a techniky s novými technologiemi, osvojit si výrobu i montáž dílů řízené balistické rakety, zvládnout nové složité zkušební a předstartovní postupy přípravy velkých kapalinových raket, vytvořit předpoklady pro vybudování výrobní základny balistických raket na teritoriu Sovětského svazu, vycvičit vojenské jednotky pro technické a palebné postavení raket.

Usnesením Rady ministrů byl 13. května 1946 v podřízenosti Ministerstva vyzbrojování ze závodu č. 88 a jeho SKB zřízen vědeckovýzkumný ústav NII-88.

Formování SKB-88 začalo v září 1946 a kancelář se dále členila na oddělení, kterých bylo do roku 1950 postupně vytvořeno nejméně 20. Oddělení se zabývala především vývojem sovětských ekvivalentů balistických raket A-4 (oddělení č. 3 – vedoucí S. P. Koroljov), řízených protiletadlových raket Wasserfall (oddělení č. 4 – vedoucí Je. V. Sinilščikov) a Schmetterling a Rheintochter (oddělení č. 5 – vedoucí S. Ju. Raškov), neřízených protiletadlových raket Taifun (oddělení č. 6 – vedoucí Pavel Ivanovič Kostin), vývojem odpovídajících raketových motorů (pro Wasserfall oddělení č. 8 – vedoucí N. L. Umanský), vývojem zapalovačů (oddělení č. 10), vypouštěcího zařízení pro neřízené protiletadlové rakety (oddělení č. 11, vedoucí N. Murin; vypouštěcí zařízení pro řízené rakety vyvíjelo pod vedením V. Barmina GSKB).

3. oddělení SKB (vedoucí – hlavní konstruktér S. P. Koroljov) vzniklo v září 1946 pro vývoj balistických raket. Součástí oddělení byla vývojová dílna. Koncem roku 1946 mělo oddělení 87 pracovníků, k 1. 1. 1949 již 408 zaměstnanců. V roce 1950 bylo 3. oddělení v rámci reorganizace SKB přeměněno na OKB-1 (vedoucí – hlavním konstruktérem byl opět S. P. Koroljov).

S nárůstem počtu oddělení rostl také početní stav SKB-88 – v roce 1946 to bylo 414 osob, v roce 1947 již 934 osob; v roce 1948 v souvislosti s reorganizacemi jejich počet poklesl na 925 osob.

Vedle SKB měl NII-88 podle příkazu ministra č. 246 ze dne 26. 8. 1946 ještě vývojový závod č. 88 (několik tisíc zaměstnanců), vědeckovýzkumnou a projekční skupinu s laboratořemi, zkušební oddělení a dělostřeleckou konstrukční kancelář (od roku 1950 působila jako OKB-10). Ústav měl také dvě filiálky, jednu na ostrově Gordomlja na Seližském jezeře (N1, zřízena v roce 1946) a druhou v Zagorsku (N2, označovanou také Novostrojka). Filiálka v Zagorsku vznikla na základě usnesení vlády č. 2018-701 ze dne 11. 6. 1948 jako statická zkušebna raket a raketových motorů (vedoucí G. M. Tabakov), avšak zkouška motoru první rakety R-1 se na zdejším stendu uskutečnila až v prosinci 1949, zkušební stav pro raketu R-2 byl dán do provozu v roce 1953 (v roce 1956 získala filiálka N2 na základě pokynu ministra obranného průmyslu SSSR ze dne 14. 8. 1956 samostatnost a označení NII-229, nyní je známa pod označením NII Chimmaš).

V případě V-2 (A-4) se podařilo s využitím zajištěné dokumentace, dílů a případně obnovené výroby v německých podnicích za pomoci německých specialistů v krátké době zkompletovat v Nordhausenu a v dílnách závodu č. 88 při NII-88 v Kaliningradu u Moskvy jedenáctikusovou sérii zkušebních exemplářů rakety označených „výrobek N“ (výroba Nordhausen, 5 kusů) nebo „výrobek T“ (T podle telemetrického řídicího systému, 6 kusů smontovaných v SSSR). Usnesením Rady ministrů SSSR ze dne 26 července 1947 bylo rozhodnuto uskutečnit zkušební střelby s těmito raketami na nově zřízené střelnici nazvané Centrální státní polygonu (GCP) v září a říjnu téhož roku. Dohledem nad průběhem zkoušek byla pověřena Státní komise vedená maršálem dělostřelectva N. D. Jakovlevem.

Jejím technickým vedoucím byl jmenován S. P. Koroljov a jeho zástupci hlavní konstruktéři jednotlivých systémů rakety a jejích agregátů V. P. Gluško, M. S. Rjazanskij, V. I. Kuzněcov, M. I. Lichnickij, A. M. Golcman a V. P. Barmin. Personál určený k předletové přípravě raket čítal 104 osob, včetně obsluhy pozemních zařízení 300 osob.

Velmi závažným problémem bylo, že nová raketové střelnice neměla vlastní výrobnu kapalného kyslíku. Kapalný kyslík pro zkoušené rakety bylo třeba dovážet železničními cisternami z velké dálky, přičemž s jeho přepravou ani skladováním nebyly žádné zkušenosti. Výsledkem byly nejen vysoké přepravní ztráty (23 %), ale také ztráty při jeho skladování: kapalný kyslík zbylý po natankování raket se z železničních nebo pozemních cisteren jednoduše odpařil. Údajně se tak využívalo pouhých 20 % dodaného kyslíku.

První raketa byla odpálena 18. října 1947 v 10:47 moskevského času. Vrchol dráhy se nacházel ve výšce 86 km, raketa se rozpadla při návratu do hustých vrstev atmosféry a její trosky dopadly ve vzdálenosti 274 km, asi 30 km od plánovaného cíle. V době od 15. října do 13. listopadu 1947 se na Kapustin Jaru uskutečnilo 11 startů raket a tři statické zkoušky. Pět z těchto experimentálních raket bylo vybaveno přístroji ústavu FIAN pro zkoumání kosmického záření ve stratosféře, další pětice přístroji pro studium dálkového řízení. Údaje o úspěšnosti těchto střeleb se různí, podle jednoho zdroje z 11 raket bylo jen 5 úspěšných, podle jiného zdroje jen 2 havarovaly, zbývající dopadly do cílové oblasti.

O rok později již byla k dispozici raketa R-1 (8A11), navržená v NII-88 pod vedením S. P. Koroljova v rámci projektu označeného „objekt Volha“.

Rozhodnutí o konstrukci rakety R-l, v podstatě stavbě kopie A-4 a příslušného pozemního zabezpečení z ruských materiálů v ruských podnicích, bylo přijato v dubnu 1948. Na vývoji a výrobě rakety se podílelo 13 vědeckovýzkumných ústavů a 35 výrobních podniků. S. P. Koroljov kladl mimořádný důraz na dodržování všech projektových parametrů rakety, na vysokou kvalitu jednotlivých subsystémů a prověrku jejich funkčnosti na speciálních stendech, na shodnost jejich parametrů s dokumentací (např. zvýšení hmotnosti rakety o 100 kg proti plánované hmotnosti by mělo za následek snížení doletu o 20 km).

Pohonnou jednotku tvořila kopie původního německého raketového motoru s označením RD-100. Motor byl těžký a vzhledem k minimálním zlepšením konstrukce trpěl stejnými nectnostmi jako motor německý. OKB-456 zvýšilo sice jeho tah na 27 t, avšak za cenu snížení životnosti motoru a jeho spolehlivosti – docházelo u něj k předčasnému propalování spalovací komory. Automatika řízení motoru měla zabezpečit naběhnutí tahu na hodnotu 8 t (tzv. předběžný tah) za 4 – 6 sekund, z předběžného na plný tah pak za 0,5 s. Vypnutí motoru běžícího na předběžný tah v případě potřeby mělo proběhnout prakticky okamžitě – za méně než 0,3 sekundy. Přísně sledovanou veličinou byla i povolená tolerance hodnoty plného tahu motoru u Země – odchylka tahu motoru od plánované hodnoty

o +/- 500 kg měla i při použití palubního integrátoru za následek dálkovou odchylku od plánovaného místa dopadu o +/- 3 km. Zpoždění vypnutí motoru o 1 sekundu způsobilo dálkovou odchylku od plánovaného místa dopadu o 18-25 km. Sekundová spotřeba jednotlivých složek KPL a provozních látek plynového generátoru: 75 kg kapalného kyslíku, 50 kg etylalkoholu a 1,7 kg peroxidu vodíku a katalyzátoru.

Informace o funkci jednotlivých systémů rakety za letu měly být předávány do řídicího střediska prostřednictvím speciálního palubního systému pro sběr a přenos naměřených dat. Pro první devítikusovou zkušební sérii raket R-1 byl s využitím německého telemetrického systému Messina postaven ruský vícekanálový telemetrický systém Braziliont. Zkoušky této série byly zahájeny 17. září 1948 a ukončeny 5. listopadu 1948. Pro konstruktéry i výrobní závody skončily naprostým fiaskem, protože z 9 vypuštěných raket jen jediná dosáhla cíle. Příčinou většiny neúspěšných pokusů byla nízká kvalita výroby, nedostatečné předávací zkoušky, špatná funkce palubních přístrojů.

Druhá, dvaadvacetikusová série zkušebních raket (10 zastřelovacích a 11 započítávaných) byla opatřena novým palubním telemetrickým řídicím systémem Don a dalšími modifikovanými palubními aparaturami. Při zkouškách této série na podzim roku 1949 už bylo dosaženo podstatně lepších výsledků – ze 16 vypuštěných splnilo úkol 10 raket, 6 havarovalo pro konstrukční závady.

Z pohledu zadavatele a uživatele – armády – měla raketa R-1 mnoho nedostatků, především

- nedostatečnou přesnost střelby (1,5 km na vzdálenost 300 km),
- časově náročnou a složitou předstartovní přípravu na technické pozici (2 - 4 hodiny) i na startovní pozici (až 4 hodiny),
- těžkopádnost pozemní obsluhy (více než 20 speciálních vozidel a agregátů),
- nemožnost udržování natankované rakety v dlouhodobé bojové pohotovosti (bez doplňování odpařeného kyslíku pouze 20 minut, s doplňováním maximálně 5 hodin, pak musely být pohonné látky odčerpány),
- náročné a dlouho trvající vypouštění KPL při odkladu startu.

Vzdor tomu byla dne 25. listopadu 1950 raketa pod vojskovým indexem 8A11 zařazena do výzbroje 92. BON RVGK dislokovaného na polygonu Kapustin Jar – byl to jediný způsob, jak mohly raketové jednotky získat zkušenosti s obsluhou takového prostředku, s jeho případným bojovým nasazením i s jeho začleněním do struktury ozbrojených sil. Všechny první rakety zhotovil zkušební závod NII-88 v Podlipkách, který měl asi 10 000 zaměstnanců.

Práce na projektu následující rakety, označené R-2, S. P. Koroljov zahájil souběžně s projektem rakety R-1 v NII-88, ideové řešení již za svého pobytu v Německu (od srpna 1945 do ledna 1947). Raketa měla mít podle zadání dolet 600 km. Bylo připraveno celkem 5 verzí projektu. Zatímco čtyři verze se pokoušely splnit zadání s raketou rozměrově shodnou s A4, pátý projekt předpokládal

prodloužení válcové části rakety o 1,9 m, zvětšení nádrží pohonných látek a další dílčí úpravy. Jisté je, že obhajoba předprojektu R-2 se plenárním zasedání vědecko-technické rady NII-88 uskutečnila již 25. - 28. dubna 1947 a o rok později, 14. dubna 1948, vydala Rada ministrů SSSR usnesení o vývoji balistické rakety R-2 o doletu až 600 km.

S. P. Koroljov byl s ohledem na nedostatek času nucen zvolit při projektování nové rakety cestu minimálních úprav konstrukce R-1 – 90 % detailů rakety R-2 bylo shodných, 4 % upravených a jen 6 % zcela nových. Byl zachován shodný průměru trupu a shodné ocasní plochy, avšak širším uplatněním lehkých kovů a dalšími změnami bylo dosaženo výhodnějších hmotových poměrů u vlastní konstrukce rakety (hmotnost prázdné rakety vzrostla jen o 375 kg), byla zvětšena délka rakety a zvýšeno množství pohonných látek (o 8 %), použito raketového motoru s tahem zvýšeným na 37 t. Těmito postupy S. P. Koroljov, aniž by zásadním způsobem měnil konstrukční řešení původní rakety, dosáhl ve srovnání s ní dvojnásobného doletu, zvýšení hmotnosti bojové hlavice a rovněž zvýšeni přesnosti střelby.

V některých detailech se však raketa R-2 se od R-1 přece jen zásadněji lišila – měla oddělovací bojovou hlavici, čímž byly vyřešeny problémy s potřebou zvýšené tuhosti konstrukce rakety na sestupné větvi dráhy, aby se vyloučila destrukce rakety při vstupu do atmosféry, blok řízení byl z důvodů snazší obsluhy z původního místa pod bojovou hlavicí přemístěn do prostoru mezi nádrží paliva a pohonnou jednotkou, překonstruována byla nádrž paliva, která byla navržena jako integrální a vyrobena z hliníku (nádrž okysličovadla se nadále zavěšovala do trupového rámu), a poslední změnou bylo vybavení rakety rádiovým řízením ve vzletové fázi, aby byla snížena stranová odchylka při zásahu cíle.

Konstrukční kancelář v předstihu do konce roku 1946 připravila pro vývojovou dílnu kompletní výkresy rakety a ta postavila tři zkušební exempláře rakety.

Skupina konstruktérů raketových motorů V. P. Gluška v OKB-456 od svého vzniku průběžně pracovala na zdokonalování původního německého motoru, jehož vývoj nebyl podle jejich mínění německými konstruktéry dokončen. Už v březnu 1948 konstrukční kancelář dokončila výkresovou dokumentaci pro výrobu nového motoru s označením RD-101. Jeho konstrukce byl ve srovnání s motorem RD-100 poněkud upravena, tlak ve spalovací komoře vzrostl z 16 na 21 atm, v palivové směsi etylalkoholu a vody byla koncentrace etylalkoholu navýšena ze 75 % na 92 %, zvýšeny byly otáčky rotoru turbočerpadlového agregátu, kapalný katalyzátor pro rozklad peroxidu vodíku, používaný v plynovém vyvíječi pro pohon turbíny náhonu trurbočerpadel, byl nahrazen katalyzátorem tuhým, což přineslo úsporu hmotnosti systému (klesla ze 14 na 3 kg), z 26 na 20 byl snížen počet ovládacích agregátů. Statické vývojové zkoušky motoru RD-101 proto byly náročnější a trvaly od 26. srpna 1948 až do září roku 1949.

Raketový motor RD-103M konstrukce OKB byl poslední modifikací původního německého motoru z A-4. V motoru, který měl nejnižší hmotnost ze všech čtyř modifikací původního německého motoru a současně nejdelší dobu chodu, se spaloval 92% etylalkohol a kapalný kyslík.

V roce 1953 byl v OKB-1 (NII-88) pod vedením S. P. Koroljova zahájen vývoj mobilní operačně-taktické rakety na dlouhodobě schraňovatelné KPL – kyselinu dusičnou a kereosen. Dostala označení R-11 (8A61) a stala se prvním typem z celé generace odvozených raket, označovaných v kódu NATO Scud.

Raketa byla při stejném doletu 2,5x lehčí než raketa R-1. Motor s přetlakovou dodávkou pohonných látek (kerosen T-1 a kyselina dusičná AK-20I) navrhla Isajevova konstrukční kancelář.

Letové zkoušky prvních 10 raket začaly v dubnu 1953 na Kapustin Jaru, první úspěšný start se uskutečnil 22. 5. 1953. V druhé etapě zkoušek (20. 4. – 13. 5. 1954) bylo odpáleno dalších 10, z nichž 9 dosáhlo doletu 270 km s dálkovou chybou 1,19 km a šířkovou 0,6 km. Od prosince 1954 do února 1955 bylo odpáleno 5 zastřelovacích a 10 započtených raket. Celkem bylo při zkouškách odpáleno 35 raket, z nichž 29 bylo úspěšných. V červenci 1955 byla raketa zařazena do výzbroje.

Konstrukční řešení, naznačená v raketě R-2, byla plně uplatněna v projektu rakety R-3. Z různých důvodů však byla realizována teprve raketa označená R-3A, která nakonec dostala konečnou podobu v jednostupňové raketě R-5 o vzletové hmotnosti zhruba 29 t. Raketa měla samonosné nádrže, raketový motor RD-103 o tahu 41 t (pohonné látky – 92% etylalkohol a kapalný kyslík), oddělovací bojovou hlavici. Počátkem roku 1955 byla raketa přijata do výzbroje. Oddělovací bojová hlavice měla několik variant. Zpočátku – pro zpožďování vývoje jaderné hlavice – byla raketa zavedena do výzbroje s klasickou bojovou hlavicí o hmotnosti 1000 kg (ke zvýšení účinku v cíli se na trup mohly z boku připojit další dvě nebo čtyři návěsné konvenční hlavice, avšak za cenu zkrácení doletu na 800 nebo 600 km). Jaderná hlavice měla účinek 300 kt.

Letové zkoušky rakety byly rozděleny do tří etap, z nichž první dvě byly experimentální. V první etapě, trvající od března do května 1953 (první start 15. 3. 1953), bylo vypuštěno 8 raket, z nichž jen 6 dosáhlo cíle. Střelba se vedla na vzdálenost 270 km (dva starty), 550 km (jeden start), a 1200 km (pět startů, první úspěšný 19. dubna 1953). V druhé etapě, probíhající v říjnu až prosinci 1953, bylo úspěšně vypuštěno šest ze sedmi raket, všechny na vzdálenost 1200 km. V průběhu třetí etapy, trvající od srpna 1954 do února 1955, bylo vypuštěno 19 raket – 5 zastřelovacích, 10 započítaných a dodatečně ještě 4 zastřelovací pro závady na rádiovém řízení. Při zkouškách se projevila u rakety nedostatečná stabilita (malé stabilizátory), málo tuhá konstrukce (destrukce rakety na vzestupné větvi dráhy) a další nedostatky. Poprvé zde bylo u tepelně namáhaných částí rakety použito tepelně izolačního materiálu naneseného na exponované části v tloušťce až 6 mm.

První prototyp modernizované rakety (počítalo se u ní s jadernou bojovou hlavicí) s označením R-5M byl z Kapustin Jaru vypuštěn 20. ledna 1955. Na rozdíl od rakety R-5, která měla kombinovaný řídicí systém (v počáteční fázi letu se používalo radiové korekce ke zvýšení přesnosti zásahu, pak autonomního gyroskopického řídicího systému), byla raketa R-5M opatřena pouze gyroskopickým systémem řízení. Zhruba o rok později, 2. února 1956, se pod krycím názvem Bajkal uskutečnil první zkušební start rakety s funkční jadernou bojovou hlavicí o účinnosti 80 kt, která explodovala podle plánu v cílové oblasti v Priaralských Karakumech.

Pod označením 8K51 raketu vyráběl dněpropetrovský závod Južnoje. Vyrobil celkem 48 raket. Do výzbroje byla raketa zařazena 21. června 1956, z výzbroje byla vyřazena v roce 1967.

V roce 1959 bylo ve struktuře Raketových vojsk strategického určení 5 raketových divizí, vyzbrojených raketami R-5M (8K51), z nichž každá měla 8 raket. Zásadním nedostatkem raketového komplexu byla jeho neoperativnost. Předstartovní příprava rakety trvala několik hodin, v bojové pohotovosti mohla být raketa naplněná kapalným kyslíkem vzhledem ke značným ztrátám kyslíku udržována maximálně 30 dnů (ztráty musely být průběžně doplňovány).

Téměř 10 let tedy ruští konstruktéři různými způsoby zdokonalovali, upravovali a přepracovávali původní konstrukci rakety A-4. Vyvrcholením této činnosti byla právě konstrukce jednostupňové balistické rakety středního doletu R-5. Od počátku padesátých let však OKB-1 vedené S. P. Koroljovem i OKB-456 vedené Gluškem, stejně jako další nově zřízené konstrukční kanceláře, projektovaly původní raketové prostředky mnohdy pozoruhodných vlastností a parametrů.

Vládním usnesením z 13. února 1953 bylo OKB-1 uloženo vypracovat předprojekt dvoustupňové mezikontinentální rakety o hmotnosti 170 t, s oddělovací bojovou hlavicí o hmotnosti 3000 kg a doletu 8000 km. Dne 20. května 1954 bylo přijato usnesení vlády o vývoji dvoustupňové mezikontinentální rakety R-7. OKB-1 ji pod vedením S. P. koroljova pojalo jako svazkovou kapalinovou raketu (někdy nazývanou jedenapůlstupňovou) poháněnou čtyřkomorovými raketovými motory (RD-107 a RD-108) spalujícími kombinaci kapalný kyslík-petrolej. V roce 1956 byly vyrobeny dva komplety bloku A (druhý stupeň) a bloku B (boční návěsné bloky prvního stupně) pro statické zkoušky. Byl vyroben i letový exemplář, který byl odeslán na Bajkonur.

První start rakety (R-7 č. M1-5) se uskutečnil 5. května 1957. V 98. sekundě letu se utrhl jeden ze čtyř návěsných bloků. Při druhé letové zkoušce raketa vůbec neopustila rampu. Při třetí 12. července 1957 raketa ve 33. sekundě ztratila stabilitu. Čtvrtý start 21. srpna 1957 byl úspěšný, avšak hlavice se rozpadla v atmosféře. 7. září 1957 se u pátého startu opakoval výsledek čtvrtého letu. Teprve 29. března 1958 dosáhla bojoví hlavice svého cíle. Přesto bylo při zkušebních letech rakety použito k vypuštění první (1PS) a pak i druhé (2PS) umělé družice Země.

Závěrečná etapa zkoušek (16 startů, přičemž polovina raket byla vyrobena u výrobce sériových exemplářů) proběhla od 24. 12. 1958 do 27. 11. 1959. Dne 20. ledna 1960 byla raketa přijata do výzbroje. V následujících létech se raketa R-7 stala základem rozsáhlé série nosných raket nejrůznějšího určení.

V dubnu 1961 bylo pod vedením S. P. Koroljova v OKB-1 zahájeno projektování třístupňové mezikontinentální rakety RT-2 na TPL (dolet 9400 km, vzletová hmotnost 51 t, délka 21 m, průměr 1,84 m). Letové zkoušky rakety byly zahájeny až po smrti S. P. Koroljova v únoru 1966 a trvaly až do 3. října 1968 na Kapustin Jaru a Plesecku. Do výzbroje byl komplex přijat 18. prosince 1968 pod označením RS-12 (8K98).

Projekty z oblasti kosmonautiky

Pilotovaný oblet Měsíce – sestava lodí 7K-9K-11K (projekt -1958)

Těžká nosná raketa N1
N1-L3 (11A52)
Celková hmotnost – 2825 tun
Celková délka – 105 m
Největší průměr – 17 m
Počet stupňů – 3
Nosná kapacita – 82 tuny na nízkou oběžnou dráhu
1. stupeň - 30 motorů NK-15(11D51) o tahu 4590 kN, hoření 113 s
2. stupeň - 8 motorů NK-154V (11D52) o tahu 1364 kN, hoření 108 s
3. stupeň – 4 motory NK-9 (11D53) o tahu 163,2 kN, hoření 375 s
4 zkušební starty (první 21. 2. 1969) v létech 1969 – 1972 – všechny neúspěšné

Původní projekty výzkumu a využití Měsíce v létech 1963-1968 (září 1963)

L1 – pilotovaný oblet Měsíce
L2 – zkoumání Měsíce Lunochody
L3 – přistání kosmonauta na Měsíci
L4 – pilotovaná loď pro průzkum Měsíce z oběžné dráhy (hmotnost 12 t na dráze kolem Měsíce)
L5 – detailní a dlouhodobý průzkum Měsíce těžkým vozidlem (hmotnost 5,5 t) pro 3-5 osob nebo 3500 kg náklad (max. rychlost 20 km/h).

✷✷✷✷✷

MERCURY A GEMINI – PLÁNY A REALITA

Ing. Tomáš Přibyl

Původní představy o podobě určitého programu se zpravidla diametrálně liší od toho, jak nakonec reálně vypadá. Nejinak tomu bylo i v případě prvních amerických pilotovaných programů Mercury a Gemini. Cílem přednášky je seznámit s tím, jaké byly cíle obou programů a jak se postupně měnily (na následujících řádcích se z prostorových důvodů budeme věnovat především některým kapitolám programu Mercury).

Je zajímavé sledovat už výběr prvních astronautů pro Mercury. Podle originálních propozic NASA měl mít možnost stát se astronautem opravdu každý Američan. Tomu předcházely sáhodlouhé debaty o tom, kde vhodné adepty brát. V posádkách ponorek? Mezi polárníky? U horolezců? Mezi cirkusovými akrobaty? NASA nakonec dospěla k názoru, že pro to být astronautem nejsou potřeba žádné speciální předpoklady, jen dlouhý a odpovídající výcvik. Kdo jej zvládne, může letět.

Tvrdý střet s realitou nastal v okamžiku, kdy se tento návrh dostal na stůl tehdejšího prezidenta Eisenhowera. Ten prohlásil, že toto není možné. Jednak že jen výběrové řízení, do kterého by se přihlásila půlka Ameriky, by trvalo déle než bylo žádoucí, a jednak že každý kongresman by do oddílu protlačoval syna svého dobrého kamaráda – což by znamenalo intriky, spory, zákulisní tahanice… Sám pak nastínil podmínky výběru budoucích astronautů: vysokoškolské vzdělání, zkušební pilot proudových strojů apod. Tím došlo k redukci vhodných kandidátů z několika desítek miliónů na 500 mužů… Dá se říci, že Eisenhower tím dodnes ovlivnil podobu amerického oddílu kandidátů na astronauty.

NASA počítala s výběrem dvanácti vhodných kandidátů, přičemž plánovala šest pilotovaných letů Mercury/Redstone a šest pilotovaných letů Mercury/Atlas. S tím, že bylo vůbec otázkou, zdali pilotovaný program bude následně vůbec pokračovat. V té době byl brán jen jako experimentální let s tím, že chybělo jeho jakékoliv ospravedlnění. Nicméně kdyby přece jen došlo k realizaci nějakého následného projektu Mercury-2, tak se počítalo s výběrem nových astronautů (nikoliv s použitím mužů z oddílu prvního).

NASA si v té době „půjčovala“ astronauty z armády na tři roky (měli přitom dvacetiletou smlouvu u armády – každý v jinak pokročilém stadiu). A počítala, že nové a nové astronauty si bude „půjčovat“ každé tři roky. Čili nepočítalo se s veterány-astronauty v dnešním slova smyslu „patnáct let v oddíle astronautů, čtyři lety do vesmíru“.

Až časem na základě praktických zkušeností bylo zjištěno, že „veteránství“ má něco do sebe. Ale pozor: toto nebylo zjištěno hned. První astronauti z oddílu mohli u NASA zůstat déle z úplně jiného důvodu:

prodloužení programu Mercury. 2. 4. 1959 nastoupili do služby u NASA s tím, že 1. 4. 1962 budou zpátky u svých mateřských vojenských útvarů. Do té doby mělo být odlétáno všech dvanáct pilotovaných letů. Realita byla ale taková, že v té době bylo po dvou suborbitálních a jednom orbitálním startu. Proto bylo potřeba přehodnotit status kandidátů, aby dlouholetý výcvik nepřišel vniveč.

Záměr vybrat dvanáct astronautů a realizovat dvanáct startů (šest suborbitálních a šest orbitálních) svádí k domněnce, že se počítalo s jedním letem pro každého kandidáta. Chyba lávky! Počítalo se s tím, že šanci dostane jen šest z nich: každý přitom měl letět jednou na raketě Redstone a jednou na raketě Atlas. Zbývajících šest mělo představovat „odpad“: v tom smyslu, že piloty zvyklé den co den létat nebude bavit dlouhé roky cvičit na trenažérech a že se jich plus minus právě polovina rozhodne odejít z oddílu zpátky k armádě.

Také není pravdou, že v rámci prvního oddílu astronautů šlo o nejlepší piloty ve Spojených státech. Rozhodně nešlo. Spíše by se dali označit za „lepší průměr“. Ale špička to nebyla: to byl třeba Charles Yeager (první člověk, který letěl rychleji než zvuk), Scott Crossfield (špičkový pilot raketových letadel) či Robert White (první pilot, který později se strojem X-15 dosáhl hranice kosmického prostoru). Tito ale nechtěli nebo nemohli (např. Yeager neměl vysokoškolské vzdělání) mezi kandidáty na astronauty. Přitom pilotáž letounu s raketovým motorem byla obecně považována za výrazně obtížnější než „svezení“ se v lodi Mercury (ostatně – viz počáteční podmínky na výběr astronautů).

Piloti ze základny Edwards kandidáty na astronauty zesměšňovali, kde se dalo: „Co to je za stroj, když první let na něm provede opice?“ Yeager pak dodával: „Nikdy bych nevlezl do něčeho, kde bych před usednutím musel ze sedačky seškrábnout opičí lejno.“

Lety opičáků na palubách lodí Mercury se vůbec staly vděčným tématem – a tohoto prokletí se první američtí astronauti zbavovali jen těžce. Když Johna Glenna po jeho historickém letu přivítal v Bílém domě tehdejší prezident Kennedy se svou rodinou, ptala se devítiletá prezidentská dcera Carolyne: „A kde je vlastně ten opičák?“

Po úspěšném orbitálním letu šimpanze Enose na Mercury vyšla v americkém tisku karikatura zobrazující dva opičáky na kosmodromu v leteckých kombinézách a s přilbami v podpaží: „Zatím jsme na tom dobře. Sice jsme pozadu za Sověty, ale pořád ještě před Američany.“

Alan Shepard pak na otázku, proč se stal prvním Američanem ve vesmíru, odpovídal někdy „Protože došly pokusné opice“, jindy zase „Asi jsem někomu přišel jako nejlogičtější mezičlánek mezi opicí a člověkem.“

Kromě opičáků zvažovala NASA i lety vepřů na palubách zkušebních lodí Mercury. Od tohoto záměru ale ustoupila z jednoho prostého důvodu: prasata nebyla schopna přežít delší dobu v poloze na zádech (právě poloha s „kopýtkama nahoru“ byla jedinou možnou při startu a letu lodi).

Astronauti byli bráni jen jako „redundantní (= záložní) komponent“ na palubě lodi s tím, že jejich úkolem bylo pokud možno na nic nesahat. Až když se vzbouřili, tak byl do lodi instalovaný i manuální řídící systém, další průzory apod. Třeba manuální řídící systém pak zachránil život Cooperovi (let Mercury/Faith-7 v květnu 1963), kdy automatika totálně selhala a při návratu se na ni nebylo možné spolehnout.

Astronautům v programu Mercury se mj. nelíbilo označení jejich stroje jako „kapsle“ – to nahrávalo posměváčkům, kteří o nich hovořilo jako o „man-in-can“ (chlap-v-piksli). Snažili se prosadit označení „kosmická loď“. Ale jen napůl úspěšně: dodnes je v řídícím středisku funkce CAPCOM (Capsule Communicator, komunikátor s kapslí – jediný člověk, který má v dané chvíli právo hovořit s posádkou). Všem astronautům bez výjimky přitom při předletové přípravě, startu, letu či přistání nejméně jednou ujela ústa a označili loď za „kapsli“ (tedy za něco, proti čemu tak vehementně bojovali).

Kromě letů na raketách Redstone a Atlas měly kabiny Mercury startovat i na raketách Jupiter. Počítalo se s tím ještě v lednu 1959, ale program byl v červenci téhož roku zrušený (především proto, že Jupiter měl podobné parametry jako Redstone, takže by lety na něm nepřinesly nic nového – kromě komplikací s vývojem). Kdyby zrušený nebyl, první pilotovaný let se měl uskutečnit v prvním čtvrtletí roku 1960.

K dalším zrušeným plánům v rámci programu Mercury musíme počítat i zvažovaný let kabiny s lidskou posádkou na raketě Little Joe (koncem roku 1960). Ta byla primárně určena k testování záchranného systému lodi Mercury, nicméně existovaly plány vyzkoušet jeden start s člověkem na palubě. Stejně tak se nedočkal realizace plán vynést kabinu Mercury zavěšenou pod stratosférickým balónem, kdy by v průběhu jednodenního letu dosáhla výšky až 24 km. Následně by se oddělila a přistávala podobně jako při návratu z vesmíru.

Počátkem roku 1961 byla vybrána trojice astronautů, kteří se měli intenzivně připravovat na první americký pilotovaný let (event. lety). Byli to John Glenn, Virgil Grissom a Alan Shepard. S tím, že pouze úzký okruh zasvěcených věděl, že vítězem klání se stal Alan Shepard (nominace byla utajována proto, aby se mohl v klidu připravit bez přehnaného zájmu médií). Vítězem byl po zásluze Alan Shepard, protože opravdu byl na simulátorech a trenažérech nejlepší.

Velmi těžce nominaci Sheparda k prvnímu letu nesl hlavně John Glenn, který se následně snažil udělat vše pro to, aby toto rozhodnutí změnil. Až jej museli nadřízení upozornit, že nepřestane-li intervenovat „bokem“, bude vyřazen i z této trojice vyvolených.

Po několika úspěšných zkouškách sestavy Mercury/Redstone chtěla NASA přejít k pilotovanému letu. Wernher von Braun ale byl proti a požadoval ještě jeden testovací start rakety, který se uskutečnil 24. března 1961. Šlo skutečně jen o prověrku rakety, o čemž svědčí i fakt, že nenesla funkční loď Mercury, ale jen

rozměrovou a hmotnostní maketu, která se od nosiče ani nebyla schopna oddělit. Kdyby von Braun netrval na této zkoušce, mohl se Shepard stát prvním člověkem ve vesmíru.

Prvenství s člověkem ve vesmíru tak získal Sovětský svaz, a to 12. dubna 1961. Američtí novináři chtěli tuto událost nějak okomentovat od NASA, a tak telefonovali mluvčímu týmu astronautů Johnu „Shorty“ Powersovi. Zrovna byl v jednom floridském motelu a novináři volali v opravdu nelidskou ranní dobu. Power proto do telefonu rozespale vykřikl: „Všichni tady spíme!“ To novinářům jako prohlášení reprezentanta NASA k letu Gagarina stačilo – samozřejmě se dostalo jako oficiální komentář do novinových titulků („Sovětský člověk je první ve vesmíru a NASA připouští, že zaspala“ apod.).

Po suborbitálních letech Sheparda a Grissoma měl následovat třetí s Johnem Glennem na palubě, a to v září 1961. Po 24hodinovém maratónu Germana Titova v lodi Vostok-2 (6. srpna) ale bylo přijato rozhodnutí tento let zrušit a soustředit se výhradně na orbitální expedici. Není pravdou, že by si Amerika Johna Glenna „šetřila“ na místo v první orbitální lodi – jednak na něj toto místo vyšlo opravdu řízením osudu (byl na řadě na jakýkoliv let – lhostejno, zdali suborbitální nebo orbitální) a jednak v té době nebyl tak vnímaný rozdíl právě mezi suborbitálními a orbitálními lety. (Sám Glenn považoval právě Sheparda za prvního Američana ve vesmíru s tím, že jej i všechny ostatní astronauty šokovalo, jakého přivítání se mu po návratu z letu dostalo.)

Do vesmíru se tedy měl jako první Američan vydat John Glenn. Jenomže jeho start byl několikrát z různých důvodů odložený. Při jednom z odkladů chtěl jeho manželku navštívit před davy televizních kamer – a tedy před zraky celého národa tehdejší viceprezident USA Lyndon Johnson. Paní Glennová jej ale odmítla vpustit do domu – trpěla vadou řeči (zadrháváním se) a měla ohromnou hrůzu z toho, že by měla před kamery předstoupit bez svého manžela, který ji vždy ze šlamastyky vytáhl. Johnson zuřil a jeho vztek se dostal až do vedení NASA. Když pak Glenn vystupoval z lodi Mercury, zavolal si jej k telefonu sám ředitel NASA James Webb a požádal, ať domluví své manželce. Glenn jí zavolal a řekl, že pokud někoho nechce do domu pouštět, tak ho tam pouštět nemá a že za ní pevně stojí.

V tuto chvíli pro změnu zuřil Webb a hned druhý den navrhl na zasedání vedení NASA vyřazení Glenna z posádky a nahrazení jej „více spolupracujícím“ astronautem. Ostatní manažeři mu to ale rozmluvili. Ne že by stáli za Glennem, ale měli strach z reakce ostatních astronautů. Dobře věděli, že tito stojí jeden za druhým a že místo Glenna by do kabiny nikdo jiný nesedl. A že americké veřejné mínění by bylo za svým miláčkem Glennem: muž, který stojí za svou manželkou a rodinou, i když mu vyhrožují autority nejvyšší…

Webb si to ale nenechal tak docela líbit a pomstil se celému oddílu astronautů tím, že nechal vyřadit „ze zdravotních důvodů“ z dalšího letu Donalda Slaytona. Ten trpěl vzácnou srdeční arytmií, nicméně všichni doktoři a lékařské komise jej

opakovaně shledaly za „letuschopného bez omezení“. Webb na něj posílal další a další „specialisty“, až konečně našel jednoho, který našel odvahu jej „uzemnit“. „Zdravotní důvody“ byly jedinou možností, jak se mohl Webb pomstít celému oddílu astronautů a ukáznit jej – astronauti měli pochopit, že stejný osud může potkat kohokoliv z nich.

Slaytonovo místo v lodi Mercury (původně Delta-7, nově Aurora-7) zaujal Scott Carpenter. Nikoliv náhradník Walter Schirra. Důvodem byla jednak skutečnost, že Carpenter dělal náhradníka Glennovi a že plánovaný let byl zopakováním této mise. A jednak skutečnost, že Schirra už se připravoval jako hlavní pilot na další náročnější misi, takže jej na tento let bylo škoda. Carpenter v průběhu letu nerozumně hospodařil s pohonnými látkami, čímž se dostal do problémů. Snažil se totiž vyjít vstříc vědcům, což jiní astronauti striktně odmítali – chtěli se soustředit na vlastní průběh let. Carpenter souhlasil s provedením jednoduchých vědeckých pokusů, ale tím se dostal do ohromného skluzu v letovém plánu. Pro srovnání: když letěl Glenn, tak neprováděl žádný pokus a komunikace mezi ním a řídícím střediskem byla tak vytížená (i když z více než poloviny ve stylu „jak mě slyšíte – já vás slyším a jak vy mě“), že NASA odmítla spojit astronauta s Bílým domem, odkud s ním chtěl hovořit přímo prezident Kennedy.

Prezident Kennedy je kapitolou samou o sobě: nastupoval do svého úřadu s tím, že zruší agenturu NASA. Domníval se, že jen zdvojuje práci jiných organizací: např. americké letectvo mělo vlastní plány na vyslání člověka do vesmíru. Nicméně poradci mu doporučili NASA nějaký čas zachovat – včetně zpožděného a prodražujícího se programu Mercury. Když bude program úspěšný, měl se na vlně úspěchu svézt i Kennedy. Když ne, měla se veškerá vina hodit na předchozí administrativu s tím, že v době nástupu nového prezidenta už se program zrušit nedal. Poradci přitom počítali napevno s druhou variantou, když Kennedymu doporučili „zrušte Mercury a NASA až zahyne první astronaut“ (tedy nikoliv „pokud zahyne“).

Na co mysleli astronauti v lodi Mercury před startem? Na poznání nepoznaného, na velkolepou cestu před nimi, na dobývání vesmíru, na smrtelné nebezpečí?… Nad tímto si lámala hlavu celá Amerika. Třeba Alan Shepard myslel na jediné: jak se po mnoha hodinách pobytu ve skafandru v poloze na zádech nepočurat. (Stejně mu nakonec nezbývalo než „to pustit“ – po konzultaci s řídícím střediskem.) Sebevědomý a vždy ledově klidný Gordon Cooper zase využil nicnedělání před startem k tomu, že usnul. NASA musela stáhnout zvuk jdoucí z kabiny, chrápání bylo příliš hlasité.

Program Mercury neměl být ukončený letem Gordona Coopera (květen 1963), ale měl pokračovat dále. NASA ale rozhodla jinak. Nicméně Alan Shepard ve spojení s některými silnými spojenci se toto rozhodnutí pokoušel zvrátit a prosazoval let Mercury/Freedom-II, což by byl let na hranici možností kabiny. Když se totiž vracel Cooper z amerického rekordního letu (téměř 35 hodin), tak mu

zbývalo kyslíku na pět dní a palivo na nejméně dva další dny letu. Shepard prosazoval let tří- až šestidenní s tím, že by kolem Země kroužil co nejdéle. Zkrátka do okamžiku, než by nějaká z kritických komodit (kyslík, palivo, elektřina apod.) téměř docházela. Poté měl přistát. Nicméně let se mu prosadit nepodařilo. Jedna z kabin Mercury byla skutečně připravena k tomuto letu a dnes je ji možné vidět v Steven F. Udvar-Hazy Center (Chantilly, stát Virginia). A to včetně originálního nápisu „Freedom II“ na boku… (Pro připomenutí: první Shepardova „suborbitální“ kabina se jmenovala „Freedom“.)

✷✷✷✷✷

ČESKÁ REPUBLIKA A KOSMONAUTIKA

Ing. Jan Kolář, CSc.

1. Historie

Po politických a společenských změnách na počátku 90. let se jednotící koncepce českého kosmického výzkumu rozpadla. Výzkumné ústavy a nově vzniklé soukromé firmy se snažily pokračovat v dřívější práci nebo hledaly nové možnosti, avšak bez systematické finanční i organizační podpory státu jejich uplatnění v mezinárodních projektech postupně klesalo. Odstoupení státu od řízení kosmických aktivit společně s absencí koordinačního centra a státní finanční podpory mělo za následek rozklad některých vědeckých i výrobních týmů a rozdrobenost kosmických aktivit. Na druhé straně vznikly nové soukromé firmy zaměřené na kosmické aplikace i vývoj.

Iniciativa několika jednotlivců, snažících se zvrátit nepříznivý stav v českém kosmickém výzkumu, našla po rozdělení Československa odezvu na odboru mezinárodní spolupráce ve výzkumu Ministerstva školství, mládeže a tělovýchovy. Tento resort navázal v roce 1964 oficiální kontakt s Evropskou kosmickou agenturou ESA. Mezivládní Dohoda o spolupráci mezi Českou republikou a ESA byla podepsána v Praze 17. 11. 1996. Tato dohoda přinesla základní změnu nejen tím, že položila základ k začlenění ČR do evropských kosmických struktur, ale že po více než pěti letech vymezila nevelký objem státních financí pro projekty z oblasti kosmické astronomie, fyziky, pozorování Země, geodézie, materiálového výzkumu a sociopsychologie.

Na rámcovou dohodu o spolupráci navázalo začlenění České republiky do programu PRODEX pro malé vědecké projekty ESA. Pro tuto činnost byla v rozpočtu MŠMT vyčleněna částka 250 000 euro ročně.

Pro rozšíření spolupráce s nečlenskými evropskými zeměmi udělala ESA významný krok v březnu 2001, kdy rozhodla o vytvoření zvláštního nového programu nazvaného Plán pro evropské spolupracující státy (Plan for European Cooperating States – PECS). Podstatou tohoto plánu je poskytnout za určitých podmínek i nečlenskému státu možnost připojit se ke stávajícím programům ESA v rozsahu, který nemusí dosahovat hodnoty předepsané ústavou ESA pro členské země. V pětiletém období ale musí celková hodnota všech projektů PECS dosáhnout minimálně 5 milionů Euro. Česká republika podepsala přístupovou dohodu k programu PECS v roce 2003 a práce na prvních projektech byly zahájeny v roce 2005. Podle dohody bylo současně s tím ukončeno členství ČR v programu PRODEX. Účast České republiky v programu PECS je příležitostí pro česká vědecká a vývojová centra, a zároveň je i výzvou pro špičkový český průmysl uplatnit se v prestižních evropských projektech.

2. Současné aktivity

Současné kosmické aktivity v České republice zahrnují především projekty PECS, které jsou příspěvkem České republiky do programů a činnosti Evropské kosmické agentury. Kromě toho mají souvislost s kosmonautikou i výzkumné a vývojové práce v různých resortech, např. v dopravě, v průmyslu a v životním prostředí.

Koordinační, administrativní a řídící zabezpečení kosmonautických činností vykonává Česká kosmická kancelář. Ta je neziskovou organizací, jejíž cílem je všeobecný rozvoj kosmonautických aktivit v ČR. V tomto směru aktivizuje vědeckovýzkumnou i průmyslovou základnu, napomáhá aktivnímu zapojení českých organizací do mezinárodních kosmických projektů a podporuje studentskou činnost. Působí jako kontaktní místo pro komunikaci se zahraničními kosmickými organizacemi. Především ale zajišťuje pracovní vztahy ČR s ESA včetně administrace českých projektů PECS. Děje se tak na základě dohody a pověření od odpovídajících státních institucí. Česká kosmická kancelář zastupuje ČR v pracovní skupině EU/ESA pro přípravu Evropské kosmické politiky a programu, v programovém výboru programu „Kosmonautika“ v 7. Rámcovém programu pro výzkum EU a v poradním výboru EU/ESA programu GMES, je členem Mezinárodní astronautické federace IAF, je členem evropské vzdělávací společnosti EURISY, plní funkci sekretariátu Rady pro kosmické aktivity MŠMT, vykonává funkci národního kontaktního bodu Galileo pro MD, je národním kontaktním bodem pro Mezinárodní kosmický týden OSN.

Odpovědným vládním místem za rozvoj vědeckovýzkumných kosmonautických aktivit včetně uzavírání příslušných mezinárodních smluv je Ministerstvo školství, mládeže a tělovýchovy (MŠMT). MŠMT je oficiálním partnerem pro jednání s ESA a financuje ze svého rozpočtu účast v programu PECS. Připravuje také stanoviska České republiky k Evropské kosmonautické politice spolu s návrhy na

zapojení České republiky do Evropského kosmonautického programu. MŠMT má pro tyto otázky svůj poradní orgán – Českou radu pro kosmické aktivity.

Do kosmonautických aktivit je zapojeno i Ministerstvo dopravy, které má vládní kompetenci za účast České republiky v evropském programu družicové navigace Galileo. Ministerstvo financuje vlastní výzkumný projekt na vývoj přijímací stanice a jejího aplikačního využití v letech 2001-2006 s celkovým rozpočtem 2,6 milionu Euro. Ministerstvo ustavilo Koordinační radu pro globální navigační družicové systémy.

Z rozpočtu MŽP je hrazen každoroční příspěvek za přidružené členství České republiky v mezinárodní organizaci EUMETSAT, a také fungování přijímací stanice družicových dat pro meteorologickou službu.

Výzkumné a vývojové projekty s kosmonautickým zaměřením také financuje Grantová agentura České republiky (GAČR) a další rezortní grantové mechanismy, zejména na Ministerstvu průmyslu a obchodu (MPO), Akademii věd ČR a na universitách.

Souhrnný přehled je v následující tabulce:

Veřejné prostředky na:	**tisíce Euro rok 2005**
Program PECS (MŠMT)	905
EUMETSAT (MZP)	240
Galileo (MD)	600
ostatní (MPO, university, AV ČR, aj.)*	700
Celkem	**2445**

*) odhad

V souhrnu činí v současnosti výdaje na kosmonautiku v České republice zhruba dva a půl milionu Euro ročně včetně příspěvku do EUMETSATu. To je méně než 0,01 % státního rozpočtu a asi 0,5 % ze všech státních výdajů na vědu a výzkum.

Vedle vládní exekutivy má svůj orgán pro kosmonautické záležitosti také Parlament ČR. V rámci hospodářského výboru Poslanecké sněmovny pracoval v minulém funkčním období podvýbor pro letectví a kosmonautiku. V současném parlamentu zatím ustaven nebyl. Česká republika je plným členem Meziparlamentní konference o kosmonautice, která se schází každým rokem.

3. Hlavní projekty

Česká republika dosud nemá národní kosmonautický program a jeho struktura má pouze přípravný charakter. Jeho klíčovým rysem je požadavek zařadit do něj takové aktivity, které budou pro společnost ekonomicky a sociálně přínosné a které

budou udržovat vysokou vědeckou a technologickou úroveň. Důležitou vlastností národního programu je stálé rozšiřování znalostí souvisejících s kosmonautikou a také podpora systematického budování kosmonautických průmyslových a servisních firem, které budou schopny zvládnout ekonomicky výhodné projekty.

Z aktivit minulých let lze stanovit šest hlavních oborů české kosmonautiky s projekty jak z programů ESA a EUMETSATu, tak z národních programů vědy a výzkumu. Rozdělení finančních zdrojů mezi tyto obory ukazuje následující tabulka:

Rozpočet pro obor	**tisíce Euro rok 2005**
Telekomunikace	445
Navigace	600
Pozorování Země	300
Vědecký výzkum kosmu	535
Výzkum v podmínkách snížené gravitace	0
Technologie včetně pozemního vybavení	470
Administrativa	95
Celkem	**2445**

Konkrétní projekty, které se řeší v tomto roce, jsou především projekty PECS. Dosud byly uzavřeny smlouvy na 11 projektů. Z nich nejvíce financí (49 %) připadá na projekty z oblasti vědeckého výzkumu blízkého zemského prostoru a Slunce. Projekty, které jsou zaměřeny na vývoj hardware a software pro pozemní využití čerpají 21 % celkového rozpočtu. Na projekt využití obrazových družicových dat připadá 14 % a 3 % na projekt řešící distribuci signálu z navigačních družic. Zbytek připadá na administrativu ESA spojenou s řízením všech projektů. I když český podíl na světové kosmonautice není zdaleka rozhodující, není ale určitě zanedbatelný. V některých případech svou úrovní patří k vysokému mezinárodnímu standardu.

4. Cílem je členství v ESA

V naší společnosti se stále ještě nepohlíží na kosmonautiku jako na oblast potřebnou pro ekonomický růst společnosti. Z historie má nálepku exkluzivity, akademického „hraní“ či účelového nástroje politické prestiže. To je nutné co nejdříve změnit.

Pojem kosmonautika je přitom třeba chápat šířeji než samotné „létání do kosmu“. Kromě vývoje a výroby veškeré techniky, potřebné pro výzkum vesmíru

a dopravu do kosmu kosmonautika zahrnuje vědecký výzkum, prováděný z kosmu a nebo v kosmu a veškeré navazující aplikační využití. Kosmický vědecký a technický výzkum má strategický význam, protože významně ovlivňuje průmyslový rozvoj a tím i zaměstnanost. Kosmonautika je výraznou hnací silou při vývoji nových technologií s následnými aplikacemi ve prospěch společnosti i životního prostředí. Přinášejí inovace zejména pro malé a střední podnikání.

Naše země nemá přímý přístup do kosmického prostoru, a proto svoje kosmické aktivity můžeme rozvíjet a její přínosy uplatňovat jenom prostřednictvím mezinárodní spolupráce. Česká republika se musí stát aktivním členem v evropských kosmických aktivitách, které se formují v Evropském kosmickém programu, připravovaném společně Evropskou unií a Evropskou kosmickou agenturou. Je to pro ni jedinečná příležitost uplatnit svůj ekonomický potenciál, založený na práci s vysokou přidanou hodnotou a budování znalostní společnosti. Míra a úspěšnost tohoto uplatnění bude závislá na podpoře, kterou stát bude věnovat vytváření kvalitních národních kapacit. Jen takové obstojí v konkurenci ostatních států Evropské unie při získávání podílů na řešení projektů Evropského kosmického programu. Tato podpora je pro naši společnost klíčová a zasluhuje nejvyšší prioritu vlády. Nezbytným souvisejícím krokem je rovněž zahájit jednání o členství České republiky v Evropské kosmické agentuře, které postaví české výzkumné a průmyslové instituce na rovnou pozici s konkurencí ve stávajících 17 členských státech ESA. Rozhodnutí o přispívání do evropských kosmických programů bude pro průmysl, výzkum i vědu a vzdělávání jasným signálem, aby se začaly kosmonautikou a souvisejícími problémy vážně zabývat.

✷✷✷✷✷

BALISTICKÁ ODOLNOST OBJEKTŮ V KOSMICKÉM PROSTORU

prof. Ing. Jan Kusák, CSc.

Osnova přednášky:

1. Úvod
2. Popis průběhu interakce těles
3. Vybrané empirické vztahy
4. Ochranné oděvy pro kosmonauty
5. Poznámka k urychlovacím zařízením
6. Závěr
7. Použitá literatura

1. Úvod

Kosmická tělesa – různé geometrie a materiály, často zcela rozdílná nebezpečí nárazu cizích těles – částic o široké škále hmotností a rychlostí [1], [2], [3]. Jde zejména o:

- úlomky – fragmenty, často označované jako kosmické smetí o rychlosti obvykle řádu v jednotkách km/s;
- mikrometeority o rychlosti až v desítkách km/s.

Otázky kolem balistické odolnosti vystupují dlouhodobě do popředí především v souvislosti s ochranou kosmonautů při jejich výstupu do volného kosmického prostoru a v souvislosti s dnes často citovanou problematikou vypouštění různých rozvinovatelných (nafukovacích) objektů. Návrh konstrukce objektu s dostatečnou balistickou odolností u družic, kosmických sond, raketoplánu a dalších těles je samozřejmostí, o které dnes nikdo nepochybuje.

Co to je balistická odolnost a jak se poměřuje?

Balistická odolnost kosmického objektu je vlastnost objektu odolávat působení při nárazu cizích těles (někdy je označujeme jako kosmické projektily) a zachovávat si svoji funkčnost. Balistickou odolnost obvykle kvantifikujeme s pomocí tzv. balistické meze, tedy tloušťkou materiálu konstrukce, která není při nárazu perforována (zcela proražena) tělesem o definované geometrii (zpravidla koule) při dané maximální dopadové rychlosti tělesa.

Komplexní výpočty interakce těles v časové řadě nejsou prakticky reálné. Dnes existuje řada modelů, metod a vztahů pro popis interakce těles o dopadové rychlosti do 20 km/s (tak např. ISS by se měla potkat v období 15 let svého působení s několika desítkami tisíc nárazů).

2. Popis průběhu interakce těles

Při nárazu tělesa o vysoké rychlosti dochází k různému stupni poškození – od kráteru až po perforaci stěny konstrukce.

S ohledem na skutečnost, že se řada kosmických projektilů dá transformovat na hrudkovité – kulovité objekty, objasníme průběh interakce těles při dopadu částice ve tvaru koule o průměru **d** podle Obr. 1.

Jednotlivé případy (úrovně poškození) podle [5]:

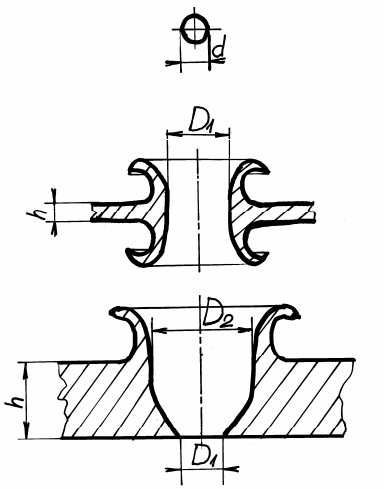
a) $\mathbf{D_1 = 0, D_2 > 0}$ k perforaci nedochází (hovoříme o penetraci)

b) $\mathbf{0 < D_1 < D_2}$ dochází k natrhávání týlní strany stěny, rychlý růst $\partial \mathbf{D_1}/\partial \mathbf{d >> 1}$

c) S rostoucí dopadovou rychlostí $\mathbf{D_2 \approx D_1 >> d,}$ rychlost růstu otvoru klesá, ale je stále $\partial \mathbf{D_1}/\partial \mathbf{d > 1,}$ **na zatížené straně stěny se vytvářejí charakteristické otřepy**

d) $\mathbf{D_1 > d > h}$, $\partial \mathbf{D_1}/\partial \mathbf{d < 1,}$ **na obou stranách stěny jsou vytvářeny charakteristické otřepy, natavení nebo i dílčí odpaření dopadající tělíska**

e) $\mathbf{D_1 = d >> h,}$ **dochází ke zpomalení tělíska o hmotnosti** $\mathbf{m_q}$**, nedochází k jeho poškození**



Obr. 1: Schéma porušení (perforace) tělesa po nárazu kulovitého projektilu o vysoké rychlosti (rázové namáhání cílového objektu); d – průměr kulového projektilu, D_1 – průměr perforace, D_2 – průměr kráteru, h – tloušťka stěny konstrukce.

3. Vybrané empirické vztahy

3.1 Průměr kráteru (viz Obr. 1)

$$\mathbf{D_2 = A\ m_q^{\alpha} v_d^{\beta}} \qquad (1)$$

kde A je konstanta získaná experimentálně
α = 1,02
β = 0,7
m_q hmotnost tělíska (kg)
v_d dopadová rychlost (km/s)

3.2 Balistická mez

V období 1979 až 1997 předloženy různými autory různé rovnice pro vyjádření balistické meze v závislosti na průměru kulovitého tělíska (projektilu), materiálových vlastnostech a dopadové rychlosti. Jejich neúplný výčet lze nalézt např. v [7]. Uveďme zde alespoň vztah autorů Fishe a Summerse z r. 1984 při kolmém dopadu kosmického projektilu:

$$\mathbf{h_{max}/\ d = 0{,}57\ d^{0{,}056}\ \varepsilon^{-0{,}056}\ (\rho_q/\ \rho_h)^{0{,}5}\ v^{0{,}875}} \qquad (2)$$

kde h_{max} je maximální perforovaná tloušťka stěny (cm),
d průměr kulovitého projektilu (cm),
ρ hustota (g/cm^3), ρ_q pro projektil, ρ_h pro stěnu konstrukce,
ε tažnost v (%),
v dopadová rychlost (km/s).

3.3 Vztah pro průměr D_1

Z celé řady vztahů publikovaných od roku 1963 uveďme jednoduchou rovnici autorů Nismithe a Denarda z r. 1969 podle [7]

$$\mathbf{D_1/d\ =\ 0{,}88\ \rho_q^{0{,}5}\ (h/d)^{0{,}45}\ v^{0{,}5}} \qquad (3)$$

kde ρ_q je hustota kosmického projektilu (kg/m^3),
h tloušťka stěny (cm),
d průměr kulovitého projektilu (cm),
v dopadová rychlost (km/s).

4. Ochranné oděvy pro kosmonauty

Kosmonauti jsou po výstupu z KL nebo OS ohrožováni mikrometeority a kosmickým smetím (obvykle malá hmotnost, rychlost v jednotkách km/s). Balistická odolnost ochranných oděvů je definována jinými parametry, než jsme uváděli v částech 1. a 3. Ochranné oděvy zajistí potřebný tlak mikroatmosféry uvnitř oděvu (skafandru) po dostatečnou dobu, aby kosmonaut měl možnost bezpečného návratu i v případě, že dojde k proražení oděvu (průměr otvoru do 4 mm).

Výsledky testů se třemi typy textilií (uvedené textilie odpovídaly různým částem oděvu kosmonauta) byly uvedeny v r. 1999 [6]. Vzorky textilií o rozměrech 0,1 x 0,1 m byly zatěžovány nárazy kuliček z duralových slitin.

Z výsledků experimentů byl stanoven průměr kuliček **d** o hustotě $\boldsymbol{\rho_q}$, které při dopadové rychlosti **v** pod úhlem od kolmice **θ** by nepronikly textilií.

Uveďme zde alespoň vztah při vysoké rychlosti projektilu

$$\mathbf{v\ \geq 6{,}95\ /\ (\cos\theta)^{0{,}45}\ (km/s)}$$

$$\mathbf{d\ =\ C_H\ \rho^{-0{,}5}\ v^{2/3}\ (\cos\theta)^{-0{,}45}} \qquad (4)$$

kde C_H je pro

základní části oděvu	0,38
rukávy	0,19
zesílenou ochranu	0,51.

Pro základní části oděvu je použita textilie o 5 vrstvách,
zvláště exponovaná místa – hrudník, slabiny apod. – textilie o 9 vrstvách
rukavice - textilie o 5 vrstvách.
Obrázky uspořádání jednotlivých vrstev textilií budou u uvedených tří skupin ukázány v rámci přednášky.

5. Poznámka k urychlovacím zařízením [8], [9] a [10]

Vývoj urychlovacích zařízení pro získání velmi vysokých rychlostí projektilů v pozemských laboratořích (zpočátku do 10 km/s, později až do 20 km/s) probíhal dle dostupných poznatků od 50. let. V principu jde o hlavňové soustavy, pracující

na bázi plynných medií s nízkou molekulovou hmotností. V bývalé ČSSR jsme se touto problematikou zabývali koncem 70. let [9].

6. Závěr

Problematika balistické odolnosti je jen jednou z mnoha úloh při návrhu kosmických objektů. Při volbě konstrukčních materiálů je nutno přihlížet rovněž k nezbytné eliminaci záření a řadě dalších vlivů. Otázku balistické odolnosti je možno dílčím způsobem řešit i vhodnou orientací objektu v kosmickém prostoru (větším stíněním citlivých a životně důležitých uzlů objektu). Nové úlohy kosmonautiky budou klást i nové požadavky na balistickou odolnost kosmických objektů.

7. Použitá literatura:

[1] McBride, N. and McDonnell, J.A.M. (1998). Meteorid impacts on spacecraft: sporadics, streams and the Leonid meteorid storm, *Planet Space Sci. Review*.

[2] McDonnell, J.A.M. (1999). HVI phenomena: applications to space missions, *Int. J. Impact Engng* 23: 597-619.

[3] Kessler, D.J., Reynolds, E.C. and Anz-Meador, P.D. (1989). *Orbital Debris Envirobment for Spacecraft Designed to Operate in Low Earth Orbit*, NASA (tm)-100-471.

[4] Kessler, D.J., Reynolds, E.C. and Anz-Meador, P.D. (1996). Orbital debris environments for spacecraft designed to to operate in low-Earth orbit. In *NASA Memorandum 100471,* Johnson Space center, Houstin, TX.

[5] Gardner, D.,J., Mc Donnell, J.A.M. and Collier, I. (1997), Hole growth characterisation for hypervelocity impacts in thin layer, *Int. J. Impact Engng* 19: 589-602.

[6] Christiansen, E.L. and Kerr, J.H., De La Fuente, H.M. and Schneider, W.C. (1999). Flexible and and deployable meteorid/debris shielding for spacecraft, *Int. J. Impact Engng* 23: 125-136.

[7] Buchar, J., Voldřich, J. (2003). Terminální balistika. ACADEMIA, str. 119-125.

[8] Zukas, J.A., Nicholas, T., Swift, H.F., Greszczuk, L.B. and Curran, D.R. (1992). Krieger Publishing Company, Malabar, Florida.

[9] Kusák, J. (1979). Termodynamická zařízení s lehkým plynem k dosažení velmi vysokých rychlostí výmetu tělesa. In *Sborník prací VP RVVT a ZP ČVTS při VVÚ ZVS Brno,* 29 stran.

[10] Prospekty (Launcher catalog) fy THIOT INGENIERIE, 2006

✷ ✷ ✷ ✷ ✷

JAK LÉTAJÍ MEZIKONTINENTÁLNÍ BALISTICKÉ RAKETY ?

Ing. Bedřich Růžička, CSc.

Americký požadavek na vybudování protiraketové základny ve střední Evropě alespoň dočasně vzbudil zájem o tuto obávanou zbraň. Podle přijatých smluv (např. SALT 2 z r. 1979) se za mezikontinentální považuje raketa o doletu > 5 500 km, což odpovídalo minimální vzdálenosti mezi severozápadní hranicí kontinentální části tehdejšího SSSR a severovýchodní hranicí kontinentální části Spojených států.

Přívlastkem „balistická“ je v jejich názvu vyjádřena skutečnost, že se raketa pohybuje po balistické dráze, jež má tvar odporem vzduchu deformované kuželosečky. Kromě nutných korekcí za účelem zlepšení přesnosti zásahu raketa za letu nemanévruje, a tudíž ani nemění rovinu dráhy. Dráha ICBM musí ležet v rovině, která prochází třemi body: místem startu, polohou cíle a středem Země. Pohyby ve stylu sci-fi seriálů (např. Startrek) jsou vyloučeny; na rozdíl od filmů zde platí důsledně zákony nebeské mechaniky.

Lety těchto prostředků na velké vzdálenosti mají mnoho společného s kosmickými raketami. Jejich dráha je rovněž částí elipsy, jedno z ohnisek této dráhy leží ve středu Země a pouze fakt, že perigeum má zápornou výšku (leží pod zemským povrchem) ji odlišuje od drah UDZ.

Mezikontinentální balistické rakety mohou k cíli letět po dráze obecné či optimální. Optimální dráhy jsou výhodné v tom, že požadovanou vzdálenost překonají nejmenší možnou rychlostí. Ani obecnou, ani žádnou optimální drahou však nelze zasáhnout cíle, které leží v úhlové dálce ≥ 180°, tj. ve vzdálenosti větší než 20 000 km. Při střelbě na vzdálenost o úhlové dálce 180° je náměrný úhel 0° a potřebná rychlost 7 912 $m.s^{-1}$. Raketa se stává hypotetickou nulovou družicí.

Cíle ve vzdálenostech ≥ 180° lze zasáhnout pouze raketami globálními. Podle definice musí být globální raketa vypuštěna rychlostí v_o, ležící v rozmezí 7 912 až 11 182 $m.s^{-1}$, tj. mezi první a druhou kosmickou rychlostí. Musí být také splněna podmínka, že náměrný úhel při vypuštění rakety bude mít hodnotu $0 < \Theta_o < \Theta_{o\,max}$.

Jakmile se ICBM objevily ve výzbroji některých států (původně pouze SSSR a USA), hledaly se možnosti obrany proti nim. Hlavními obrannými prostředky se staly antirakety, které útočící ICBM, resp. jejich hlavice měly ničit mohutným jaderným výbuchem ve výškách nad 100 km. Dnes se od tohoto způsobu upouští (hrozí vyřazení vlastních sledovacích radarů i radarů včasné výstrahy, nelze vyloučit ani zasažení teritoria tlakovou vlnou a radiací) a k likvidaci hlavic ICBM dochází mechanicky, přímým zásahem hlavice ICBM hlavicí (impaktorem) antirakety při střetné rychlosti 7 000 $m.s^{-1}$ (a často i větší). Při takových rychlostech dokáže ocelová kulička o průměru 1 mm a hmotnosti 0,004 g prorazit 10 mm

tlustou pancéřovou desku. Pouhých 0,5 kg materiálu, který se srazí s hlavicí ICBM výše uvedenou rychlostí, uvolní při nárazu energii rovnou výbuchové energii 2,7 kg TNT. Impaktor – EKV (Exoatmospheric Kill Vehicle) – má hmotnost 45 až 50 kg, takže nárazem se uvolní energie jako při výbuchu nálože trinitrotoluenu o hmotnosti 243 až 270 kg. Jiným nadějným prostředkem je laserový paprsek, který je údajně schopen likvidovat rakety s KPL na vzdálenost ~ 600 km, rakety s tuhými PL do vzdálenosti poloviční.

Ke zničení ICBM lze přistoupit na počátečním úseku dráhy (boost phase – prakticky totožném s dobou funkce RM všech stupňů), na nejdelším úseku středním (midcourse-phase) a posléze na závěrečné či konečné části dráhy (terminal-phase). Největším úskalím obrany proti ICBM je problém včasného zjištění letící rakety protivníka a minimum času k přijetí obranných opatření a zničení útočící rakety.

Likvidace ICBM na počátečním úseku dráhy má svoje přednosti – raketa představuje cíl značných rozměrů, je intenzívním zdrojem IČ záření a lze ji relativně snadno sledovat, ke zničení zpravidla dojde nad teritoriem útočníka. Avšak k objevení ICBM je třeba kosmických prostředků (detekce leteckými prostředky je spíše věcí náhody), a rovněž obrana musí být vedena z kosmu. Na obranná opatření je k dispozici minimum času (3,5 až 5minut).

Z hlediska úspěšnosti zásahu proti hlavicím ICBM je nejnadějnější střední část dráhy. Hlavice se po tomto úseku pohybuje poměrně dlouho (15 – 25 minut podle dálky střelby). Dráha dosahuje značné výše (přes 1 300 km), takže následky zásahu na Zemi budou nejspíše omezené. Právě zde lze k likvidaci hlavic ICBM použít impaktorů EKV, v atmosféře by při rychlostech 7 000 – 8 300 $m.s^{-1}$ zaručeně shořely. Obrana na středním úseku dráhy je nyní v popředí zájmu raketových velmocí. Ke ztížení obranných opatření používá útočník ovšem nejrůznějších metod a prostředků, např. metody „stealth“ (cíle s minimálním radarovým odrazem), klamných cílů a rychlého manévrování hlavic.

Podle představ projektantů protiraketové obrany (zkráceně PRO) měly by se na závěrečném úseku dráhy likvidovat pouze hlavice, které proklouzly sítí obranných opatření na předešlých dvou úsecích. V literatuře se sice tvrdí, že problematika ničení raket na koncovém úseku trajektorie je nejvíce rozpracována, avšak zatím používané prostředky a systémy jsou účinné jen proti raketám s krátkým doletem (tj. do 1 000 km), v nejlepším případě s doletem středním (přibližně do 3 000 km), jejichž rychlost je však proti ICBM asi poloviční nebo nanejvýš dvoutřetinová. Přestože dochází k odfiltrování klamných cílů (mají malé průřezové zatížení a rychle ztrácejí rychlost), což obranu usnadňuje, největším problémem je citelný nedostatek času k zásahu (3,5 až 4 minuty). K likvidaci nepřátelské hlavice dochází nad vlastním územím, takže nutno počítat s možnými následky a škodami. Zbytky zničené hlavice i vlastních antiraket někam určitě spadnou.

O současné účinnosti a přesnosti protiraketových zbraní bylo by nevhodné dělat si přehnané iluze. Obrana na počátečním úseku dráhy není zabezpečena vůbec.

Výkonné lasery na družicích jsou zatím hudbou budoucnosti. Při zkouškách antiraket s EKV na středním úseku dráhy se za podmínek jen velmi vzdáleně připomínajících reálné poměry dosáhlo zatím 50% pravděpodobnosti zásahu. Ani v konečné části dráhy hlavic ICBM není ještě příliš naděje na úspěch. Systém THAAD (Terminal High Altitude Area Defense) bude zaveden později než se čekalo. Nemá (březen 2006) bezpečnostní certifikát a příslušnou akreditaci. Také opěvovaný Patriot nepodává očekávané výsledky – při první válce v Perském zálivu měl ve skutečnosti jen 9 % úspěšných zásahů. V roce 2003 bylo na spojenecké jednotky vypuštěno 23 iráckých operačních raket Scud. Při spotřebě nejméně 24 zdokonalených Patriotů bylo z nich sestřeleno 9 exemplářů. Navíc ovšem mají Patrioty na účtu britský letoun Tornado a americký F/A-18 i s posádkami. Další letoun F-16 se zachránil před sestřelením pouze tím, že jeho pilot duchapřítomně zničil protiradarovou střelou radar Patriotu.

Azimuty drah se u mezikontinentálních raket (se zálohou rychlosti do 7 500 $m.s^{-1}$) volí tak, aby raketa při letu k cíli překonávala co nejmenší úhlovou dálku. Proto jsou tak oblíbené polární a kvazipolární dráhy. Při startech východním směrem získáváme zadarmo část unášivé rychlosti zemské rotace (na rovníku je to 465 $m.s^{-1}$). Startům západním směrem se bez vážného důvodu raději vyhýbáme. Nejenže nevyužijeme rychlosti zemské rotace, ale naopak raketa jí musí překonávat a její dostřel se zkracuje (při úhlové dálce $\varphi = 90°$ to může znamenat až 2 000 km).

Nutnost ctít zákony nebeské mechaniky vede k tomu, že lze již předem předpovědět směry, z nichž můžeme s největší pravděpodobností očekávat útok mezikontinentálních balistických raket. To do jisté míry usnadňuje obranu proti nim výstavbou protiraketových základen na předem vybraných směrech.

Získat dostatek času na obranný zásah je palčivým problémem. Lze to řešit jen vysunutím radarů včasné výstrahy i radarů sledovacích (střeleckých) co nejblíže očekávanému místu vypuštění ICBM potenciálního protivníka. Kosmické prostředky (družice sledovacího a kontrolního systému) sice dají rychlou informaci o startu rakety, neposkytnou však všechny potřebné údaje k naprogramování letu vlastní antirakety. To bylo nejspíše důvodem, proč se americká administrativa již v roce 2002 rozhodla oslovit Polsko a další evropské země s cílem vybudovat ve střední Evropě jedno z devíti plánovaných stanovišť radarů XBR a současně i základnu antiraket, určených proti ICBM, vypouštěným údajně ze Severní Afriky a Středního Východu.

Příznivci základny v České republice (podle průzkumu CVVM ze září 2006 celkem 24 %) argumentují většinou:

- přijatými závazky vůči USA;
- zvýšením bezpečnosti ČR;
- možností technologické modernizace podniků na stavbě základny zúčastněných;
- zvýšením zaměstnanosti.

Ve skutečnosti se ČR nezavázala k výstavbě základny ani NATO, ani Spojeným státům. Naopak před rozšířením NATO o nové členské země v roce 1999 bylo v Severoatlantické alianci přijato usnesení, že na území nových států nebude budována žádná základna.

Zda dojde skutečně ke zvýšení bezpečnosti ČR, je sporné. Antirakety nejsou určeny k ochraně území České republiky, nýbrž k ochraně teritoria Spojených států. Existence radaru a základny může spíše přitáhnout zájem či pozornost protivníků (země islámského světa, Severní Korea), ale i všeho schopných teroristů. V tomto směru se riziko spíše zvětšilo.

O možném technologickém přínosu lze uvažovat tehdy, pokud se české firmy budou schopny zapojit do transatlantických konsorcií např. na úrovni základního, resp. aplikovaného výzkumu, což vzhledem ke stavu našeho zbrojního průmyslu po roce 1990 nelze považovat za příliš nadějné. Navíc je zde neochota Spojených států podělit se o špičkové technologie i s nejbližšími spojenci na rovnoprávném základě.

I co se týká rozvoje zaměstnanosti, je třeba být velice opatrným. Zaměstnanci základny budou Američané a technologie americké. Není vyloučeno, že z bezpečnostních důvodů by byly z USA dodávány i potraviny a zajišťovány další služby jako na Bondstilu v Kosovu, kde mají i McDonald´s a speciální obchodní dům (J. Dienstbier, 9. 8. 2006). A podobně soudí i další např. (cit.): „…v nejlepším případě, pokud někdo doufá, že základna zvýší zaměstnanost, může mít na mysli jen zahradníka, který bude sekat trávu kolem plotu základny, a kantýnskou, co strká hamburgry do mikrovlnky.“ (Miroslav Váňa, poslanec ČSSD, 23. 8. 2006).

I v případě, že bude na našem území umístěn jen radar XBR, mohlo by to znamenat značný zásah do letového provozu. Někteří experti odhadují poloměr bezletové zóny (kde by byl vyloučen jakýkoliv letecký provoz) až na 50 km (viz Právo, 30. 8. 2006). Česká republika totiž není liduprázdná jako např. Aljaška, kde na ploše 19krát větší než celá ČR žije asi 600 000 obyvatel, tj. jako v Brně a blízkém okolí. U nás by takové omezení mělo dalekosáhlé dopady.

Když jsme uvažovali o možných drahách ICBM z území tzv. darebáckých států do USA, pouze jediná trajektorie vedla z Íránu přes Evropu – právě ta nejméně výhodná, směřující k severozápadu. V severní Africe jsme nenalezli stát, který by vlastnil rakety s mezikontinentálním doletem. Pokud víme, Libye se ambicí získat ICBM vzdala.

Proti komu by raketová základna ve střední Evropě měla být ve skutečnosti určena?

Prameny:

Wolff, W.: Raketen und Raketenballistik. Deutscher Militärverlag, 2. přepracované vydání, Berlin 1966, str. 281-284; 333-336
Kroulík, J.; Růžička, B.: Vojenské rakety. Naše vojsko, Praha 1985

Karpenko, A. V.: Protivoraketnaja i protivokosmičeskaja oborona. Příloha časopisu Bastion, č. 4, St. Petěrburg 1998
Khol, R.; Šulc, F. a kol.: Protiraketová obrana. ÚMV, Praha 2004
ATM – Armády-technika-militária, roč. 2006, č. 8, 9, 10 – (Kautský, S.; Havel, L.)
ATM – Armádní technický magazín, roč. 2006, č. 9 – (Visingr, L.)
Denní tisk, červenec-listopad 2006
http://en.wikipedia.org/wiki/National_Missile_Defense

✷✷✷✷✷

MEZINÁRODNÍ KOSMICKÁ STANICE ISS 2005-2006

Mgr. Antonín Vítek, CSc.

V polovině uplynulého roku byl lety STS-121 a STS-115 obnoven provoz raketoplánů a znovu zahájena další výstavba stanice ISS.

K 2005-12-01 tvořili 12. základní osádku komplexu (přílet na stanici 2005-10-01): Velitel a vědecký pracovník: William Surles McArthur, Jr. Palubní inženýr: Valerij Ivanovič Tokarev

Sestava stanice ke dni 2005-12-01:

Dynamická hmotnost: 185 994 kg, jen ISS 174 294 kg

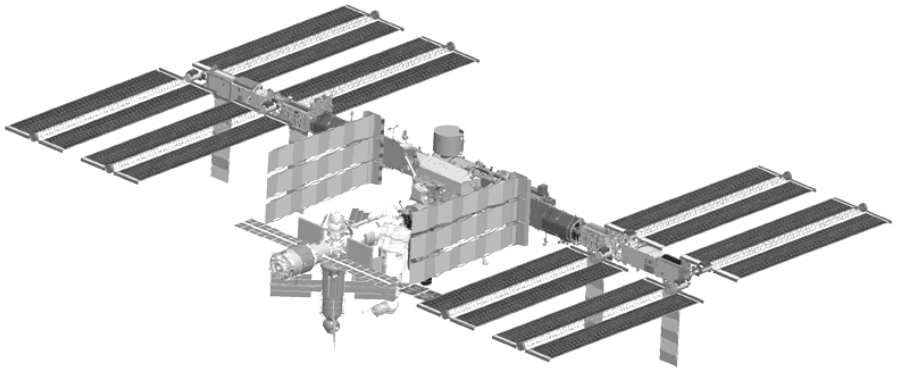
Moduly:

- 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];
- stykovací modul a přechodová komora SO-1 [=Stykovočnyj otsek] 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].

Transportní prostředky:

- nákladní loď Progress-M 54 (2005-035A, od 2005-09-10)
- transportní loď Sojuz-TMA 7 (2005-039A, od 2005-10-03)



Logistické akce prosinec 2005 - listopad 2006:

Datum	Akce
2005-12-23	Připojení nákladní lodi Progress-M 55
2006-03-03	Odpojení nákladní lodi Progress-M 54
2006-03-20	Přemístění transportní lodi Sojuz-TMA 7
2006-04-01	Připojení transportní lodi Sojuz-TMA 8
2006-04-08	Odpojení transportní lodi Sojuz-TMA 7
2006-04-26	Připojení nákladní lodi Progress-M 56
2006-06-19	Odpojení nákladní lodi Progress-M 55
2006-06-26	Připojení nákladní lodi Progress-M 57
2006-07-06	Připojení raketoplánu Discovery
2006-07-07	Připojení modulu MPLM Leonardo
2006-07-14	Odpojení modulu MPLM Leonardo
2006-07-15	Odpojení raketoplánu Discovery
2006-09-11	Připojení raketoplánu Atlantis
2006-09-12	Připojení příhradové konstrukce ITS-P3/P4
2006-09-17	Odpojení raketoplánu Atlantis
2006-09-19	Odpojení nákladní lodi Progress-M 56
2006-09-20	Připojení transportní lodi Sojuz-TMA 9
2006-09-28	Odpojení transportní lodi Sojuz-TMA 8
2006-10-10	Přemístění transportní lodi Sojuz-TMA 9
2006-10-26	Připojení nákladní lodi Progress-M 58

Průběh letu:

Nákladní loď
Název lodi: Progress-M 55
Označení letu: ISS-20P
COSPAR: 2005-047A
SSC: 28906
Start: 2005-12-21 18:38:20 UT, Bajkonur, Sojuz-U
Přílet: 2005-12-23 19:46:18 UT
Odlet: 2006-06-19 14:06:35 UT
Zánik: 2006-06-19 17:53:14 UT, jižní Tichý oceán
Náklad: 2491 kg

Výstup do volného prostoru VKD-15
Přechodová komora: modul Pirs
Účastníci: Valerij I. Tokarev, William S. McArthur, Jr.
Zahájení a ukončení: 2006-02-03 22:44 UT až 2006-02-04 04:27 UT
Trvání: 5 h 43 min (plán 5 h 58 min)

Úkoly:

- Vypuštění skafandru Orlan-M jako radioamatérské družice Radioskaf alias SuitSat-1 (2005-035C)
- Přemístění jeřábu GStM z modulu Zarja. na přechodový tunel PMA-3
- Zablokování gilotiny pro přesekávání komunikačního kabelu modulu IUA mobilní základny MBS (nezdařilo se)
- Náhrada kontejneru č. 2 s experimentem „Biorisk-MSN“ kontejnerem č. 3
- Fotodokumentace detektorů mikrometeoroidů
- Fotodokumentace motorků orientace
- Kontrola a fotodokumentace antény WA4
- Fotodokumentace vyústění odvětrávacího potrubí nádrží paliva
- Kontrola povrchu pracovního úseku modulu Zvezda

Nákladní loď
Název lodi: Progress-M 54
Označení letu: ISS-19P
COSPAR: 2005-035A
SSC: 28866
Start: *2005-09-08 13:07:54 UT, Bajkonur, Sojuz-U*
Přílet: *2005-09-10 14:42:03 UT*
Odlet: 2006-03-03
Zánik: 2006-03-03
Náklad: 2414 kg

Transportní loď - přelet mezi moduly
Název lodi: Sojuz-TMA 7
Označení letu: ISS-11S
COSPAR: 2005-039A
SSC: 28877
Start: *2005-10-01 03:54:53 UT, Bajkonur, Sojuz-U*
Přelet:
Odpojení: 2006-03-20 06:49 UT: modul Zarja
Připojení: 2006-03-20 07:11 UT: modul Zvezda
Posádka: Valerij I. Tokarev, William S. McArthur, Jr.

Transportní loď - přílet 13. základní osádky a návštěvnické osádky EP-10
Název lodi: Sojuz-TMA 8
Označení letu: ISS-12S
COSPAR: 2006-009A
SSC: 28996
Start: 2006-03-30 02:30:20 UT, Bajkonur, Sojuz-FG
Přílet: 2006-04-01 04:19:26 UT

Osádka nahoru: Pavel V. Vinogradov, Jeffrey N. Williams, Marcos C. Pontes (EP-10)
Odlet: 2006-09-28 21:53 UT
Přistání: 2006-09-29 01:13:17 UT, Kazachstán
Osádka dolů: Pavel V. Vinogradov, Jeffrey N. Williams, Anousheh Ansari[ová] (EP-11)
Počáteční hmotnost na dráze: 7220 kg

Návštěvnická osádka:
Označení: EP-10
Člen osádky: Marcos Cesar Pontes (*1963-03-11, Nauru, SP, Brazílie)
Kategorie: palubní inženýr
Sponzorující organizace: Agencia Espacial Brasileira (AEB), Brasilia, DF, Brazílie

Předání stanice mezi 12. a 13. základní osádkou
Předávající osádka:
Pořadové číslo: 12
Velitel a vědecký pracovník: William Surles McArthur, Jr. (*1951-07-26, Laurinburg, NC, USA)
Palubní inženýr: Valerij Ivanovič Tokarev (*1952-10-29, Kapustin Jar, Vladimirskij raj., Astrachanskaja obl., SSSR [nyní Rusko])
Přebírající osádka:
Pořadové číslo: 13
Velitel: Pavel Vladimirovič Vinogradov (*1953-08-31, Magadan, Magadanskaja obl., RSFSR, SSSR [nyní Rusko])
Palubní inženýr a vědecký pracovník: Jeffrey Nels Williams (*1958-01-18, Superior, WI, USA)
Datum předání: 2006-04-06

Transportní loď - odlet 12. základní osádky a návštěvnické osádky EP-10
Název lodi: Sojuz-TMA 7
Označení letu: ISS-11S
COSPAR: 2005-039A
SSC: 28877
Start: *2005-10-01 03:54:53 UT, Bajkonur, Sojuz-U*
Odlet: 2006-04-08 20:28 UT
Přistání: 2006-04-08 23:48 UT, Kazachstán, 54 km JV od města Arkalyk (Kazachstán)
Osádka dolů: Valerij I. Tokarev, William S. McArthur, Jr., Marcos C. Pontes (EP-10)

Nákladní loď
Název lodi: Progress-M 56
Označení letu: ISS-21P

COSPAR: 2006-013A
SSC: 29057
Start: 2006-04-24 16:03:25 UT, Bajkonur, Sojuz-U
Přílet: 2006-04-26 17:41:31 UT
Odlet: 2006-09-19 00:28 UT
Zánik: 2006-09-19 04:14:40 UT, jižní Tichý oceán
Náklad: 2595,7 kg

Výstup do volného prostoru VKD-16
Přechodová komora: modul Pirs
Účastníci: Pavel V. Vinogradov, Jeffrey N. Williams
Zahájení a ukončení: 2006-06-01 22:48 UT až 2006-06-02 05:19 UT
Trvání: 6 h 31 min (plán 5 h 43 min)
Úkoly:

- Instalace vypouštěcího ventilu vodíku systému Elektron-M
- Demontáž panelu č. 3 experimentu „Kromka“ z přístrojového úseku modulu Zvezda
- Demontáž plošiny s experimentem „Biorisk-MSN“ z povrchu modulu Pirs
- Upevnění volné smyčky kabelu u antény WAL3 na povrchu modulu Zvezda
- Demontáž bloku systému řízení tlaku a vlhkosti atmosféry BKDO
- Výměna vadné televizní antény na mobilní základně MBS

Nákladní loď
Název lodi: Progress-M 57
Označení letu: ISS-22P
COSPAR: 2006-025A
SSC: 29245
Start: 2006-06-24 15:08:18 UT, Bajkonur, Sojuz-U
Přílet: 2006-06-24 15:08:18 UT
Odlet: *2007-01-18*
Zánik: *2007-01-18*
Náklad: 2578 kg

Raketoplán
Název lodi: Discovery
Označení letu: STS-121 alias ISS-ULF-1.1
COSPAR: 2006-028A
SSC: 29251
Start: 2006-07-04 18:37:54,951 UT, Eastern Test Range, LC-39B
Přílet: 2005-07-28 11:18 UT
Osádka nahoru i dolů: Steven W. Lindsey, Mark E. Kelly, Michael E. Fossum, Lisa M. Nowak[ová], Stephanie D. Wilson[ová], Piers J. Sellers

Osádka jen nahoru: Thomas A. Reiter
Připojení MPLM ke komplexu: 2006-07-07 (modul Leonardo)
Odpojení MPLM ke komplexu: 2006-07-14 (modul Leonardo)
Odlet: 2006-07-15 12:08 UT
Přistání: 2006-07-17 13:14:43 UT, Kennedy Space Center, SLF Rwy 15
Vzletová hmotnost: 2 051 963 kg
Vzletová hmotnost družicového stupně: 121 092 kg
Počáteční hmotnost na dráze: 114 855 kg
Přistávací hmotnost: 102 394 kg
Náklad: přibližně 13 800 kg

Výstup do volného prostoru STS-121-EVA-1
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Piers J. Sellers, Michael E. Fossum
Zahájení a ukončení: 2006-07-08 13:17 UT až 20:48 UT
Trvání: 7 h 31 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Zajištění gilotiny pro nouzové přesekávání kabelu u mobilní základny MBS
- Dynamické zkoušky mechanické pevnosti a pružnosti manipulátoru SRMS prodlouženého tyčí OBSS

Výstup do volného prostoru STS-121-EVA-2
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Piers J. Sellers, Michael E. Fossum
Zahájení a ukončení: 2006-07-10 12:24 UT až 19:01 UT
Trvání: 6 h 37 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Přesunutí modulu čerpadla amoniaku na vnější úložnou plošinu ESP-2 a jeho upevnění
- Výměna spodního bloku gilotiny kabelu IUA na mobilní základně MBS
- Výměna propojovací kabeláže TUS včetně bubnu namotávání kabelu na mobilní základně MBS

Výstup do volného prostoru STS-121-EVA-3
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Piers J. Sellers, Michael E. Fossum
Zahájení a ukončení: 2006-07-12 11:20 UT až 18:31 UT
Trvání: 7 h 11 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Zkoušky způsobů opravy panelů RCC náběžné hrany raketoplánu

Výstup do volného prostoru ISS-EVA-5
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Jeffrey N. Williams, Thomas A. Reiter
Zahájení a ukončení: 2006-08-03 16:04 UT až 21:58 UT
Trvání: 5 h 58 min (plán 6 h 10 min)
Úkoly:

- Montáž měřiče FPP elektrostatického potenciálu povrchu konstrukce na příhradový nosník ITS-S0
- Příprava nosníků ITS-S0 a ITS-S1 k chystaným montážím při dalších letech STS
- Instalace schránky MISSE se vzorky materiálů na povrch modulu Quest
- Testování infračervené kamery pro odhalování poškození tepelné izolace

Raketoplán
Název lodi: Atlantis
Označení letu: STS-115 alias ISS-12A
COSPAR: 2006-036A
SSC: 29391
Start: 2006-09-09 15:14:55,066 UT UT, Eastern Test Range, LC-39B
Přílet: 2006-09-11 10:46 UT
Osádka nahoru i dolů: Brett W. Jett, Christopher J. Ferguson, Joseph R. Tanner, Daniel C. Burbank, Heidemarie M. Stefanyshyn-Piper[ová], Steven G. MacLean (Kanada)
Připojení příhradové konstrukce ITS-P3/P4 ke komplexu: 2006-09-12
Odlet: 2006-09-17 12:50 UT
Přistání: 2006-09-21 10:21:30 UT, Kennedy Space Center, SLF Rwy 33
Vzletová hmotnost: 2 052 872 kg
Vzletová hmotnost družicového stupně: 122 397 kg
Počáteční hmotnost na dráze: 116 962 kg
Přistávací hmotnost: 90 573 kg
Náklad: 15 821 kg

Výstup do volného prostoru STS-115-EVA-1
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Joseph R. Tanner, Heidemarie M. Stefanyshyn-Piper[ová]
Zahájení a ukončení: 2006-09-12 09:17 UT až 15:43 UT
Trvání: 6 h 26 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Montážní práce na připojení dílu ITS-P3/P4 ke konstrukci nosníku stanice a jeho uvedení do provozu

Výstup do volného prostoru STS-115-EVA-2
Přechodová komora: JAL modulu Quest

Účastníci: Daniel C. Burbank, Steven G. MacLean
Zahájení a ukončení: 2006-09-13 09:05 UT až 16:16 UT
Trvání: 7 h 11 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Montážní práce na připojení dílu ITS-P3/P4 ke konstrukci nosníku stanice a jeho uvedení do provozu

Výstup do volného prostoru STS-115-EVA-3
Přechodová komora: JAL modulu Quest
Účastníci: Joseph R. Tanner, Heidemarie M. Stefanyshyn-Piper[ová]
Zahájení a ukončení: 2006-09-15 10:00 UT až 16:42 UT
Trvání: 6 h 42 min (plán 6 h 30 min)
Úkoly:

- Oprava jednoho z osmi upevňovacích zámků servosystému BGA na příhradové konstrukci ITS-P6 (neúspěšná)
- Demontáž schránky s materiálovými vzorky experimentu MISSE-5
- Demontáž transportních aretačních zámků radiátoru PVR-4 na konstrukci ITS-P4
- Výměna nosníku SASA antény pro pásmo S na příhradové konstrukci ITS-S1
- Výměna anténního zesilovače antény pro pásmo S
- Instalace tepelné izolace antény pro pásmo Ku
- Testy infračervené kamery pro průzkum náběžné hrany raketoplánu

Transportní loď - přílet 14. základní osádky a návštěvnické osádky EP-11
Název lodi: Sojuz-TMA 9
Označení letu: ISS-13S
COSPAR: 2006-040A
SSC: 29400
Start: 2006-09-18 04:08:40 UT, Bajkonur, Sojuz-FG
Přílet: 2006-09-20 05:21:20 UT
Osádka nahoru: Michail V. Tjurin, Michael E. Lopez-Alegria, Anousheh Ansari[ová]
Odlet: *2007-03-19*
Přistání: *2007-03-19, Kazachstán*
Počáteční hmotnost na dráze: 7220 kg

Návštěvnická osádka:
Označení: EP-11
Člen osádky: Anousheh Ansari[ová] (*1966-09-12, Mashhad, prov. Rahavi Khorasan, Írán)
Kategorie: účastník kosmického letu (kosmický turista)
Sponzorující organizace: soukromník

Předání stanice mezi 13. a 14. základní osádkou
Předávající osádka:
Pořadové číslo: 13
Velitel: Pavel Vladimirovič Vinogradov
Palubní inženýr a vědecký pracovník: Jeffrey Nels Williams
Přebírající osádka:
Pořadové číslo: 14
Velitel a vědecký pracovník: Michael E. Lopez-Alegria (*1958-05-30, Španělsko)
Palubní inženýr: Michail Vladislavovič Tjurin (*1960-03-02, Kolomna, Moskovskaja obl., RSFSR, SSSR [nyní Rusko])
Datum předání: 2006-09-26

Transportní loď - odlet 13. základní osádky a návštěvnické osádky EP-11
Název lodi: Sojuz-TMA 8
Označení letu: ISS-12S
COSPAR: 2006-009A
SSC: 28996
Start: *2006-03-30 02:30:20 UT, Bajkonur, Sojuz-FG*
Odlet: 2006-09-28 21:53 UT
Přistání: 2006-09-29 01:13:17 UT, Kazachstán
Osádka dolů: P. V. Vinogradov, J. N. Williams, Anousheh Ansari[ová] (EP-11)

Transportní loď - přelet mezi moduly
Název lodi: Sojuz-TMA 9
Označení letu: ISS-13S
COSPAR: 2006-040A
SSC: 29400
Start: *2006-09-18 04:08:40 UT, Bajkonur, Sojuz-FG*
Přelet:
Odpojení: 2006-10-10 19:14 UT: modul Zvezda
Připojení: 2006-10-10 19:34 UT: modul Zarja
Posádka: Michail V. Tjurin, Michael E. Lopez-Alegria, Thomas A. Reiter

Nákladní loď
Název lodi: Progress-M 58
Označení letu: ISS-23P
COSPAR: 2006-045A
SSC: 29503
Start: 2006-10-23 13:40:36 UT, Bajkonur, Sojuz-U
Přílet: 2006-10-26 14:28:46 UT (pevné spojení 19:38 UT)
Odlet: *2007-04-08*
Zánik: *2007-04-08*
Náklad: 2433 kg

Výstup do volného prostoru VKD-17 (plán)
Přechodová komora: modul Pirs
Účastníci: Michail V. Tjurin, Michael E. Lopez-Alegria
Zahájení a ukončení: 2006-11-22 až 2006-11-23

Sestava stanice ke dni 2005-12-01:

Dynamická hmotnost: 213 350 kg, jen ISS 196 950 kg

Moduly:
Jako ke dni 2005-12-01, navíc:

- 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];

Transportní prostředky:
- nákladní loď Progress M-57 (2006-025A, od 2006-06-26)
- transportní loď Sojuz-TMA 9 (2006-040A, od 2006-09-20)
- nákladní loď Progress M-58 (2006-045A, od 2006-10-26)

Plány do konce roku 2007:

2006-12-08 Start raketoplánu Discovery (let STS 116 alias ISS-12A.1), ITS P5 (Mark L. Polansky, William A. Oefelein, Robert E. L. Curbeam, Jr., Joan E. Higginbotham[ová], Nicholas J. M. Patrick, A. Christer Fuglesang). Výměna Sunita L. Williams[ová] / Thomas A. Reiter na stanici
2006-12-10 Připojení raketoplánu Discovery ke komplexu.
2006-12-10 Výstup do volného prostoru STS-116-EVA-1 (Robert E. L. Curbeam, Jr., A. Christer Fuglesang)
2006-12-12 Výstup do volného prostoru STS-116-EVA-2 (Robert E. L. Curbeam, Jr., A. Christer Fuglesang)
2006-12-14 Výstup do volného prostoru STS-116-EVA-3 (Robert E. L. Curbeam, Jr., Sunita L. Williams[ová])
2006-12-16 Odpojení raketoplánu Discovery od komplexu
2006-12-19 Přistání raketoplánu Discovery
2007-01-17 Odpojení Progress-M 57
2007-01-18 Start Progress-M 59
2007-01-20 Připojení Progress-M 59

2007-02-02 Výstup do volného prostoru ISS-EVA-6 (Michael E. Lopez-Alegria, Sunita L. Williams[ová])
2007-02-06 Výstup do volného prostoru ISS-EVA-7 (Michael E. Lopez-Alegria, Sunita L. Williams[ová])
2007-02-10 Výstup do volného prostoru ISS-EVA-8 (Michael E. Lopez-Alegria, Sunita L. Williams[ová])
2007-03-16 Start raketoplánu Atlantis (STS 117 alias ISS-13A), ITS-S3/S4 (Frederick W. Sturckow, Lee J. Archambault, Patrick G. Forrester, Steven R. Swanson, John D. Olivas, James F. Reilly, II)
2007-03-18 Připojení raketoplánu Atlantis (STS 117 alias ISS-13A) ke komplexu
2007-03-19 Výstup do volného prostoru STS-117-EVA-1 (John D. Olivas, James F. Reilly, II)
2007-03-20 Výstup do volného prostoru STS-117-EVA-1 (Patrick G. Forrester, Steven R. Swanson)
2007-03-22 Výstup do volného prostoru STS-117-EVA-1 (John D. Olivas, James F. Reilly, II)
2007-03-25 Odpojení raketoplánu Atlantis (STS 117 alias ISS-13A) od komplexu.
2007-03-27 Přistání raketoplánu Atlantis (STS 117 alias ISS-13A)
2007-04-09 Start Sojuz-TMA 10 (Fjodor N. Jurčichin, Oleg V. Kotov, pravděpodobně kosmický turista Charles Simonyi)
2007-04-11 Připojení lodi Sojuz-TMA 10 ke komplexu
2007-04-18 Předání stanice mezi
2007-04-20 Odlet od komplexu a přistání lodi Sojuz-TMA 9 (Michail V. Tjurin, Michael E. Lopez-Alegria, Charles Simonyi)
2007-05-12 Start Progress-M 60
2007-06-18 Start ATV-1/Ariane 5
2007-07-15 (?) Připojení ATV-1 k modulu Zvezda.
2007-06-28 Start Endeavour (STS 118 alias ISS-13A.1), ITS-S5 (Scott J. Kelly, Charles O. Hobaugh, Dafydd R. Williams, Tracy E. Caldwell[ová], Richard A. Mastracchio, Barbara R. Morgan[ová]). Výměna Clayton C. Anderson / Sunita L. Williams[ová]
2007-09-03 Start Progress-M 61
2007-09-07 Start Atlantis (STS 120 alias ISS-10A), Node-2(Pamela A. Melroy[ová], George D. Zamka, Scott E. Parazynski, Douglas H. Wheelock, Michael J. Foreman, Paolo A. Nespoli)
2007-10-03 (?) Odpojení ATV-1 od modulu Zvezda¨
2007-10-06 Start Sojuz-TMA 11 (Jurij I. Malenčenko, Peggy A. Whitson[ová], pravděpodobně malajský kosmonaut Sheikh Muszaphar Shukor Al Masrie bin Sheikh Mustapha)
2007-10-17 Odpojení od komplexu a přistání lodi Sojuz-TMA 10 (Fjodor N. Jurčichin, Oleg V. Kotov, Sheikh Muszaphar Shukor)

2007-10-17 Start Discovery (STS 122 alias ISS-1E), Columbus (Stephen N. Frick, Alan G. Poindexter, Rex J. Walheim, Stanley G. Love, Leland D. Melvin, Hans W. Schlegel). Výměna Daniel M. Tani / Clayton C. Anderson
2007-11-29 Start Progress-M 62
2007-12-06 Start Endeavour (STS 123 alias ISS-1J/A) JEM ELM Kibo (zatím jmenován jen Takao Doi)

✷✷✷✷✷

KOSMICKÉ SONDY – PLÁNY DO BUDOUCNA

František Martinek

Výzkum Slunce

Výzkum Slunce má bohatou tradici sledování pomocí pozemních dalekohledů, ale také prostřednictvím družic na oběžné dráze kolem Země. Některé astronomické observatoře byly však navedeny na oběžné dráhy kolem Slunce. Ze současných kosmických observatoří, které sledují Slunce, si připomeňme alespoň některé:

ULYSSES (ESA, start 1990) – zaměřena především na výzkum polárních oblastí Slunce a prostředí nad i pod ekliptikou.

SOHO (NASA, ESA, start 1995) – nepřetržitě sleduje Slunce z oběžné dráhy kolem Lagrangeova libračního bodu L1, vzdáleného od Země zhruba 1,5 miliónu km směrem ke Slunci. Mj. zaregistrovala v blízkosti Slunce již více než 1200 komet tzv. Kreutzovy skupiny.

GENESIS (NASA, start 2001) – v oblasti libračního bodu L1 prováděla sběr částic slunečního větru. Přistání návratového pouzdra bylo dramatické, nicméně cenný materiál se podařilo zachránit.

Solar-B - Hinode (JAXA, start 2006) – do výzkumu Slunce se zapojí z oběžné dráhy kolem Země.

STEREO (NASA, start 2006) – dvojice identických observatoří k výzkumu Slunce. Kolem Slunce budou kroužit po podobné dráze jako Země. Jedna se bude nacházet zhruba 30° před Zemí, druhá naopak 30° za Zemí. Získají tak trojrozměrný pohled na sluneční jevy.

Plánované družice a sondy:

Coronas-Photon (Rusko, start 2007) – jedná se o třetí družici projektu Coronas. Kromě Slunce bude detekovat i kosmické rentgenové zdroje. Detailní informace o projektu jsou například http://www.roscosmos.ru/Doc1Show.asp?DocID=15.

Solar Dynamics Observatory (NASA, start 2008) – tři vědecké přístroje na palubě se zaměří na tzv. helioseismologii a studium magnetického pole Slunce, dynamiky sluneční atmosféry a vlivu sluneční činnosti na Zemi.
Solar Sentinels (NASA) – 4 sondy na oběžných drahách kolem Slunce v prostoru drah planet Merkur a Venuše, navedení jedné sondy do polohy 120° před Zemí ke sledování „odvrácené“ strany Slunce a jedna družice bude kroužit kolem Země.
Solar Orbiter (ESA, start 2015) – sonda se přiblíží ke Slunci na vzdálenost 45 poloměrů Slunce (tj. 31 miliónů km) a bude pořizovat snímky Slunce s rozlišením 100 km.

Výzkum planet

MERKUR

Nejvnitřnější planeta byla zkoumána pouze sondou Mariner 10 při třech průletech v březnu a září 1974 a v březnu 1975.

V roce 2004 vypustila NASA sondu s názvem **MESSENGER**, která po absolvování gravitačních manévrů u Země (2005), Venuše (2006 a 2007) a u Merkuru (leden a říjen 2008, září 2009) bude 18. 3. 2011 navedena na oběžnou dráhu kolem planety.

ESA ve spolupráci s japonskou organizací JAXA připravuje dvojdílnou kosmickou sondu **BepiColombo**, jejíž start je naplánován na srpen 2013, přílet k Merkuru na srpen 2019. Původně se počítalo i s přistávacím modulem – jeho vývoj však byl zrušen.

VENUŠE

Výzkum Venuše byl prováděn v počátcích kosmonautiky především sovětskými sondami. Radarový průzkum celého povrchu Venuše provedla americká sonda MAGELLAN (start 1989).

Před několika měsíci zahájila průzkum atmosféry Venuše evropská sonda **Venus Express** (start 2005).

Na rok 2010 plánuje Japonsko vyslat k Venuši sondu **PLANET-C** (Venus Climate Orbiter) za účelem průzkumu atmosféry planety z protáhlé eliptické dráhy.

V plánech Ruska je na rok 2013 uváděn start sondy **VENĚRA-D**, která by měla na povrch Venuše vysadit přistávací modul o hmotnosti 1 300 kg. V amerických plánech programu New Frontiers figurují projekty **Venus In-Situ Explorer** (2013) a **Venus Surface Explorer** (2020). Realizace těchto posledních projektů je zatím nejasná.

ZEMĚ

Zemi sleduje velké množství umělých družic, zaměřených především na studium pevnin, hydrosféry a atmosféry, jejich vzájemných interakcí, výzkum magnetosféry, vlivu kosmického prostředí na Zemi apod. Vzhledem k zaměření přednášky další podrobnosti neuvádím.

MĚSÍC

V poslední době se výzkumu Měsíce příliš velká pozornost nevěnovala. Výjimkou jsou sondy Clementine (NASA, 1994), Lunar Prospector (NASA, 1998) a SMART-1 (ESA, 2003). Vzhledem k plánovanému návratu Američanů na Měsíc v roce 2018 (pilotované lety kosmické lodi ORION) se připravuje rovněž výzkum pomocí automatů, který bude návratu astronautů na Měsíc předcházet.

Lunar Reconnaissance Orbiter (NASA, 2008) – bude provádět mapování povrchu s vysokým rozlišením, určování výškového profilu povrchu Měsíce, pátrání po přítomnosti vodního ledu a bude provádět výzkum vlivu kosmického záření na lidské tkáně. Společně s touto sondou bude vypuštěna i družice **LCROSS**, která plánovaně narazí do měsíčního povrchu v oblasti předpokládaného výskytu vodního ledu.

Do roku 2016 počítá NASA s dalšími kosmickými sondami, jednou z nich by měla být mise **Lunar South Polar Aitken Basin Sample Return** (NASA, 2010-2013). Jejím úkolem bude odběr asi 2 kg měsíční horniny z oblasti předpokládané přítomnosti vodního ledu a jejich doprava do pozemních laboratoří.

Již několik let je pro technické problémy odkládán start japonské sondy **LUNAR-A**, která by měla mj. dopravit na Měsíc dva penetrátory, které se „zapíchnou“ do měsíčního povrchu na různých místech a budou studovat podpovrchové vrstvy. Jako termín startu je nyní uváděn rok 2009.

V roce 2007 se k Měsíci vydá jiná japonská sonda s názvem **SELENE** o hmotnosti téměř 3 tuny, jejíž součástí budou i dva malé subsatelity.

Do výzkumu Měsíce se hodlají zapojit také Indie a Čína. Indická sonda s názvem **Chandrayaan-1** by měla odstartovat v roce 2008. Na jejím přístrojovém vybavení se podílí také NASA, ESA a Bulharsko. Její hmotnost bude něco přes 500 kg.

První čínská sonda k Měsíci s názvem **Chang´e-1** (start 2007/2008) bude provádět výzkum z oběžné dráhy, zaměřený mj. na určování chemického a mineralogického složení. V dalších plánech Číny figuruje vysazení pojízdné laboratoře na povrch Měsíce (2012) a odběr vzorků z měsíčního povrchu (2017).

V plánech ruské kosmonautiky figuruje předběžný návrh sondy **Luna-Glob** s předpokládaným startem v roce 2012. Orbitální část sondy by měla dále nést 10 penetrátorů HSP [High Speed Penetrator] dopadajících vysokou rychlostí, 2 pomalejší penetrátory/přistávací přístroje PL [Penetrator/Lander] a jednu unikátní polární stanici PS [Polar Station].

Pokud se týká pilotovaných letů, po obnovení krátkodobých pobytů by mělo přijít na řadu budování stálé vědecké základny (plány NASA).

MARS

V současné době zkoumají planetu Mars z oběžné dráhy tyto kosmické sondy: **Mars Global Surveyor** (start 1996), **Mars Odyssey** (start 2001), **Mars Express**

(start 2003) a **Mars Reconnaissance Orbiter** (start 2005). Po povrchu rudé planety se projíždějí dvě pojízdné laboratoře – roboti **Spirit** a **Opportunity** (start 2003).

Do budoucna se počítá s následujícími projekty: **PHOENIX** (projekt NASA, start 3. 8. 2007, přistání poblíž polární čepičky); **MSL** – Mars Science Laboratory (projekt NASA, start 25. 10. 2009, pojízdná laboratoř k výzkumu povrchu Marsu); **FOBOS-Grunt** (ruská sonda k odběru vzorků z povrchu Marsova měsíce Phobos, start 2009); **Mars Gravity Biosatellite** (projekt NASA, start 2010); **ExoMars** (projekt ESA, start v červnu 2011); **Mars Scout 2** (projekt NASA, start 30. 10. 2011); **Mars Science Orbiter** (projekt NASA, start 2013); **Mars Sample Return** (projekt ESA, start 2016).

JUPITER

Detailní informace o největší planetě Sluneční soustavy přinesly americké sondy Pioneer 10 a 11, Voyager 1 a 2, částečně i evropská sonda ULYSSES a americká CASSINI, ale hlavně poslední sonda GALILEO.

V únoru 2007 prolétne kolem Jupitera sonda **NEW HORIZONS**, mířící k Plutu a dále do oblasti Kuiperova pásu. Při průletu se zaměří na studium atmosféry planety, jejího magnetického pole a dále na výzkum prstenců a měsíců.

NASA připravuje na srpen 2011 vypuštění sondy **JUNO**. Po navedení na polární oběžnou dráhu se zaměří na komplexní výzkum této obří plynné planety (mj. na zjištění přítomnosti kamenného jádra).

Delší dobu se hovořilo o projektu **JIMO** (Jupiter Icy Moons Orbiter). Připravovaná sonda nové generace, vybavená nukleárním pohonem, měla střídavě z oběžné dráhy dlouhodobě zkoumat ledové měsíce Jupitera - Europu, Ganymeda a Kallisto. Projekt však byl odložen na neurčito.

V dalších, doposud neschválených plánech NASA figurují projekty, jako je **Jupiter Polar Orbiter with Probes** či **Jupiter Flyby with Probes (2020)**, ale také sondy, které by se mohly zaměřit pouze na detailní průzkum měsíce Europa, respektive jeho vodního oceánu (**Europa Geophysical Explorer, 2015**) apod. Jejich osud je však nejistý.

SATURN

Pioneer 11, Voyager 1 a 2, a v současné době **CASSINI**, to jsou kosmické sondy, které se zaměřily na výzkum této nádherným prstencem opatřené planety. Unikátní operací bylo přistání evropského modulu **Huygens**, který se oddělil od sondy Cassini, na povrchu měsíce Titan (jediného měsíce, obklopeného hustou atmosférou, dokonce hustější než pozemská).

Žádné další projekty k výzkumu Saturnu se zatím nepřipravují.

URAN

Kromě výzkumu pomocí velkých pozemních dalekohledů a pomocí HST byla tato planeta studována pouze během průletu kosmické sondy Voyager 2 (1986).

V současné době se žádná další sonda k Uranu nepřipravuje. Objevily se pouze informace o možném vypuštění sondy **NEW HORIZONS II**, která by zamířila rovněž do oblasti Kuiperova pásu, tentokráte by využila k urychlení gravitačního pole planety Uran (a také by provedla jeho výzkum).

NEPTUN

Výzkum pouze sondou Voyager 2. V současné době se žádná další sonda k Neptunu nepřipravuje.

Trpasličí planety

K Plutu směřuje sonda **NEW HORIZONS** (start v lednu 2006). Kolem Pluta prolétne v červenci 2015 a bude pokračovat dál v cestě do prostoru Kuiperova pásu. Předpokládá se výzkum alespoň jednoho tělesa z této oblasti. Ceres a Eris byly zkoumány pouze pomocí HST a velkými pozemními dalekohledy.

Planetky

Dvě největší tělesa hlavního pásu asteroidů (Vesta a Ceres) bude zkoumat připravovaná americká kosmická sonda **DAWN** (start v červnu 2007). Na své cestě prolétne v březnu 2009 kolem Marsu a v září 2011 bude navedena na oběžnou dráhu kolem planetky Vesta. V dubnu 2012 se vydá na přeletovou dráhu k planetce Ceres (přílet v únoru 2015), kterou bude zkoumat do července 2015 (ukončení mise).

ESA připravuje kosmickou sondu **DON QUIJOTE** k jedné z tzv. blízkozemních planetek. Ve skutečnosti se jedná o dvojici sond, které se po společném startu vydají k téže planetce po různých drahách. Sonda **SANCHO** přilétne k planetce o 6 měsíců dříve, vysadí na jejím povrchu výzkumný modul a bude planetku studovat z oběžné dráhy. Druhá sonda s názvem **HIDALGO** pak do planetky narazí rychlostí 10 km/s. SANCHO bude z bezpečné vzdálenosti tuto operaci sledovat.

Komety

V posledních letech byla výzkumu komet kosmickými sondami věnována zvýšená pozornost: **Deep Space-1** (NASA, průlet kolem komety 19P/Borrelly, 2001), **CONTOUR** (NASA, plánovaný výzkum komety 2P/Encke, zhruba měsíc po startu ztraceno spojení se sondou), **STARDUST** (NASA, v roce 2004 průlet kolem komety 81P/Wild 2, sběr kometárního materiálu a jeho doprava na Zemi), **DEEP IMPACT** (sonda NASA, výzkum komety 9P/Tempel 1 – snímkování a bombardování jádra za účelem určení jeho složení – červenec 2005).

V současné době směřuje ke kometě 67P/Churyumov-Gerasimenko evropská kosmická sonda **ROSETTA**. Cílem sondy je nejen průzkum kometárního jádra z oběžné dráhy, ale modul **Philae** má uskutečnit v roce 2014 přistání na jeho povrchu.

✷ ✷ ✷ ✷ ✷