



# AVARUUSLUOTAIN RYMDSONDEN

Vol 41

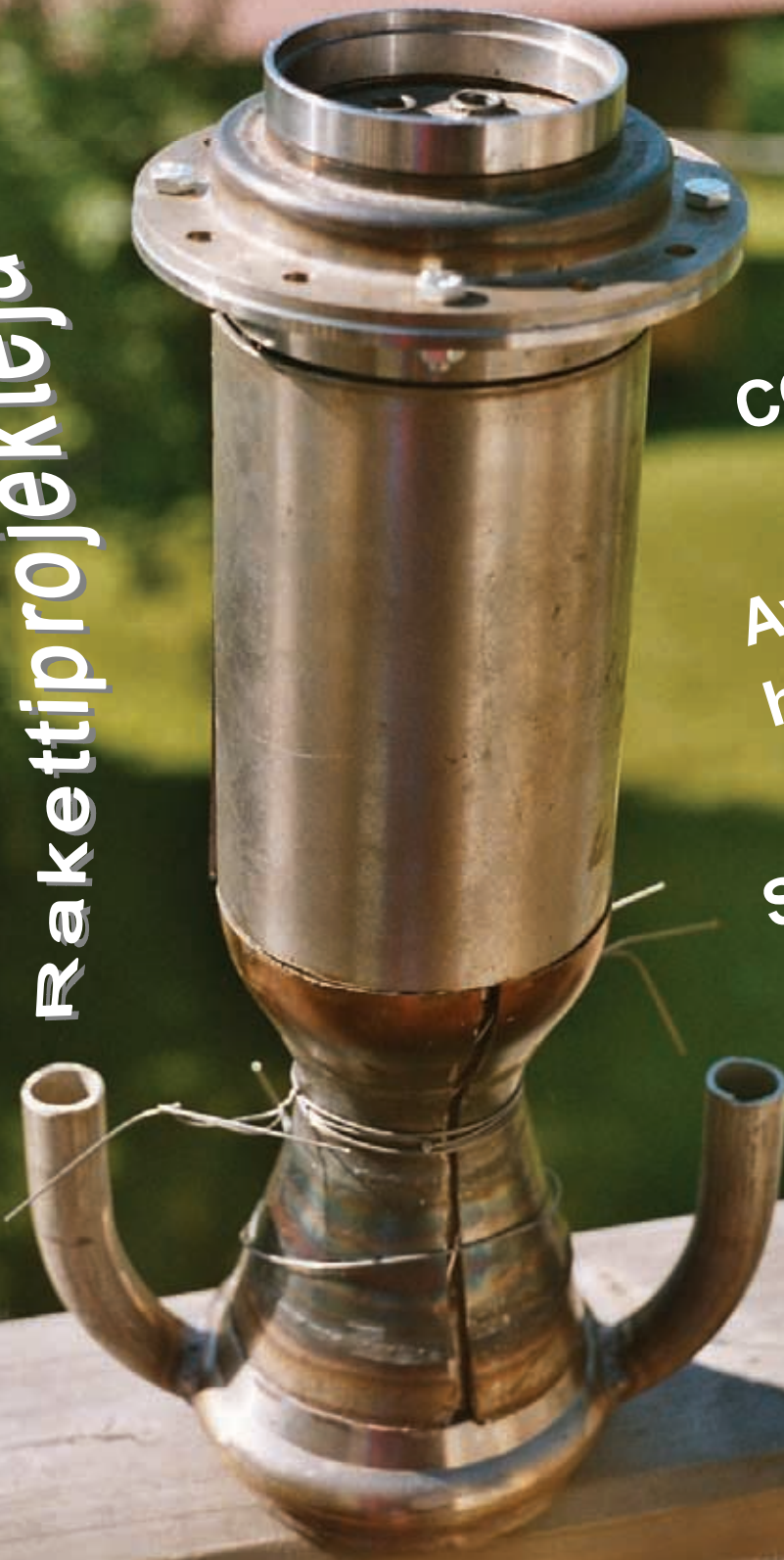
3/2006

**Rakettiprojekteja**

**COSPAR Pekingissä**

**Avaruusluotaimen  
historiaa**

**Skott mot Månen  
-följetong börjar**





## Pääkirjoitus

Sini.Merikallio@fmi.fi

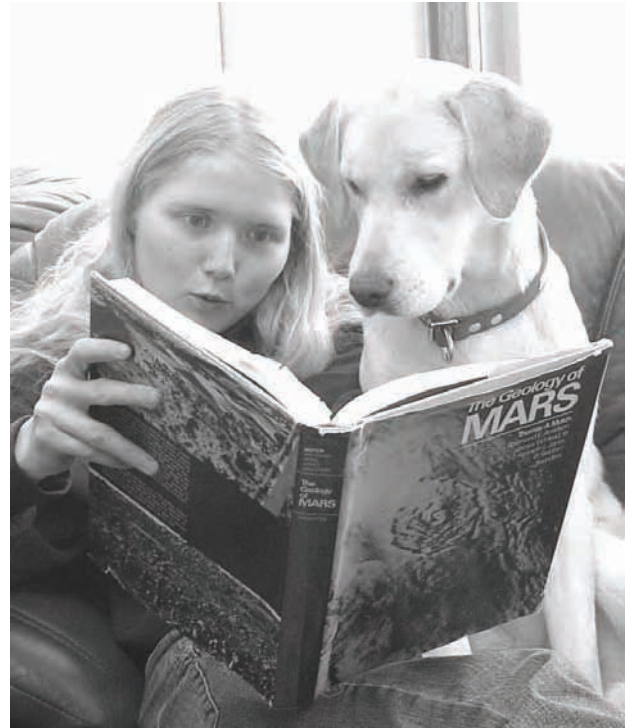
Tätä Avaruusluotainta on taitettu Pekingissä, Ateenassa, Venetsiassa ja Suomen korpimetsässä. Näistä paikoista selvimmin lehdessä näkyy Peking, jossa pidettiin kesän lopulla COSPARin yleiskokous. Kuvia kokouksesta on ripoteltu ympäri lehteä ja lisäksi Risto Pellinen kertoo kokouksen yhteydessä järjestetystä tutustumiskäynnistä Kiinan avaruustutkimuskeskukseen. Kiina vilahtaa myös Pauli Stigelin historiikkijutussa. Takasisäkannessa näemme Avaruusluotaimen toimituksen valinnan COSPARin parhaaksi posteriksi: Tumbleweed Rover.

Rakettiväkikin on lähettänyt mukavasti juttujaan, kiitos niistä! Tässä lehdessä Juhani Hemmi kertoo rohkeista rakettiprojekteistaan. Hän tuo raketin näytteille SATS:sin syyskokoukseen 26.10, mutta keskustelua voi toki jatkaa tämänkin lehden sivuilla. Seuraavssa numerossa rakettiosio kajahtaakin Tampereen suunnalta.

Tässä numerossa alkaa Juhani Westmanin toisella kotimaisella kirjoittama jatkosarja kuulenoista. Nautittavia lukuhetkiä!

*Sini Merikallio*

*ja koulun valmistautuva Opa&Eevi*



*Kannen kuvassa Juhani Hemmin rakentaman nesteraketin moottori*

*Vasemmalla tunnelmakuvia Pekingistä COSPARIN yleiskokouksen ajalta. Kuvat ©Sini Merikallio*

Seuraavan lehden **aineistopäivä** on jo **15.11**. Joulunumeroon suunnitellaan CD-extraa joten myös mallinnus, softa, filmi yms. bittimateriaali on tervetullutta! Lähetä materiaali osoitteeseen: smerikal@gmail.com

### Sisältö

Puheenjohtajalta ja syyskokouskutsu	4
Seuran lehti vuosina 1966, 1976, 1986 ja 1996	5 — 7
Avaruus uutisia ja Hyppyportti	7 — 8
Matkakuvaraportti, COSPAR, Peking	9 — 10
Rakettiprojektit	11 — 13
Kurkistus Kiinan avaruustutkimuskeskukseen	14 — 15
Skott mot Månen, följetong del I	16 — 17
Svensk resumé	18
Tumbleweed rover for planetary exploration	19

Suomen avaruustutkimusseura ry – Sällskapet för astronautisk forskning i Finland rf on 1959 perustettu yhdistys, jonka tarkoituksena on harjoittaa avaruusalan kokeilu-, harrastus-, tutkimus- ja tiedotustoimintaa sekä toimia avaruustutkimuksesta kiinnostuneiden henkilöiden yhdyssiteenä. Seura on Suomen äänivaltainen edustaja Kansainvälisessä astronautiikkaliitossa (IAF; International Astronautical Federation). Suomen avaruustutkimusseura julkaisee *Avaruusluotain*-lehteä ja ylläpitää kirjastoa, josta voi lainata alan kirjallisuutta, kuva- ja videomateriaalia. Seura järjestää avaruusaiheisia näyttelyitä ja tapahtumia sekä ylläpitää aihepiiriin liittyvää harrastustoimintaa. Työ- ja kerhotila on osoitteessa Kauppalaantie 6-8, 00320 HELSINKI (puh/vastaaja 09-5874433). Vuoden 2006 jäsenmaksut ovat:

Varsinaiset jäsenet 17 EUR, Juniorijäsenet (alle 15 v.) 6 EUR, Nuoriso-/ opiskelijajäsenet 8 EUR, Järjestö-/Yritysjäsenet 170 EUR Näihin jäsenmaksuihin sisältyy *Avaruusluotain*-lehti.

**Päätoimittaja:** Sini Merikallio – **Toimituksen osoite:** C/o Ilmatieteen laitos / AVA, PL 503, 00101 HELSINKI – **Puhelin:** (09) 19294694

**Telekopio:** (09) 19294603 – **Sähköposti:** Avaruusluotain@sats-saff.fi

**ISSN:** 0356-021X – **Ilmestymistajuus:** neljä kertaa vuodessa – **Vuosikerran tilaushinta:** 22 € – **Ilmoitushinnat:** tiedustele päätoimittajalta.

**Julkaisija:** Suomen avaruustutkimusseura – Sällskapet för astronautisk forskning i Finland – Finnish Astronautical Society, PL 507, 00101 HELSINKI. Kauppalaantie 6-8, 00320 HELSINKI, (09) 5874433, <http://www.sats-saff.fi/>. **Pankkiyhteys:** Nordea 218518-129232

**Följetong börjar!**

## Skott mot Månen

## del I

När tanken på att färdas till månen med tekniska anordningar såg offentlighetens ljus, så skedde det som bekant i formen av en roman, som utkom 1865 och handlade om förberedelser för en månresa, och en uppföljning 1871, som beskrev själva resan. Författaren Jules Verne, och hans mentor, kusinen Henri Garcet, som svarade för himmelsmekaniken bakom storyn, gick in för att skicka sin rymdfarkost rätlinjigt mot månen, skjuten ur en kanon. När sedan rymdflygningens egentliga teori skapades i början av vårt århundrade hade teoretikerna bytt ut kanonen mot raketerna. Men - raketdrivningen pågår bara under några minuter, sedan är det ingen skillnad på om farkosten är en kanonprojektil eller en rakets nyttolast. Vi kan väl fortsätta att i Jules Vernes och Henri Garcets anda tala om "ett skott mot månen". Banan blir emellertid inte så rätlinjig som Verne och Garcet föreställde sig den.

### En lång och vindlande väg.

Vernes kanon sände iväg Barbicanes, Ardans och Nicholls farkost lodrätt upp och med utgångshastighet redan vid jordytan. En månfärd med raket börjar däremot i vågrät flygning utanför atmosfären. Banan är inte heller rätlinjig, den beskrivs bäst som en halv ellips, som nära månen övergår i en hyperbel med månen i brännpunkten.

Verne och Garcet hade alldeles rätt då de såg månflygningen som ett hastighetsproblem. Man talar om *drivbehov*, en summa av hastighetsförändringar för starten mot månen och alla de manövrer som ska genomföras under flyguppsdragets gång.

När en månflygning - eller en planetflygning - börjar planeras, krävs en uppskattning av drivbehovet som når noggrannheter på några procent när. Sådan noggrannhet nås med överraskande enkla medel. Färdbanan delas upp i olika segment efter de kon-snittsbanor som mest påminner om den verkliga flygbanan i varje särskilt skede. I det sammanhanget betraktas flygbanorna som om endast en centralkroppens gravitationskraft påverkade dem. Genom att foga samman segmenten, *patched conics*-metoden eller *metoden med hopskarvade kon-snittsbanor*, uppnås alldeles tillräcklig drivbehovsnoggrannhet för uppdragets grovplanering. De slutliga banorna räknas sedan fram genom numerisk integration tidsenhet för tidsenhet, eller för större noggrannhet, meterstor sträcka för sträcka, vilket på 1960- och 1970-talen var ett räkneuppdrag som hårt frestade på dåtida supermaktens nationella datorkapacitet. //

För en flygning till månen delas färdbanan till exempel upp i:

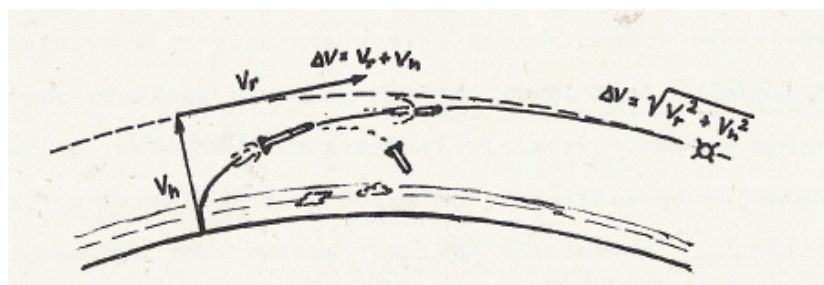
1. Uppstigning till cirkulär satellitbana runt Jorden,
2. acceleration från cirkulärbanan till ellipsbana eller hyperbelbana, som för till månens gravitationsfält,
3. hyperboliskt infallande i månens gravitationsfält till

4. månens närhet eller till månytan,
5. inbromsning och manövrer i omloppsbanan runt månen, samt nedstigning till ytan.

Varför inte skicka iväg raketerna raka spåret upp mot månen som Jules Verne gjorde med sin berömda mån-kanon? Så gjorde Robert Heinlein, Chesley Bonestell och Ernst Fegté det ju i filmen "Destination Moon" också./2/

Det var ett av de få större misstagen i filmen, som visade att filmens "expert" Robert A Heinlein inte var rymdteoretiker utan sci-fi-författare. Om Heinlein ens hade varit en smula påläst, så hade han vetat, att alla teoretiker, börjande med Konstantin Tsiolkovskij och Hermann Oberth, förordade övergång från horisontal stigning till vertikal acceleration omedelbart ovanför atmosfärens tätaste skikt. Så flög ju också Fritz Langs och Hermann Oberths filmiska mån-raket redan 1929, och i den filmen visades flygbanan till månen också på ett diagram./3/

Orsaken till att raketbanor och kanonskottsbanor skiljer sig från varann är enkel. En kanon ger utgångshastigheten genom



Uppstigning till låg omloppsbanan runt jorden. Angivet tvåfasuppstigning med drivbehov för kast till banhöjd  $v_h$  och sedan acceleration till banhastighet  $v_r$ , samt uppstigning enligt Hermann Oberths synergi-kurva och sättet på vilket drivbehoven sammanräknas. Starten sker lodrätt men stigningen böjs av i omloppsbanans riktning efter ett tiotal kilometer. Man noterar att jordrotationen adderas till hastighetsvektorn  $v_r$ , hur mycket beroende på startazimuten. Se texten.

Uppstigningen kan ske i en drivning eller flera drivfaser med friflykt mellan faserna. "Avaruustoiminnan Perusteet", Ursa, H:fors 1985 © J Westman 1985.

acceleration i eldröret, utan andra förluster än de inreballistiska - flyg-förlusterna kommer under friflyktsfasen. Kanonens acceleration är så gott som momentan, medan en raket tar tid på sig att få upp farten. Detta är nödvändigt: kanonprojektilen ramar rakt in i luftmotståndet vid markytan, medan raketerna kan lyfta sig över de tätare luftlagren. Vid uppstigning rätt upp kämpar raketerna emellertid i varje sekund mot jordgravitationen som åter upp  $9,807 \text{ m/s}^2$  av accelerationsförmågan - för en sådan raket som i Pal-filmen, med en stigitid till flykthastighet på omkring 6 minuter, betyder detta en hastighetsförlust på drygt 3500 m/s, mot 1800 - 2000 m/s vid avböjd uppstigning.

Vi ska ta ett exempel på vilka storleksordningar drivbehoven i



den verkliga världen håller sig kring:

Låt månens läge i sin bana vara sådant att en utgångshastighet 10 975 m/s, vågrätt på 185 kilometers höjd över jordytan, sänder iväg farkosten i överföringsbana till månens närhet, som ger minimal överskottshastighet vid ingång i månens gravitationsfält. Då måste farkostens hastighet höjas från noll på markytan till 10 975 m/s på 185 km höjd. Farkosten ska då först lyftas dit, och de förluster som förorsakas av luftmotståndet ska övervinnas. /4/

### Start från jorden.

Raketen för inte farkosten den rakaste vägen upp. I teorin ska farkosten tillföras den rörelse-energi som motsvarar ett kast från markytan upp till banhöjd, samt den rörelse-energi som svarar mot den önskade banhastigheten. Som *energier* ska de adderas. Ger man dem i formen *hastigheter* räknas de samman i enlighet med Pythagoras teorem: Kvadratroten ur summan av uppstigningsskott i kvadrat och banhastigheten i kvadrat. Sedan gäller det att ge den verkliga uppstigningsbanan den form, som ger ett sådant drivbehov, som minst möjligt avviker från det teoretiska värdet.

Uppstigningsbanan har närmast formen av en liggande halvparabel. Hermann Oberth förklarade varför redan år 1923: /5/ Å ena sidan ska luftmotståndet fås ner snabbt, raketen bör alltså börja sin flygning lodrätt. Under det att den stiger lodrätt bärs den emellertid upp av sin motorkraft, och för att jordens gravitation inte ska äta upp för mycket av raketens drivförmåga, ska den redan efter några kilometer börja böja av, helst mot öster, så att jordens rotationsrörelse utnyttjas.

När målet är månen bör överfarten helst ske så att farkosten når månens område i rymden i en bana som ligger så nära månens banas plan som möjligt, eftersom nollandet av månens banrörelse då kräver minst drivförmåga. Eftersom överföringsbanan är tredimensionell, behöver start-banplanet *inte alls* ligga an mot månbanans plan. Däremot ska nog startban-planet ligga så, att linjen mellan jorden och månen ligger an med startbanplanet. Vidare ska tiden för överföring beaktas vid framförhållningen så att månen och farkosten har lika lång flygtid till mötesplatsen. Detta medför även att vi anländer till månens område i rymden i mer eller mindre samma riktning som månen rör sig i sin bana.

Hur stor hjälp jordrotationen ger beror på startplatsens latitud från ekvatorn samt den lutning, inklinations, vår bana har till ekvatorn. När USA sände månraketer från Cape Canaveral, latitud 28,5 N rakt österut blev rotationstillskottet 408 m/s. Sovjetunionen startade sina månraketer från Baikonur på 49 N, men för att inte flyga över Kina gavs de inklinationen 51 grader, och nyttan blev bara 295 m/s. Om och när ESA börjar sända månarkoster från Kourou på 5 N till månaneinklination 23,5 grader, tillkommer gratis hela 424 m/s.

Man kan göra böjningen så, att raketen lägger sig mer eller mindre på sida och jordgravitationen sköter om att flygbanan böjs. När raketen har nått över 120 km höjd ska den redan flyga nästan vågrätt. Största delen av hastighetsökningen sker sedan med minimala förluster.

En start mot månen kan beskrivas som uppstigning till en satellitbana på utgångshöjden, samt påföljande tilläggsacceleration. De båda skedena kan genomföras skilda för sig. När hastigheten på till exempel 185 km höjd har stigit till ungefär 7800 m/s, kan motorn stängas av. Farkosten befinner sig i en krets bana runt jorden, den benämns *\*parkeringsbana\**, eftersom vi kan ta en paus där, tills utgångspunkten för färden mot månen har nåtts. Om så behövs kan den punkten ligga på andra sidan jordklotet från startplatsen sett. Vi kan vänta i flera varv för att få överföringsbanan att ligga riktigt. Men vi kan också fortsätta utan paus, det påverkar inte behovet av hastighetsförändring, *drivbehovet*.

Med jordrotationen inberäknat sjunker det teoretiska drivbehovet till 185 km parkeringsbanan 7595 m/s från Kourou, 7610 m/s från Cape Canaveral och 7725 m/s från Baikonur. Till detta kommer förlusterna, förorsakade av gravitation och luftmotstånd, i praktiken av storleksordningen 1800 - 2000 m/s.

**Detta är första etappen på vår månfärd. Fortsätter i nästa Rymdsondens nummer!**

### Källor och litteratur:

1. Roger R Bate, Donald D Mueller, Jerry E White: "Fundamentals of Astrodynamics", Dover Publications Inc, New York 1971, beträffande månflygning s. 327-352.
2. Filmen "Destination Moon", A George Pal Production, directed by Irving Pichel, released August 1 1950 by Eagle Lion. Raketen konstruerad av produktionschefen Ernst Fegté. Robert A. Heinlein nämns i förtexterna som "teknisk expert". Konstnären Chesley Bonestell var också inkopplad och svarade främst för det man ser utanför farkosten, under uppstigning från Jorden, och i närheten av, och på månen. Bonestells egen modell av rymdskeppet godkändes inte av Fegté.
3. Frederick I. Ordway III, Randy Lieberman (ed): "Blueprints of Space", Smithsonian Institute Press, Washington 1992, UFA-bilder s. 62. Flygbanan har samma utformning som den som NASA publicerade för Apollo-8 i december 1968!
4. Robert W. Marks (ed): "The New Dictionary & Handbook of Aerospace", Bantam Books, New York 1969, s.7...13. Utgångshastigheterna något omräknade och preciserade.
5. Hermann Oberth: "Die Rakete zu den Planetenräumen", Verlag R. Oldenburg, München und Berlin 1923, Nürnberg 1960, s. 13-23. Oberth kallar problemet, uppstigningens synergiproblem och den bankurva han erhåller *synergikurvan*.

**Juhani Westman**

# Skott mot Månen, del II

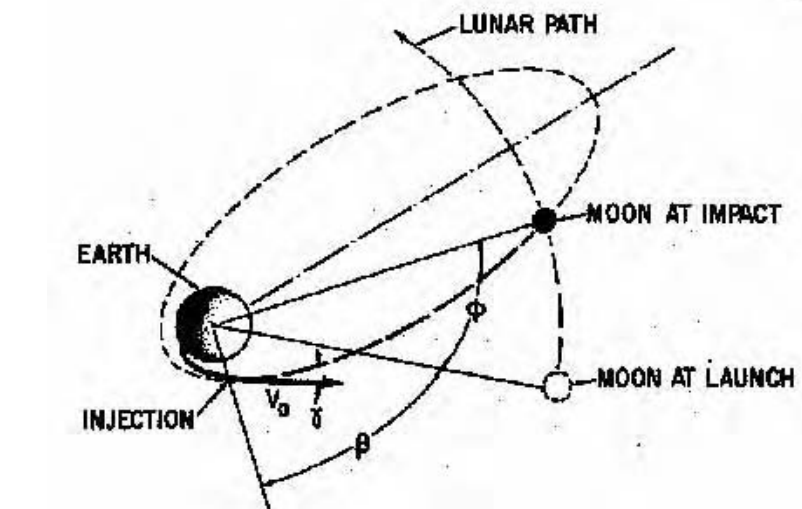
## Flygningen till månen

För att fortsätta till månen krävs en tilläggshastighetsökning, i vårt exempel ovan:  $10\,975 - 7\,795 = 3\,180$  m/s. Bäraraketer byggs emellertid för att klara av alla tänkta flyguppsdrag, och det kan vara klokt att ge den förmåga att klara av  $3\,220$  m/s vid start från parkeringsbana. Räknar vi ihop alltsammans måste månkraketen från Kourou klara av  $12\,815$  m/s, för samma flyguppsdrag måste Cape Canaveral-raketen prestera  $12\,830$  m/s och den från Baikonur  $12\,945$  m/s.

”Stora landsvägen” mot månen börjar ovanför den kännbara atmosfären, för Apollo-farkosternas del var det på  $185$  km höjd, för de planerade sovjetiska blev det lite högre. I princip kommer farkosten efter drivning att röra sig i en elliptisk bana som vilken annan himlakropp som helst. Den här ellipsen ska sträcka sig från utgångshöjden till det område i rymden där månens tyngdkraft härskar, perigeumhastigheten blir aningen mindre än flykthastigheten på den givna höjden. Eftersom vi ska nå månen kommer endast halva ellipsen att genomlöpas. Och eftersom överföringsbanan är en halv ellips, måste ingången i den ske på den sida av jorden, som vetter bort från det ställe där månen ska befinna sig då vi kommer dit.

En rätt liten höjning av utgångshastigheten ger en färdhastighet som är högre än flykthastigheten från Jorden. Flygbanan mot månen blir emellertid då en hyperbel, som är lite jobbigare för oss amatörer att räkna med.

Här är att beakta att det ban-plan, i vilket överföringen sker, har ganska liten inverkan på drivbehovet. Om starten från Jorden sker i direktdrivning till slutlig färdhastighet, spelar startplatsens latitud sin givna roll, förstås. När man väl är uppe i parke-



Enklaste version av månflygbana: Elliptisk (eller hyperbolisk) bana i Jordens gravitationsfält, marringnen endast en punkt att sikta in banan på. Skiss ur F.I.Ordway, J.P.Gardner, M.R.Sharpe, R.C.Wakeford: "Applied Astronautics". © Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ 1963.

ringsbana kring jorden är den rollen utspelad. Överföringsbanan till månen är såpass tredimensionell att man kan starta med en rätt stor vinkel i förhållande till månens bana men ändå lägga banan så att man kommer fram och genomför inbromsningar till omloppsbanor eller landningar precis i det plan i förhållande till månen man önskar, alltså ganska oberoende av utgångsbanan från Jorden. [1]

När rymdfarkoster startas mot andra planeter har utgångsparkeringsbanans inklination - tvärtemot vad man kunde tro - alls ingen betydelse för den interplanetariska överföringen, och uppstigningsbanan kan läggas så som den blir mest fördelaktig inom segmentet Jorden-låg omloppsbanan.

Att tala om en överförings-ellips, eller vid lite snabbare överföringar -hyperbel, duger för en första betraktelse, i praktiken störs

överföringsbanan av månens, solens och till en del även av planeternas, främst Jupiters och Venus' dragningskrafter. Enligt Keplers lagar minskar banhastigheten ju längre ut vi kommer, störningarna blir

proportionellt större och banans form förändras. Men de detaljerna sköter de datorer som förberäknar vår exakta flygbana om. Vill vi som amatörer betrakta färdtider och positioner kan vi genomföra uträkningarna med de enkla keplerska formlerna i elementär himmelsmekanik.

När vi närmar oss månen kommer vi in i det område där månens gravitationskraft härskar, och hastigheten börjar igen stiga. Farkosten kommer in i månens gravitationsområde med en överskottshastighet, och den har hela tiden den obromsad befinner sig i månens gravitationsområde en högre hastighet än månens flykthastighet



på den momentana höjden. Dess bana skall då beskrivas som en hyperbel med månen i hyperbelns brännpunkt.

I medeltal tar det 132 timmar, 5,5 dygn, att nå månen om man utgår med minimihastighet, men höjer man utgångshastigheten med endast en procent, ca. 100 m/s, avverkas sträckan på bara 50 timmar, drygt 2 dygn. Eftersom månens bana runt jorden är en ellips, blir resesträckorna, de verkliga utgångshastigheterna och restiderna rätt varierande.

Apollo-8, som nådde månen då den befann sig nära perigeum, hade den lägsta utgångshastigheten, 10 835 m/s. Ändå klarades resan, från låg krets bana runt jorden till inbromsningsskedet intill månen, av på bara 66 timmar. Apollo-12 måste nå månen nära dess apogeum och for iväg med 10 996 m/s, och överföringen räckte i 80 timmar. Apollo-17 använde den längsta tiden, 83 timmar, efter att ha startat med utgångshastigheten 10 965 m/s.

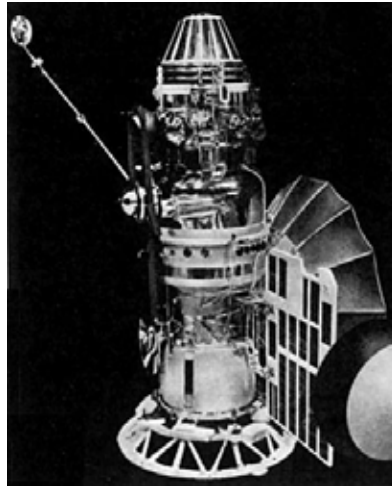
#### TRÄFF PÅ MÅNEN.

Noggrannhetskraven är höga på både flygriktning och flyghastighet för att månen ska träffas. Låt oss betrakta hastighetskraven. I exemplet ovan tänker vi oss en bana, som för till fullträff mitt på månens syndliga sida, och att flygriktningen är exakt riktig i det ögonblick raketmotorerna stängs av.

Om nu hastigheten är 10 m/s för liten, flyttas nedslagspunkten till månens östra kant. En överhastighet på 15 m/s leder till nedslag bakom den västra kanten. Noggrannhet i hastighet för en träff på månen är alltså 0,14 %.

Vill vi nå en punkt nära månen där en genomförd inbromsning leder till omlopps bana, men returen till jorden är säkrad om motorerna inte tänds, krävs ytterligare noggrannhet, en lämplig minstahöjd med en noggrannhet på några kilometer kräver en noggrannhet på 3 m/s. En sådan "fri retur"-bana kräver emellertid att färdba-

nans plan ligger rätt nära månban-planet, vilket betyder att landningar blir begränsade till en rätt smal zom längs månens ekvator. Vill man nå högre latituder måste "fri retur"-alternativet överges. Om banplanskillnaden är moderat kan man i nödläge återvända till en fri retur-bana, något som ju Apollo-13 astronauterna blev tvungna att göra.



Zond 1

För att vara säkra på att nå rätt ställe även om styrsystemet i startskedet inte är riktigt så exakt som önskat, lägger man in *bankorrekationer* i flygschemat. Med hastighetsändringar på högst 10...15 meter i sekunden, omkring 100 000 kilometer från jorden klaras redan betydande fel av. Om det vill sig riktigt illa får man ta till en andra kurskorrektion närmare månen.

#### LANDNING PÅ MÅNEN.

Nedslagshastigheten på månen är beroende av farkostens hastighet och läge i förhållande till månen då den går in i månens tyngdkraftsområde. Månens banhastighet påverkar givetvis den relativa rörelseriktningen och i detta skede är solstörningarna betydande. Datorerna klarar idag av räkneuppgiften utan svårighet.

Bromsas farkosten in, så att den når månytan med hastigheten noll, uppstår förutom den direkta hastighetsminskningen även tyngdkraftsförluster. I en flygning, där landningen sker direkt från överföringsbana, kommer farkosten ner nästan lodrätt och bärs upp av raketkraften under hela bromsningsskedet. Månens gravitationsacceleration är  $1,62 \text{ m/s}^2$ , dvs för varje sekund en farkost svävar över månytan ökar drivbehovet med 1,62 m/s.

De sovjetiska sondererna Luna-9 och Luna-13 samt USA:s Surveyor-sonder landade efter att ha siktats in på en mån-träff. Lunorna befann sig på 75 km höjd och hade en hastighet på 2 630 m/s då bromsraketerna tändes. Inbromsningen räckte i 43 sekunder och förlusten var 70 m/s, alltså var hela inbromsningens drivbehov 2 700 m/s. [2]

En bemannad rymdfarkost bromsas mer försiktigt och har ett större inbromsningsskedet. Om vi låter det nästan lodräta bromsningsskedet pågå i 2 minuter uppstår ett tilläggsdrivbehov på 194 m/s. Det kan behövas lite tid för att hitta en lämplig nedsättningsplats, men för varje sekund farkosten svävar buren av raketkraft ökar drivbehovet med 1,62 m/s. Ger vi piloten två minuter tid att hitta nedsättningsplatsen ska raketerna ha cirka 200 m/s extra drivförmåga.

#### RETUR TILL JORDEN.

För retur från månytan direkt mot jorden ska den ges ett hastighetstillskott som placerar den i en returbana från månen till jorden. Den ska även kunna övervinna månens tyngdkraftsförluster, men den kan starta betydligt "rivigare" än den sänkte sig och förlusterna blir därför mindre. Returen till jorden kräver sedan inget mer, utom kanske lite bankorrekationer, eftersom man kan låta farkosten bromsas in av friktionen i jordens atmosfär. De ryska rymdforskarna returnerade prover från månen på detta sätt.



Tar vi nu med alla drivbehov för landning och retur måste en månrocket som startar från Kourou klara av 19 040 m/s, en raket från Cape Canaveral 19 053 m/s och Baikonur-raketerna ska klara 19 156 m/s.

### OMVÄGEN VIA MÅN-KRETSBANA.

Om farkosten inte är i en sådan bana att månen träffas, flyger den förbi månen och avlägsnar sig igen från månens ryngdkraftsområde. Banan kan läggas så, att månens gravitation böjer till hyperbeln såpass, att solens och jordens störande inverkan sänder farkosten tillbaka mot jorden igen, den ovannämnda möjligheten till fri retur.

Sovjetunionen använde det här nätta tricket för att få hem sina "Zond"-farkoster utan egentliga drivmanövrer, och de första Apollo-farkosterna placerades också i banor med "fri retur", för den händelse manövrerna intill månen inte skulle lyckas. Fast när det sedan begav sig, under Apollo-13:s "problem", blev man i alla fall tvungen till en särskild manöver för återgång till fri retur-bana.

De sovjetiska rymdforskarna var de första som utnyttjade månens gravitation till att både vrida på överföringsbanplanet och ändra banförloppet tillbaka mot Jorden, Luna-3:s berömda mån-rundning 1959.

Japanerna lyckades som de första utnyttja solens och jordens störande inverkan så att deras rymdsond Hiten helt utan drivning fångades upp i en långsträckt mån-omloppsbanan, som dock inte var stabil. USA behövde bara ta till en minimal inbromsning för att få in Clementine i omloppsbanan runt Månen, ESA följde minimiprincipen med sin jon-drivna månsönd SMART-1. För bemannade farkoster är minimiprincipen inget att rekommendera eftersom restiderna blir långa, men det har säkert sin betydelse när det gäller frakter till månen, där raketernas begränsade bärformåga bör utnyttjas maximalt.

Vi får in en förbiflygande farkost i nära krets-bana runt månen endast genom att raket-bromsa den. Apollo-11 bromsades först in till en 113,5 x 312,6 km omloppsbanan, driv-behov 889 m/s. En ny bromsmanöver, 48 m/s, cirkulariserade banan, det totala driv-behovet alltså 937 m/s. I allmänhet reser-veras 1 000 m/s. För fjärrkartläggning kan det räcka med en elliptisk bana och då kan 100...300 m/s inbromsning räcka.

Returen till jorden från omloppsbanan sker genom att öka hastigheten över månens baksida, så att flykthyperbeln pekar mot månens banrörelse runt jorden. Apollos retur-hastighetsökningar varierade mellan 927 m/s för Apollo 12 och 1 105 m/s för Apollo 10.



Denna bild visar Apollo 13:s problem

Låt oss summera de hastighetsförändringar som behövs för att nå en omloppsbanan runt månen och genomföra returflygningen: Start från Cape Canaveral, 12 820 m/s, inbromsning till kretsbanan 1 000 m/s, retur mot jorden 1 100 m/s, bankorrektioner 120 m/s, summa summerum 15 040

m/s. Lite mindre från Kourou, lite mer från Baikonur.

### LANDA FRÅN OMLOPPSBANA.

Vill vi sedan landa bromsar vi från omloppsbanan. Omloppshastigheten i en bana 113 kilometer över månytan är 1 630 m/s och det teoretiska nedstignings- och uppstigningsdrivbehovet är 1 750 m/s. För landning behövs drivförmåga för att välja landningsplats. Inom Apollo-programmet hade landaren budgeterat ett drivbehov på 2150 m/s för landning och 1 850 m/s för återuppstigning till omloppsbanan.

Vi summerar drivbehovet för en månfärd av Apollo-typ: Månraketen från Kourou genomför under flygningen hastighetsförändringar på sammanlagt 19040 m/s, från Cape Canaveral 19 055 och från Baikonur 19 155 m/s.



För att raketerna ska klara av flyguppdraget, måste de kunna prestera en motsvarande drivförmåga. Frågan är hur de utformas för att klara det.

### KÄLLOR OCH LITTERATUR:

1. Roger R Bate, Donald D Mueller, Jerry E White: "Fundamentals of Astrodynamics", Dover Publications Inc, New York 1971, beträffande månflygning s. 327...352.
2. M.V.Keldysh(ed): "Tvortjeskoje nasledie akademika Sergeja Pavlovitja Koroljova", Nauka, Moskova 1980, s. 516.

*Juhani Westman*

**Fortsätter i nästa Rymdsondens nummer!**



# Skott mot Månen, del III

## - Månraketer

Var och en, som något litet har följt med rymdverksamhet, har säkert slagits av oproportionerligheten mellan de jättstora raketer som lyfter i imposanta moln av eld och rök, och de ynkasmå satelliter och rymdfarkoster de sedan släpper iväg ifrån sig ute i rymden. Man kommer inte att tänka på det, men bärraketerna är slit-och-släng-gods. Då de har använts blir de skrot. Inte heller satelliter bärgas, och med undantag för USA:s nuvarande skyttelfarkoster och kommande CEV-kapslar, byggs även rymdfarkosterna för att användas blott en gång.

Varför det är så ska vi nu ta oss en titt på, helt kursoriskt. Den mer intresserade läsaren, som med en räknedosa i handen vill göra utkast till egna månraketer, hänvisas till "Månraketer"

[http://koti.welho.com/jwestman/moon/box\\_b.html](http://koti.welho.com/jwestman/moon/box_b.html)

Vi inleder med några grundbegrepp.

### SPECIFIK IMPULS.

En raket skapar drivkraft genom att stöta ut en mass-ström. Raketens förmåga att ändra sin hastighet, drivförmågan, är direkt proportionell mot mass-strömmens strål-hastighet, dvs. den medelhastighet gasmolekylerna i drivstrålen får i förhållande till raketerna. Strål-hastigheten är beroende av energin i drivsystemet, enkelt sagt av hur heta drivgaserna är.

Den temperatur som krävs är direkt proportionell mot gasmassans medel-molekylvikt. Ju lättare molekyler, desto lägre temperatur krävs. Man ska alltså eftersträva förbränningsprodukter med möjligast låg molekylvikt. Sedan är det ett tekniskt problem att få den verkliga motorns specifika impuls att ligga möjligast nära den teoretiska mass-stråle-hastigheten.

Specifika impulsen definieras som raket-motorns stötkraft, i tex. newton, dividerat med motorns totala drivmedelsförbrukning, såväl drivstråle som turbopumpavgaser, mätt i tex. kg/s. Storheten för specifika

impulsen blir då Ns/kg, vilket direkt motsvarar en medel-strål-hastighet i m/s. Värdet kan direkt stoppas in i raketekvationerna varom mera nedan.

Under tidigare decennier, innan SI-systemet ännu fanns, blev storheten kilopond-sekunder per kilogram, kps/kg och ännu tidigare, då man inte gjorde skillnad på kilogramkraft och kilogrammassa så noga, var det kilogram-sekund per kilogram, kgs/kg lätt och lättvindigt förkortat till enbart "sekund". Detta gällde, och gäller än idag, även i de länder där man använder fot-pound-system. "Sekund"-specifikimpulsen har praktiskt nog samma tal-värde oavsett man räknar med pound eller kilogram, varför man alltjämnt ofta ser den i litteraturen. Förklaringen till denna slags "sekund" är sedan snarlik katolska kyrkans transsubstantiationslära och skall tas såsom den - på allvar av de troende, med likgiltighet av alla andra. Men enheten har sitt praktiska värde i mått-systemens förbistring.

I specifika impulsen ingår, utom den direkta drivstrålen, som sagt även det drivmedel som förbrukas av motorns drivmedels-pumpar, vilket inte som sådant ger mera stötkraft.

Raketkrut, som det i USA-skytteln startmotorer har vid havsytan en specifik impuls på ca 2 500 Ns/kg, uppe i vacuum stiger den till drygt 2 800 Ns/kg. Flytande syre och kerosin, en vanlig kombination flytande drivmedel, ger, vid motortryck kring 70 bar, också ca 2 500 Ns/kg vid havsytan, men drygt 3 000 Ns/kg i vacuum. Byggs motorn med högre arbetstryck, ca 150 bar, får man över 3 000 Ns/kg redan vid havsytan och

3 200 Ns/kg i vacuum. I högtrycksmotorer byggda för enbart vacuum kan specifika impulsen genom förlängning av utblåsningsdysan pressas upp till 3 400 - 3 500 Ns/kg. Lagringsbana drivmedel som kvävetetroxid och hydrazin har nästan lika höga vacuumvärden, upp till 3 200 Ns/kg.

Flytande syre och metan håller på att segla upp som ett viktigt alternativ, när man

kan tillverka denna drivmedelskombination av råämnen tillgängliga på planeten Mars, dessutom ger kombinationen specifika impulser upp till 3 250 Ns/kg vid havsytan och 3 750 Ns/kg i vacuum. För oss amatörer har LOX/CH<sub>4</sub> även den trevliga egenheten att tankvolymerna, vid oxidator/bränsleförhållandet 3:1, blir lika stora.

Den mest energetiska praktiskt användbara kombinationen av dem alla, flytande väte och flytande syre, (handelsbeteckning LOX/LH<sub>2</sub>) producerar 3 600 Ns/kg vid havsytan och hela mellan 4 200 - 4 600 Ns/kg i vacuum, beroende på hur motorn utformas. [1]

Meruppgifter om olika drivmedel kan ni läsa om i "Raketdrivmedel":

[http://koti.welho.com/jwestman/moon/box\\_c.html](http://koti.welho.com/jwestman/moon/box_c.html)

Det är tradition att nämna drivmedelskombinationen med oxidatorn först och skilja komponenterna med snedstreck, eftersom endel handelsnamn innehåller bindestreck.

### MASSFÖRHÅLLANDE OCH DRIVFÖRMÅGA.

Rent instinktivt förstår vi mycket väl, att raketerna klarar av desto större hastighetsförändringar ju mer drivmedel den innehåller i förhållande till sin tomma massa.

För ungefär ett sekel sedan härledde K.E Tsiolkovskij raketens grundekvation, som kan skrivas:

$$V_i = I_{sp} \cdot \ln(M_0/M_1)$$

där  $V_i$  är idealhastighet eller den hastighetsförändring raketerna utsätts för i en rymd som är fri från alla yttre störningar som luftmotstånd och gravitation.  $I_{sp}$  är specifik impuls i Ns/kg=m/s, och  $M_0$  betecknar raketens massa före, och  $M_1$  massan efter drivningen.

Tsiolkovskij fann, liksom senare många andra oberoende av honom, att den teoretiska sluthastigheten ( $V_i$ ) en raket kan

uppnå, om den inte bromsas av något, förhåller sig till den genomsnittliga strålhashtigheten (specifika impulsen) som naturliga logaritmen av raketens \*massförhållande\*.

Massförhållandet räknas fram så att man tar raketens startmassa ( $M_0$ ), och väger den med raketens slutmassa ( $M_1$ ) som enhet. Startmassan är raketens då drivning inleds. Slutmassan är raketens massa när drivningen slutar och drivmedel har förbrukats.

Massförhållandet 2,718 : 1, då drivmedlets massa är 1,718 gånger raketens slutmassa efter manövern, ger raketens en idealisk sluthastighet eller drivförmåga, som är exakt densamma som specifika impulsen. För att uppnå drivförmåga 2 gånger specifika impulsen krävs ett massförhållande 2,718 upphöjt med 2 eller ungefär 7,388:1. Trefaldig hastighet uppnås vid massförhållandet 2,718 upphöjt med 3 eller 20,08:1. Och så vidare.

Vill vi uppnå 1,5 gånger specifika impulsen tar vi 1,5-te potensen på 2,718, en enkel operation med en funktionsräknedosa, som ju har funktionen "e<sup>x</sup>" för detta ändamål.

Vi kan vända på steken. Ofta nog känner vi det behövliga drivbehovet, för att sätta upp en satellit eller för att flyga till månen, och vi känner också till vilka specifika impulser våra raketmotorer ger. Vad vi vill veta är vilket massförhållande raketens måste ha för att genomföra flyguppdraget. Då använder vi Tsiolkovskijs formel i formen:

$$M_0/M_1 = e^{v_i/I_{sp}}$$

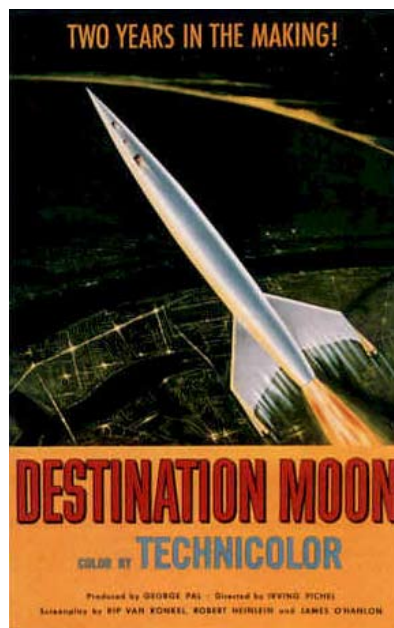
En raket med massförhållandet 7,4:1, som använder flytande väte och flytande syre (LOX/LH<sub>2</sub>) som drivmedel, kan med nöd och näppe uppnå satellitbana runt jorden. Det är på gränsen till dagens tekniska förmåga att bygga en sådan raket. För att nå flyktbana mot månen krävs även för en väte/syre-raket massförhållandet 15:1-17:1, och för att genomföra en rundtrip till månen och tillbaka 70:1.

#### FILMENS MÅNRAKET.

Hurudan var då månraketen "Luna" i George Pals film "Destination Moon" från 1950, den som äldre, minnesgodas läsare minns från Bio Joukolas föreställningar under namnet "Månraketen"? Ja, "Lunas" proportioner var sådana, att den kan ha innehållit

två eller tre gånger mer drivmedel än vad den vägde tom, alltså var dess massförhållande nånting mellan 3:1 och 4:1. Det stämde inte riktigt så bra med drivbehovet. För att klara av en flygning från jorden till månen med returstart - återkomsten till jorden skulle ske genom atmosfäribromsning och slutlandningen bromsad av fallskärm - skulle drivbehovet bli cirka 17 100 m/s, även om inga som helst uppstigningsförluster, framförallt inte extraförlusterna av den raka uppstigningen till flykthastighet, räknas med.

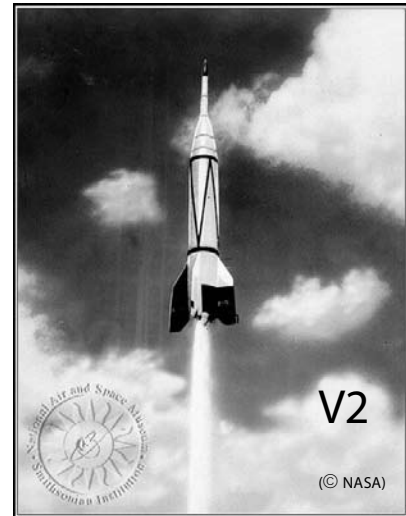
Motorns utblåsningsskall hade enligt en replik i filmen en utströmningshastighet på 30 000 fot per sekund, dvs omkring 10 000 Ns/kg. Detta är femfaldigt det värde som man då, ca. 1950, hade uppnått i den tyska V2-motorn för alkohol och flytande syre, men vi fick veta att "Luna" drevs med "atomkraft" som det hette då, stötmassan var vatten som hettades upp i en "atomreaktor", detta ger anledning till endel förundran från en av filmens rollfigurer. Alltnog, detta ger ett slutligt massförhållande på närmare 6:1.



Vi fick också veta att motorn skulle ge en stötkraft på 3 miljoner pounds, dvs. 1360 Mp eller 13 350 kN.[2] Eftersom man på den tiden tyckte att en begynnelseacceleration, i likhet med den för V2, skulle vara 2 g, får vi därur fram "Lunas" startmassa: 680 ton. Det ger en tom-massa på 113 ton, vilket ska räcka till för "atommotorn", strålningskölden, kabinen, stora vingor och fenor, skalet och drivmedelstankarna samt

två stora gyroskop att lägeskontrollera med. Samt en smula nyttolast också.

Man kan misstänka att Fegte och Hein-



lein nog inte hade räknat igenom sin raket ordentligt, annars hade de dragit till med lite mera gasutstrålningshastighet när de nu engång var i farten.

Om du eller jag hade pengar, fem till tio miljarder dollar eller euro eller så, att satsa på ett utvecklingsprogram, skulle man idag (= inom fem år eller så) kunna bygga en kärnkrafts-raketmotor. Om inte USA kom och bombade hela projektet till snus, förstås. I USA kom man ganska långt med experimentmotorer i slutet av 1960- och början av 1970-talet innan kärnkraftsdrivprogrammet NERVA lades ner. I en kärnkraftsmotor hettas utstötningsskall upp genom att den får passera genom reaktorn, och begränsande faktor är hur het man vågar låta själva reaktorn bli - den måste ju vara hetare än utstötningsskallens.

Med dagens teknik skulle en s.k. SNTP-motor hettas upp stötmassa - väte, inte vatten - till 3 000 K, det skulle ge en utströmningshastighet, specifik impuls alltså, på 10 000 Ns/kg.[2]

Med vatten som stötmassa skulle specifik impuls knappast bli bättre än med en Skyttel-motor. Med en motormassa på lite över 1 000 kg skulle drivkraften bli omkring 330 kN. En 13 350 kN-motor skulle alltså ha en massa på sådär 40 ton. Men sedan skulle en sköld, som skärmar av den radioaktiva strålningen från reaktorn, komma till.

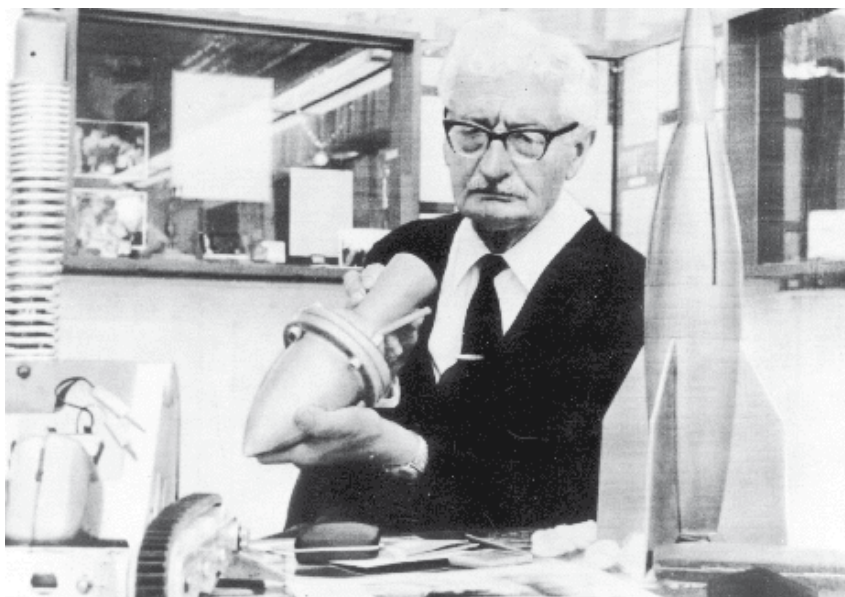
Utstötningmassan, som förvaras som flytande väte, densitet endast 0,071 ton/m<sup>3</sup>, kräver 14-falt större tankar än om drivmassan vore vatten.

OM USA:s kongress, eller sultanen av Brunei, eller någon annan storfinansierare mot förmodan skulle bevilja medel för ett sådant program, och fanatikerna inom Greenpeace av någon anledning kunde låta bli att stoppa det, skulle en sådan månrocket kunna bli verklighet om 10 år. För en rundtripps mellan satellitbana och månbanan skulle den ha ett massförhållande kring 3:1, men den skulle vara en ren rymdfarkost, som skulle kräva underhåll och stötmasseförsörjning med skyttelfarkoster till omloppsbanan runt Jorden. I mån-ändan skulle landningarna ske med en särskild, fortfarande kemiskt driven farkost, som i alla fall skulle tas med hem för service och upptankning till banan runt jorden igen.

i Pal-filmens månrocket måste kunna överföra minst tiofalt mer värme-energi per utblåst mass-enhet från reaktormaterialet till utblåsningmassan än SNTP-motorn. Om utstötningmassan är vatten, molekylvikt 18, som dissocieras till syre och väte, 13,65 kmol/kg, ska det ges en temperatur på över 21 000 K. Högst sannolikt skulle man tvingas gå till kärnreaktioner direkt i stötämnet, för något reaktorkärl håller inte sådana temperaturer.

Uranfission i gasform har studerats i några årtionden, och förefaller vara helt möjlig att åstadkomma - om någon satsar de behövliga miljarderna och miljöfolket inte får höra om det. Man vet att en reaktion i en gas av uranhexafluorid kan upprätthållas och beräknar arbetstemperaturer på över 10 000 Kelvin, lika gärna då 20 000 K, vilket skulle medföra att reaktorn strålar ut det mesta av värmen i ultraviolettområdet. UV-strålning absorberas av både vatten och av väte i gasform. Både reaktorgasen uranhexafluorid och drivgasen, det dissocierade syret och vätet, är joniserat till 100 %, och gaserna - plasman rättare sagt - kan följaktligen styras med elektriska eller magnetiska fält så att värmeöverföringen till reaktorkärl kan hållas hanterlig. [3]

En gasreaktorfarkost skulle kanske ha en motorinstallationsmassa på 1 ton per 50 kN drivkraft, en specifik impuls på 10 000 med vatten eller 30 000 m/s med väte. Således kunde man bygga enstegsfarkoster för



Hermann Oberth. (© Hermann Oberth Space Travel Museum.)

resor direkt från jordens yta till Månen eller till Mars. Detta låter lovande, problemet är emellertid att vi inte vet tillräckligt ännu för att avgöra om det låter för bra för att vara sant, eller endast är en fråga om pengar och politisk vilja.

Sen uppstår ett litet praktiskt problem: Om reaktionen sker i drivgasen kommer också reaktionens rasande radioaktiva produkter ut i omgivningen. Stora mängder är det ingalunda fråga om, men en bättre lösning vore att hålla reaktorgasen innesluten och släppa endast ljuset ut. Det blir otvivelaktigt lättare att åstadkomma en teknisk lösning att få värmen att flyttas via ljusstrålning från slutna reaktor till utstötningmassa, än att få miljöaktivisterna att sluta kasta sten eller värre på den som föreslår ett öppet gasreaktorsystem.

#### STEGVIS MOT MÅNEN.

Vill man uppnå stora drivförmågor med de kemiska raketernas låga specifika impulser, skall man stapla raketer på varann, så, att varje övre raket utgör nyttolast för raketerna närmast under. Man har då en flerstegsraket.

Redan Hermann Oberth visste att det skall till flerstegsraketer för att nå satellitbanan runt Jorden eller en flygbana mot månen. Han skisserar också en sådan raket i sin bok "Die Rakete zu den Planetenräumen" från 1923, "Modell E" kallar han den, och den stod mönster för filmraketen "Friede" i Langs månfilm 1928-29, en trestegsraket, det understa steget drivet med alkohol och

flytande syre, de två övre med flytande syre och flytande väte. Oberths assistent vid filmtiden, gymnasisten Wernher von Braun, ledde i tidens fullbirdan utvecklandet av Saturn-V, som faktiskt var en ganska direkt avläggare. I princip, alltså.

Här finns både goda och dåliga nyheter. Till de goda hör, att de enskilda stegens drivförmågor \*adderar\*. Stora drivförmågor kan uppnås. Man kan mycket väl tänka sig att bygga en sex-stegsraket med en medeldrivförmåga 3 200 m/s per steg. Med en sådan raket klarar man av att flyga till månen, landa där och återvända till jorden.

De dåliga nyheterna hänger samman med att stegens massförhållanden multipliceras. Om nu vår sex-stegsrakets enskilda steg hade massförhållandena 3:1 blir hela systemets massförhållande 729:1. Men nu minskar nyttolastens andel av hela systemmassan snabbare för varje nytt steg än massförhållandet i stegen, eftersom ju en del av varje stegs slutmassa utgörs av raketmotorer och tankar för drivmedlen. Vår sexstegsraket skulle sannolikt ha långt över 1 000-faldig startvikt per enhet nyttolast.

Dessutom blir stegraketer dyra eftersom alla de enskilda stegen ändå byggs och görs startklara som särskilda farkoster, som i slutändan ska "integreras". Och de går ju alla förlorade efter den enda användningen.

I praktiken är stegen olika varann även i andra avseenden än sett till massan. Endast

första stegets motor behöver orka kämpa mot jordgravitationsens fulla kraft på raketmassan. Motorernas relativa stötkraft i förhållande till stegmassan kan göras mindre för de övre stegen. Därmed blir deras strukturmassor proportionellt mindre och deras massförhållanden i allmänhet större än bottenstegets.

#### TEORINS MÅNRAKETER.

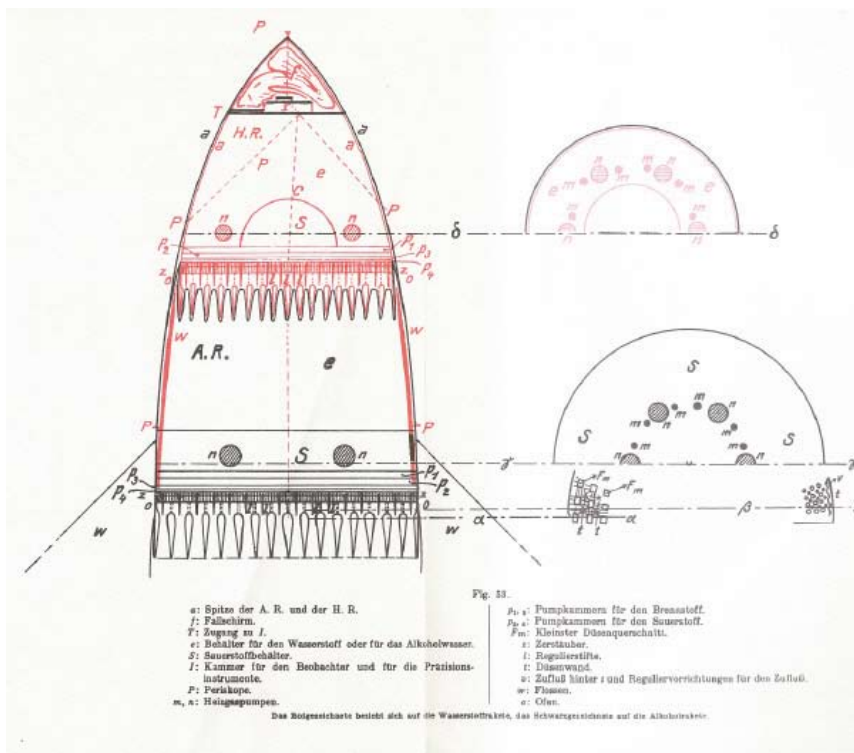
Raketer för astronautiska flyguppdrag planeras baklänges, eftersom farkosten för varje enskild delmanöver bildar nyttolast för de föregående manövrerna och farkosterna för dem. Om vi vill flyga till månen och tillbaka, behöver vi sista ändan en returarkost, som lyfter oss från månytan och för oss tillbaka till jorden.

Returarkosten bildar nyttolast för landningsarkosten. Landaren utgör i sin tur nyttolast för accelerationssteget, som sänder iväg månkraketen från omloppsbanan runt jorden. Dit har hela härligheten lyfts upp av en eller flera bärraketer. Används bara en bärraket är det lätt att inse att den

blir stor. Mycket stor tillockmed i förhållande till den slutliga återvändande farkosten.

Teoretikerna på 1920- och 1930-talen var inte rädda för stora raketer, men de hade inte ännu några bittra erfarenheter som skulle ha dämpat iveren. Månkraketen "Friede" i Langs film förekommer sedan under namnet "Luna" jämsides med "Modell E" i Oberths utvidgade bok "Wege zur Raumschiffahrt" 1929. Drivmedlet i raketens första steg skulle vara alkohol och flytande syre, och i de tre övre stegen skulle flytande väte och flytande syre användas. [4]

Nyttolasten, en rymdkabin med besättning och utrustning, skulle vara 5 - 7 ton, och startmassa omkring 4 000 ton. Alla stegen skulle givetvis bärgas och tas tillvara för att användas på nytt, "des Kostens wegen". Det där har inte förverkligats, men i övrigt förmådde Oberth trots sin totala och kompakta okunskap om praktikens krav förutse endel av verkligheten tre årtionden senare, med större klarhet än många erfarenhetsrika praktiker.



Oberths storrakete "Modell E" 1923. A.R = Alkohol Rakete, 1 steget i svart, drivmedel flyt. syte och alkohol. H.R = Hydrogen Rakete, 2 steg tecknat i rött, drivmedel flyt.väte och flyt.syre. Oberth tänkte sig en tvåstegsraket för uppstigning till omloppsbanan runt Jordan och tre eller flere steg för mån- och planetflygningar. Även i dessa skulle endast första steget vara en A.R, alla de övriga H.R. I filmen var "Friede" dock utformad som tvåstegsraket. Hermann Oberth: "Die Rakete zu den Planetenräumen", 1923, 5.Auflage. 1984 (© Uni-Verlag Dr Roth-Oberth, Feucht).

I slutet av trettitalet drev britterna steg-tänkandet till sin yttersta spets. Entusiasterna i sammanslutningen The British Interplanetary Society publicerade sina månkraket-beräkningar sommaren 1939. Raketen skulle bestå av 2 490 enheter med fast drivmedel, grupperade i sju egentliga steg. Det faktiska antalet steg under frmadrivningen skulle bli betydligt fler, eftersom raketerna i de enskilda stegen skulle tändas i programmerad ordning och de tomma hylsorna kastas så snart de hade brunnit ut. [5].

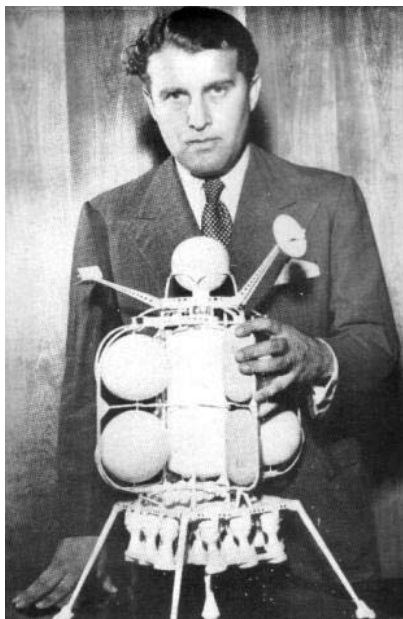
Ett generellt drag bland teoretikerna då och senare har varit, att de konsekvent underskattar den massa som behövs för en rymdkabin eller en farkost för retur genom jordatmosfären. Både Oberth och teoretiker bland britterna trodde att en månkraket för 2 - 3 personer inte skulle ha större massa än 1 000 kg eller så. BIS-raketens startmassa skulle bli tusenfaldig jämfört med nyttolasten eller omkring 1 000 ton. Vackert så.

#### BRÄNSLEMACK I OMLOPPSBANA.

Då vi ovan betraktade flygningens olika skeden såg vi klart, att den kan genomföras i etapper. Den första etappen från jordytan till satellitbanan runt jorden är den svåraste. Inklusivt förluster är drivbehovet för att uppnå en mycket låg satellitbanan i storleksordningen 9 600-9 720 m/s. Ska man högre upp blir det mer. Men när man sitter däruppe "på hyllan" kan man dra andan och förse sig med förråd som tidigare har skickats upp.

Österrikaren Guido von Pirquet formulerade år 1927 något, som i årtionden blev en trossats: "En rymdflygning från jordytan till andra himlakroppar är omöjlig. En flygning från jordytan till satellitbanan runt jorden är svår men möjlig, och en flygning från satellitbanan till himlakropparna är tillockmed lättare än från jorden till banan. [6] von Pirquets sats togs upp efter andra världskriget när skribenterna hade den första storraketen, V2, för ögonen.

Britten H.E.Ross föreslog 1949 att man skulle använda tre bärraketer på var och en omkring 600 tons startmassa. Deras nyttolaster skulle mötas i kretsbanan runt jorden. Två av raketerna skulle vara lastade med drivmedel, som skulle tankas över till den tredje bärraketens nyttolast, den egentliga månarkosten.



Wernher von Braun © US Information Agency

En annan britt, Eric Burgess, tyckte att det skulle behövas bärraketer på 650 ton, men att 14 av dem skulle frakta upp drivmedelspaket, som skulle sammanfogas med den farkost som bärraket nummer femton förde upp - för vidare befordran månen och tillbaka, nyttolastkabin för två man a 1 618 kg.

Ross-månfarkosten skulle emellertid flyga till en omloppsbanan runt månen, lämna det drivmedel som behövdes för retur till jorden där, och sedan landa på månytan. Efter återuppstigningen till omloppsbanan runt månen skulle dess tankar förstas vara så gott som tomma, men drivmedelsdepån för returen skulle ju vänta i banan. Med knepet skulle allt det drivmedel, som skulle behövas för att frakta returdrivmedlet ner till månytan och upp igen sparas in. [7]

Några sådana rackerier gav sig inte Wernher von Braun in på i sina Collier's-artiklar, från 1951 framåt. von Braun och de andra Collier's-skrivarna led emellertid av att ingenting de skrev på minsta sätt fick påminna om de verkliga planerna på missiler, som fanns i USA på den tiden. Och därför fanns det inget program för att utveckla

rymdfarten från dagslägets nästan ingenting, endast som slutmål en trestegs rymdskyttel med en nyttolast något större än den USAs nuvarande Skyttel klarar av. Med 33 ton i sitt lastrum skulle von Brauns skyttelfarkost utgöra tredje steget

i en monstruös trestegsraket, vars startmassa var 6 450 ton, varav 5 583 ton kom på drivmedlens lott. En av orsakerna till det var att von Braun stipulerade en lagringsbar drivmedelskombination, salpetersyra/hydrazin, men han kunde inte dra till med den möjliga specifika impulsen utan fick hålla sig till ett fingerat värde, 2 800 Ns/kg i vacuum, som det har visat sig hållet grovt i underkant. Alla tre stegen skulle emellertid bärgas och kunna användas för nya flygningar. [8]

Dagens Skyttel drivs av två fastdrivmedels startraketer som bärgas, och flytande väte + flytande syre för huvudmotorerna i en behållare som slängs. Omkring 2 040 ton stiger till väders vid en Skyttel-start.

Månexpeditionen var inte heller på något vis optimerad. von Braun föreslog särskilda farkoster, som skulle monteras ihop och förses med drivmedel i rymdstationens bana. Stationen skulle fungera som monteringsgångens bas. Månfarkosterna skulle flyga iväg mot månen och landa i Sinus Roris med raketbromsning direkt från överföringsbanan.

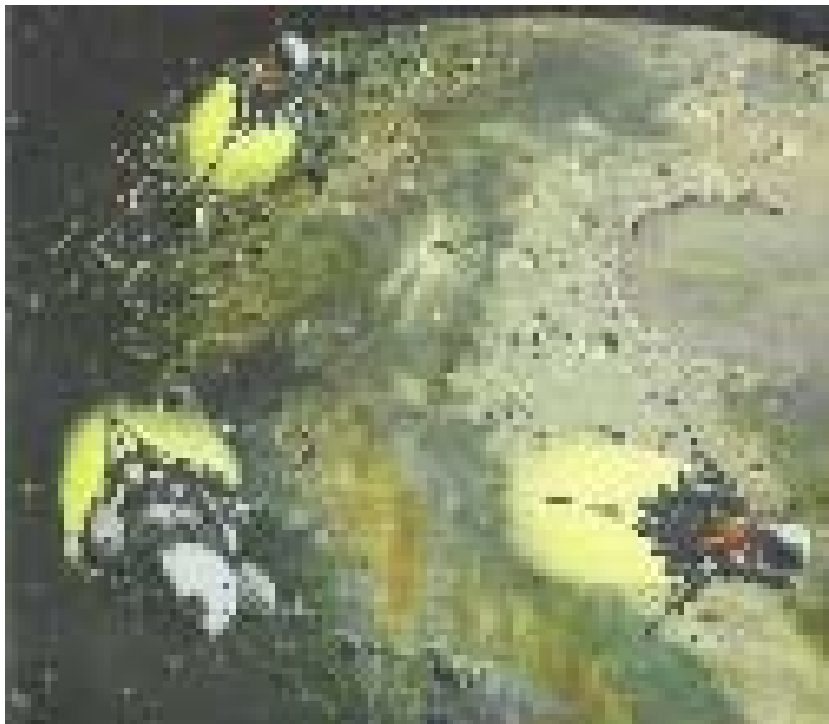
Också returen skulle ske raka spåret från månytan till rymdstationens bana, och

slutligen skulle farkosterna bromsa in till den med raketdrivning där också.

von Brauns månexpedition var ingen liten affär. Ett team på hela 50 personer, piloter och vetenskapsmän, skulle under ett sex veckors uppehåll utforska området kring landningsplatsen. Två av farkosterna skulle frakta besättningarna till månen och hem igen. I den tredje farkosten fanns istället för returdrivmedel all den utrustning expeditionen skulle behöva på månytan, omkring 250 ton.

Farkosterna skulle vara mycket lätt byggda eftersom accelerationerna skulle hållas lågt. Drivmedlet var detsamma som för skyttel-raketerna, salpetersyra/hydrazin, specifika impulsen fortsättningsvis 2 800 Ns/kg, och varje farkosts startmassa 3 964 ton, för de två passagerarfarkosterna 3 900 ton drivmedel. En del av behållarna samt landningsbenen för månlandningen kastades på vägen, så endast 33,5 ton skulle finnas kvar då resan var över. [9]

En stor del av det enorma drivmedelsbehovet berodde på att allt returdrivmedel släpades ner till månytan, och det, att en mycket stor del av returmassan var drivmedel för den där sista inbromsningen - farkosterna skulle inte återinträda i jor-



von Braun-expeditionens tre skepp inleder landningsmanövern ovanför månytan på 880 km höjd. Bromsbanan kröker sig mot landningsplatsen intill dubbelkratern sydväst om Harpalus. Målning av Chesley Bonestell 1953 © Chesley Bonestell Space Art

dens atmosfär eller ens använda den för inbromsningen till rymdstationsbanan. Men planen för flygningen hölls enkel och kanske mera trovärdig på det sättet.

En konstighet var att flygbanan låg i 90 graders vinkel mot månens banas plan. Detta berodde på att von Braun i tidigare artiklar hade placerat sin rymdstation i en bana, vars plan skulle ligga i rät vinkel mot solens strålar, och föra över jordytan i inklinationen 66,5 grader mot ekvatorn. I senare skrivelser, t.ex. marsexpeditionen 1955-56, placeras utgångsbanan i ekliptiska planet, inklinations 23,5 grader.

Alla månfarkosternas sammanlagt 11 892 ton skulle först fraktas upp till rymdstationens bana. De stora trestegsraketerna skulle göra sammanlagt över 400 flygningar och göra av med drivmedel ungefär dubbelt mera än den då i färskt minne varande luftbron till Berlin hade gjort av med.

BIS-medlemmarna Kenneth Gatland och Anthony Kunesch publicerade år 1953 en plan som var en vidareutveckling av H.E.Ross' och Eric Burgess' tankar. Bärarketter med startmassor på 510 ton skulle föra upp färdiga drivmedels"paket" på 5 ton, som skulle plockas in i ett ramverk, med kabin i ena ändan och raketmotorer i den andra.

Månexpeditionen skulle bestå av tre farkoster, en för persontransport, en lastad med drivmedel och landningsben och en tredje lastad med resten av drivmedlet för månlandningen. [10]

Farkosterna skulle mötas i bana runt månen och landaren skulle utrustas och förses med drivmedel där. Efter landning och återuppstigning skulle returen ske med raktbromsning till satellitbana runt Jorden, i och för hemfärd till jordytan med bevingad skyttel, som i von Brauns plan.

Gatland och Kunesch använde samma drivmedel och samma specifika impuls som von Braun, men de fick ner sina farkosters startmassa i jordbana till 260 ton varav drivmedel 240 ton. Tremansbesättningen kabin skulle ha en massa på 4,5 ton. Ändå förutsatte också Gatlands ja Kunesch: 3 x 260 tons månexpedition omkring 160 fraktflygningar från jorden till omloppsbanan, men det berodde på att den 510 tons fraktraket de projekterade endast hade en nyttolast på 5 ton.

*Juhani Westman*

Fortsätter i nästa  
Rymdsondens  
nummer!

#### KÄLLOR OCH LITTERATUR

1. Uppgifterna bl.a Åke Håborg, Teknisk Tidskrift 1960. Även J.W.Cornelisse, H.F.R.Schöyer, K.F.Wakker: "Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics", Pitman, London 1979, s. 172-173, 210, samt uppgifter om verkliga motorprestanda.
2. Breck W Henderson: "New Thermal Propulsion Gains to Speed Rocket Production", Aviation Week & Space Technology, January 20, 1992, s 20-21.

3. K.Thom, R.T.Schneider, H.H.Helmick: "Gaseous-Fuel Nuclear Reaction Research For Multi-Megawatt Power in Space", IAF-77-140, International Astronautical Federation XXVIII Congress, Praha 1977.

4. Hermann Oberth "Wege zur Raumschiffahrt", R Oldenburg, München und Berlin 1929, faximilupplaga Kriterion Verlag, Bukarest 1974, s. 287, 351-355.

5. Bob Parkinson "High Road to the Moon", British Interplanetary Society, London 1979.

6. Heinz Gartmann: "Drömmare, Forskare, Konstruktörer", Berghs, Stockholm 1955, orig "Träumer, Forscher, Konstrukteure" 1954. citatet återfinns på sid 248.

7. A.C.Clarke: "Interplanetary Flight", Berkeley Books New York 1985, faximilupplaga av originalet, Harper & Row, London 1950, s. 54.

8. Wernher von Braun: "Crossing the Last Frontier", Collier's March 22, 1952. Raketfarkosten baserar sig på uträkningar gjorda 1946 och framåt, publicerade i "The Mars Project", sedermera nypublicerat University of Illinois Press, Urbana 1991. Raketens yttre omformades av von Braun i samarbete med konstnären Rolf Klep.

9. Wernher von Braun: "To the Moon, the Journey", Collier's October 18, 1952.

10. Anthony Kunesch, Kenneth Gatland: "Space Travel", Allen & Unwin, London 1953, s. 165-171 Även Eric Burgess: "Rocket Propulsion", Chapman&Hall, London 1952, s 196.



## Pysy taajuudella!

Seuraavassa Avaruusluotaimessa seuraamme Sputnikkia Suomalaisen avaruustutkimuksen nousuun, sekä kuulemme millaista on avaruusjuotoskurssilla.

# Skott mot Månen, sista delen IV

## Verklighetens månraketer

För att uppnå satellitbana runt jorden kan man givetvis bygga en raket med mycket tunnväggiga drivmedelsbehållare och slänga en del av motorerna efter det första startskedet. Så förverkligades USA-missilen Atlas, som sedermera användes för att sätta Mercury-farkoster i omloppsbanan.

Sovjetunionens Sputnik-bärraket, missilen R-7, hade en centralenhet med motorer, som inte orkade lyfta den från marken. Lösningen var att förse den med fyra mindre, yttre enheter, med motorer av samma styrka, men lättare drivmedelslast, så att det uppstod ett stötkraftsöverskott.

Två minuter efter starten var de yttre enheternas drivmedel slut, och de fälldes bort, medan centralenhetens motorer körde på i fem minuter och upp till omloppsbanan. Både Atlas och R-7 använde drivmedelskombinationen flytande syre/kerosin. Väl uppe i kretsbanan krävs i alla fall extrasteg för vidare färd mot månen.

Sovjetunionens första Luna-sonder skickades iväg med rakettypen Vostok, R-7-raketer som bar ett övre steg, "Blok E". I fortsättningen sändes månsonder, tex. Luna-9 år 1966, upp i satellit-

banan med den s.k. Molnija-versionen av R-7, som redan hade ett extra steg, "Blok I". Den trestegsversionen sätter än idag upp bemannade Sojuz-farkoster i kretsbanan. Bärraketen Molnijas startmassa är 306 ton, och dess fjärde steg, "Blok L", slungade Luna-9:s 1 583 kg mot månen. Förhållandet mellan startmassa och nyttolast blir ca. 190:1.

Luna-9 hade en egen raketmotor med flytande drivmedel, som de facto utgjorde ett femte steg, och var avsett för inbromsningen över månytan. Drivmedelsmängden var 800 kg. När allt ståhej var över låg en nyttolastkapsel på 100 kg på månytan, beredd att sända de första bilderna därifrån. Nyttolastförhållande 3 060:1, dvs. för varje kilogram nyttolast till månytan måste 3 ton startmassa reserveras.

Man använder ofta olika drivmedel i de olika stegen. USA:s Atlas fick övre steg, typ Centaur, med två raketmotorer, typ RL-10 A, för att bland annat kunna sända månlandarna i Surveyor-serien till månen. Centaur var USA:s första raketsteg som använde flytande syre/flytande väte, och det var ingen ända med bekymren. Men när det sedan äntligen fungerade, startade Atlas-Centaur med 135 ton, och de slängde Surveyor-sonder, massor drygt



Atlas rocket med John Glenn i Mercury Capsule, Feb. 20, 1962. © NASA

1 ton, i banor som förde direkt mot månen. Surveyor-farkosternas massa på månytan var omkring 290 kg, för varje landat kilogram alltså 470 kg startmassa. RL-10-motorerna har sedan dess gått från klarhet till klarhet, använts återanvändbara i startar-landarraketen DC-X, och de lär komma till bruk även i USAs kommande månlandare.

I ett stegraketutförande "utan krusiduller" krävs två eller tre steg till jordbana, ett steg för vidarefärd till månen och särskilda farkoster efter det. Den ryska UR-500 Proton är konstruerad efter det receptet. De tre stegen i den egentliga raketen för upp ca 20 ton till bana runt jorden. Startmassa är 680 ton och drivmedlen den lagringsbara kombinationen kvävetetroxid/hydrazinblandning.

Med ett fjärde steg, "Blok D", som faktiskt ursprungligen var avsett för bemannad månflygning, sänds över 5,2 ton mot månen, ifall någon betalar. I bemannad form kan man tänka sig ett återupplivande av de gamla "L-1 Zond"-flygningarna, för turister, under namnet "Posadka"! I obemannade versioner kan man landa. Ett särskilt steg sköter om ingång i bana



runt månen och landning därifrån, ned-sättningsmassa 1 880 kg.

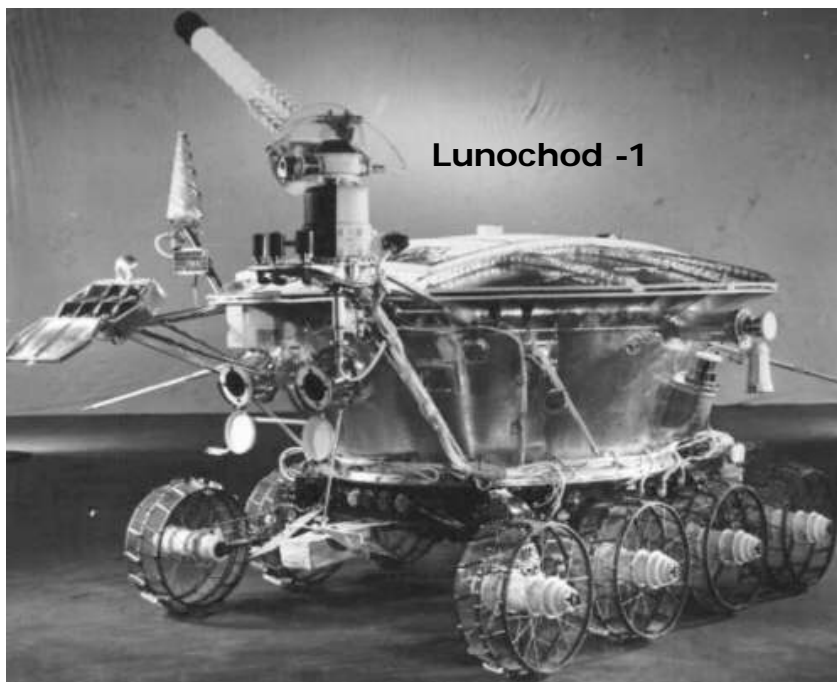
Luna-16 hämtade hem de första mån-proverna som togs utan att beröras av mänsklig hand, och Luna-17 satte ner den första automatiska månvandrararen på månytan. Lunachod 1:s massa var 756 kg, och Lunachod-2, uppsänd med Luna-21, 840 kg. Nyttolastförhållandet blir där ca 810:1.

### MÅNFLYGNINGSALTERNATIVEN.

Då man i Sovjetunionen och USA planerade bemannade månflygningar i början av 1960-talet, var det plötsligt bråttom. Det skulle inte bli tid eller finnas medel till att följa teoretikernas "först en rymdstation, sedan månflygning"-schema. Och allra minst var det tid att utveckla raketer som kunde användas flera gånger om. Det blev slit- och släng-raketer enligt militär missilteknologi, och likaledes slit- och släng-farkoster. Metoderna man övervägde var många.

### DIREKTFLYGNING.

Det enklaste alternativet, att sända upp en farkost med en enda raket, skulle kräva nya, mycket stora bärraketer. Nyttolasterna för en turretur-flygning till månen, USAs returkapsel Apollo och Sovjetunionens LK-1 hade massor på drygt 5 ton. År 1959 lade USA:s nybildade flyg- och rymdstyrelse NASA upp planer på en stor femstegsraket för månfärder med arbetsnamnet Nova. Novas första steg skulle drivas med flytande syre/kerosin, de övre stegen med flytande syre/flytande väte, då en ny, nästan oprövad kombination. För månfarkostens landnings- och retursteget skulle lagringsbara drivmedel användas. Nova-planen



låg till grund för det utvecklingsprogram för raketmotorer som NASA omedelbart inledde.

I Sovjetunionen förekom liknande planer på en super-raket, UR-700. Startmassorna för både USA:s Nova och Sovjets UR-700 skulle vara cirka 4500 ton, vilket var skrämmande mycket. Andra alternativ studerades.

### MÖTE I JORDBANA.

Om man skulle sända upp returkapsel, månplanetsteg och steget för avfärd från jordsatellitbanan var för sig, skulle man inte behöva utveckla några mammutraketer. Däremot skulle varje månflygning kräva, att många bärraketer byggdes, monterades och startades för varje månflygning, många möten och sammankopplingar i omloppsbanan, och ett

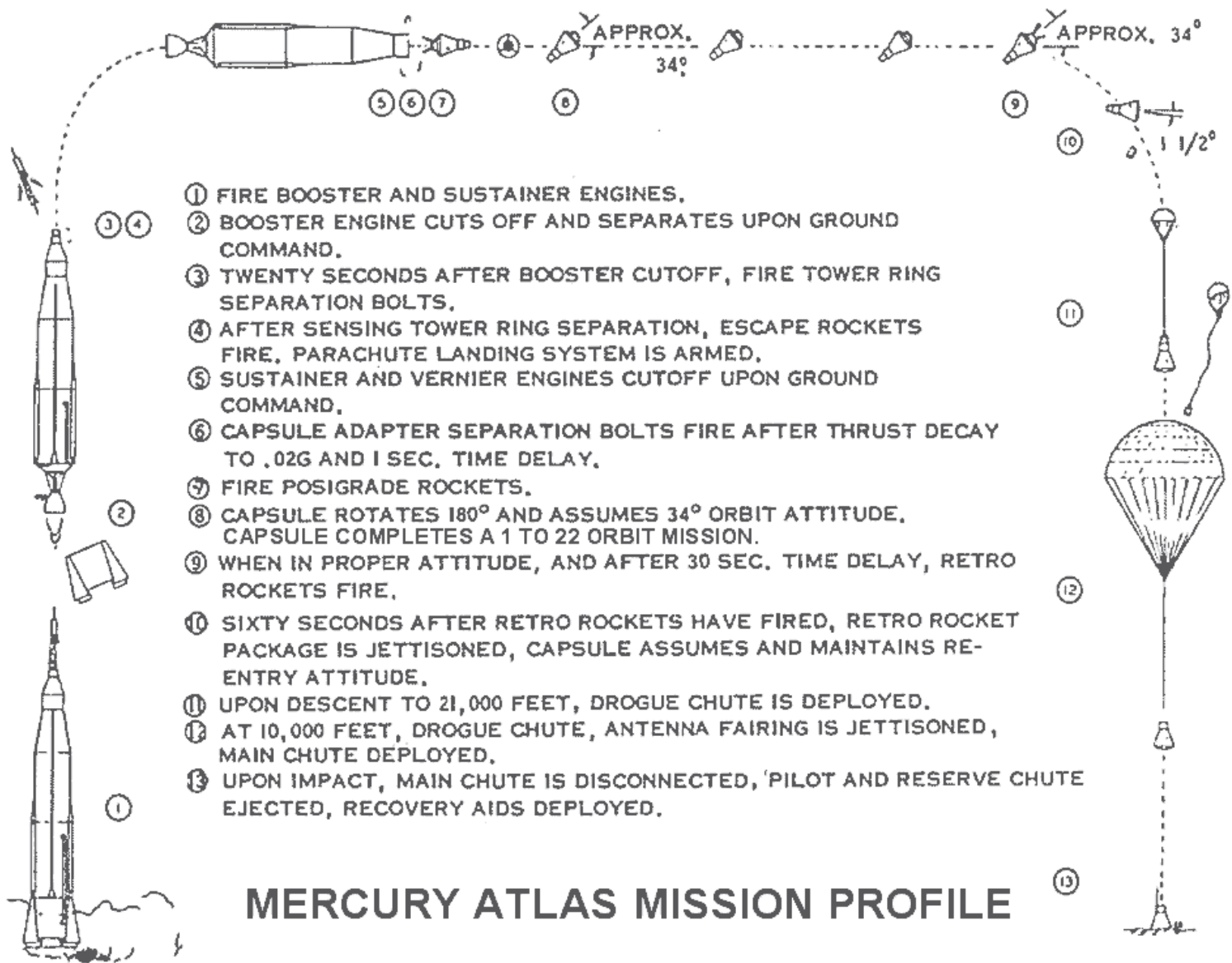
besvärligt monterande och betankande. Och nu visste man av bitter erfarenhet, att varje raketstart var en omständig och riskfylld procedur. Så andra alternativ söktes efter - och hittades. De fanns beskrivna i litteraturen, men både i USA och i Sovjetunionen, sedermera Ryssland, hävdades det att "dom hittade på det alldeles själva". Tro det.

### MÖTE I MÅNBANA.

Månfarkosten delas upp i en landare-återuppstigningsfarkost med vilken landning från omloppsbanan runt månen och retur till den genomförs, och en returkapsel, vars uppgift är att föra hem besättningen från banan runt månen. Den tunga returkabinen behöver då inte bromsas ner till ytan och lyftas därifrån på återfärd. Landaren kan specialkonstrueras med drosselbar landningsmotor, och det blir lätta-

Lunochod -1 tog den här bild av Luna 17 på Månytan.





## MERCURY ATLAS MISSION PROFILE

re att styra den till nedsättning, och även enklare för besättningen att ta sig ur den och in i den igen.

Den sammanlagda massan av landare och returarkost visar sig vara betydligt mindre än en direktflygande farkosts massa. Ett möte i bana runt månen blir även lättare att genomföra än ett banmöte i omlopp kring jorden, emedan omloppshastigheterna skulle bli lägre. Avgörande för både det sovjetiska och det amerikanska valet av månbanemöte på 1960-talet, var, att endast en bärraket, stor nog, men mindre än en direktflygande raket, skulle räcka.

I NASAs nya plan, med returarkosten CEV och en särskild månlandarfarkost, går man in för en "både-och"-arkitektur. Om planerna inom programmet "Constellation" genomförs, kommer den

bemannade farkosten CEV att möta det övriga mån-ekipaget i omloppsbana runt Jorden, men man vinner i behov av bärraket i alla fall, och CEV kan förses med en standardbärare till jordbanan. Sedan fortsätter man med principen "möte i månbanan".

Det var med stegraketer "utan krusiduller" de första bemannade månflygningarna skulle förverkligas. Saturn-V för Apollo-11 hade en startmassa på drygt 2 900 ton, bottensteget drevs med flytande syre/kerosin, de två övre med flytande syre/flytande väte. Det tredje steget tändes på nytt för vidare-färden mot månen, och när Apollo med moderfarkost och månlandare lösgjordes från tredje steget på väg mot månen var deras massa nästan 44 ton. Där fanns en liten kapacitet för uppgraderingar, som utnyttjades under de tre sista månflygningarna.

Även den sovjetiska månraketen N-1 var en stegraket utan krusiduller. Dessvärre blev den inte färdigutvecklad. Startmassa 2 780 ton, tre steg till jordbana, ett steg mot månen och 33 ton som nyttolast på det. Alla steg drivna med flytande syre/kerosin.

Förverkligandet av det tredje alternativet: "möte i bana runt månen", gav ändå möjligheter till olika detaljlösningar. USAs Apollo-farkost skötte om ekipagets inbromsning till omloppsbana runt månen och sedan hemfärden. Den sovjetiska månarkosten bromsades in till månbanan med det steg som även skötte huvuddelen av bromsningen inför landning, medan returarkosten hade en egen propulsionsmodul för hemresan.

## TILL GEOSTATIONÄRBANA MED MÅNRAKET.

Det hör till rymdfartens märkvärdigheter, att satelliter för t.ex. kommunikation, som sänds till geostationärbana, kräver nästan samma drivbehov som månraketer.

Geosynkronbanorna, där satellitens banrörelser sker i takt med jordrotationen, ska ha en medelhöjd på 35 870 km. Om banan är cirkelformad och dess banplan sammanfaller med ekvatorn, står satelliten skenbart stilla på samma ställe på himlen över iakttagaren. Banan säjs då vara geo-stationär, GSO (Geo Stationary Orbit).

Britten Arthur C. Clarke (numera Sir Arthur) föreslog kommunikationssatelliter i geostationär bana redan hösten 1945. Början av kapplöpningen till månen ledde nästan omedelbart till att Clarkes tankar förverkligades. Den Thor-Able-rakettyp, som USA använde för de första försöken mot månen 1958 behövde inte modifieras knappast alls, för att under namnet Delta användas för de första Syncom- och Intelsat-satelliterna 1963 och 1964.

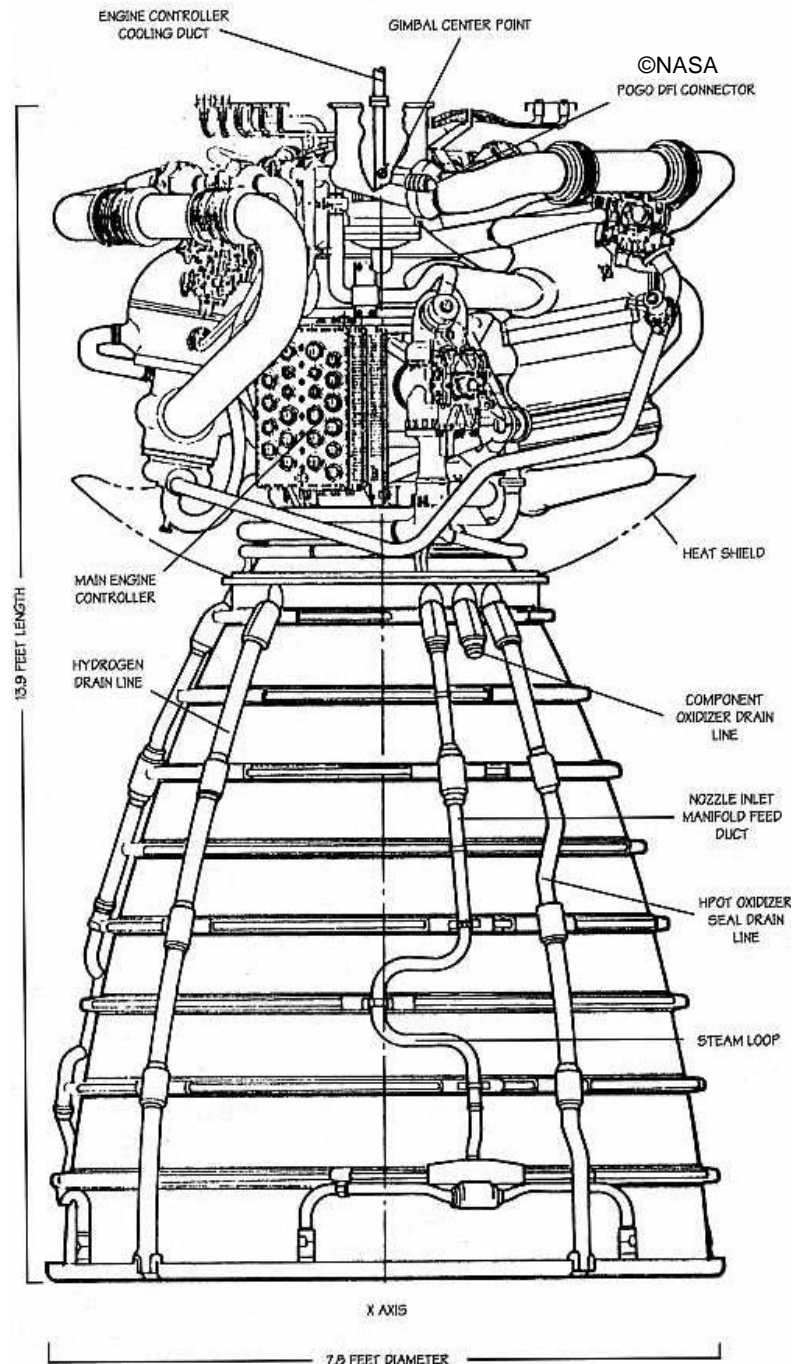
Uppsändningen sker nästan exakt enligt den teori om minimi-energi för överföring mellan två cirkelbanor i samma plan, som Walter Hohmann (1880-1944) publicerade 1925. Från den låga jordbanan ökas farkostens hastighet, så den går in i perigeum i en elliptisk transferbana (GTO, Geosynchronous Transfer Orbit), och i dess apogeum cirkulariseras banrörelsen samtidigt som inklinationen rättas till.

Från Kourou krävs ett drivbehov på 11 960 m/s för att komma upp i en transferbana, förluster inberäknade, medan drivbehovet för flygning mot månbanan i vårt exempel var 12 815 m/s. För Cape Canaveral's del är drivbehovet till GTO 12 115 m/s och mot månen 12 830 m/s.

## FRAKT TILL JORDBANA.

Under en period på sjuttitalet och in på åttiotalet såg det ut som om rymdpionjärerna ändå på sikt skulle få rätt. Man skulle använda den låga jord-banan som etappstation och frakta upp geostationär- och mån-farkosterna eller deras delar med flergångsanvändbara *Skyttel*-farkoster.

## SPACE SHUTTLE MAIN ENGINE



Rymdfärjans huvudmotor. © Nasa

USA:s Skyttel-farkost STS, liksom i ESA:s bärraket Ariane-5, används samma rincip som i R-7. Två stora krutraketer lyfter ekipaget från marken och upp genom den tätaste atmosfären under drygt två minuter. Huvudmotorerna, drivna med flytande väte/flytande syre, används under det skedet av flygningen sedan faller startraketerorna bort och huvudmotorerna accelererar ekipaget till mycket nära satellithastighet. Underskottet är

omkring 30 meter i sekunden, och med det vill man garantera, att centralsteget eller extratanken, när den kastas, återinträder i atmosfären och inte ställer till med hinderligheter.

STS-skytteln knegar sedan in i låg omloppsbanan. Ariane-5 har övre steg som sänder nyttolasterna till geosynkronbana eller vart annars man vill ha dem, fast till Månen eller planeterna. STS-Skyttlarna är inga vidare som bär-



DC-X launch site. © <http://media.armadilloaerospace.com/DCX>

### DC-X

En framtidsdröm: Dåvarande BMDO (Ballistic Missile Defense Organisation = "Stjärnornas Krig"-organisationen) lät bygga en provfarkost DC-X, här fotograferad startklar på sin andra eller tredje flygning i september 1993 på provfältet White Sands. I full skala, startmassa ca 100 ton och nyttolast 3.5 ton, skulle farkosten ha fraktat upp strids satelliter till låg jordbana, i förlängningen tjänat som enstegsfraktare. Om en sådan farkost tankades i omloppsbanan, eller lyftes tankad dit, kunde den flyga till månytan och sedan återvända och landa på jorden.

raketer. Efter Challenger-katastrofen 1986 slopade planerna på att använda Centaur-översteg för att slunga farkoster vidare mot månen eller planeterna. De krutraketer Skyttlarna sedan dess tillåts ta upp orkar inte skicka många ton mot månen.

Om Skytteln någongång skulle börja frakta delar till månraketer, så skulle det bli fråga om att skicka dem i delar som monteras i bana. Skyttlarna kan föra upp 20 - 25 ton till den bana där internationella rymdstationen ISS förhoppningsvis någongång fungerar som mellanstation. Men därav blir intet, STS har spelat slut sin roll år 2010 och ska - om USAs nästa president så vill och kongressen det medger - kring 2014 ersättas med bäraketer och farkoster inom programmet "Constellation": den bemannade Apollokapseln i nyversion, CRV, dess märkliga bärraket CEV och de större bärraketer som ingår i programmet, varom mera strax.

Sovjetunionens motsvarande system, storraketen Energija, hade fyra startenheter, drivna med flytande bränsle. Energija kunde ha satt upp 92 ton till kretsbanan under en enda flygning, och med tilläggsteg ha satt 32 ton i bana mot månen och landat 11 ton på månytan - men därav blev intet, för programmet dog med Sovjetunionen. Namnet finns kvar, som namn på det företag som har tagit hand om faciliteterna för att bygga raketer och rymdfarkoster i dagens Ryssland.

Komponenter från STS ska användas av USAs nya "Constellation"-system. Den

bemannade farkosten CEV sätts upp i låg jordbana av en bärraket som består av en Skyttel-fastdrivmedelsbooster, (SRB), som första steg, och ett LOX/LH2-steg som andra. Motorn till detta steg blir en vidareutveckling av den gamla J2 från Saturn-5:s dagar. Tyngre enheter, som mån farkoster med startsteg för start mot månen (Trans Lunar Injection, TLI), sätts upp med en avläggare av STS-Skyttelns kastbara ET-tank, driven med fyra STS-SSME-raketmotorer och försedd med efter behov två eller fyra STS-SRB. Som TLI-steg bär den här kontraptionen ett väte-syre-steg drivet av J-2, samt månlandare med landarsteg för RL-10-väte-syreomotorer och ett uppstigningssteg med lagringsbart drivmedel eller eventuellt syre-metan-motor. I omloppsbanan runt jorden dockas CEV till TLI-steg-månlandarkombinationen, och i likhet med den ryska N-1/L-3-arkitkturen är det månlandarens bromsmotorer som bromsar in ekipaget i lunar omloppsbanan. CEV har propulsion nog för att ta sig hem från omloppsbanan runt månen.

Farkosten har varken start- eller landningsplats, den tankas från tankvagnar och kontrolleras från en trailer. Efter att BMDO upplöstes, ombyggdes DC-X i NASA-tjänst som DC-XA, den är den enda raketfarkost som har startat och landat flera gånger. Programmet avblåstes efter att ett landningsben mankerades efter en lyckad nedsättning och farkosten skadades i den brand som uppstod. Elaka tungor hävdar att farkosten var för billig, för enkel och för säker för att passa NASA och bärraketindustrin.

I framtiden, när förståndet får övertag över snålheten, utvecklar och bygger man troligen *enstegs-rymdskyttlar* för att få ner transportkostnaderna till låg satellitbana. För vidareflygning till geosynkronbana eller till månen används särskilda raketsteg, utformade efter flyguppdragets krav. Vi kanske återkommer till frågan.

*Juhani Westman*

Mera detaljer finner Ni i "Från Jorden till Månen" på hemsidan  
[http://koti.welho.com/jwestman/moon/box\\_a.html](http://koti.welho.com/jwestman/moon/box_a.html)

"Raketdrivmedel"

[http://koti.welho.com/jwestman/moon/box\\_c.html](http://koti.welho.com/jwestman/moon/box_c.html)

och i "Månraketer"

[http://koti.welho.com/jwestman/moon/box\\_b.html](http://koti.welho.com/jwestman/moon/box_b.html)

Författaren nås per e-post:

[juhani.westman@pp.inet.fi](mailto:juhani.westman@pp.inet.fi)