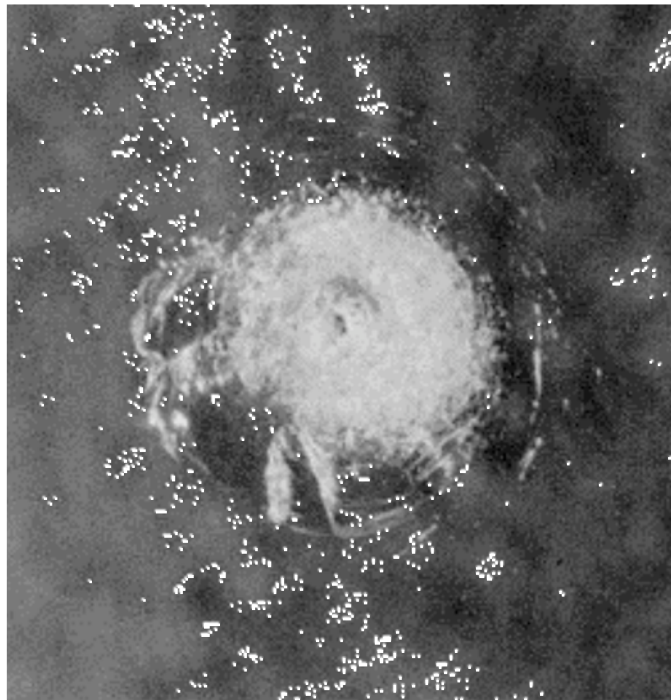


AVARUUSLUOTAIN – RYMDSONDEN 4/2002



Noin 4 mm läpimittainen kuoppa Avaruussukkulan ohjaamon lasissa aiheutui pienestä avaruusromuhiukkasesta. Aiheuttaja osoittautui olevan noin 0,2 mm läpimittainen hiukkanen valkoista maalia, joka liikkui ikkunaan iskeytyessään avaruussukkulan suhteen nopeudella 3-6 km/s (<http://www.aero.org/cords/debrisks.html>).

Ks. myös Hyppyportti, s. 6.

Avaruusluotain
Vol. 37 n:o 4, joulukuu 2002

	Sisältö	
Päätoimittaja: Tero Siili	Pääkirjoitus	3
Toimituksen osoite: C/o Ilmatieteen laitos, Geofysiikan tutkimus, PL 503, 00101 HELSINKI	Puheenjohtajalta	3
Puhelin: (09) 19294660 (050) 5325462	Avaruus uutisia	4
Telekopio: (09) 19294603	<i>Hyppyportti</i> eli Webbi uutisia	6
Sähköposti: Tero.Siili@fmi.fi	Six steps to orbit	7
ISSN: 0356-021X	Svensk Resumé	14
Painos: 200 kpl	Contents	
Ilmestymistajuuus: Neljä kertaa vuodessa	Editorial	3
Vuosikerran tilaushinta: 22 □	President's section	3
Ilmoitushinnat: Tiedustele päätoimittajalta	Space news	4
Julkaisija: Suomen avaruustutkimusseura – Sällskapet för astronautisk forskning I Finland – Finnish Astronautical Society, PL 507, 00101 HELSINKI	Jumpgate or WWW News	6
Kauppalantie 6-8, 00320 HELSINKI (09) 5874433	Six steps to orbit	7
http://netlander.fmi.fi/~sats/	Swedish abstract	14
Pankkiyhteys: Merita 218518-129232	Nimellä tai nimimerkillä kirjoitetuissa artik- keissa esitetyt mielipiteet ovat kirjoittajan henkilökohtaisia käsityksiä eivätkä välttä- mättä vastaa seuran tai lehden virallista kantaa.	
Aineistopäivät vuonna 2003		
1/2003:	28.2.	
2/2003:	31.5.	
3/2003:	31.8.	
4/2003:	30.11.	

Mitä tälle ongelmalle sitten voi tehdä? Avaruusromulta voi yrittää suojautua, sen kertymistä täytyy pyrkiä vähentämään ja jopa poistamaan jo muodostunutta avaruusromua. Joillakin edellä esitellyistä sivuista on ratkaisuja jo esiteltykin mutta tässä joitain lisää. NASA on kehittänyt ohjenuoran, avaruusromun välttämiseksi. Ko. julistus löytyy osoitteesta http://nodis3.gsfc.nasa.gov/library/displayDir.cfm?Internal_ID=N_PD_8710_0003_&page_name=main.

Teksasin yliopistossa simuloidaan avaruusromukilpien suojaavuutta, avaruusromua vastaan: <http://www.tacc.utexas.edu/research/users/fahrenheit/>. Lyndon B. Johnson Space Center:ssä Houstonissa taas on kehitelty ohjelmaa, jolla voidaan simuloida avaruusromuun törmäyksen vaikutuksia avaruusaluksiin.

Photonic of Santa Fe on kehittänyt laserkeilaimen nimeltään ORION, joka perustuu sii-

hen, että hyvin pienikin liikemäärän muutos saattaa aiheuttaa sen että avaruusromu suistuu pois kiertoradalta ja alkaa vähitellen syöksyä kohti maan ilmakehää, palaen siihen syöksyessään (<http://www.seds.org/spaceviews/9707/articles.html>).

Tekniikkaan liittyvä artikkeli löytyy myös USA:n ilmavoimien sivustoilta: <http://www.airpower.maxwell.af.mil/airchronicles/apj/apj00/win00/vorwin00.htm>.

Avaruusromuun liittyviä sivustoja tuntuu myös löytyvän kylliksi tyydyttämään itse kunkin tiedonjanon, yllä osa niistä, mutta paljon lisääkin löytyy. Olkoon voima kansanne...

Petri Makkonen

Six steps to orbit

Juhani Westman

A blueprint for a launch vehicle from the forties.

In the late forties almost every theoretician in space flight worth his salt was busy sketching satellite stations in orbit around the Earth and the means of launching them. A range of uses was foreseen, most of which were realized by the sixties with unmanned satellites. At the time it was, however, considered necessary that they should have to be manned, which meant rather sizable constructions, way beyond the lifting capacity of any conceivable single launch vehicle. It was clearly seen that the creation of a launch vehicle would be the first order of business, as Rolf Engel, Uwe T. Bödewaldt and Kurt Harnisch put it in 1948:

"At the present stage of technology...it would be great fun, to sketch up the furnishing, or the

sleeping or workroom arrangements. Such an exercise is, however, without merit at this juncture. What is needed is an exposition of the physical and technical needs and especially the economical capabilities needed to establish such a station."

Thus most of the technical discussions started with plans for multistage launch vehicles capable of attaining orbit around the Earth.

Some different schools of thought can be discerned. Wernher von Braun, at the time already in the US, presented his monstrous three-stage "rocket-ship" in "Das Marsprojekt" 1948, at that time in a very stubby form which for esthetical reasons was slimmed down in the well-known *Collier's* article series on space flight some years later. The von Braun launcher architecture was straightforward, three stages in tandem, but it

tipped the scale at 6300 metric tonnes, The payload to an orbit with a period of 2h was to be some 33 tonnes, plus a cabin for some 10 to 12 people, explicitly "men". Much later, in 1955 -56, von Braun had to re-sketch his launcher for the Disney company, for copyright reasons. He then used the opportunity to downsize it to a gross launch weight of 1280 tonnes with a payload of some 10 tonnes.

The British, RA Smith, H Ross and the trio Gatland, Kuenesh-Dixon, among others, looked to somewhat smaller payloads, and to bring down the gross weight of the vehicles, they invented a system of tank staging called "Expendable Construction". The idea was an outgrowth of the WW II practice of fitting drop tanks to aircraft. Nevertheless their three-stage – more correctly three-stage with four expendable bays in stage-2 launcher had a gross weight of some 510 tonnes with a 5 tonne payload to a 500-mile i.e. some 800km orbit. Interesting enough, no one mentioned the other partial staging possibilities: parallel staging and motor staging. In the real world Sergei Koroljov used parallel staging in the R-7 ICBM, and Karel Bossard designed the Atlas ICBM with motor staging.

The smallest of them all

The German trio cited above, i.e. Engel, Bödewaldt and Hanisch presented the smallest launcher in 1949. During those years the three were Research Engineers in the French organisation O.N.E.R.A. They wrote up their plans in the Magazine "Welt-raumfahrt" of the German post-war organisation "Gesellschaft für Weltraumforschung" (Society for Space Research) and it was published under the name "Die Außenstation", later included in a book by Heinz Gartmann: "Raumfahrtforschung", Oldenburg, München 1952. Their rocket – the EBH launch vehicle – would have a gross launch

weight of some 220 metric tonnes for a payload of 3 metric tonnes to a 557km orbit, with a period of 1.6h, giving 15 orbits per diem. They also calculated the launch weights for a second orbit of two hours period, 12 orbits per diem – interesting enough getting an orbital height of 1669km against von Braun's 1730km for the same period.

The insistence on even numbers of orbits around the Earth per diem was predicated on an assumed need for orbit tracking, and for scheduling of the multiple flights to build and to service the space station.

Engel, Bödewaldt and Hanisch did a thorough study on the ascent trajectory to orbit. The launch would be vertical, followed by a free flight trajectory leading up to heights with rarefied air. During the free ascent the rocket would be tilted over towards the east to take advantage of the rotation of the Earth. A more or less horizontal acceleration period would follow, so as not to carry excess amounts of propellants against the gravitation. After attaining circular orbit in an altitude of some 100km there would follow a second short free flight period to be used for small corrections. A short thrust period would raise the apogee to the final altitude, 557 or 1669km, where a further kick manoeuvre would circularise the orbit. Launch was to take place in an unnamed locality in Australia into an orbit with inclination 45° to the equator.

The three authors also studied the optimum number of stages for a satellite launcher using the attainable technology of the day, and came up with an optimum stage number of six.

Adding stages may lower the launch weight substantially. With the rather heavy values for structure mass fraction the authors were calculating with, i.e. $M_{str}/M_{prop} = 0.14$ for the booster stage and 0.1 for stages 2 and upwards, and given the specific impulse EBH were using, you end up with the following

GLOW for a kick stage (originally the sixth stage) mass of 5 tonnes:

As may be seen the diminishing return sets in already when going from 3 stages to 4 but apparently Engel, Bödewaldt and Hainisch felt that the added complexity with five ascent stages and one orbital manoeuvring stage wouldn't prove insurmountable.

In the following tables the significant data for the EBH Launch Vehicle are presented.

Table 1. Reduction of Gross Lift-Off Mass with added number of stages.

Number of stages, incl. booster stage	Gross Lift-Off Mass, tonnes
2 + kick stage	474
3 + kick stage	287
4 + kick stage	235
5 + kick stage (EBH)	220
6 + kick stage	216

Outwardly, the launch vehicle would look like a giant artillery shell, with a cylindrical afterbody, 6 m in diameter and 7 m high, and an ogival forebody, with a curvature

radius of 55.5 m bringing the total length to 25 m. The first – or booster stage – would have four stabilizing fins, 0.6 m thick and 1.5 m broad, with a profile compatible with the final airspeed of the booster, mach 2.9 at 12.7 km altitude. Steering thrusters (only) would stabilize the rest of the vehicle.

Launch would take place in Australia; the position given is 22.5°S, 135°W. The actual position of the Woomera launch area in Australia is 31.35°S, 136.50°E. Stage 1 would rise straight up for 35 s, achieving a vertical velocity component of 820 m/s, after which the vehicle would continue to rise in a free-flight mode.

Stage 2 would ignite at 37 km altitude at an airspeed of 345 m/s – down from 820 m/s. Seen from the launch pad the ascent track at second stage ignition still would be almost vertical, in actual fact the inertial motion would be slanting because of the rotation motion of the earth, around 420 m/s. With the chosen orbital inclination, 45°, the actual

EBH-launch vehicle							
Modified after Gartmann "Raumfahrtforschung" art. "Die Aussenstation", table 6 (p 147) and text material in pp. 147...150:							
Masses in kg							
	Thrust chamber	Turbopump	Structure	Tankage	Outer hull	Cabin+crew	
Stage 1	2760	3840	180	1270	3450	300	
Stage 2	1660	1053	167	1840	780		
Stage 3	720	664	101	735	260		
Stage 4	275	284	26	370	195		
Stage 5	145	132	8	138	107		
Stage 6	25	12	18	110	85	1750	
	5585	5985	500	4463	4877	2050	
Dry mass Propellants Stage full						llup mass	Length,m
Stage 1	11800	97700	109500	220000		6,20	
Stage 2	5500	54600	60100	110500		3,60	
Stage 3	2480	24600	27080	50400		3,00	
Stage 4	1150	11370	12520	23320		2,40	
Stage 5	530	5270	5800	10800		1,80	
Stage 6	2000	1500	3500	5000		8,00	
			MLOAD=	1500			
TOTAL	23460	195040	218500	220000		25,00	
M0, tonnes	Tb, seconds	F,tonnes	a0=F/m0,g	Mass ratio	Videal, m/s	Vreal at CO, m/s	
Stage 1	220	35	610	2,77	1,774	1250	
Stage 2	110,5	70	231	2,09	1,977	1976	
Stage 3	50,4	50	145	2,88	1,953	1942	
Stage 4	23,32	50	67	2,87	1,951	1939	
Stage 5	10,8	50	31	2,87	1,953	1941	
Stage 6	5	99	1,5	0,30	1,111	306	
	IspLO:	222,3		2180	Ns/kg	9354	
	IspVAC=	1,33 x IspLO		2900	Ns/kg		
						7845;7978;7582 at orb.altitude	

gain would be 329 m/s.

During the free-flight phase the vehicle would be tilted in easterly direction until an attitude of 45° to the horizontal was achieved.

Stage 2 would burn for 70 s, carrying the tilt over from some 45° to 0°. At stage 2 cut-off the vehicle would be ascending at 12.7° above the horizontal, at 67.8 km altitude. Stages 3 to 5 would burn for 50 s each, during which the ascent angle would decrease to 4.5° at 87.4 km, 1.1° at 97.8 km and finally 0° at 100 km. Stage 2 would enter the atmosphere and hit the ground still in the Australian Northern Territory and whatever would survive the re-entry of stage 3 would fall in Cape York Peninsula. Stage 4 would re-enter and burn up over the Coral Sea. Stage 5 would leave the vehicle with a velocity deficit of 30 m/s from circular velocity, to ensure that the stage would re-enter and destruct in the atmosphere somewhere over the Atlantic.

Stage 6 would do a first burn immediately after separation making good the 30 m/s deficit for injection into the low-altitude parking orbit. After guidance updating and suitable corrections, the pilots would ignite their 1.5 tonne throttleable motor for a 133 m/s burn entering the ascent half-ellipse. After ascent to final orbital altitude, 557 km, a circularization burn of 133 m/s would inject the spacecraft into the orbit of the space station.

Stages

All stages would be using liquid oxygen as oxidant and alcohol as fuel – like the A4 (V2). Thermodynamical calculations will show that the given specific impulses in stages 2 to 6 are on the high side but not excessively so. Stage 1 would have a chamber pressure of 50 bar expanded to sea level ambient. In stages 2 and 3 the chamber pressure would be 36 bar, expanded to

0.2 bar. The fuel would be methyl alcohol diluted to 75%. In the upper stages the methyl alcohol would be undiluted i.e. 92-96%. The chamber pressure would be lower, only 25 bar, in those days high enough as the A4-motor had a Pc of 15 bar. Construction materials would be steel for the engine, duraluminium and aluminium for tanks and hull. The construction would be the same as for the A4, with stringers and longerons stiffening the more or less non-load-carrying skin.

Both the booster stage and the kick stage were to be **manned**. In 1948 the automatic ascent guidance system, being a developed version of the gyroscopes-and-integrating accelerometer-type of the A4, could not be relied on to handle the delicate manoeuvres needed for rendezvous and docking in orbit. Thus the sixth stage would carry two men. The booster stage was to be landed and used again; a pilot was to guide it during the descent and landing.

The pilot in the booster stage would have a hair-raising flight. He would be sitting in a cylindrical cabin, 2 m in diameter and 1.8 m tall, with a plexiglass cupola protruding in the nozzle of the second stage. To gain entry into his cabin he would have to climb through a passageway alongside the booster thrust chamber-nozzle assembly, inside the annular four-section fuel-and-oxidizer tanks. He would ride the thrusting booster stage in darkness for 35 s, he then would have 48 s to turn it away and "get the hell out from under" before the second stage would commence firing. For the descent phase he would have a set of steering thrusters to stabilize his horribly unstable vehicle, and a propellant reserve giving him some 300 m/s manoeuvring leeway for a soft landing somewhere in the Australian Outback a couple tens of miles from the launch pad.

Stages 2 to 5 would be unmanned. Like stage 1, stages 2 and 3 would have sectioned

annular tanks around the hull and the engine assembly in the middle. Stages 4 to 6 would have spherical tanks inside the hull structure. The layout would not be unlike that of the *EPS* Upper Stage of *Ariane-5*.

Upstairs in the sixth stage – the kick-stage, which would attain the final 557 km orbit – would be a cabin for two pilots and a payload, consisting of 1 tonne propellants and 1.5 tonnes dry load. Here we may discern a fudge factor: the authors assume that 0.5 tonnes of the stage itself would be usable for the space station construction, thus adding up to the advertised 3 tonne total payload.

In 1948 nothing much was known of the re-entry problem, and the authors sidestep the whole issue, declaring that the pilots "would be returning in a special vehicle, built on the lines of the projected *Sänger Antipodal Glider*". Some of the propellants carried as cargo was to be used by the descent vehicle.

Cost analysis

There was also a cost analysis. Taking the dry mass, and estimating the time and cost of producing it from the known amount of time needed to produce *A4* missiles, and the then current aerospace production costs, the authors arrived at a production cost of USD 73 000, (1948!!) for the *A4* and USD 702 000 for the *EBH* launch vehicle, in both cases including propellants. The costs of readying the launch vehicle for launch, and other operating costs were not - could not be - estimated. Nor was there any attempt of determining even the ballpark size of the development costs. Perhaps the obvious fact that a six-stage vehicle, with six different rocket motors to be developed concurrently, would have a six-fold development development cost as compared with a single-stage missile, made the authors decide that development costs are a matter of budgetary subsidy and so not applicable in determining

the launch costs. Best not mention it at all, then.

Wernher von Braun, with hindsight from Peenemünde, grabbed a symbolic all-inclusive sum: from first planning to an operative space station a sum twice that of the Manhattan Project, or 4 billion USD 1948.

With 20-20 hindsight one could foresee quite a hefty cost addition for launch and flight operations, as each of the six stages would have to be checked out as independent vehicles before being integrated.

Conclusion

Engel, Bödewaldt and Hanisch end their exposition by stating that their sketch should not be construed as a factual blueprint for any development effort, but as an example of what kind of launch vehicle would be possible to develop and operate, using state-of-the-art technology in 1948.

In its day, the *EBH* vehicle was hailed as the most realistic forecast to date. The size of the thing was not too daunting, the propellants were well known and the construction parameters and the specific impulse seemed achievable. Today this sketch is all but forgotten. In contrast the much more futuristic monster rocket by von Braun, with its then exotic propellants, nitric acid and hydrazine, crops up in most recapitulations of the pre-historic eras of astronautics.

The number of stages, 1+4+kick, may seem excessive today, but it is well to remember that in studies in the US a four-stage vehicle was one of the options for an unmanned satellite launcher, *Experimental World Circling Spaceship*, proposed by the RAND think-tank for the then USAAF in 1948, with a launch mass of 106 tonnes and a payload satellite of 225 kg into a 450 km orbit. The first US satellite *Explorer I* was launched not fully ten years later by a four-stage vehicle, the

Jupiter-C/Juno I. The larger *Juno-II* was likewise a four-stage vehicle.

Furthermore, the principle of a launch trajectory with a free-flying phase with tilting between lofting to altitude and acceleration to orbit was adhered to in both the *Vanguard* and the *Juno* vehicles.

Looking at the numbers, one could imagine a vehicle with solid propellants for the stages giving an equal performance. Of course the visible layout of the vehicle would be quite different from the nicely aerodynamical flying artillery shell imagined by Engel, Boedewald and Hanisch.

Finally it may be noted, that the plans for the reusable launch vehicle *Kistler* envisions a *Launch Assist Module* rather like the booster stage of the *EBH launcher*, and the ascent trajectory plan also includes a free-flight phase following the *LAM* burn aimed at achieving altitude for low-pressure expansion of the re-usable *Orbital Stage* engine. *Literature:*

Heinz Gartmann: "Raumfahrtforschung", Oldenburg, München 1952.

Michael Rycroft (ed) "The Cambridge Encyclopaedia of Space" Cambridge University Press, Cambridge 1990.

Kenneth Gatland(ed) "The Illustrated Encyclopaedia of Space, 2nd Ed." Salamander Books, London 1989

Wernher von Braun: "The Mars Project", University of Illinois Press, Urbana and Chicago 1953, 1991.

H. Ulv Mai: "Rakettitekniikan Perusteet", PIK 1967.

George P Sutton: "Rocket propulsion Elements, 6th Ed.", John Wiley&Sons, New York 1992

H. H. Koelle(ed.) "Handbook of Astronautical Engineering", McGraw-Hill, New York 1961

www.astronautix.com copyright Mark Wade

Yhteenvedo: Kuusi vaihetta kiertoradalle.

Toisen maailmansodan jälkeisinä vuosina jokainen kynnelle kykenevä avaruusteoreetikko mietti tulevien, Maata kiertävälle radalle nostettavien avaruusasemien toimintamahdollisuuksia. Suurimman osan niistä toiminnoista, jotka 1960-luvusta lähtien on toteutettu miehittämättömillä tekokuilla, katsottiin 1940-luvulla tarvitsevan miehitettyä läsnäoloa avaruudessa. Kuitenkin tajuttiin että ensinmäisenä ohjelmakohtana oli kuljetusjärjestelmän luominen, jotta avaruusasemia päästäisiin perustamaan.

Vuonna 1948 julkistettiin kaksi tutkielmaa avaruusasemien kuljetusvälineistä. Toinen oli silloin USA:ssa toimineen Wernher von Braunin kolmivaiheinen, typpihapolla ja hydratsiinilla toimiva jättiraketti, jonka lähtömassa oli 6300 t ja hyötykuorma kahden tunnin kiertoradalle noin 33 t. Toisen esittivät Ranskan ONERA-järjestössä toimineet saksalaiset tutkimusinsinöörit Rolf Engel, Uwe T Bödewaldt ja Kurt Hainisch.

Näihin aikoihin myöskin britit Gatland, Kunesch ja Dixon esittivät 5 t nostavaa kantorakettia jonka lähtömassa oli 510 t. Raketin toisessa vaiheessa ajoainesäiliöt oli rakennettu pudotettaviin osiin. Tällä saavutettaisiin melkoinen lähtömassan vähennys.

Saksalaiskolmikko otti vaiheistusaskelen täysillä ja suunnitteli *kuusivaiheisen* kantoraketin. Ensimmäinen vaihe olisi heittovaihe, joka sysäisi muun raketin yläilmoihin jossa ilmanpaine olisi vähäinen ja moottoreiden ominaisimpulssi nousisi suureksi. Kakkosvaihe kääntäisi nousun kohti vaakalentoa; kolmas, neljäs ja viides vaihe olisivat kiihdytysvaiheita. Kuudes vaihe olisi oikeastaan manööverikelpoinen hyötykuormien kanta-ja.

Alkoholi-nestehappimoottoreilla toimivan ensivaiheen moottorin ominaisimpulssi olisi 2180 Ns/kg ja ylempien vaiheiden

2900 Ns/kg. Lähtömassa olisi 220 t ja hyötykuorma radalle 3 t.

Ensivaihe olisi miehitetty ja irroitettaiisiin nostettuaan rakettia suoraan ylöspäin 35 sekunnissa 12,7 km korkeuteen ja nousunopeuteen 820 m/s. Pilotilla olisi nyt 48 s aikaa järjestää vaiheensa "helkkarin äkkiä alta pois" ennen kun toisen vaiheen ajo alkaisi. Tämän jälkeen seuraisi ohjattu alastulo ja rakettilaskeutuminen, jota varten vaiheessa olisi 300 m/s ajokyvyn antava ajoainemäärä.

Toinen vaihe kääntyisi vapaalennon aikana pystysuorasta lento-asennosta vaakataso-asentoon mutta nousurata jatkuisi noin 45° nousukulmassa. Ajo alkaisi 37 km korkeudessa. Radan taittuminen kohti vaakatasoa jatkuisi kakkosvaiheen ajon aikana ja 70 s jälkeen raketti lentäisi 67 kilometrissä, radan nousukulman ollessa loppua kohti 12,7°. Seuraavat kolme vaihetta toimisivat jokainen 50 s nostaen nopeutta kohti lähes kiertoratanopeutta 100 km korkeudessa. Viimeinen eli kuudes vaihe kiihdyttäisi 100 km parkkiradalle tarvittavat 30 m/s.

Lyhyehkön tarkistusajan jälkeen seuraisi uusi 130 m/s kiihdytys joka johtaisi lopulliselle 557 km ratakorkeudelle. Nousu veisi puoli kierrosta Maan ympäri. Radan huipulla suoritettulla 133 m/s ajolla pyöristettäisiin rata.

Lopullisessa hyötykuormalaskelmissa on hieman peukaloinnin tuntua, sillä kuormana olisi miehistö kaksi henkilöä ja heidän kabiininsa, sen ohella 1,5 t kuivaa kuormaa ja 1 t ajoaineita. Jotta luvatus 3 t saataisiin täyteen kirjoittajat olettivat että 0,5 t kuutosvaiheen rakenteista voitaisiin hyödyntää avaruusasemalla.

Paluuongelma sivuutettiin toteamalla että se tapahtuisi "erillisellä aluksella jonka rakenne perustuisi Eugen Sängerin puolta maailmaa kiertävän pommittajan periaatteeseen."

Sammandrag: Sex steg till omloppsbana

Under åren efter andra världskriget kom varje rymdteoretiker med självaktning med sin betraktelse kring en rymdstation i bana runt jorden som rymdverksamhetens första steg. Man gav en sådan stations besättning många sådana arbetsuppgifter som sedan har förverkligats med obemannade satelliter.

Varje teoretiker insåg också att den första punkten på dagordningen måste vara att skapa sådana bärfarkoster som kunde frakta ut rymdstationen i delar till omloppsbanan. Under åren efter andra världskriget publicerade flera betraktelser över bärraketer. En av dem var den då redan i USA verksamme Wernher von Brauns "raketskepp" med en startmassa på 6300 ton och en nyttolast på 33 ton till en 2-timmars omloppstidsbana på 1730 kilometers höjd. En annan var brittrion Gatland-Kunesch-Dixons 510 tons raket med 5 tons nyttolast till 800 km omloppshöjd, där andra stegets tankage var indelat i flera kastbara enheter, som de kallade "expendable construction", "förbrukbar konstruktion" Termen var lånad från flyget ty de alla tre var flygingenjörer.

En tredje plan gick ut på att ta det där med steg fullt ut. Forskningsingenjörerna vid franska ONERA, tyskarna Rolf Engel, Uwe T Bödewaldt och Kurt Hainisch, teoretiserade fram en sexstegsraket med startmassan 220 ton och nyttolast 3 ton till omloppsbana. Drivmedlet var flytande syre och alkohol, samma som i den tyska A4(V2)-missilen som de hade varit med om att utveckla före och under kriget.

Raketens första steg var bemannat för att det skulle bärgas. I sista steget – som egentligen var ett rymdmanöversteg – fanns också en besättningskabin, samt ett ton drivmedel och ett och ett halvt ton torr last. För att få de utbasunerade tre tonnen nyttolast fullt antog författarna att ett halvt ton av sjätte steget

skulle kunna användas som sådant för att bygga upp en rymdstation.

För nedfartens del sidsteppade de problemen genom att förklara att: "besättningarna skulle hämtas ner till Jorden med en särskild farkost enligt Eugen Sängers antipodbombares princip."

De gjorde också upp en kostnadskalkyl, men ur den lämnades sådant som utvecklingskostnaderna för alla sex stegen bort, likaså vad det kunde kosta att sätta ihop kontraptionen och göra den klar för start. Kanske lika bra det.

Författarna underströk emellertid att skissen inte var tänkt som ett första förslag till något projekt att förverkliga, utan var ett räkneexempel på vad som var möjligt att åstadkomma inom den dåvarande teknikens nivå.

Sex steg till omloppsbanan – egentligen ett startsteg, fyra accelerationssteg och ett nytolaststeg med manöverförmåga i banan – förefaller kanske lite överdrivet idag, men vi ska minnas att USAs första satellit sattes upp med fyrastegsraketerna *Jupiter-C/Juno-I*. I likhet med *EBH-raketens* princip att låta andra steget fortsätta en bit i friflykt efter att första steget lösgjorts lyfte *Jupiter-C*-första steget resten av ekipaget till banhöjd, varpå de tre övre stegen accelererade till omloppshastighet. Samma princip följdes i den större bär-raketerna *Juno-II* och lite modifierat i bär-raketerna *Vanguard*.

Det kan noteras att privatbäraraketprojektet *Kistler* bygger på idén att låta ett kaststeg skicka upp det egentliga drivsteget i flykt upp över atmosfärens tätaste delar, på samma sätt som Engels, Bödewaldts och Hanisch's bäraraket var tänkt.

Engel, Bödewaldt ja Hanisch laativat myös-kin kustannuslaskelman, joka perustui heidän kokemukseen saksalaisen V-2-ohjuksen vaatimaan rakenustyömäärään sekä silloisen ilmailuteollisuuden kustannustasoon. He saivat raketin yksikköhinnaksi 702 000 silloista US dollaria kun V-2-ohjus olisi maksanut 73 800 dollaria. Kuuden eri vaiheen kehityskustannukset ja lentoonvalmistelukustannukset eivät tulleet lasketuksi mukaan hintaan, yhtä vähän kuin lennonjohto- ja seurantakustannukset.

Kuusi vaihetta kiertoradalle – oikeastaan heittovaihe, neljä kiidytysvaihetta ja hyötykuorma-avaruusmanööverivaihe – tuntuu ylivoimaiselta mutta otettakoon huomioon että USAn ensimmäinen satelliitti nostettiin radalle nelivaiheraketilla *Jupiter-C/Juno-I*. Samaten menetelmä jossa ensimmäisen toiminnan jälkeen seuraa vapaalentovaihe oli käytössä *Juno-I*-raketissa ja sen suuremmassa versiossa, *Juno-II*:ssa. Otettakoon myöskin huomioon että eräessä yksityiskantoraketti-projektissa, *Kistler*-monikertakäyttöaluksessa - aiotaan käyttää heittovaihetta joka otetaan talteen laukaisun jälkeen. Varsinainen kuljetusvaihe starttaa avaruuteen vapaalentovaiheen jälkeen.

Svensk Resumé

Bo Fagerström

På ledarplats tackar Tero Siili avgående ordföranden Pauli Stigell samt önskar tillträdande Petri Makkonen lycka till. Rymdsondens utvecklingslinjer för år 2003 presenteras. I detta sammanhang efterlyses respons på experimentet med Juhani Westmans eng-

elskspråkiga artikel med sammandrag på finska och svenska.

Sällskapet's avgående ordförande Pauli Stigell, som började sin verksamhet i rymdbranschen med sitt diplomarbete gällande raketeknik, jämför sin period (tre år) som ordförande med gällande praxis i ESA:s