

Journal

FÖR SVENSKA INTERPLANETARISKA
SÄLLSKAPET

Innehåll

	Sid.
Hermann Oberth; kort biografi ..	2
IAF:s 5 kongress	3
The »MOUSE»; den första satelliten	4
Å. Hjertstrand: Vissa faktorer inflytande på en höghöjds- eller rymdraket	5
IAF:s 5 kongress; sammandrag av de viktigaste föreläsningarna ..	9
Teknisk litteraturtjänst	10
SIS:s bibliotek	10
Nya böcker	11
SIS i press och radio	12
Rymdvinkeln, nya medlemmar, donationer, möteskalender.	

Contents

	Page
Invitation to scientists and technicians concerning publication in SIS Journal	2
Fifth IAF Congress	3
The »MOUSE»: A Report	4
Å. Hjertstrand: The Influence of certain Factors with a High-Altitude or Space-Flight Vehicle	5
Fifth IAF Congress: Summary of technical Papers	9

I nästa nummer

Björn Bergqvist: »De fundamentala mekaniska lagarna som grundval för rymdfart.»

In the next issue

Björn Bergqvist: »On the Fundamental Laws of Mechanics as a Basis for Space Travel.»

Dr Wernher von Braun

har i anslutning till femte Internationella Astronautiska Kongressen gjort följande uttalande:

Möjligheterna för rymdfart är numera inte endast ett akademiskt debattämne. Höghöjdsraketer har upprepade gånger stigit upp till atmosfärens yttersta gränser och därmed visat att raketer kan verka i och styras genom den lufttomma rymden. I flera fall har djur medförts på dylika uppstigningar och de befinner sig i dag vid lika god vigör, som de gjorde före färden.

Från teknisk synpunkt är bemannade rymdfarkoster — med destination månen och de närmaste planeterna — endast de logiska följderna av den nuvarande raket- teknikens utveckling. Jag medger gärna att det måste bli fråga om väldiga konstruktionsproblem, ty framtidens rymdskepp kommer inte att likna våra dagars höghöjdsraketer mer än vad moderna passagerarflygplan liknar 1910 års duk- och ståltrådsapparater. Men det finns förutsättningar att göra rymdfarten lika framgångsrik som flygningen blivit, nämligen genom entusiasmen hos dess förespråkare, insatser av ekonomisk natur och ett omsorgsfullt utarbetat långtidsprogram.

Forskningen kommer givetvis att spela en mycket framträdande roll i den förestående erövringen av världsrymden. Den måste ge besked på en mängd ännu obesvarade frågor, inte bara inom det tekniska området, utan även inom närliggande vetenskaper såsom medicin, astronomi, atomfysik med flera områden med anknytning till rymdfart.

I början av en revolutionerande ny teknisk utveckling — som t. ex. motorflygets för 50 år sedan eller astronautiken av i dag — måste man alltid kämpa för erkännande och respekt. Det är därför knappast förvånande att astronautikens förespråkare utsätts för kritik från representanter för äldre och längre komna vetenskaper. Detta förhållande bör vi emellertid inte fästa för stort avseende vid, ty den yngre generationen är på vår sida och omfattar våra idéer.

Den tid har kommit då man inte kan ifrågasätta motorflygets berättigade existens och den tid kommer snart när ingen längre tvivlar på möjligheterna av interplanetariska kommunikationer.

Möteskalendern

För de medlemmar, som inte haft tillfälle att närvara vid förra årets möten följer här en kort redogörelse för dessa.

Årsmötet den 26 februari bevisades av cirka trettio medlemmar, många av dessa glädjande nog åtföljda av sina fruar. Efter mötesförhandlingarna, som tog ungefär en timme, följde dels ett trevligt kåseri av klubbmästaren över rymdfartstankens utveckling från äldsta tider till våra dagar dels ett föredrag av sekreteraren över den tänkbara astronautiska utvecklingen i framtiden. Genom de närvarande pressmännen rönt föredraget en stor och glädjande uppmärksamhet i dagspressen.

Efter föredragen följde supé och under denna vidtog en livlig diskussion om interplanetariska problem.

Något vårmöte kunde tråkigt nog inte arrangeras då styrelsen av olika tjänsteuppdrag var skingrad under maj månad.

Den totala solförmörkelsen den 30 juni hade lockat ett 20-tal medlemmar till en träff inom totalitetsbältet, närmare bestämt på världshuset Gyllene Uttern i Gränna. Ett obrutet molntäcke fördärvade dock en del av upplevelsen.

I samband med solförmörkelsen hade ett stort antal vetenskapliga expeditioner samlats till Sverige. En av dessa stod under ledning av ordföranden i GfW, professor Schütte, och det var helt naturligt att SIS passade på tillfället att be professor Schütte att hålla ett föredrag för oss. Detta skedde den 2 juli och professor Schütte talade över ämnet »Grundprobleme der Weltraumforschung». Talaren uppehöll sig huvudsakligen vid de fysikaliska lagarna som basis för rymdfart och påvisade att dessa inte på någon punkt motsade tanken på trafik i världsrymden, men att innan så kan ske, en mängd ännu olösta problem återstår.

Det första höstmötet den 24 september ägnades helt åt film. På programmet stod dels en ny engelsk raketfilm med astronautisk anknytning i vilken man

bl. a. fick se skjutningar med VIKING-raketen och filmupptagningar av jordytan från 100 km höjd från en Aerobee-raket. Därefter visades långfilmen Destination Moon. Mötet avslutades med diskussion kring kvällens program.

I överensstämmelse med SIS strävan att ge medlemmarna en grundlig genomgång av astronautikens fundamentala förutsättningar, innan vi övergår till mera avancerade verksamhetsområden, var även det sista mötet för året ägnat de fysikaliska grundförutsättningarna för rymdfart. Civilingenjör Björn Bergqvist talade den 26 november över ämnet »Tyngd — tröghet — massa». Talaren lyckades genom en utmärkt disposition av ämnet och trevliga illustrationer på ett enkelt och lättfattligt sätt definiera och anpassa de fysiska grundlagarna till rymdfartens område. Föreläsningen avslutades med en frågestund där ingenjör Bergqvist delade ut i förväg iordningställda frågor till auditoriet, som först fick försöka att besvara dessa innan föredragshållaren genom en allmän diskussion ledde fram till de rätta svaren.

För 1955 har vi tänkt oss en något annorlunda form för de allmänna mötena då det finns en bestämd känsla inom styrelsen att Sällskapets medlemmar träffas alldeles för sällan. Hur detta skall utformas har vi uppdragit åt vår programkommitté att grubbla på och resultatet kommer väl så småningom. En sak är emellertid klar och det är att årsmötet blir fredagen den 25 februari men till detta har ju särskild kallelse redan gått ut till medlemmarna.

Till sist måste nämnas att den 6:e Internationella Astronautiska Kongressen äger rum i Köpenhamn den 1—6 augusti. I likhet med föregående år vill styrelsen livligt rekommendera medlemmarna att bevista kongressen speciellt som densamma nu för en gångs skull är förlagd till ett av våra grannländer. Anmälan om deltagande skall ske till SIS sekretariat senast den 25 mars 1955 varefter SIS ombesörjer vidare korrespondens med det danska sällskapet.



Professor Hermann Oberth hälsas välkommen till kongressen i Innsbruck av IAF-presidenten Frederic C Durant III

Hermann Oberth

Hermann Oberth brukar ofta betecknas som den moderna astronautikens fader. Hans grundläggande studier över raketens möjligheter som kommunikationsmedel mellan planeterna inom vårt solsystem är fortfarande en av de viktigaste kunskapskällorna för forskare och tekniker inom detta område.

Hermann Oberth föddes den 25 juni 1894 i Hermannstadt i Transylvanien och började år 1913 sina studier i München. Han deltog i första världskriget och sedan han 1915 blivit sårad tillbringade han resten av kriget som sjukvårdare på ett krigssjukhus i Schässberg. Efter krigets slut återupptog han sina studier vid universiteten i Klausenburg, München, Göttingen och Heidelberg samt erhöi professors rang år 1923, samma år som hans första arbete över de astronautiska problemen *Die Rakete zu den Planetenräumen* publicerades.

Hermann Oberth hade beslutat sig för en framtid som lärare och efter sin examen återvände han först till Schässberg, varifrån han efter några år flyttade till Mediasch där han verkade som lärare vid den tekniska högskolan mellan åren 1926 och 1938.

1928—31 hade Hermann Oberth tjänstledigt från skolan i Mediasch och uppehöll sig då huvudsakligen i Berlin sysselsatt med experiment över vätskeraketmotorer. En av hans assistenter under denna tid var en yngling vid namn Wernher von Braun, vilken senare blev

Forts. på sid. 10

Wissenschaftsleute und Techniker

werden hiermit eingeladen Aufsätze über Astronautik und damit befreundete Gebiete für Publicierung in dieser Zeitung einzusenden. Der Aufsatz soll von einer Zusammenfassung von zirka 10 % für Übersetzung ins Englische begleitet sein.

Scientists and technicians

are invited to submit papers on astronautics for publication in this Journal. Articles should be written in English or German with a 10 % summary for translation into Swedish.

JOURNAL för Svenska Interplanetariska Sällskapet · Nr 1 · Årg. 2 · Februari 1955

Redaktion och exp: Grev Turegatan 55, Stockholm Ö, Telefon 61 00 94

Redaktör: BIRGER GRIPSTAD

Redaktionskommitté:

K.-H. BETZFELDT · LARS GABRIELSSON
GILBERT LARSSON · BJÖRN KARLSTRÖM

Innehållet i signerade artiklar uttrycker endast författarens personliga åsikter och skall inte betraktas som S.I.S. uppfattning annat än där så särskilt anges

Eftertryck utan angivande av källan förbjudet

Tidskriften distribueras utan kostnad till medlemmar. Lösnummer kan erhållas mot en kostnad av 1:- kr i frimärken per ex. från expeditionen

SVENSKA INTERPLANETARISKA SÄLLSKAPET

Ordförande: ÅKE HJERTSTRAND
Engelbrektsgatan 12 · Stockholm
Tel. 10 32 48

Sekreterare: KARL-HUGO BETZFELDT
Grev Turegatan 55, Stockholm Ö
Tel. 61 00 94 (månd. o. torsd. 18.00—21.00)

Kassaförvaltare: GUNNAR DEIJENBERG
Gyllenstiernsgatan 7, Stockholm Ö.
Tel. 62 89 86 Postgiro 19 63 01

Femte Internationella Astronautiska Kongressen

Internationella Astronautiska Federationens femte kongress ägde rum i Innsbruck, Tyrolen, första veckan i augusti 1954 under värdskap av Österreichische Gesellschaft für Weltraumforschung. Sessioner och föreläsningar ägde rum i den ljusa och luftiga universitetsbyggnaden utanför vars ingång alla de deltagande ländernas flaggor festligt fladdrade för vinden

Följande länder hade sänt delegater till kongressen: Argentina, Danmark, USA, Holland, Italien, Jugoslavien, Schweiz, Storbritannien, Sverige, Västtyskland och Österrike. Länder, vilka inte kunnat sända egna delegater men som ändå lät sig representeras vid kongressen var: Norge (genom SIS), Sydafrika samt de små fristående amerikanska raket-sällskapen. Fem nybildade sällskap sökte vid årets kongress inträde i IAF nämligen Brasilien, Egypten, Japan, Spanien och USA.

Totalt utgjorde kongressdeltagarna alltså ett femtiotal delegater från sjutton länder jämte ett par hundra medlemmar från olika sällskap. Officiella delegater för SIS och det norska sällskapet var herrarna *Hjertstrand* och *Betzfeldt*. Tråkigt nog hade inga andra SIS-medlemmar funnit kongressen tillräckligt attraktiv att offra en eller ett par semesterveckor på. Vi får hoppas på bättre deltagande i Köpenhamn i år!

Kongressen öppnades officiellt i universitetets aula den 2 augusti med välkomsttal av ÖGFV ordförande, professor *Hecht*; universitetets vicekansler och staden Innsbrucks borgmästare, vilka mr *F. C. Durant*, IAF:s president besvarade på federationens vägnar. Sedan hälsningssceremonierna undanstökats hölls högtidstal av professor *Hans Thirring* från universitetet i Wien.

Efter lunch började så de egentliga kongressförhandlingarna, vid vilka federationens verksamhet under det gångna året och riktlinjerna för det kommande skulle behandlas.

Inledningsvis fick samtliga delegater presentera sina sällskap, uppges medlemsantal och beskriva vad som ägt rum inom respektive sällskap sedan föregående kongress.

Från denna del av förhandlingarna är att märka att de fyra små amerikanska raket-sällskapen under året sammanträtt sig till ett sällskap kallat *American Astronautical Federation* (AAF) med ett uppgivet medlemsantal av 1000. Med anledning av detta önskade de tidigare sällskapen utträda ur IAF för att senare kunna begära inträde som ett sällskap. Detta bifölls enhälligt.

Man skred därefter till inval av nya medlems-sällskap. Av de föreliggande ansökningarna bifölls enhälligt inval av de egyptiska, spanska och brasilianska sällskapen samt av *American Astronautical Society* (AAS), vilket sistnämnda sällskap inte får förväxlas med *American Astronautical Federation* (AAF). Det japanska sällskapet hade tyvärr inte bifogat sina stadgar till medlemsansökningen, vilket medförde att japanerna tills vidare fick nöja sig med medlemskap utan rösträtt till dess alla formaliteter blivit uppfyllda.

Från kongressförhandlingarna är vida-

re att rapportera att sekreterarens budget för 1955 balanserade på den för astronautiska förhållanden blygsamma summan av 700 dollar till vilka SIS i medlemsavgift skulle bidra med 5 dollar. Vidare att 1955 års kongress skall hållas i Köpenhamn första veckan i augusti samt att både den spanska och den argentinska delegaten uttryckte sin förhoppning om att inom en snar framtid få stå som värdar vid kommande kongresser. Som lämpliga kongressorter nämndes härvid Palma på Mallorca och Mar del Plata utanför Buenos Aires!

Till IAF presidium för 1955 omvaldes enhälligt mr *F. C. Durant*, USA, till president, och ing. *J. Stemmer*, Schweiz, till sekreterare. I enlighet med praxis inom IAF valdes till förste vicepresident ordföranden i det sällskap, som skall anordna följande års kongress, i detta fall alltså ordföranden i danska sällskapet, *E. Buch-Andersen*. Till andre vicepresident valdes professor *E. Tabanera*, Argentina.

I IAF:s stadgar står att federationen skall främja intresset för rymdfart i alla länder. Vid de fortsatta förhandlingarna diskuterades därför ingående vilka åtgärder som kan vidtagas för att stimulera bildandet av astronautiska sällskap i länder där sådana ännu inte finns. Det visade sig att många delegater redan gjort lofvärda ansträngningar och att resultat kan förväntas från Australien, Belgien, Kanada, Grekland och Indien. Från svensk sida redogjordes för den brevväxling som ägt rum med intresserade personer i Finland i denna sak. Den stora frågan i detta sammanhang — som i så många andra — var Sovjetunionens inställning till internationellt samarbete i dessa frågor. Några av de främsta pionjärerna i astronautikens korta historia har varit

ryssar och det är allmänt känt att en astronautisk sektion har bildats inom Aeroklubben i Moskva. Ett flertal delegater kunde också berätta om att vissa närmanden gjorts i samband med ryska vetenskapsmäns deltagande i andra kongresser. Inbjudan till den 5. IAF-kongressen hade tillställts Sovjetunionen genom vederbörande officiella kanaler i Österrike men något svar hade inte inkommit. Församlingen enades om att avvakta den vidare utvecklingen och att allt framgent inbuda Sovjetunionen att sända observatörer till IAF:s kommande kongresser.

Beträffande IAF:s blivande officiella organ, *Astronautica Acta*, förelåg ett av en särskild kommitté utarbetat förslag till utformning och förlagsprocedur för denna. Man kan därför förvänta sig att *Astronautica Acta* snart kommer ut med sitt första nummer, vilket kommer att skänka IAF ytterligare organisatorisk stadga. Tidskriften blir tillgänglig för prenumeration av alla intresserade. Huvudredaktör är professor *F. Hecht*, Österrike.

Efter de egentliga kongressförhandlingarna vidtog från och med torsdagen det digra föreläsningsprogrammet och fortsatte till och med lördagen.

Av det ovanstående kan man lätt få den uppfattningen att kongressen utslutande bestod av torr och tråkig kost men så var alls inte fallet. Deltagarna kunde ofta glädja sig åt diverse trivsamma avbrott såsom utflykter i de vackra österrikiska Alperna med bad i klarblå fjällsjöar samt besök vid flera industrier och vetenskapliga institutioner.

Kongressen avslutades lördagen den 7 augusti med stor middag och dans för cirka trehundra gäster med Tyrolens landshövding i spetsen. Vid middagen utdelade ordföranden i GfW, professor *Schütte*, årets Oberth-medalj till doktor *H. Strughold*, USA, för hans förtjänstfulla insatser på rymdfartsmedicinens område. När kongressdeltagarna frampå natten åtskildes var alla eniga om att årets kongress ytterligare hade stärkt banden mellan de deltagande nationerna till det gemensamma arbetets fromma.

Från kongressförhandlingarna. De svenska delegaterna A. Hjertstrand och K.-H. Betzfeldt vid bordets borte ände, till höger om dem professorerna Schütte och Oberth GfW



The "MOUSE"

A Minimum Orbital Unmanned Satellite, Earth

Det torde stå fullt klart för alla, som intresserar sig för astronautik, att den dag då den första månkraketen lämnar jorden på sin långa färd ännu är mycket långt avlägsen. Detta mål kan heller inte uppnås med en gång utan stegvis och efter många mödosamma och dyrbara experiment.

Redan för flera år sedan, närmare bestämt den 24 februari 1949, tog emellertid människan det första steget ut i världsrymden. Vid White Sands Proving Ground i Texas gick nämligen denna dag det så kallade *Project Bumper* av stapeln. *Project Bumper* var täcknamnet på den första stora stegraket som konstruerats. Den bestod av en tysk V-2 som första och en amerikansk WAC-Corporal som andra steg. Trots att de båda komponenterna i stegraketen inte alls var anpassade till varandra — de hade bl. a. olika massförhållande — nådde slutsteget ändå 402 km höjd innan det störtade ned mot jorden igen. Den slut hastighet som uppnåddes av WAC-Corporal var 2,2 km/sek. Tyvärr fanns det inte stor plats i WAC-Corporal för några vetenskapliga instrument, eljest skulle detta försök ha berikat våra kunskaper om den närmaste rymden med mycket värdefulla observationer.

Våra kunskaper om förhållandena i världsrymden är ännu alltför begränsade för att man utan ytterligare omsorgsfulla studier kan våga sig på att utsetta den mänskliga organismen för de faror, som kan ligga förborgade utanför vår atmosfärs skyddande hölje. Detta utforskande av den närmaste rymden är ett primärobjekt för den astronautiska rörelsen och ett absolut oeftergivligt krav innan vidare penetration kan påbörjas.

För närvarande pågår också i astronautiska kretsar en ivrig propaganda för upprättandet av en liten, instrumentbärande satellit för utforskning av den närmaste världsrymden som förslagsställaren, professorn vid universitetet i Maryland, USA, *Fred Singer* har kallat *Minimum Orbital Unmanned Satellite, Earth* eller förkortat *MOUSE*.

Innan vi går in på de tekniska problemen rörande framdrivning, styrning och instrumentering av *MOUSE* måste vi först fråga: Vad menas egentligen med en minimumsatellit? Ja, i sin allra enklaste form är den helt enkelt en projektil på ett par kilos vikt, som avlossas från jorden med så hög hastighet och i sådan riktning att den på viss höjd — över 300 km — kan beskriva en cirkulär bana runt jorden utan att omedelbart falla tillbaka igen. Genom att förse projektilen med en reflektor kan den observeras från jordytan.

Nyttan av en sådan stum projektil är naturligtvis ringa eller ingen. Men genom att öka dess vikt med cirka

50 kg vetenskapliga instrument kan den bli av ovärderlig nytta för människan.

Den tid, som satelliten kan fungera i sin bana, bestäms av storleken och kapaciteten på strömförsörjningsaggregaten och bestämmer i sin tur kraven på raketens styrorgan. Professor *Singer* framhåller att de första satelliterna, som skall användas för astrofysisk forskning, hinner ge mängder av värdefulla data inom loppet av några få timmar, d. v. s. under ett par tre omlopp runt jorden. Det förligger på detta stadium alltså inget behov av att raketen skall kunna bibehålla sin bana i oändlighet, vilket i hög grad förenklar kraven på strömförsörjning och stabiliserande styrorgan.

I de projektstudier, som hittills gjorts, har antagits en vikt av 50 kilo på slutsteget, vilket medger att startvikten kan hållas så låg som 16000 kg eller endast 4000 kg mer än en V-2-raket. Raketen skulle bli av trestegstyp och drivas av raketmotorer med konventionellt bränsle t. ex. alkohol och flytande syre. Konstruktivt synes det alltså ligga helt inom den nuvarande raketteknikens möjlighet att bygga en dylik raket. Naturligtvis kommer kostnaderna för prototypen att bli förhållandevis stora, cirka 50 miljoner kronor, men raketstorleken ligger väl till för produktion i ganska stor skala, vilket gör att priset snabbt sjunker.

De problem, som *MOUSE* skulle kunna lösa, ligger framför allt inom den astrofysiska vetenskapen och då speciellt beträffande solstrålarnas natur och den kosmiska primärstrålningen. Även biologien och medicinen kommer att få stor nytta av *MOUSE* för studium av hur förhållandena i världsrymden påverkar levande organismer. De vunna resultaten kommer att få en direkt inverkan på människans dagliga liv och vara av stor betydelse för radiokommunikation och meteorologi.

Innan vi går in på den instrumentutrustning, som man tänkt att *MOUSE* skulle få, kan det vara på sin plats att med några ord beröra vissa egenskaper hos solatmosfären och hur dessa påverkar vår jord. Största delen av den energi, som når oss från solen kommer i form av strålning inom den synliga delen av spektrum. Av lika vital betydelse för oss är emellertid den del av strålningen, som ligger inom den ultravioletta, osynliga delen av solspektrum. Den ultravioletta solstrålningen framkallar den del av atmosfären som vi kallar jonosfären och som är av mycket stor vikt för radioförbindelserna på långa avstånd. Även vissa fotokemiska processer i atmosfären, såsom det molekylära syrets omvandling till ozon äger rum genom inverkan av den ultravioletta strålningen. Ozonlagret inte bara skyddar livet på jorden från den starka ultravioletta strålningen utan bidrar också till att bibehålla inom atmosfären den vär-

Summary:

A report on prof. S. F. Singer's proposed minimum satellite project. The author stresses the point that this project lies well within the reach of to-days technical possibilities and accordingly is a worthwhile primary goal for the astronautical movement

me som jorden erhåller från solen och utan vilken livet inte skulle kunna existera. Ändringar i ozonlagret har även en direkt inverkan på vädret i de lägre luftlagren.

I samband med solfläckar kan ibland uppträda en kraftig intensifiering över hela jorden av den kosmiska strålningens styrka. Detta fenomen är inte särskilt väl förklarat då det visat sig att endast vissa solfläckar ger upphov till denna ökning av den kosmiska strålningen. Det skulle vara av mycket stort värde att få reda på genom vilken process solen kan uppladda kärnpartiklar till de mycket höga belopp, som den primära kosmiska strålningen besitter.

Varken den ultravioletta eller den korpuskulära strålningen från solen kan observeras direkt från havsytans nivå då atmosfären inte släpper igenom dem. Det är här som fördelen med en raket blir uppenbar. De hittills använda höghöjdsraketerna har emellertid alltför kort flygtid för att medge kontinuerliga observationer av de ofta tidsvariabla fenomen, som solforskningen rör sig med.

Som viktigaste instrument i satellitens utrustning måste nämnas den inom atomfysiken använda *Geiger-mätaren* i olika utföranden. Amerikanska flottans forskningslaboratorium har konstruerat en variant, som kan anpassas till att mäta strålningsintensiteten inom vissa bestämda våglängdsområden, vilket innebär att strålningsmängden inom t. ex. det ultravioletta bandet eller del därav kan mätas oberoende av samtidigt uppträdande annan strålning.

För studium av den primära kosmiska strålningen använder man sig av dess egenskap att avböjas i det jordmagnetiska fältet, vilket påverkar partiklarna på sådant sätt, att sådana med lågt energiinnehåll böjer av mot polerna. Genom att mäta intensiteten av den kosmiska strålningen som en funktion av latituden kan man erhålla värden på energiens fördelning i primärstrålningen. Även för dessa undersökningar avser man att använda modifierade *Geiger-mätare*.

Helt naturligt skulle listan på möjliga forskningsobjekt på detta område kunna göras längre, men det anförda får vara nog.

Professor *Singer* anser att de erforderliga instrumenten inte skulle behöva väga mer än cirka 20 kg och att således minst lika mycket skulle återstå för radioutrustning och kraftförsörjning.

Det av professor *Singer* framlagda projektet har en klart avgränsad målsättning och dess utförande ligger inom teknikens nuvarande möjligheter. Det är därför värt allt understöd. Det finns emellertid en annan synpunkt, som bör framhållas i detta sammanhang och det är det obestridliga propagandavärde dess

Forts. på sid. 10

Vissa faktorerers inflytande på en höghöjds- eller rymdraket

When studying the different projects suggested for satellite and space vehicles, there are in many cases found appreciable differences as to weight and performance. The present article analyses the influence of the different fundamental factors; some simplifying assumptions have been accepted. As an illustration cases are shown, where the fundamental factors and data are kept alike, whereas the acceleration ratios and the thrust program vary.

Summary:

It is shown that a vehicle, whose thrust is programmed to give constant acceleration during the thrust time, compares favourably with the more common case with constant thrust during each step, i.e. constant acceleration involves lower total starting mass per useful payload.

The discussion also deals with how the technical consequences of a variable thrust program could be solved in principle without noteworthy complications; as a matter of fact certain advantages may be gained in connection with projects of this size.

It is strongly underlined that the numerical values used to illustrate the different cases must not be regarded as the most favourable, as the deduction of such data has not been considered within the scope of this article.

In connection with the very strong influence of seemingly insignificant changes of fundamental data, the very important but sometimes overlooked influence of tolerances and margins for error has been briefly treated.

Finally the article refers to the so-called minimum satellite projects, which have been suggested by different authors. These projects seem to be of such an acceptable magnitude that a serious consideration now is well accounted for.

När man studerar de projekt, som olika upphovsmän framlagt exempelvis för upprättande eller försörjning av en på viss höjd över jorden kretsande satellitstation, finner man avsevärda dataskillnader. Den ene författaren föreslår en startmassa hos flerstegsraketen per ton nyttolast räknat, som kan vara flera gånger större, än vad hans kollega anser.

Vid en flyktig granskning av de olika projektens viktigare data, bl. a. strukturfaktorer och gasutströmningshastigheter, kan dessa synas tämligen likartade. Man måste emellertid komma ihåg att hos dylika projekt befinner man sig på gränsen till det utförbara. Ur detaljerade beräkningar framgår klart, att en obetydlig ändring av grundvillkoren kan ha avsevärt inflytande på det slutliga resultatet, vilket fullt förklarar divergensten mellan olika projekt.

Man inser utan vidare faran av att nu i rymdfartens allra första barndom tillåta sig alltför optimistiska eller pessimistiska kalkyler. De förra medför utfästelser, vars oundvikliga bakslag alltför väl uppmärksammas, och de senare leder i stället till ohäga att vilja satsa på ett "hopplöst" projekt. Klart står emellertid, att med tanke på de oerhörda kostnader per ton startmassa, som en rymdfarkost kräver, måste man pröva alla vägar att nedbringa farkostens relativa storlek utan att detta sker på bekostnad av alltför snäva marginaler.

Förutom de allmänna grundvillkoren skall behandlas en icke ny, men vanligen ej beaktad princip, varmed totalvikten jämfört med "konventionella" projekt kan nedbringas. Vidare skall exempel anföras på felmarginalens betydelse, en faktor som oundvikligen medför dataförsämringar.

Kort översikt över grundvillkoren

För klargörande av de faktorer, som inverkar på en raketfarkost, skall en förenklad härledning och diskussion av en flerstegsraket utföras.

Beteckningar, jfr fig. 1.

A =farkostens frontarea

c_L =luftmotståndskoefficientens momentana värde

F =aktuella stegets drivkraft

$F = \dot{m} \cdot v_{eff}$

g =gravitationens momentana acceleration

g_0 =d:o vid jordens yta

L =luftmotståndets momentana värde

$L = c_L \cdot \rho A \frac{v^2}{2}$

m =momentana massan

m_{dr} =drivmedlens massa

m_i =nyttolast

m_0 =startmassan= $m_i + m_{tom} + m_{dr}$

m_{tom} =tomma konstruktionens massa

$\dot{m}$ =per tidsenhet utströmmad gasmassa i raketstrålen

n =anger n :te steget, dvs. den sammansatta raketen

t =tiden

t_{dr} =drivtiden eller brinntiden

v =farkostens momentana hastighet

v_{eff} =gasmassans effektiva utströmningshastighet

v_{max} =sluthastigheten hos ett visst steg efter brinntiden t_{dr}

v_0 =utgångshastighet hos ett visst steg

a =farkostens momentana acceleration

$\epsilon = \frac{m_{tom}}{m_{tom} + m_{dr}}$ =strukturfaktorn

$\lambda = \text{lastfaktorn} \frac{m_i}{m_0}$

$\nu = \frac{a_{max}}{g_0}$ =tillåtliga accelerationsförhållandet

$\xi = \frac{m_{dr}}{m_0}$ =drivmedelfaktorn

$\xi = (1-\lambda) \cdot (1-\epsilon)$
 ρ =lufttätthetens momentana värde

Obs. att vid den sammansatta raketen är för n :te steget nyttolasten=överliggande stegs sammalagda massa.

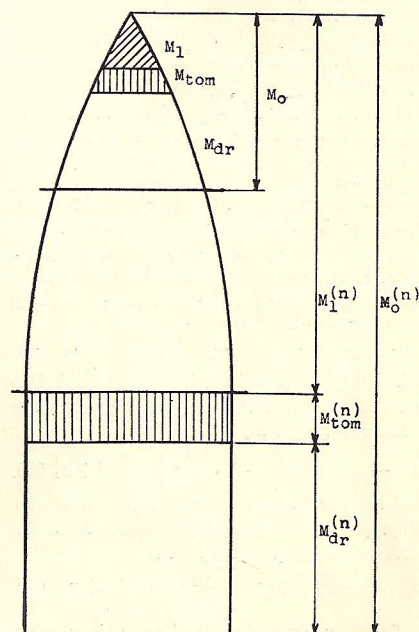


Fig. 1. Massdefinitioner hos en stegraket

Man får nedanstående klassiska härledning för det enskilda raketstegets rörelse i ett godtyckligt ögonblick (index n utelämnas för enkelhets skull).

Kraftbalansen

$$F = \dot{m} \cdot v_{eff} = m \cdot a + m \cdot g + L \quad (1)$$

Vid konstant drivmedelsförbrukning är raketens momentana massa m

$$m = m_0 - m_{dr} \frac{t}{t_{dr}} \quad (2)$$

vilket ger

$$m = m_0 \left(1 - \zeta \frac{t}{t_{dr}} \right) \quad (3)$$

Av ekvationerna (1), (2) och (3) fås för accelerationstillståndet

$$a = \frac{dv}{dt} = \frac{\zeta}{1 - \zeta \frac{t}{t_{dr}}} \cdot v_{eff} - c_L \cdot \rho \frac{A v^2}{m_0 \cdot 2} - g \quad (4)$$

Vid integration fås

$$v = \int_0^t \frac{\zeta}{1 - \zeta \frac{t}{t_{dr}}} \cdot v_{eff} dt - \int_0^t \frac{c_L \rho}{1 - \zeta \frac{t}{t_{dr}}} \frac{A v^2}{m_0 \cdot 2} dt - \int_0^t g dt + v_0 \quad (5)$$

Betraktas ekvationen (5) finner man, att första integralen är lätt att lösa om v_{eff} är konstant. Detta är fallet i lufttomt rum. I det fall, raketen rör sig genom luftlager med varierande tryck, kan man med tillräcklig approximation låta v_{eff} avse ett medelvärde under denna period.

Den andra integralen, som representerar luftmotståndet, kan endast lösas genom successiva kalkyler, enär såväl c_L , ρ som v varierar under drivtiden.

Enär $\frac{A}{m_0}$, dvs. frontarean per startmassa, är ganska litet för en så stor rakETFarkost, som här avses, visar en genomförd kalkyl, att luftmotståndets inverkan lyckligtvis är relativt liten, varför det t. v. försummas.

I den tredje integralen slutligen, skulle g visserligen vara sammansatt av jordens med avståndet minskade acceleration och andra planeters successiva ökande inverkan. Eftersom framdrivningen måste vara koncentrerad till banans första del närmast jorden, hinner g ej avta märkbart, varför man utan större fel kan ersätta g med g_0 =konstant.

Av ekvationen (5) får man då det välkända approximativa uttrycket för en rakets hastighetstillstånd under vertikal drivning

$$v = -v_{eff} \log \left(1 - \zeta \cdot \frac{t}{t_{dr}} \right) - g_0 t + v_0 \quad (6)$$

Den maximala hastighet, som ernås just när drivmedelsförrådet m_{dr} är förbrukat dvs. $t = t_{dr}$, blir

$$v_{max} = -v_{eff} \log (1 - \zeta) - g_0 t_{dr} + v_0 \quad (7)$$

Som synes av ovanstående, bör man för att få högsta sluthastighet dels hålla v_{eff} högt, dels hålla drivtiden t_{dr} liten.

Även ζ -värdet har stor betydelse, enär ett ζ , som går mot 1, skulle ge snabbt växande v_{max} -värde. Problemet är dock ej så enkelt eller entydigt. Uttrycket $\zeta = (1 - \lambda)(1 - \varepsilon)$, där enligt definitionerna

$$\zeta = \frac{m_{dr}}{m_0}$$

$$\lambda = \frac{m_i}{m_0}$$

$$\varepsilon = \frac{m_{tom}}{m_{tom} + m_{dr}}$$

ger möjlighet till en viss bedömning av lämpligt ζ -värde. Först och främst bör ε , som ju är ett kvalitetstal hos konstruktionen, hållas så lågt som möjligt, vilket innebär, att lägsta möjliga "döda massa" förefinnes i farkosten.

Hos en raket med endast ett steg skulle även ett lågt λ -värde vara eftersträfvansvärt. Nu är emellertid satellit- eller rymdfarkosten tekniskt omöjlig att bygga i endast ett steg. Genom uppdelning i successiva steg, yppar sig däremot en lösning, varvid totala lastfaktorn, dvs. slutliga nyttolasten m_i dividerad med ursprungliga startmassan $m_0(n)$ blir lika med produkten av de respektive stegens enskilda λ . Ju fler steg man väljer för den sammansatta farkosten, desto högre enskilt λ -värde kan tillåtas. Tekniskt optimum ligger emellertid ej hos ett stort antal steg utan får i stället utredas från fall till fall beroende på uppdragets art, exempelvis höghöjdsraket, satellitfarkost resp. rymdfarkost. Det skulle föra för långt och delvis falla utanför denna uppsats ram att deducera de optimala villkoren med avseende på stegantal och λ .

Generellt kan visas, att såväl λ som ε bör ha respektive lika numeriska värden hos de olika stegen. Tekniska hänsyn kan dock motivera smärre avvikelser, vilka framför allt hos λ -värdet ej medför nämnvärda avvikelser hos totala optimum.

Av ekvationen (7) följer bl. a. som tidigare nämnts, att man bör hålla v_{eff} högt och t_{dr} liten. Ett högt v_{eff} kan uppnås dels genom att välja en drivmedelskombination med hög förbränningsstemperatur i kombination med låg medelmolekylvikt hos förbränningsgaserna, dels genom att hålla högt tryck i förbränningskammaren, ev. en kombination av dessa faktorer.

Tyvärr har de ur dessa synpunkter önskvärda drivmedlen en relativt låg täthet och är ofta besvärliga att pumpa till höga inmatningstryck, andra problem att förtiga. Man skulle därför få så passa ogynnsamma strukturfaktorer ε , att vintens med högt v_{eff} elimineras. De "vanliga" drivmedlen torde därför t. v. försvara sin plats i sammanhanget. Beträffande vilka drivmedel, som resonemanget avser, hänvisas till en mångfald uppgifter i litteraturen.

Går man i stället till drivtiden t_{dr} , inser man omedelbart, att korta drivtider, dvs. hög momentan drivmedelsförbrukning $\dot{m}$, skulle resultera i mycket höga accelerationspåkänningar och fordra relativt tunga motorsystem. Även i detta fall skulle strukturfaktorn ε bli ogynnsam, vartill kommer att i vissa fall nyttolasten ej kan utvärda accelerationer utöver vissa, ganska låga gränsvärden.

Det återstår då att undersöka, vilken form av dragkraftsprogram, som generellt ger de gynnsammaste betingelserna.

Jämförelse mellan konstant dragkraft och konstant acceleration under framdrivningen

I de projekt, som återfinnes i litteraturen, arbetar vanligen raketmotorerna med konstant drivmedelsflöde, dvs. varje steg arbetar med sin bestämda konstanta dragkraft med undantag av begynnelsesteget, där atmosfärens mottryck medför, att effektiva gashastigheten ligger något lägre.

Här skall — utan varje anspråk på optimala värden — anställas jämförelse mellan ovannämnda fall och fall där dragkraftprogrammet helt eller delvis innebär konstant acceleration under drivningen. För att möjliggöra denna jämförelse skall grundvillkoren, såsom gashastigheter, last- och strukturfaktorer och antal steg, hållas lika för motsvarande uppdrag. Därvid antages de förut berörda approximationerna ha ungefär samma relativa inflytande.

Fall A. Konstant dragkraft hos respektive steg

Här kommer farkosten att starta med mycket låg utgångsacceleration, normalt ca $2g_0$, och man avpassar ζ -värdet så, att mot slutet av grundstegets drivning maximalvärdet hos accelerationen ej överstiger dels det optimala värdet ur konstruktionssynpunkt, dels i vad nyttolasten tolererar. Det lägre av dessa värden blir det avgörande och anger de maximala accelerationsbelastningar, som de påföljande stegen överhuvudtaget skall dimensioneras för. Trots nackdelen med lägre v_{eff} i början har man här möjlighet att välja något gynnsammare strukturfaktor hos grundsteget än hos de påföljande. Max. accelerationspåkänningar inträffar först, när grundstegets tankar är nästan tomma, vilket i någon mån utjämnar det lägre v_{eff} -värdet.

Införes accelerationsförhållandet v

$$v = \frac{a_{max}}{g_0} \quad (8)$$

ger ekvationen (7) följande uttryck för hastighetstillväxten hos ett steg

$$v_{max} = -v_{eff} \left[\ln(1 - \zeta) + \frac{\zeta}{1 - \zeta} \frac{1}{v + 1} \right] \quad (9)$$

Med hänsyn till att grundstegets effektiva gashastighet är något lägre än de efterföljandes, säg $v_{eff}(n) = k \cdot v_{eff}$ där $k > 1$, fås följande uttryck för totala hastighetstillväxten, dvs. den för nyttolasten erforderliga

$$v_{tot} = -k v_{eff} \left[\ln(1 - \alpha \zeta) + \frac{\alpha \zeta}{1 - \alpha \zeta} \frac{1}{v + 1} \right] - (n - 1) v_{eff} \left[\ln(1 - \zeta) + \frac{\zeta}{1 - \zeta} \frac{1}{v - 1} \right] \quad (10)$$

n =antalet steg och α anger ändringen i ζ -värdet hos grundsteget. Om α -inflytandet "inbakas" i koefficienten k , kan ekvationen (10) skriva approximativt

$$\frac{v_{tot}}{v_{eff}} = -(k_A + n - 1) \left[\ln(1 - \zeta) + \frac{\zeta}{1 - \zeta} \frac{1}{v + 1} \right] \quad (11)$$

som alltså ger totala hastighetsförhållandet hos en n -stegsraket med konstanta stegdragkrafter.

Fall B. Konstant acceleration hos hela stegraketet

Här kommer den maximalt tillåtna accelerationen att inverka från första stund. Detta innebär, att strukturfaktorn får samma värde genomgående.

Då ekvationen (7) även är giltig för varierande dragkraft, får man uttrycket för totala hastighetsökningen

$$v_{tot} = -k_B \cdot v_{eff} \frac{v}{v+1} \ln(1-\xi) - (n-1)v_{eff} \frac{v}{v+1} \ln(1-\xi) \quad (12)$$

samt

$$\frac{v_{tot}}{v_{eff}} = -(k_B + n-1) \frac{v}{v+1} \ln(1-\xi) \quad (13)$$

som alltså ger totala hastighetsförhållandet hos en n -stegsraket med konstant acceleration.

Fall C. Konstant dragkraft hos grundsteget samt konstant acceleration hos de övriga stegen

Av vissa skäl, som skall beröras längre fram, kan det vara motiverat med ett kombinerat dragkraftprogram enligt rubriken ovan. Då blir uttrycket för hastighetsförhållandet följande

$$\frac{v_{tot}}{v_{eff}} = -k_A \cdot \left[\ln(1-\xi) + \frac{\xi}{1-\xi} \cdot \frac{1}{v+1} \right] - (n-1) \frac{1}{v+1} \ln(1-\xi) \quad (14)$$

För att illustrera fallen A–C utväljes två uppdrag nämligen:

I. Satellitbana, max. erforderlig hastighet 8700 m/s.

II. Rymdfarkost, som fordrar en flykthastighet av 11400 m/s.

För uppdraget I antages en 3-stegsraket erforderlig, varvid en ε -faktor av 0,20 väljes.

För uppdraget II antages en 5-stegsraket erforderlig. På grund av uppdragets mera komplicerade natur anses en ε -faktor av 0,24 tillämplig.

För båda uppdragen väljes en högsta gasutströmningshastighet från raketmotorerna i vakuum $v_{eff}=2600$ m/s.

Beträffande k -faktorn i ekvationerna (11), (13) och (14) inverkar skillnaden mellan k_A och k_B i resp. fall föga på slutresultatet eftersom $n=3$ resp. 5 starkt överväger. Som medelvärde väljes $k=0,85$. Av intresse är vilket förhållande, man erhåller mellan totala startmassan $m_0(n)$ och den verkliga nyttolasten m_l . Införes beteckningen $G_{tot} = \frac{m_0(n)}{m_l} =$ verklig nyttolastfaktor kan G_{tot} beräknas som funktion av accelerationsförhållandet v med stegantalet n som parameter. Resultatet av kalkylerna återges i linje-log-diagrammen i fig. 2 och 3.

Betraktar man först satellitprojektet, fig. 2, finner man följande:

I fallet A, alltså konstant dragkraft, är det icke möjligt att uppnå satellitbanan med tillåten acceleration av $5g_0$. Höjer man däremot värdet till $8g_0$ finner man, att per kg last till rymdstationen fordras icke mindre än ca 120 ton startvikt.

Fallet B, alltså konstant acceleration, skulle fordras ca 1,4 ton/kg vid $a=8g_0$ samt "praktiska" fallet C med dels konstant dragkraft, dels

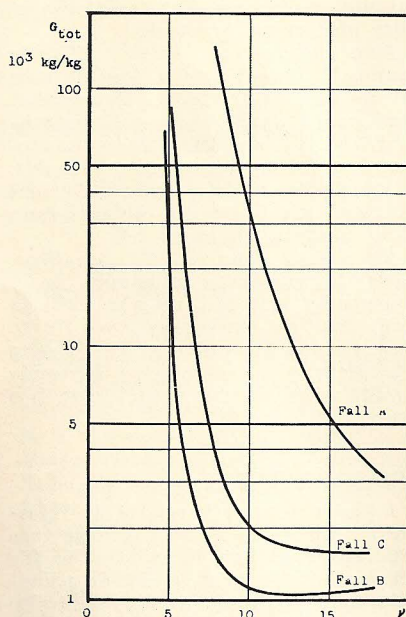


Fig. 2. Total nyttolastfaktor G_{tot} som funktion av accelerationsförhållandet v . Satellitfarkost med 3 steg

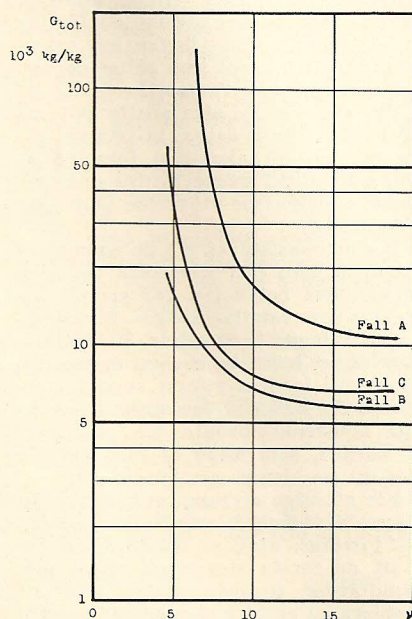


Fig. 3. Total nyttolastfaktor G_{tot} som funktion av accelerationsförhållandet v . Rymdfarkost med 5 steg

konstant acceleration, skulle fordras ca 3,2 ton/kg.

Av kurvorna synes även, att man skulle få optimalt resultat i fallen B och C, om man kunde tillåta accelerationer av 12 resp 17 g_0 . Detta är dock missvisande och beror på att ε -värdet ej justerats, vilket enligt föregående diskussion icke är tillfyllest vid ökade v -värden. Sannolikt skulle en noggrannare kalkyl visa ett mera markant optimum, förskjutet avsevärt till vänster, dvs. mot angenämare v -värden.

Granskas sedan 5-stegprojektet, avsett att uppnå flykthastighet, finner man följande:

Med en max. acceleration av $5g_0$ uppnås aldrig flykthastighet i fallet A, medan fallen B och C förefaller teoretiskt möjliga men praktiskt alltför otympliga.

Med en acceleration av $8g_0$ får man däremot för

Fall A	$G_{tot} \approx$ ca 30 ton/kg
B	7,5
C	9

Jämförs nu satellit- och rymdfartsprojekten framgår dels att skillnaden mellan fallen A och B blir mindre ju fler steg man använder, dels att fallen B och C närmar sig, vilket ju är karakteristiskt för steguppdelningens inverkan.

Utan att här gå in på vilket antal steg, som ger optimala värden, ej heller vilka optima som är möjliga, kan man emellertid konstatera, att konstant acceleration under drivningen principiellt synes medföra avsevärda fördelar i viktsbesparing jämfört med konstant framdrivningskraft hos respektive steg.

Från den praktiska konstruktörens sida reser sig omedelbart följande invändning. En raketmotor avsedd för variabel dragkraft torde väl ge sämre prestanda vid nedreglering. Därtill måste reglerbarhet medföra högre vikt genom motorsystemets komplikationer.

Mot dessa synpunkter kan emellertid följande invändas:

a. Storleksordningen av föreliggande projekt är sådan, att man även för fallet med konstant dragkraft måste tänka sig en uppdelning av drivmotorerna i ett antal smärre enheter. Utöver en viss storlek vinner man ingen förbättring i s.k. specifik motorvikt (motorenhetens kompletta tomvikt per presterad dragkraft).

b. Genom att välja en viss optimal standardstorlek hos motorenheterna samt montera in erforderligt antal i varje steg, vinner man minskade svårigheter och kostnader under utvecklingsarbetet.

c. Genom denna uppdelning i ett antal motorenheter i varje steg kan man approximera den variabla dragkraften genom att först låta alla motorerna arbeta samtidigt, sedan successivt stänga av grupp efter grupp under drivtiden.

d. Genom förfarandet enligt c. får varje motor arbeta optimalt och utan reglering så länge den är i drift. Nu observeras, att strukturfaktorn ε icke försämrats av denna lämpliga, rent av erforderliga uppdelning i motorgrupper. Däremot yppas här en möjlighet att förbättra strukturfaktorn i det att varje motor eller motorgrupp, när den slutat arbeta, kan lösas från sitt steg, varvid dödvikten minskas. Det kan eventuellt tänkas, att hela gruppenheten drivmedelstankar plus tillhörig motorgrupp kan lösas.

Om ovanstående punkter kan bidra till stegraketens förbättring, återkommer man till motiveringen att likväl utföra grundsteget med konstant dragkraft.

Enligt mångas åsikt bör man söka tillvarata det understa steget, som representerar den dyrbaraste konstruktionsdelen hos farkosten. När detta

lösgjorts och återvänder, har det så ofördelaktiga aerodynamiska data, att sjunkhastigheten genom atmosfären blir relativt låg. Genom bromsfallskärmar samt utlösande av bromsraketer i landningsögonblicket bör det kunna bärgas utan alltför stora skador och sedan efter reparation ånyo användas.

Vidare torde det vara ballistiskt fördelaktigare att låta grundsteget starta med måttlig acceleration och genomtränga de tätaste luftlagren med relativt låg hastighet. Ur en eventuell passagerares synpunkt kan det även vara bättre att successivt vänjas till de högre accelerationsvärdena, och eventuellt kan för första stegets slut-acceleration toleras högre värden än för den fortsatta driften.

Prestandaförbättring genom höjning av effektiva gashastigheten

Det förut antagna värdet på v_{eff} är tämligen konservativt. Mindre förbättringar synes möjliga utan att strukturfaktorn påverkas märkbart. För enkelhetens skull skall ett enda fall undersökas med en förbättring hos v_{eff} av 5 resp. 10 % dvs. från 2600 m/s till 2730 resp. 2860 m/s.

Väljes rymdfarkost med 5 steg, fall-
let C, med ett acc.-förhållande $v=8$
visar en kalkyl att

$v_{eff} =$	2600	2730	2860	m/s	ger
$G_{tot} =$	9	7,5	4,3	ton/kg	

dvs. förbättras v_{eff} i detta fall 5 %, minskar startmassan med 17 %. En 10 % förbättring ger icke mindre än 52 % minskning. Härav framgår med all önskvärd tydlighet betydelsen av varje prestandaförbättring hos motorerna, som ej motverkas av allvarliga strukturförsämringar.

Prestandanedsättningar till följd av felmarginal

Vid hittillsvarande resonemang har förutsatts, att farkosterna fungerar 100 procentigt. I verkligheten inträffar detta aldrig, utan man får räkna med justeringstoleranser i driv- och kontrollorgan samt därtill marginal för oförutsett. Följaktligen fordras en viss sammanlagd minimireserv av drivmedel, kontrollorgan etc. för att kunna utföra nödiga korrekationer.

Storleken av totala felmarginalen kan än så länge bara bli föremål för gissningar. Här skall endast en av felsakerna beröras, toleransen i drivmedelsmatningen till motorerna.

Antag att man drivit det tekniska utförandet därefter, att man vågar garantera ett totalfel av högst ± 1 %. Detta kan tolkas så, att frammatningen är så noga reglerad, att i sämsta fall, när ena huvudkomponenten helt förbrukats inklusive sin normala marginal, det återstår en oförbrukad mängd på 1 % av den andra komponenten.

Nu är att märka, att den momentana effektiva gashastigheten ej påverkas märkbart av ovannämnda variation i det ideala blandförhållandet. Däremot kommer den återstående drivmedelsresten aldrig framdrivningen till godo, utan har som "död" massa krävt sin energitribut under framdrivningen. Detta är likvärdigt med en mindre försämring av strukturfaktorn, då det ju är egalt, om den onyttiga

massan består av konstruktionsvikt eller oförbrukat drivmedel.

Som illustration väljes följande exempel. Antag samma typfall som ett av de föregående, en 5-stegsraket med $v=8$, $v_{eff}=2600$ m/s och en strukturfaktor av $\varepsilon=0,24$. Viktsproportionen hos drivmedlet antages 3:1, dvs. 3 viktsdelar oxidator per 1 viktsdel bränsle, och felfaktorn antages som förut nämnts till högst 1 %.

En kalkyl visar då, att den förut härledda relativa startmassan, ca 9 ton per kg nyttolast, nu växer till ca 15,5, dvs. en ökning av över 70 %. Denna stora ökning beror än en gång på totalresultatets extrema beroende av till synes obetydliga ändringar hos grundfaktorerna.

Sammanfattning

I denna uppsats har först de "klassiska" formlerna berörts, genom vars studium man kan överblicka de för ett rymdfärdsprojekt avgörande grundvillkoren. En summarisk jämförelse har under starkt förenklade antaganden anställts mellan olika framdrivningsprogram, enligt vilken framdrivning under konstant acceleration skulle ha deciderat företräde framför konstant dragkraft under i övrigt identiska tekniska förutsättningar.

Vidare har visats, vilken markant fördel, som vinnes genom en ökning av utströmningshastigheten hos raketmotorstrålen, något som gäller oavsett framdrivningsprogrammet.

Till slut har en ofta alltför lätt avfärdad faktors negativa inflytande påvisats, den ofrånkomliga felmarginalen, som alltid måste fordra markant ökade startmassor utöver de teoretiskt erforderliga.

Det betonas starkt, att de numeriska exempel, som fått illustrera de olika faktorernas betydelse, får endast betraktas som relativa siffror, framkomna ur antagna betingelser. De optima värdena har icke kunnat deduceras, då därtill fordras ytterst noggrant genomförda kalkyler baserade på verkliga konstruktionsdata och prestanda — värden, som ännu ej fastlagts för projekt av denna storleksordning.

För att våga en prognos kan utvecklingen ej tvångsmässigt eller sprängvis forceras, utan vi måste finna oss i att de första stegen på vägen mot rymdfärder troligen syftar mot att etablera en mindre obemannad satellit avsedd för vissa vetenskapliga observationer, som ej kan utföras inom vårt skyddande atmosfäriska hölje.

Här skönjer man en tydlig utvecklingslinje från det sedan flera år förverkligade försöksprojektet med två steg, en V2-raket plus WAC-Corporal, till de nu föreslagna minimisatellitprojekten enligt Singer, von Braun m. fl. Dessa projekt avser endast mycket små farkoster, som efter omloppsbanor kring jorden under en livslängd som eventuellt räknas i dagar, har fullgjort sina vetenskapliga missioner.

Det finns många, som tvivlar på det berättigade i att redan nu diskutera rymdfärdsprojekt på fullt allvar. Men det finns en oförstörbar attityd hos det mänskliga sinnet, som kanske kan tolkas med följande ord: Vad som förefaller skenbart omöjligt eller eventuellt möjligt, kommer alltid att prö-

vas, även i ett sammanhang som mätt med vanliga ekonomiska mått kan vara svärmotiverat, om bara det har det ökändas och oprövades hemliga dragkraft.

Kanske blir det denna irrationella faktor, som mer än alla de tekniska avgör människans första steg ut i världsrymden.

Litteraturliste

1. Ackeret, *On the Theory of Rockets*. Helvetia Physica Acta, vol. 19, 1946.
2. Engel, R., *Earth Satellite Vehicles*. Interavia nr 10, 1950.
3. Ehrlicke, K. A., *A New Supply System for Satellite Orbits*. Jet Propulsion, nr 5, 6, 1954.
4. Gartmann, H., *Die Evolution der Rakete*. Physikalische Blätter, häfte 5, 1954.
5. Himpan, J., *Evaluating Rocket Propellant Performance*. Interavia nr 10, 1950.
6. Himpan, J. och Reichel, R., *Can We Fly to the Moon?* American Journal of Physics, maj 1949.
7. Hjertstrand, Å., *Grundsätzliches zur Frage des unbemannten und bemannten Raumfahrzeuges*. Föredrag vid III Internationella Astronautiska Kongressen, Stuttgart 1952.
8. Krause, H. G. L., *Allgemeine Theorie der Stufenraketen*. Weltraumfahrt nr 2, 1953.
9. Kölle, H. H., *Ist der Weltraumflug möglich?* Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure nr 32, 1952.
10. Malina, F. och Smith, A. M. O., *Flight Analysis of the Sounding Rocket*. Journal of the Aeronautical Sciences, mars 1938.
11. Malina, F. och Summerfield, M., *The Problem of Escape from the Earth by Rocket*. Journal of the Aeronautical Sciences, augusti 1947.
12. Malina, F. och Tsien, H. S., *Flight Analysis of the Sounding Rocket with Special Reference to Propulsion by Successive Impulses*. Journal of the Aeronautical Sciences, december 1938.
13. Reichel, R., *Die heutigen Grenzen des Raketenantriebes und ihre Bedeutung für den Raumfahrtgedanken*. Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure nr 32, 1950.
14. Rosen, M., *Margin for Error*. Föredrag vid IV Internationella Astronautiska Kongressen, Zürich 1953.
15. Seifert, H. S. och Mills, M. M. och Summerfield, M., *The Physics of Rockets*. American Journal of Physics, januari—juni 1947.
16. Singer, F., *The Mouse — A Minimum Orbital Unmanned Satellite of the Earth for Astrophysical Research*. Third Symposium on Space Travel, maj 1954.
17. Tsien, H. S., *A Method for Comparing the Performance of Power Plants for Vertical Flight*. Journal of the American Rocket Society, nr 4, 1952.
18. Vertreeght, M., *Calculation of Step-Rockets*. Föredrag vid V Internationella Astronautiska Kongressen, Innsbruck 1954.

Sammandrag

av de viktigaste föreläsningarna vid Innsbruck-kongressen

Samtliga föreläsningar kan erhållas som lån efter hänvädelse till klubbmästaren

K. A. EHRICKE (USA): *Analysis of Orbital Systems.*

Behandlar de tekniska frågorna vid upprättandet av en satellitbana samt underhållsskeppen och deras manövrering. Förf. indelar satellitbanorna i permanenta och tillfälliga.

H. J. KAEPLER och M. E. KÜBLER (Tyskland): *Die Rückkehr von geflügelten Geräten von Aussenstationsbahnen.*

En analytisk lösning av rörelseekvationerna vid återflygning till jorden från en satellitbana. Bromsbana, nedstigningsellips och glidbana. Aerodynamiska och termiska storheter bestämmas.

D. F. LAWREN (England): *Optimal Programming of Rocket Thrust Direction.*

Avhandlar problemet om bana för en given raket så att maximal energitillväxt hos nyttiga lasten erhålles under en given tid. Vakuum och konstant tyngdkraftfält förutsätts.

J. M. LEVITT (USA): *Geodetic Significance of a Minimum Satellite Vehicle.*

Upprättandet av en satellitstation kommer även geodesien till godo. Förf. behandlar metoder för mätning av stora avstånd på jorden, beräkning av jordaccelerationen samt av jordens avplattning vid polerna.

U. PRESTON-THOMAS (Kanada): *Two Aspects of the Time Element in Interplanetary Flight.*

Visar fördelarna med jonraketer gentemot kemiska raketer: minimienergitillskottet behöver ej bestämma rymdskeppsbanan mellan två inre planeter och överfartstiden till yttre planeter kan göras kortare.

H. RUPPE (Tyskland): *Über aerodynamische Erwärmung kegelförmiger Flugkörper im Bereich extrem hoher Mach-Zahlen.*

Anger kurvor över flyghastighet och höjd för framkallande av 230 och 730°C temp. hos en 5 m lång konisk kropp med 25° konvinkel.

E. FITZER (Österrike): *Die Entwicklung temperaturbeständiger Werkstoffe.*

Översikt över befintliga metallegeringar, sinterlegeringar och ytskyddsmedel, som kan tänkas uppfylla kraven på varmhållfasthet och kemisk beständighet för flygplan och rymdfarkoster.

N. H. LANGTON (England): *The Thermal Dissipation of Meteorites by Bumper Screens.*

Beräknade tabeller över sambandet meteoritstorlek — tjocklek hos dural-skikt för stoppande av meteoriter vid rymdflygning. Total omvandling av rörelseenergien till värme förutsättes, vilket visas vara det enda möjliga.

H. OBERTH (Tyskland): *Grundsätzliches zur Raumtaucherüstung.*

Ingående analys av för satellitpersonal avsedd rymdträkt, härledd ur nio huvudkrav såsom rörlighet, tryckskydd, strålskydd etc.

D. C. ROMICK (USA): *Basic Design Principles Applicable to Reaction-Propelled Space Vehicles.*

Behandlar raketprojektering och belyser den relativa betydelsen av effektbehov, utströmningshastighet och massförhållande. Dimensioneringsexempel.

H. J. SCHAEFER (USA): *Protection of Humans from Heavy Nuclei of Cosmic Radiation in Regions Outside the Atmosphere.*

Enstaka träffar av tunga partiklar i kosmisk primärstrålning kan skada kroppens vävnader. Tillräckliga metallskyddslager erfordras. Diskussion av verkan vid olika energirik strålning.

M. VERTREGT (Holland): *Calculation of Step Rockets.*

Förenklat system för definition av nyttigast-faktor, struktureförhållande och massförhållande. Beräkningsexempel.

U. T. BODEWADT (Egypten): *Über den Einfluss der Rekombination auf die Leistung von Flüssigkeitsraketen.*

Kvantitativa resultat av en teoretisk beräkning av efterförbränningens betydelse vid bränslet i den tyska V-2, uttryckta som jämförelser mellan diverse gastermiska storheter.

F. CAP (Österrike): *Über Strömungsvorgänge, die mit einer Verbrennung gekoppelt sind.*

Teoretisk behandling av de ändringar i strömnings- och kontinuitetsekvationerna, som beror på den samtidigt fortgående förbränningen.

R. ENGEL (Egypten): *Entwurfverfahren für Höhenraketen mit Pressgasförderung.*

Förf. redogör för förprojektarbetet vid

raketkonstruktion. Uppskattning genom koefficientformler av raketens olika delvikter m. m. på basis av valda ballistiska och tekniska förutsättningar.

H. H. KÖLLE (Tyskland): *Der Einfluss der Auslegung der Turbopumpe auf die Flugleistung einer Grossrakete.*

Diskuterar fördelar och nackdelar med olika turbintyper. Tonvikt på konstruktionsparametrarnas inflytande på raketprestanda.

E. STUHLINGER (USA): *Possibilities of Electrical Space-Ship Propulsion.*

Beskriver ett framdrivningssystem för rymdfarkoster genom förångning av cesium samt jonisation och jonacceleration. Systemet avses arbeta med turboelektriska generatorer drivna av solen. Beräkningsexempel.

E. SÄNGER (Tyskland): *Stationäre Kernverbrennung in Raketen.*

Diskuterar atomkraftens användning som framdrivningssystem samt möjligheten av att underhålla ett kontinuerligt kärnsönderfall vid tekniskt rimliga tryck och brännkamardimensioner.

J. M. J. KOOTY (Holland): *On Automatic Steering of Step Rockets.*

Beskriver bl. a. principerna för gyrodetektorer för undvikande av kursstörningar från förutberäknad bana samt övervakningssystem för detta från markstationer.

H. STRUGHOLD (USA): *Space Equivalent Conditions within the Earth's Atmosphere — Physiological Aspects.*

Förf. ger en översikt över tillståndet i jordatmosfärens övre lager och visar att tomma rymdens olika fenomen — kosmisk strålning, meteoriter m. m. — även kommer att påverka raketflygning i dessa lager.

F. I. ORDWAY (USA): *The Respectability of Astronautics as Reflected by Recent Developments in the United States.*

Mycket utföres i USA på rymdfartens område som ger grund till berättigad optimism. Mycken tröghet, ultrakonservatism, likgiltighet och även ren fientlighet återstår dock ännu att övervinna.

Till IAF anslutna sällskap

Land	Namn	Medlemsantal vid 5. Kongr. 1954
Argentina	Sociedad Argentina Interplanetaria (SAI)	280
Brasilien	Sociedade Interplanetaria Brasileira (SIB)	164
Danmark	Dansk Interplanetarisk Selskab (DIS)	31
Egypten	Egyptian Astronautical Society (EAS)	27
Holland	Nederlandse Vereniging voor Ruimtevaart (NVR)	160
Italien	Associazioni Italiana Razzi (AIR)	130
Japan	Japanese Astronautical Society (JAS)	151
Jugoslavien	Yugoslav Astronautical Society (YAS)	58
Norge	Norsk Astronautisk Forening (NAF)	39
Schweiz	Schweizerische Astronautische Arbeitsgemeinschaft (SAA)	61
Spanien	Agrupacion Astronautica Espanola (AAE)	62
Storbritannien	British Interplanetary Society (BIS)	2521
Sverige	Svenska Interplanetariska Sällskapet (SIS)	67
Syd Afrika	South African Interplanetary Society (SAIS)	63
U. S. A.	American Rocket Society (ARS)	3660
	American Astronautical Society (AAS)	64
Väst Tyskland	Gesellschaft für Weltraumforschung (GfW)	803
Österrike	Österreichische Gesellschaft für Weltraumforschung (ÖGfW)	110
	Summa	8462

Teknisk Litteraturtjänst

Red. civiling. Björn Bergqvist

Artiklar i astronautik, raketeknik och närbesläktade ämnen från in- och utländska tidskrifter. För dem, som inte har tillgång till ett tekniskt tidskriftsbibliotek kan original eller fotostatkopior av vissa av de nämnda artiklarna erhållas som lån efter hänvändelse till tidningen. Utlåningstid 1 månad.

ASTRONAUTIK

Clauser, Francis H.: *Flight Beyond the Earth's Atmosphere*.
SAE Quart. Trans.: Nr 4. Okt. 1948.
Sid 563 ff. ill.

Osign.: *The first step towards the conquest of Space: An unmanned satellite station circling the earth*.
Ill. London News: 219 (1951). 15 sept. Sid 399 ff. ill.

Black, L. S.: *Preview of Space Flight*.
Aero Digest: 63 (1951). 4 okt. Sid 17 ff. ill.

Osign: *Satellite Rockets*.
Flight: 61 (1952). 8 febr. Sid 150 ff. ill.

Desoutter, D.: *Space Travel*.
The Rolls Royce Bull.: Juli 1952.
Sid. 1 ff. ill.

Harper, H.: *Dawn of Space Travel*.
RAF Review: 7 (1952). 13 okt. Sid 15 ff. ill.

Burgess, E.: *The Martian Probe*.
Aeronautics: 27 (1952). 13 okt. Sid 15 ff. ill.

Anderton, David A.: *Space Experts Outline Targets*.
Aviation Week: 60 (1954), nr 3 18 jan. 1954.

Söderberg, Sten: *Har vi råd till en vecka på månen*.
Industria: nr 7—8 1954 sid 30 ill.

FARKOSTER, UTRUSTNING

Nordenswan, G. V.: *Principerna för raketflygning*.
Industritidn. Norden: 78 (1950). Sid 121—123.

Væth, J. G.: *Project Bumper*.
Flying: 52 (1953). 2 febr. sid 32 ff. ill.

Cox Abel, R.: *A Consideration of Space-ship Shape*.
Aeronautics: 29 (1953) sept. Sid 164—168.

Rosen, M. W. & Snodgrass, R. B.: *The high altitude sounding rocket*.
Aero Digest: 67 (1953). 3 sept. Sid 90 ff. ill.

Green, C. F.: *General Electric reveals operational data on White Sands missiles*.
Aviation Age: 20 (1953). 4 okt. Sid 146 ff. ill.

Osign.: *A Guide to High-Altitude Rocket Design*. Martin-NRL VIKING Rocket.
Aviation Week: 59 (1953). Nr 26, 28 dec. Sid 28 ff. ill.

Coughlin, William J.: *Aerobee Rocket probes upper Air riddles*.
Aviation Week: 60 (1954). febr. 1. Sid. 30 ff. ill.

Oberth... Forts. fr. sid. 2

teknisk ledare för V-2 försöken vid Peenemünde. Oberth skrev även sin mest kända bok *Wege zur Raumschiffahrt* under vistelsen i Berlin.

När det stora filmbolaget Ufa skulle spela in Fritz Lang's film *Frau im Mond*, den första rymdfartsfilmen, tillkallades Hermann Oberth som teknisk rådgivare. Filmherrarna hade tänkt sig att i samband med premiären på filmen låta en av Oberth konstruerad raket avlossas från en öppen plats i Berlin för att på detta sätt få ökat reklamvärde för filmen. Tempot i Ufa's filmstad var dock för hetsigt för den långsamma och metodiske Oberth och när det visade sig omöjligt att hinna färdigställa raketerna till filmpremiären tappade Ufa intresset för Oberths raketkonstruktioner och han återvände till Mediasch. Filmen däremot blev en klar framgång.

1938 utnämndes Oberth till professor vid Tekniska Högskolan i Wien, där han förutom sin lärarverksamhet även sysslade med hemliga experiment inom raketekniken, vilkas egentliga innebörd han dock vid denna tidpunkt inte hade riktigt klart för sig. Det är typiskt för Oberth att han inte förrän vid sitt första besök vid Peenemündeanläggningarna år 1941 blev medveten om hur mycket av hans arbete under Wientiden, som nu höll på att förvandlas till ett dödsbringande vapen under ledning av hans forne assistent.

I Peenemünde sattes Oberth till att utforma ett projekt på en luftvärnsrobot för fast bränsle, vilket kan förefalla egendomligt med tanke på att Oberth var en av de mest framstående forskarna på vätskeraketmotorer. Orsakerna till detta förhållande får man nog söka på det politiska planet. Han konstruerade emellertid sin luftvärnsrobot och när denna var klar fick han flytta med till den fabrik i Reinsdorf där massproduktionen av roboten skulle ske. Oberth stannade i Reinsdorf till krigets slut.

Efter en kort tids internering i ett läger slog sig Oberth med sin familj ned i Feucht nära Nürnberg där han 1943 skaffat sig en mindre lantgård. Där bor han nu, odlar sin jord och fortsätter sitt arbete inom astronautiken som vetenskaplig rådgivare och författare.

FRAMDRIVNINGSANORDNINGAR

Cleaver, A. V.: *Nuclear Energy and Rocket Propulsion*.
Aeroplane: (1953). 5 juni. Sid 736 ff.

W. T. G.: *Armstrong Siddeley Snarler*.
The development of a pump-fed liquid-fuel aircraft rocket.
Flight (66) 1954. 6 aug. sid 176 ff. ill.

NAVIGATION, TELETEKNIK, STYRANORDNINGAR

Ketchum, H. B.: *Navigational Calculation in Space Flight*. (Investigation of the Effect of the Precision of Astronomical Data).
Del II. Planetary Orbital Velocities and Gravitational Fields, and the Gravitational Field of the Sun.
J. Space Flight: 5 (1953). Sept. Sid 1—5.

SIS bibliotek

Lån av böcker och tidskrifter kan ske efter hänvändelse till tidningen. Lånad publikation får behållas högst 1 månad men kan förnyas och skall återställas genom läntagarens försorg. Nyförvärvade publikationer införas och rescenseras efter hand i denna spalt. OBS! Tekniska tidskriftsartiklar och smärre tekniska publikationer klassificeras och införas under rubriken Teknisk Litteraturtjänst.

Gartmann, Heinz, *Raketen von Stern zu Stern*.

Lot-Verlag, Worms. 2:a uppl. 1949. 191 s., ill.

En lättfattligt skriven berättelse om rymdflygningens principer och dess tillämpning. Avsedd för en icke-teknisk läsekrets.

Gartmann, Heinz (utg.): *Raumfahrt-forschung*.

Verlag von R. Oldenbourg, München 1952. 199 s.

En sammanställning av astronautikens grundtankar med anspråk på vetenskaplig akkuratess. Bland förf. märks bl. a.: Willy Ley, professor Hermann Oberth, Werner Schaub och Heinz v. Diringshofen ingenjörerna Rolf Engel och Kurt Hanisch. Av innehållet upptas huvudparten av professor Schaub med uppsatsen: »Die himmelsmechanischen Grundlagen der Raumfahrt».

Schaub, Werner: *Weltraumflug, Physikalische und astronomische Grundlagen*.

Ferd. Dummlers Verlag, Bonn 1949. 93 s., ill.

Arbetet bär undertiteln: En studie i himmelsmekaniken.

Gail, Otto Willi: *Trafik i världsrymden*.

Org. »Physik der Weltraumfahrt». sv. övers. Conrad Lönnquist. Natur och Kultur, Stockholm 1950. 156 s., ill.

En god populärvetenskaplig framställning av raketekniken och dess tillämpning i allt våldigare skala. Boken avslutas med en förklarande ordförteckning, tabeller med mera. Bra översättning tillrättalagd för svenska förhållanden.

MOUSE... Forts. fr. sid 4

realiserande kan komma att få för den astronautiska tankens spridning.

När man i allmänhet tänker på satelliter är det nog de väldiga bemannade rymdstationerna i von Brauns tankevärld eller de utskjutningsplattformar för diverse atomstridsmedel, som med jämna mellanrum uppenbarar sig i världspressen, man närmast menar. Jag kan därför inte underlåta att avslutningsvis framhålla att dessa projekt ligger långt utanför teknikens nuvarande gränser och att det ännu dröjer många år innan de kan förverkligas.

Den lilla MOUSE däremot är det logiska begynnelsesteget i den långa utvecklingskedjan och därför bör dess förverkligande inom en mycket snar framtid ligga alla astronautiskt intresserade varmt om hjärtat.

Bz

Nya böcker

om
rymdfart
och
raketeknik

Burgess, Eric, *Rocket Propulsion*
2:a uppl., London 1954

Kan rekommenderas som en ypperlig introduktion till raketeknikens värld. Rikligt med tabeller och fysiska data.

Complete Book of Outer Space
London 1954

Ett utmärkt illustrerat samlingsverk, som inom sitt begränsade utrymme bjuder på ett stort antal artiklar av framstående författare såsom Willy Ley, Wernher von Braun, Heinz Haber, Leslie Shepherd m. fl.

Gatland, Kenneth W. & Kunesch, Anthony M.: *Space Travel*
London 1953. 205 sid., ill.

Troligen den bästa och mest detaljerade populärvetenskapliga bok om de tekniska problemen i samband med rymdfart som någonsin publicerats.

Haber, Heinz: *Man in Space*
London 1954. 291 sid.

Tyvärr uppfyller denna bok inte de förväntningar man med hänsyn till författarens välkända namn skulle kunna ställa på densamma. Förf. avskikt har nog varit att boken skulle kunna utgöra den första läroboken i rymdfarsmedicin men boken är så virrigt uppställd att den blivit oduglig för detta ändamål.

Kölle, H. H. & Kæppler, H. J.: *Litteraturverzeichnis der Astronautik*
Verlag W. Pustet, Tittmoning, 1954.
96 sid.

En mycket noggrann och fullständig litteraturförteckning från äldsta tider till våra dagar.

Rymdvinkeln

Under den här rubriken kommer vi att i fortsättningen lägga fram några astronautiska tankenöter och problemställningar som det kan vara roligt att fundera på en stund innan Ni tittar efter de rätta svaren på sid. 12. För dagen tar vi tre frågor insända av sign. B. B.

Fråga 1: Kan ett stearinljus utan vidare åtgärder brinna i ett luftfyllt rum där tyngdkraften är kompenserad eller obefintlig, dvs. där »viktslöshet» råder?

Fråga 2: På månen är tyngdkraftens acceleration betydligt mindre än på jorden — c:a 1/6. Fordras det mindre ansträngning att svinga en och samma slägga med samma hastighet ett varv på månen än på jorden och i så fall hur mycket mindre?

Fråga 3: I vilken ställning uthärdar människan bäst en tröghetskraft?

Leonard, J. N.: *Flight into Space*
London 1954. 254 sid.

Bokens största intresse ligger i dess redogörelse för motsättningarna mellan den överoptimistiske Wernher von Braun och andra mera försiktiga vetenskapsmän beträffande förutsägelseerna för rymdfartens slutliga förverkligande och de därmed förenade tekniska svårigheterna.

Neurath, Marie: *Speeding into Space*
London 1954. Ill.

En bilderbok avsedd för teknisk un-

dervisning av barn som även kan rekommenderas för vem som helst som vill sätta sig in i rymdfartens grundproblem. Kenneth Gatland har granskat manuskriptet, vilket garanterar teknisk sakkunskap.

Sänger, E.: *Forschung zwischen Luftfahrt und Raumfahrt*

Verlag W. Pustet, Tittmoning 1954.
En avancerad bok av en av astronautikens främsta vetenskapsmän.

Bz

Nya medlemmar

52 Löjtnant Björn Nyberg
53 Kapten Gösta Norrbohm
54 Redaktör Albert Wemmerlöv
55 Helikoptertörare Nils Grimskog
56 Herr Sven Sandegren
57 Friherre Th.-G. Gyllenkrok
58 Dipl. ing. Arno Engelberg
59 Kapten Gudmund Rapp
60 Fru Kiki Betzfeldt
61 Ing. Harald Iversen
62 Flyging. Olof Hörberg
63 Fru Märta Bergqvist
64 Ing. Nils Lindgren
65 Fru Birgit Lipping
66 Mr. Andrew G. Haley
67 Ing. Kjell Westman
68 Direktör Assar Gabrielsson
69 Civ.ing. Evert Hulthage
70 Civ.ing. Johnny Rosén
71 Ing. Gunnar Götling

Holländaregatan 21 A, Stockholm
Kristallvägen 125, Hägersten
Konvaljevägen 2, Roslags-Näsby
Vittangigatan 20, Vällingby
Vadstena
Björnstorp, Genarp
Vittstocksgatan 12, Stockholm
Sturegatan 38, Stockholm
Grev Turegatan 55, Stockholm
Långa Gatan 4, Stockholm
Gyllenstiernsgatan 16, Stockholm
Råsundavägen 62, Solna
Stadshagsplan 8, Stockholm
Grev Turegatan 62, Stockholm
1735 De Sales Str., Washington, USA
Lågsjärsvägen 22, Göteborg
Berzelliigatan 22, Göteborg
Hornsgatan 156, Stockholm
Furusundsgatan 11, Stockholm
Hagagatan 20 A, Norrköping

Glöm inte att anmäla adressförändring till sekretariatet!

THERMATIC

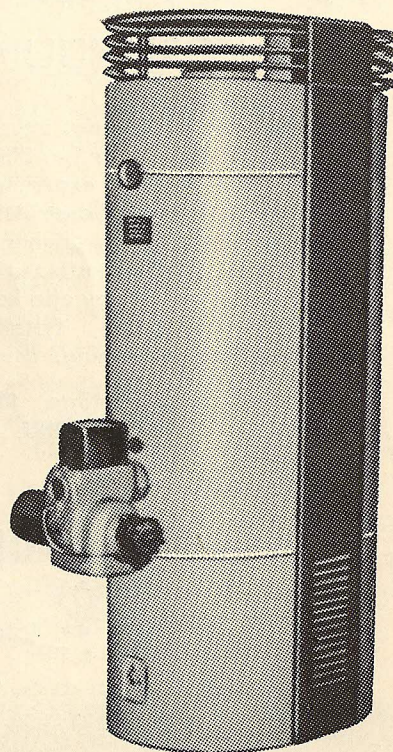
V
A
R
M
L
U
F
T
A
G
G
R
E
G
A
T

TEKNISKT
I TOPPKLASS

EKONOMISKT
I SÄRKLASS

Begär
broschyr!

AEROMEKANO
NORRMALMSTORG 1
STOCKHOLM



SIS i press och radio

Sedan SIS bildades och började sin verksamhet har noter och artiklar om vår förening och dess verksamhet då och då varit synliga i såväl dags- som veckopressen. De flesta presskommentarerna kom i anslutning till utgivandet av Journalens första nummer — ett påtagligt bevis för värdet av vår, om än mycket blygsamma, publikation när det gäller att göra Sällskapet känt och dess verksamhet uppmärksammas utanför den snäva medlemskretsen.

En annan sak som intresserat togs upp av pressen, var vår sekreterares föredrag på förra årsmötet («Hur skall det interplanetariska projektet förverkligas?») och som bl. a. föranledde en medarbetare i Sv. D. att sadla sin pegas och starta med rakethjälp

»...mot ett mål som ingen sett och ej beskrivit;
dit bara tanken nått.

Med lättat hjärta, fri från de bekymmer som pass och tull, bagage och färdbiljett kan förorsaka resenär, jag rymmer långt ut i rymden rätt och slätt...»

Det var den första och hittills enda dikten bland de till några spaltmeter uppgående presskommentarerna, som på något undantag när, varit mycket positiva, även om rubrikmakarna försökt krama musten ur variationerna »Ännu ingen månbiljett», »Svensk rymdresetidskrift», »Något för månförare», »Rymdfarare» och liknande. Den litet kramp-

aktiga, och inte alltför roliga, rubriken »Blad för pällen» fordrar kanske en ingående förklaring för att begripas.

Om nu rubrikerna är i respektlösaste laget, så är innehållet i artiklarna och notiserna dessbättre allvarligt. Expressen påpekar visserligen att »man får inte ha bråttom när man säger namnet på den senaste tidskriften, som ramlat ned från ovan» — i sin anmälan av Journalen — men det kan man ju ha rätt i — namnet kunde vara smidigare.

På ett tidigt stadium har styrelsen abonnerat på pressurklipp om det som berör oss själva och vår verksamhet och dessa klipp finns nu samlade i en pärm och tillgängliga hos bibliotekarien. Nya bidrag flyter in med jämna mellanrum och visar att intresset för interplanetariska spörsmål är i stigande.

Ett annat bevis för att den astronautiska tanken vinner gehör i allt vidare kretsar, är att en medlem av styrelsen ombads ge en orientering i radio om rymdstationer. Jungfrutalet skedde rätt blygsamt, nämligen i Dagens eko den 10 januari i år. Vi hoppas emellertid på ökat intresse från Radiotjänst sida inom en snar framtid.

—stad

Rymdvinkeln

Svar på frågorna

Fråga 1: Nej! De varma förbränningsprodukterna kan ej stiga upp av sig själva från ljuset utan ligger kvar och hindrar ny syrerik luft att strömma till. Med hjälp av en fläkt kan man emellertid åstadkomma erforderlig cirkulation så att ljuset brinner.

Fråga 2: Nej! Det åtgår lika mycket arbete. Släggan har på grund av sitt materieinnehåll — »trög massa» — alltid en och samma inneboende tröghet mot rörelseförändringar. Den acceleration som påtvingas släggan av handen blir därför densamma på månen som på jorden.

Fråga 3: Utsträckt vinkelrätt mot kraftens — accelerationens — riktning exempelvis liggande i ett vertikalt startande rymdskepp. I denna ställning töms hjärnan inte lika lätt på blod — »black-out» — som om accelerationen får verka i kroppens längdriktning. Vidare bör man ligga på rygg, vilket underlättar andningen.

Donationer

Sällskapet har tacksamt emottagit donationer från nedanstående personer:

Mr F. C. Durant; Mr Andrew G. Haley; Civiling. B. Bergqvist; Civiling. A. Hjertstrand och Herr Rolf Styffe.

BERU

tändstift

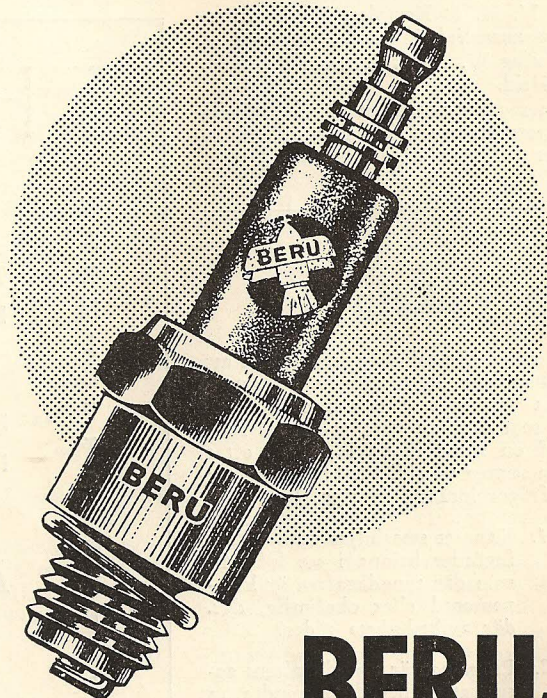
MED KORUNDUMISOLATOR

Under ett mer än 40-årigt intimt samarbete med den tyska motorindustrin har BERU genom ständig forskning, oupphörliga experiment och prov med avseende på material, konstruktion och utförande fulländat sina tändstift till högsta precision och tillförlitlighet. Därför återfinnes BERU nu i allt fler och fler tyska motorer av alla kategorier — bilar, motorcyklar, mopeder, fyrtaktare, tvåtaktare — som standardutrustning.

För bättre gång, större tillförlitlighet och ekonomi — montera BERU vid nästa byte.

PHILIPSONS
AUTOMOBIL A.-B. STOCKHOLM 21

S:t Eriksgatan 117, Stockholm. Tel. 34 00 00
Direkta rikslinjer 33 18 20, 33 99 20



BERU-

tändstiftet
som aldrig
klickar

RÄTTELSE/ERRATA

Rättelser: Vi beklaga följande felaktigheter i Journalen.

skall vara

Errata: We regret the following errors in the Journal.

should read

Sid. 2	Wissenschaftsleute ...	Wissenschaftler
Page 2	följande rad the following line	Aufsätze
Sid. 3	underrubriken, rad 3	Österreichische Gesellschaft für
Page 3	under-title, line 3	Weltraumforschung
	mittspalten, rad 25	T. Tabanera
	middle column, line 25	ansträngning-ar
	rad 34—35	Hjertstrand
	line 34—35	stretches
	bildtexten, rad 3	
	figure-text, line 3	
Sid. 4	Summary, rad 3	
Page 4	Summary, line 3	
Sid. 5	i figuren	m_1, m_{tom}, m_{dr} etc.
Page 5	in the figure M_1, M_{tom}, M_{dr} etc.	skull), utgår
	högra spalten, sista raden	skull), to be deleted
	right-hand column, last line	
Page 6	left-hand column, equation (5)	$+v_0$
Sid. 6	vänstra spalten, ekvation (5), $+v$.	vinsten
	mittspalten, rad 21 nedifrån	$k < 1$
	middle column, line 21 from the bottom	$+ \frac{\xi}{1-\xi} \cdot \frac{1}{\nu+1}$
	högra spalten, rad 4 under ekv. (9)	koefficienten
	right-hand column, line 4 below eq. (9)	
	ekvation (10)	
	equation (10)	
	rad 3 under ekv. (10)	
	line 3 below eq. (10)	
Sid. 8	vänstra spalten, rad 15 nedifrån	huvudkomponenten
Page 8	left-hand column, line 15 from the bottom	farkoster
	mittspalten, rad 12 nedifrån	Orbits
	middle column, line 12 from the bottom	Aeronautical
	högra spalten, rad 17	Aeronautical
	right-hand column, line 17	Kaeppler
	rad 42	Raumtaucher-Ausrüstung
	line 42	Society
	rad 47	
	line 47	Astronomical
Sid. 9	vänstra spalten, rad 8	Flight
Page 9	left-hand column, line 8	Kaeppler
	rad 5 nedifrån	Lågskärsvägen 14, Johanneshov
	line 5 from the bottom	
	Till IAF ... rad 4 nedifrån	
	line 4 from the bottom	
Sid. 10	mittspalten, rad 6 nedifrån	
Page 10	middle column, line 6 from the bottom	
	rad 2 nedifrån	
	line 2 from the bottom	
Sid. 11	vänstra spalten, rad 34	
Page 11	left-hand column, line 34	
	Nya medlemmar, rad 16 (nr 67)	
	line 16 (No 67)	