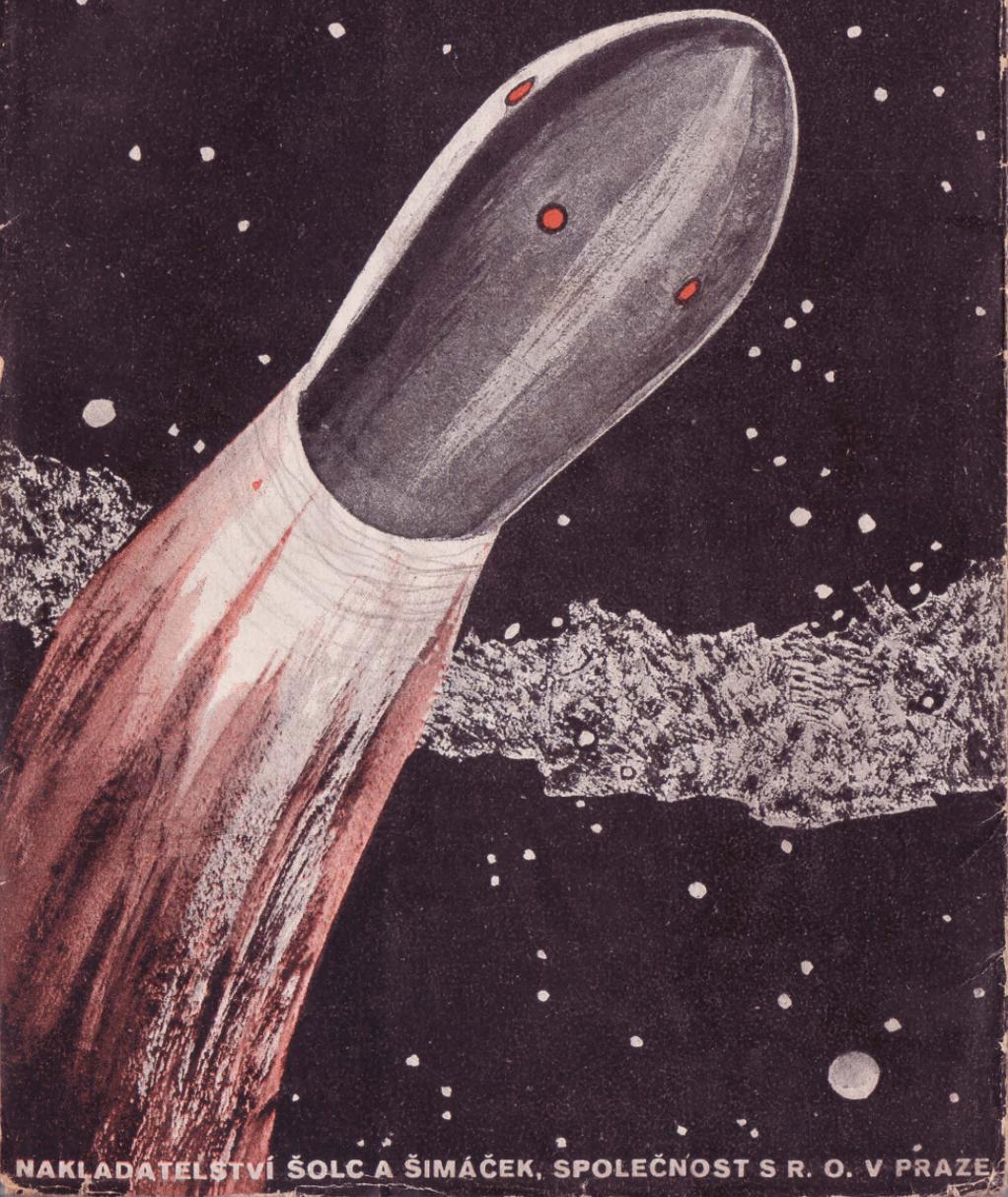


DR. VLADIMÍR MÄNDL

# PROBLÉM MEZIHVĚZDNÉ DOPRAVY



NAKLADATELSTVÍ ŠOLC A ŠIMÁČEK, SPOLEČNOST S. R. O. V PRAZE

Dr. Vladimír Mandl:

# PROBLÉM MEZIHVĚZDNÉ DOPRAVY

Nepokojná lidská duše snila od pradávna o možnostech proniknutí kosmickým oceánem až na některou z třpytících se hvězd. Návštěvy jiného nebeského tělesa jsou oblíbeným předmětem bájí assyrských, babylonských, perských, indických, čínských, řeckých, ba i peruánských, skandinavských atd. Novou epochu myšlenky dopravy mezihvězdné znamenají romány Julia Verne »Na měsíc« a »Kolem měsíce«, neboť v nich poprvé na místě čirých fantasií vychází se z vědeckých předpokladů a vypisuje se dopravní metoda, která, byť ve skutečnosti neprověditelná, má pro sebe aspoň zdání pravděpodobnosli, což starším románům naprostě chybí.

Autor tohoto spisu probírá kriticky nejenom všechny historické pokusy o sestrojení mezihvězdného plavidla, nýbrž rozbírá i současné pokroky v konstrukci raket, posléze pak na základě přísně vědeckých úvah dospívá k závěru, kterak někdy v budoucnu se uskuteční touha zvědavého člověka: cesta do vesmíru.

# *Problém mezihvězdné dopravy*

Napsal

Dr. VLADIMÍR MANDL,  
diplomovaný pilot - letec v Plzni.



1 9 3 2

---

NAKLADATELSTVÍ ŠOLC A ŠIMÁČEK,  
společnost s r. o. v Praze II., Jerusalemská ul. 11.

Všechna práva vyhrazena  
spisovateli.

*Sazba a tisk*

*Grafické závody Neuber, Pour a spol.,  
Plzeň, Solní ulice 19.*

## ČÁST PRVÁ.

Vývoj a současný stav.

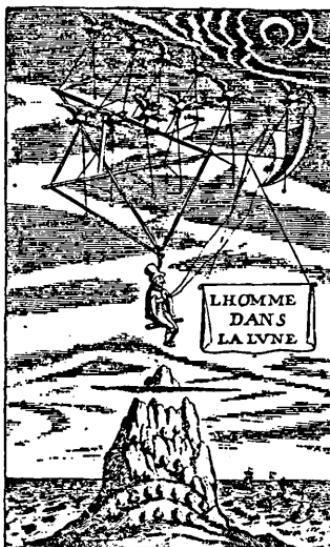


*Za ranních červánků prohlému.*

Již dávno před tím, než slavný náš krajan Matěj Brouček v Čechových »Výletech« pozoroval okem poněkud předpojatým způsob života Měsíčanů, snila nepokojná duše lidská o možnostech proniknutí kosmickým oceánem až na některou z třptycích se hvězd. Návštěvy jiného nebeského tělesa jsou oblíbeným předmětem bájí assyrských, babylonských, perských, indických, čínských, řeckých, ba i peruánských, skandinávských atd.; v indickém eposu Ramajana (kol 1500 před Kr.) podniká král Rama cesty po nebi, podobně činí dle Platona obyvatelé zmizelé pevniny Atlantis. Lukianos ze Samosaty (125—190 po Kr.) nám vypravuje, kterak Menippos během plavby sloupy Herkulovými (nynější Gibraltar) uchvácen byl smrští a i s lodí vynesen na kulovitý ostrov v prostoru, kdež zvěděl od tamního krále Endymiona, že se nachází na — měsíci! Pravidelným »dopravním« prostředkem při takovýchto cestách po nebesích bývalo však ochočené ptactvo: jeho použil babylonský král Etan (3200 před Kr.), perský šach Key-Kausa, čínský císař Wou-y (1194 před Kr.); poněkud originálnějším byl skythský mág Abaris, který dle sdělení dějepisce doby Augustovy Diodora Sicilského cestoval na zlatém šípu, a

dle pověsti dochované na ostrovech Karolinách vrátil se Oulefat, syn jednoho nebešťana, ze země do příbytku svého otce tím způsobem, že zapáliv pod sebou veliký oheň dal se vystupujícím kouřem unášeti až do nebes.

Ve středověku ubývá vlivem křesťanského chápání poměru mezi zemí a nebem historek,



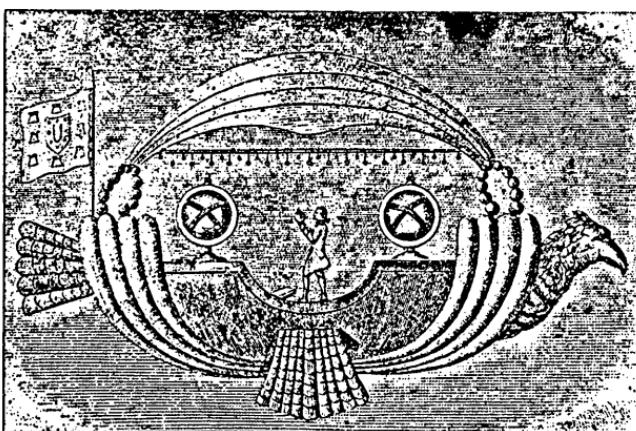
Obr. 1. Godwinův Gonsales. (Trnček, Vzduchoplavba.)

dle nichž by člověk během svého pozemského bytí dostal se do hvězdné oblasti, avšak v renaissanci bujejí s dvojnásobnou silou. Angličan Francis Godwin (1562—1632) vylíčil ve svém románu (*The man in the moon*), kterak jistý Dominik Gonsales dorazil ve 12 dnech na měsíc pomocí 10 ochočených hus; podobnou událost

vypsal Gremmelshausen (»Der fliegende Wandersmann nach dem Monde« 1659). Technicky daleko zajímavější jest Wilkinsův »A discourse, concerning a new world and another planets« (Londýn 1640) a spisy Saviniena de Cyrano, zvaného Cyrano de Bergerac (1619 — 1655), kterému pérem Rostandovým dostalo se nesmrtnosti. Cyrano, byv inspirován poutavou prací svého krajana a přítele Petra Borela z r. 1647 (Discours nouveau prouvant la pluralité des mondes), rovněž i francouzským překladem zmíněného románu Godwinova, vydaným v r. 1648 Janem Baudoinem, uveřejnil dvě knihy: Voyage dans la Lune 1648 a Histoire comique des États et Empires du Soleil 1652. Cyrano líčí nám více způsobů letu na měsíc a na slunce: Cestoval netoliko pomocí rosy uzavřené v kulovitých lahvích, jimiž se opásal a byl nadnášen, jakmile rosa stoupala, nýbrž popisuje zejména též přístroj poháněný do výše 30 raketami v pěti řadách, kteréžto řady jedna po druhé se zapalovaly, moderní raketové letadlo! Na měsíci setkává se Cyrano s Enochem a Eliášem, a dovídá se, kterak se tito dva tam dostali: prvý vyhazoval před sebou do výše magnety, které železný jeho vůz za sebou přitáhly, načež opět a opět dále byly vyhozeny, druhý přiletěl pomocí nádržek s kouřem. Věru značná rozmanitost způsobů hvězdného cestování!

Létací loď brasílského kněze Bartoloměje

Lourença z roku 1709, s oblibou znázorňovaná rytinami své doby, prý taktéž spočívala na principu raketovém, ač z dochovaných obrázků



Obr. 2. Bartoloměj Lourenço.  
(Lecornu, *La navigation aérienne*.)

těžko lze si učinit pravou představu o projektu. Voltairův Mikromégas (1747) dokonce cestuje přímo na kometě. De la Folie, z Rouenu, popisuje ve svém románě »Le Philosophe sans prétentioн ou l'homme rare« (Paříž 1775), kterak jistý Scintilla dostal se z planety Merkur na naši zemi lodí vznášející se pomocí elektrických výbojů, tedy předchůdce dnešní elektronové rakety. Elektřinou letí též Gulliverův ostrov Laputa, kdežto Edgar Allan Poe dopravuje svého Jana Psoola z Rotterdamu na měsíc v 19 dnech pouhým vodíkovým balonem (r. 1835).



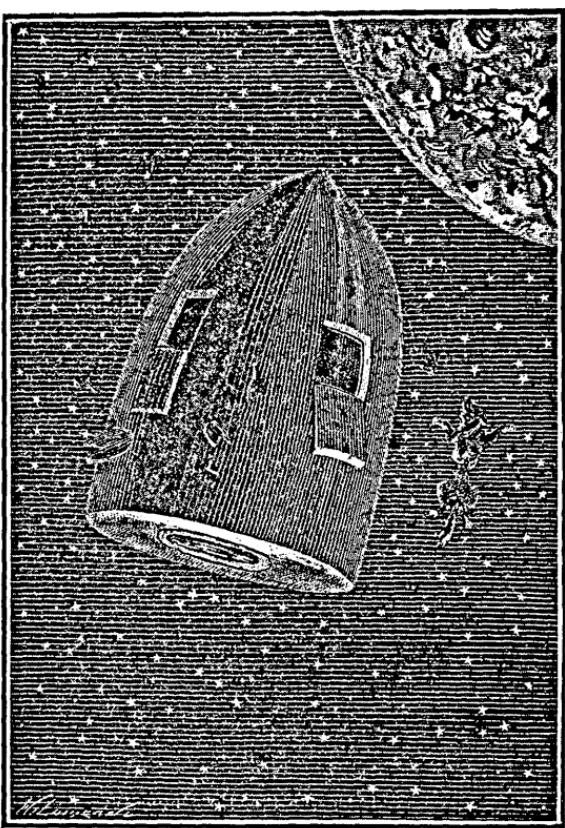
Obr. 3. Vzlet Scintillúv.  
(Lecornu, La navigation aérienne.)

## II

### *V dělové kouli do vesmíru.*

Novou epochu myšlenky dopravy mezihvězdné znamenají romány Julia Vernea De la Terre à la Lune (1865) a Autour de la Lune (1870). Děj jich s dostatek jest znám: Členové amerického dělostřeleckého klubu v Baltimore, Gun-klubu, usmyslili si vejítí ve spojení s měsícem tak, že zhotovili dělo kalibru 270 cm, dlouhé 270 m, nabili hlaveň do výše 54 m střelnou bavlnou a na tento náboj vložili aluminiový projektil o váze 10.000 kg. Vnitřek projektelu tvořil kabинu s posádkou 3 lidí a dostatečnou zásobou potravin a dýchacího vzduchu. Dělo, Columbiadou nazvané, namířeno na měsíc a mělo při daném množství třaskaviny udělit projektelu počáteční rychlosť 11.200 m za vteřinu, kterážto rychlosť by projektil vyprostila z pout zemské tíže a dopravila i s posádkou na měsíc. Projektil šťastně do vesmíru vyplálen, avšak byv odchýlen mimoletícím meteorem od své původní dráhy netrefil měsíc, obletěl jej a vrátil se na zemi. Pasažéři vyvázli životem proto, že při návratu na zem padl projektil do moře a tak strašlivá rychlosť jeho byla odbrzděna.

Vylíčené romány Verneovy znamenají mezík v dějinách kosmického cestování potud, že v nich po prvé na místě čirých fantasií vychází



Obr 4. Verneův vesmírový projektíl.  
(Verne, Autour de la Lune.)

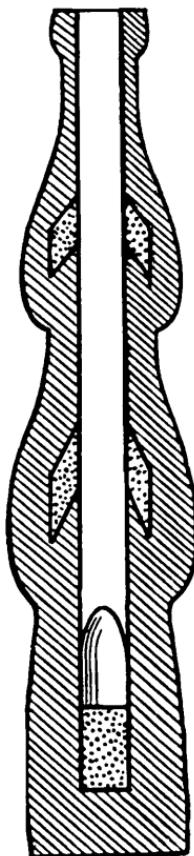
se z vědeckých předpokladů a vypisuje se dopravní metoda, která, byť ve skutečnosti neproveditelná, má pro sebe aspoň zdání pravděpodobnosti, což starším románům naprosto chybí. Verne výpočty svoje založil na dlouhém studiu, jistě se radil s odborníky a mnohé jeho závěry odpovídají výsledkům novodobého vědeckého badání.

Ve svém celku jest ovšem cesta na měsíc v kouli z děla vystřelené naprostou utopií. Dutý projektil byl by hned v rouře nárazem plynů rozmáčknut, v žádném případě nepřežili by cestující otres při explozi. Sloupec vzduchu, který se v dělové rouře nad projektilem nachází a který odletajícím projektilem musí být vytlačen, zabrzdil by projektil při dané délce roury 270 m a rychlostí 11 km/vteř. (Tomuto nedostatku dalo by se ovšem odpomoci tím, že by byl vzduch z hlavně před výstřelem vyssát a hlaveň svrchu uzavřena lehkou záklopkou, kterou by vylétající projektil snadno roztríštíl.)

Než k cestě na měsíc bylo by v mnohem směru zapotřebí více, než Verne předpokládal. On nepočítá na př. s odporem vzduchu při prolétávání zemské atmosféry: pro tento odpor musila by počáteční rychlosť projektilu, byť i vyplálen byl v prostředí již zředěném, na př. ve výši 6000 m nad mořem, obnášet asi 13.000 vteřinových metrů. Dělo bylo by hledíc k odporu vzduchu též proto více namáháno, že projektil musil by být při daném kalibru těžší, než Verne udává, an by jinak neměl náležité

setrvačnosti a byl by vzduchem přes počáteční rychlosť 13 km/vteř. záhy odbrzděn. Verne udává totiž váhu projektile 10.000 kg a kalibr (= průměr příčného řezu) 270 cm, tedy plochu příčného řezu  $57.256 \text{ cm}^2$ . Dělíme-li váhu 10.000 kg uvedenou plochou, vychází nám zatížení 175 g na  $1 \text{ cm}^2$  příčného řezu, což jest málo. Projektil by byl býval příliš lehký, aby byl mohl održit vzduch setrvačností zdolati. Zvýšíme-li však přiměřeně váhu, zvýší se i potřebná energie výbušných plynů a tím namáhání děla i projektilu.

Konečně uvažme, že rychlosť plynů výbuchem třaskavin vzniklých nedosahuje 3000 m vteřinových, kdežto žádaná rychlosť projektilu by byla, jak uvedeno, 13.000 m vteřinových; plyny by tedy nemohly tuto rychlosť projektilu uděliti, samy ji nemajíce. Tomu by nepomohlo ani uspořádání postranních výbušných komor po délce dělové roury — dle návrhu ing. Pirqueta,



Obr. 5.  
Dělová hlaveň s postranními nábojnicemi.

obrázek 5 — za tím účelem, aby v okamžiku průletu projektu kolem komory náboj v ní uložený vybuchl a tak udělil projektu další urychlení; vždyť ani z komory nedostal by se plyn větší rychlostí než 3000 m/vteř. Vskutku nepodařilo se dosud sestrojiti děla s počáteční rychlostí projektu nad 1500—1600 m vteř.

Věříme-li, že by projekt přes uvedené potíže žádanou rychlosť atmosféru prolétl, tu by se jistě třením o vzduch nadmíru rozžavil ne-li spálil, pro nedostatek rotace kolem své podélné osy (neboť hledíc k žádané rychlosti musila by hlaveň děla zůstat hladká) by brzo ztratil směr a v každém případě by se roztríštil dopadem na měsíc. Zpět na naši zemi by se ovšem cestující pomocí projektu nikdy dostati nemohli.

Technické překážky, které staví se v cestu tomu, aby bylo dosaženo měsice (neb jiného nebeského tělesa) projektilom dopravujícím osoby nebo automatické měřicí či fotografické přístroje a vystřeleným z děla výbuchem třaskavin, jsou tak ohromné, že projekt Verneův nenašel následovníků, a že jej možno označiti za zhola neproveditelný.

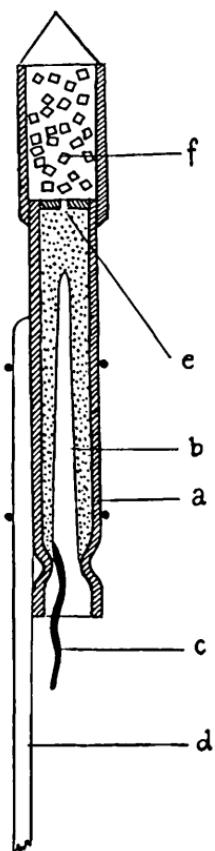
### III

#### *Historie rakety.*

Obyčejná raketa, již známe z ohňostrojů, skládá se z trubice *a* (viz obr. 6), zhotovené z tvrdého papíru, dole zúžené. Do trubice napěchuje se směs střelného prachu tak, aby uprostřed zůstala kuželovitá dutina *b* (t. zv. duše). Naplněná trubice opatří se dole doutnákiem *c* k zapálení prachové směsi a připevní k dřevěné tyčce *d*. Zapálíme-li doutnákiem prachovou směs, vybuchuje do kuželové dutiny a dolejším otvorem ven. Výbuchem vzniká na té straně rakety, která jest odvrácena od dolejšího otvoru, protitlak působící směrem opačným, nežli jest směr unikajících výbušných plynů, a tento protitlak vynese volně uloženou raketu do výše, při čemž dřevěná tyčka udržuje přímý směr letu. Během letu pronikne oheň otvorem *e* k náboji t. zv. hlavy *f*, jehož výbuchem v kulminačním bodě se dociluje žádaného pyrotechnického efektu: barevného osvětlení, hvězdiček, ohnivého deště, světelných koulí atd.

Raketa byla vynalezena patrně Číňany a to dokonce prý již dávno před narozením Kristovým. V prvém tisíciletí našeho letopočtu zmíňuje se o raketě po prvé Marcus Grecus roku 845. Později čteme o ní r. 1265 v díle Alberta Magna »De mirabilibus mundi« a r. 1379 u Muratoriho. Conrad Keyser z Eichstádtu popi-

suje r. 1405 raketu s hůlkou. Vynalézavý de Fontana uvažuje r. 1420 o raketovém pohonu válečných beranů na kolečkách, jimiž by byly bousány zdi obléhaných měst (= raketové auto!), potom o raketové útočné lodi s harpunami, a o raketové rybě, jejíž hlava by byla naplněna třaskavinami (= torpedo); navrhuje dokonce i raketové letadlo, totiž raketovou holubici neboli raketu opatřenou křídly. Vidíme, jak dávného původu jest objev rozličných možností raketového pohunu! Za válek husitských bylo prý použito raket při obléhání žatce křižáckými vojsky r. 1421, což se však obléhatelům nevyplatilo, ani rakety, které na město vypálili, byly větrem zahnány zpět a zapálily vlastní jejich tábor. Od XVI. století válčili raketami Benátčané, a z Italie takéž pochází název dnes



Obr. 6.  
Průřez pyrotechnické  
rakety.

běžný, vzniklý z ital. slova *rocchetto*, cívka dle podlouhlé formy.

Isaac Newton vytýčil sice ve svém spise

»Philosophiae naturalis principia mathematica«, předloženém r. 1686 Královské společnosti v Londýně, theoreticky princip raketový, princip pohonu reakčního, ale rakety upadly počátkem XVIII. století v Evropě celkem v zapomnění, jsouce ve vojště zatlačeny vzmáhající se dělostřelbou. Na východě zůstaly rakety v oblibě. V Indii měl kníže Hyder Ali v r. 1766 raketový oddíl o 1200 mužích, který jeho syn Tippu Sahib zesílil r. 1782 na 5000 mužů. S těmito raketovými bojovníky setkali se Angličané zejména při obléhání Seringapatemu roku 1799, a tu anglický plukovník (později generál a vojensko-technický spisovatel) William Congreve (1772—1828) připadl na myšlenku, raketu zavést ve vojště anglickém. Tak vidíme raketu počátkem XIX. století v Evropě opět.

Congreve raketu neobyčejně zdokonalil a s úspěchem použil r. 1806 při útoku na Boulogne, poté r. 1807 při obléhání Kodaně. Dánský setník Schuhmacher, seznámivší se u Kodaně s Congrevovými raketami, opatřil je koulemi, granáty neb kartáči, čímž vytvořil raketovou artillerii. Běžná válečná raketa Congrevova skládala se z plechové trubice naplněné zápalnou hmotou, na předním konci nesla kouli, granát, kartáč či šrapnel, na zadním konci tenkou dřevěnou tyčku k udržení směru letu; vypalovala se ze skládací trojnožky, 1—1,5 m vysoké. Congreve uvádí, že zhotovil rakety až 300 liber těžké, a považuje raketu až do 1000 liber za proveditelné; pro válečné účely užíval však

raket nejvýše 32librových, které vrhaly granát 8, 12 případně 28 liber těžký na vzdálenost 3000, 2500 dotyčně 2000 yardů. V Rakousku zřízen polním podmaršálkem Augustinem roku 1812 pluk raketérský po vzoru Congrevově; pluk se osvědčil v bojích s Italií a Uherskem 1848—1849, nikoli však v tažení r. 1866 proti zdokonalenému mezitím dělostřelectvu, takže r. 1867 rozpuštěn.

Vedle vyličeného použití válečného přispěla ke zdokonalení rakety také ta okolnost, že k návrhu kapitána Treugrouse (r. 1807) zavedena v námořnictvu jakožto prostředek k záchranně ohrožených lodí: raketou dopravován z pevniny přes rozbouřené moře na loď jeden konec záchranného lana. Nosnost takovýchto raket obnášela 1000—1300 stop. Vysoko stoupajícími (800—1200 m) raketami rozháněno — zejména ve Švýcarsku — hrozící krupobití.

Zmiňme se ještě o vynálezu t. zv. rotační raket. Američan William Hale (1846) odstranil stabilisační tyčku a místo toho uzavřel raketu dole kuželem spirálovitě provrtaným. Plyny, které takto uspořádanými otvory unikají, otáčejí raketou okolo podélné osy, čímž dostává se jí potřebné stability.

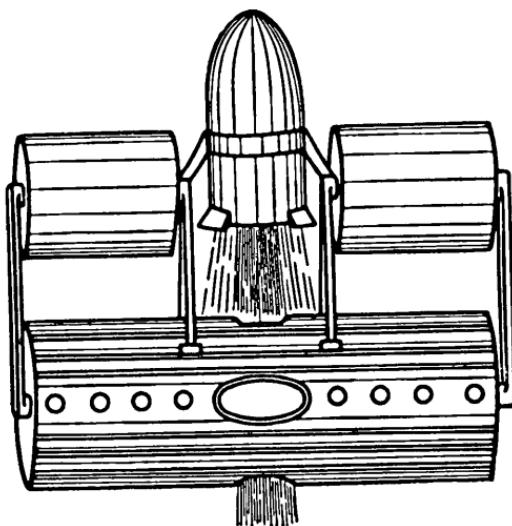
## IV

### *Starší projekty vesmírové rakety.*

Zdokonalení rakety znovu (viz kap. I.) po- stavilo před oči možnost, dopravovati osoby či věci prostorem vzduchovým, ba i nadvzducho- vým, na základě principu reakčního. Angličan Charles Golightly dává si roku 1841 patentovati letadlo poháněné reakční silou páry, ná- pad proto zajímavý, že zde po prvé pevné třas- kaviny nahrazeny tekutinou; ač soudobými karikaturisty mnohokrát zvěčněn, nevzbudil pro- jekt Golightlyův žádného ohlasu.

Skutečný krok vpřed znamená návrh Hermanna Ganswindta dle vynálezcovy přednášky v Berlíně r. 1881. Letadlo Ganswindtovo mělo míti vpředu ocelový zvon, po jehož obou stranách by byly umístěny dva válce naplněné pa- tronami po způsobě revolverových bubínek. Pa- trony z válců by postupně přicházely do zvonu a zde by vybuchovaly, působíce reakcí vzlet zvonu a celého se zvonem spojeného systému. Cestující měli dlíti ve válci zavěšeném pod zvonem a pod patronovými bubny. Ganswindt prvý uvažoval o tom, že bude třeba nějakým způsobem nahraditi účinek zemské tíže na orga- nismus cestujících, jakmile by tito se dostali mi- mo gravitační oblast, a zamýšlel uvésti proto ce- lé letadlo v rotaci kol podélné osy, aby vzniklá síla odstředivá zastoupila místo gravitace. Zabý-

val se též otázkou, kterak by bylo lze zahřívat pasažerskou kabinu (vedl výbušné plyny rourou v kabině) a udržovati vzduch ve složení a v tlaku nutných k dýchání. Před vlastním startem mělo letadlo býti helikopterami vyneseno až



Obr. 7.  
Vesmírové letadlo Ganswindtovo. (Scherschevsky,  
Die Rakete für Fahrt und Flug.)

na okraj ovzduší, aby neplýtvalo raketovým pohonem prolétávajíc hustou vrstvou vzduchu. Ganswindt navrhoval též zřízení umělých nebeských těles uprostřed vesmíru, aby na nich mohla letadla při svých cestách vesmírem obnovovati své zásoby. Originální myšlenky Ganswindtovy jsou dodnes ukazovateli směru při řešení meziplanetární dopravy.

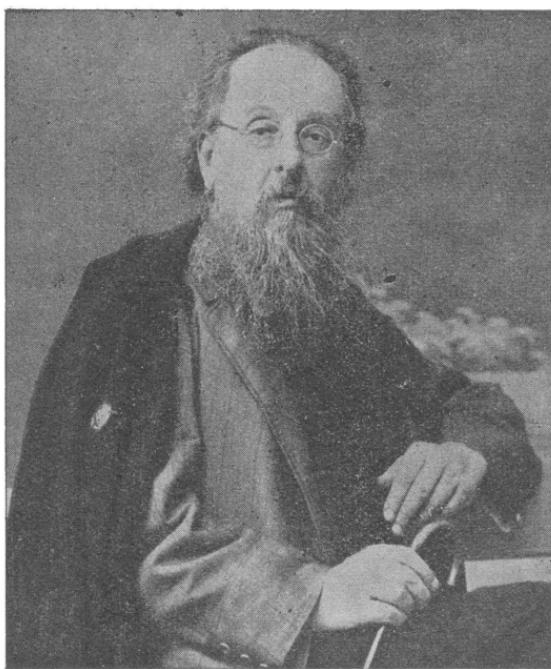
V Rusku zabýval se v téže době raketovým

1etem revolucionář Fedor Kibalčič, popravený roku 1882, a později A. P. Fedorov, jehož spis z r. 1895 byl podnětem K. E. Ziolkowskému, o kterém bude řeč níže. Prvě vědecké pokusy s raketovým motorem prý konal v letech 1895—1897 peruánský inženýr Pedro E. Paulet; zajímavé ovšem jest, že o svých pokusech referuje veřejnosti teprve nedávno, v časopise »El Commercio« v Limě a sice v čísle ze dne 7. října 1927. Dle údajů Pauletových vyvinovala jeho raketa — plněná tekutými hořlavinami — při váze 2,5 kg a při 300 výbuších za minutu — přibližně 90 kg vztlaku, což by byl zajisté velmi příznivý výsledek, odpovídá-li tvrzení pravdě!

Připomenouce mezi průkopníky raketové dopravy ještě francouzského aviatika Roberta Esnault-Pelterie (nar. 1881), přejdeme k vylíčení projektů doby nejnovější.

*Doba nová: K. E. Ziolkowsky.*

Ruský průkopník mezihvězdné dopravy profesor Konstantin Eduardovič Ziolkowsky patří

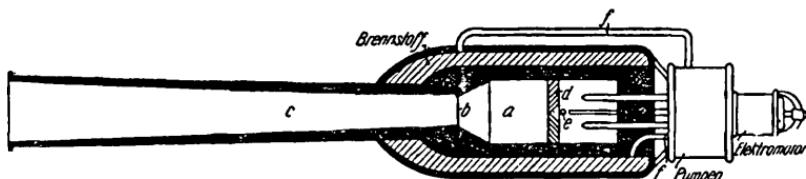


Obr. 8.  
K. E. Ziolkowsky. (Scherschevsky, Rakete.)

mezi nestory problému, obíráje se jím již od r. 1896. Shromáždil kol sebe v Rusku celou řadu spolupracovníků, mezi něž náleží na př. zmíně-

ný Fedorov, Rynin, Tichoff, Gorochov, a jimž podařilo se získati podporu ruské vlády. Hledíc k úsilovné činnosti, kterou toto sdružení vykazuje, lze se tu nadít pozoruhodných výsledků.

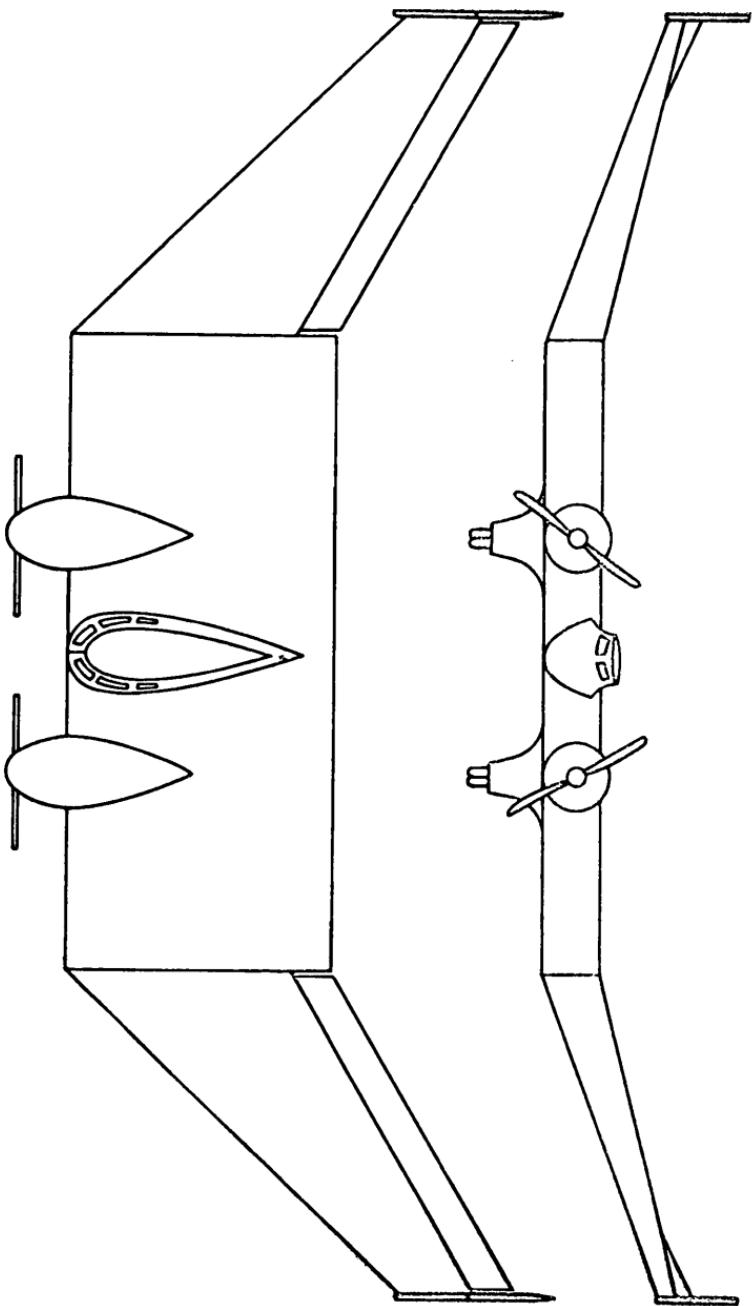
Ziolkowsky zamýšlil poháněti své rakety spalováním uhlovodíků v raketovém motoru jím vynalezeném (obr. 9). Motor skládá se ze spalovací komory *a*, rozdelené mříží *d* ve dvě části.



Obr. 9.

Raketový motor Ziolkowského. (Valier, Raketenfahrt.)

Studená hořlavina vhání se pumpou, poháněnou elektromotorem, do pravé strany spalovací komory, za mříž, zapaluje se elektrickým zapalovačem *e* a vybuchuje. Plyny proudí zúženým hrdlem *b* do roury (t. zv. trysky) *c*, načež unikají do prostoru, působíce reakční tlak na raketu. Spalovací prostora jest obklopena pláštěm, v němž obíhá hořlavina před vstupem do komory *a*, tím se předhřívá a zároveň komoru chladí. Jakmile mříž *d* žárem se rozžaví, netřeba již elektrického zapalování, neboť žhavá mříž zapaluje sama. Těleso motoru má být zhotoven ze železa či ocele, chladicí pláště z elektrolytické mědi, která lépe vodí teplo. Dle výpočtů vynálezcových vážil by raketový motor pro raketu o 1000 kg počáteční váhy, spalující



Obr. 10. Letadlo Ziolkowského. (Scherschevsky, Rakete.)

1 kg hořlaviny za vteřinu, mezi 37.7 až 150.7 kg, byla by tedy jeho váha velmi malá.

Ziolkowsky míní sdružiti více kovových raket nosnými plochami v jedno letadlo (obr. 10); plochy mohou ovšem nadnášeti letadlo pouze při průletu ovzduším, při vzletu a před přistání, ve vzduchoprázdném prostoru mají prostě úkol spojovací konstrukce. Kormidla pro let ovzduším jsou obvyklá letadlová; mimo vzduch řídí se letadlo kormidly umístěnými v proudu raketových plynů. Kormidlování obstarává zvláštní automaticky působící přístroj a sice dle možnosti i tehdy, je-li raketa obsazena posádkou; posádka má totiž zejména během vzestupu být ušetřena každé práce s řízením, jsouc vyčerpávána účinky akcelerace rakety. Řídicí automat pozůstává ze gyroskopu zavěšeného v kardanových kruzích; vychýlí-li se osa rakety ze žádoucího směru a gyroskop zůstává přitom stále ve své poloze, uvedou se elektricky v činnost kormidla, která úchylku napravují. Jiná možnost automatického řízení: Paprsky slunce či jiného kosmického světelného zdroje jsou promítány zvláštním periskopem na skupinu selénových buněk. Ozářené buňky vodí elektrický proud, neozářené nikoli. Při letu rakety putuje promítaný obraz světelného zdroje po selénovém poli, tím způsobuje se postupně vodivost různých buněk a získává prostřednictvím probíhajícího elektrického proudu odpovídající stav kormidel.

Aby vnitřek rakety byl uchráněn přílišných

změn teploty, jsou stěny dvojité a mezi nimi jest vzduchoprázdný prostor; zevnějšek jest natřen černě, ale zároveň opatřen lesklými šupinami, takže v lodi lze »topiti« různě dle toho, pustí-li se sluneční paprsky na plochu temnou či lesklou. Cestující jsou chráněni zdraví škodlivých účinků zrychlení tím, že dlejí po dobu akcelerace v nádobě naplněné tekutinou o specifické váze lidského těla, tak jako prý zoologické preparáty jsou v líhu bezpečny proti zevním otřesům.

Pro letadla, která by pozůstávala pouze z jedné rakety bez nosných ploch, vymyslil si Ziolkowsky za účelem lehčího startu toto zařízení: Vozík, rovněž raketově poháněný, pohybuje se po upravené dráze, nespočívá však na kolech, nýbrž jest nesen polštářem stlačeného vzduchu, vháněného mezi dno vozu a jízdní dráhu. Na tomto vzdušném polštáři lze vozíku uděliti tak vysokou rychlosť, jakou by žádná vozová kola nesnesla. Raketové letadlo naloží se na vozík, vozík se rozjede nejvyšší možnou rychlostí a tu letadlo z něho odstartuje, majíc rychlosť vozíku pro počátek k dobru.

# VI

*Doba nová: R. H. Goddard, Fr. v. Hoefft.*

Profesor Robert H. Goddard z Clark College ve Worcesteru, Massachusetts (Spoj. státy americké)



Obr. 11.  
R. H. Goddard. (Scherschevsky, Rakete.)

rické) honosí se zásluhou, že autoritě jeho, jeho spisům a pokusům podařilo se v poválečné době získati pro myšlenku kosmického pospoje zájem

širších vědeckých kruhů. Počav předběžná teoretická studia již v letech 1912/13 na universitě princetoneské, vykonal Goddard prvé pokusy v laboratoři zmíněné Clarkovy koleje r. 1915. Východem byly mu anglo-americké lodní záchranné rakety, které zdokonalil, používaje při tom výhradně pevných třaskavin (střelného prachu) a kombinuje více raket dohromady tak, že jakmile jedna dohořela, vzněcovala se raketa další, kdežto vypálená raketa byla odhozena (princip stupňové raket, obr. 12). Pouzdra raket byla zhotovena z chromoniklové oceli a bylo dbáno zejména toho, aby roura pro unikání plynů (tryska) byla pečlivě vyhlazena, čímž zmenšeno tření plynů o stěnu, výkonu škodlivé. Vedle pohonných třaskavin umístěn jest v raketě a sice v hlavě, otáčivě upevněné ještě další náboj, který vybuchuje spirálovými tryskami a roztáčí hlavu raket; touto rotací jest udržována stabilita.



Obr. 12.  
Goddardova  
raketa. (Valier.  
Raketenfahrt.)

Ačkoliv Goddard nenavrhl žádné určité konstrukce pro dálkové rakety, doporučoval, aby zde použito bylo principu strojních pušek, aby totiž do spalovací komory byly dodávány zvláštním mechanismem stále nové a nové patrony. Ostatně nezamýšlel zbudovati přístroj pro do-

pravu osob, mínil jen dopraviti raketou určité množství ( $1\frac{1}{2}$ —7 kg) bleskového prášku na měsíc, aby výbuch prášku při dopadu zpravil pozemšťany o šťastném dosažení jejich souputovnice; ovšem musila by raketa dopadnouti v době úzkého srpku měsíce, nikoli v úplňku, aby bylo možno světelný signál se země pozorovati.

Od roku 1919, kdy uveřejnil ve Washingtonu (Smithsonian Institution) svůj spis »A method of reaching extreme altitudes«, není o Goddardovi mnoho slyšeti, jen tu a tam pronikne do veřejnosti nějaká fantastická zpráva o sensačních úspěších jeho pokusů; rakety jím zhotovené létají prý 100 km vysoko a 200—250 km daleko. Dle všeho pracuje Goddard ve spojení s americkým ministerstvem války na nějaké nové smrtonosné zbrani, na vzdušném torpédu, které — jsouc ještě během letu jiskrovým zařízením říditelnou — by umožnilo bombardování nepřátelského území na dálky dosud nevidané, odstřelování aeroplánů atd.; vedle toho uveřejnil letos v březnu ve »Scientific American« pojednání o letadle s raketovou turbinou, takže patrně úsilí jeho prozatím směruje k raketově dopravě jen uvnitř zemské oblasti.

Kdežto plány profesora Goddarda vyznačují se poměrnou střízlivostí, jest naopak zakladatel a předseda vídeňské »Wissenschaftliche Gesellschaft für Höhenforschung« František v. Hoefft (nar. 1882 ve Vídni) obdařen mnohem bujnější obrazotvorností. Ponechme jiné (níže VIII) kapitole jeho projekt letadla, neseného

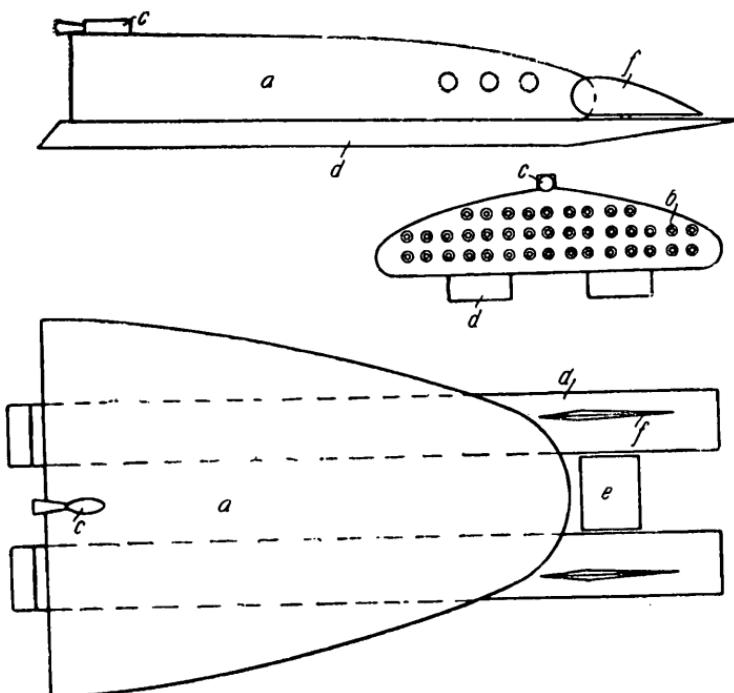
t. zv. éterovým větrem a tuto se omezme na návrhy výbušných raket. Hoefft popsal více typů, přejdeme typy menší, rakety bez posádky, označené jím jakožto RH-I až RH-IV, a popíšeme jeho dálkovou raketu RH-V. Tato



Obr. 13.  
Fr. v. Hoefft. (Scherschevsky, Rakete.)

raketa určena jest k tomu, aby dopravila 2 cestující na vzdálenost přes 1500 km tím způsobem, že by se vznesla s mořské hladiny, docílila při zrychlení 30 m za vteř. během 200 vteřin rychlosť 6000 m za vteř. a dostihla na př. obloukem kulminujícím as 1000 km nad mořem New Jorku z Vídně za 30 minut, při kulminaci 10.000 km protinožců (Evropa—Nový Zéland) za 50 minut.

Zařízení RH-V představuje si v. Hoefft následovně: Délka přístroje 12 m, šířka 8 m, výška 1.5 m. Váha při startu 30.000 kg, váha prázdné rakety bez hořlavin 3000 kg, užitečný



Obr. 14.  
Hoefftova raketa RH-V. (Schershevsky, Rakete.)

náklad 500 kg. Trup *a* (viz obr. 14) vytvořen jako jediná nosná plocha tlustého profilu, opatřen dole dvěma plováky *d* (start i přistání díti se mají na mořské hladině). Při startu jsou raketové trysky *b* vzadu, kabina pro cestující

vpředu, řízení směru děje se otáčivou tryskou *c*; během letu ovzduším možno nadto řídit kormidly *e* a *f*. Při přistávání obrátí se celá raketa tak, že letí pozpátku, hlavní trysky *b* směřují tedy ku předu a vypouštějíce explosní plyny odbrzděují rychlost. Raketa jest zhotovena z kovu, poháněna spalováním vodíku a kyslíku.

Měla-li by raketa RH-V dolétnouti i s posádkou k měsíci, na Mars či na Venuši, tu by bylo nutno její akční radius zvětšiti přidáním rakety pomocné, čímž vzniká složená stupňová raketa typu RH-VI. Pomocná raketa dopraví raketu hlavní (typu RH-V) do určité výše, odkud teprve raketa hlavní letí rychlostí až 10—13 km za vteřinu dále. Obě rakety sdružené v RH-VI mají dohromady vážiti 300.000 kg při startu, 60.000 kg prázdné a užitečný náklad má býti 30.000 kg. Než na tom není dosti. Další typy Hoefftovy RH-VII a RH-VIII mají míti počáteční váhu 600, dotyčně 1200 t, prázdné váhu 120, dotyčně 240 t, náklad užitečný 60, příp. 120 t. Ovšem Hoefft sám odkazuje typy VI-VIII daleké budoucnosti, ale věří, že typ V dal by se uskutečniti již dnes.

Hoefftovy fantasie nemohou umenšiti jeho zásluh, které si o myšlenku meziplanetárního letu získal theoretickými pracemi a účinnou propagací.

# VII

*Doba nová: H. Oberth.*

Náměty Oberthovy mohou nám nejlépe znázorniti dnešní stav problému mezihvězdné dopravy, jsouce vypracovány ve shodě se všemi



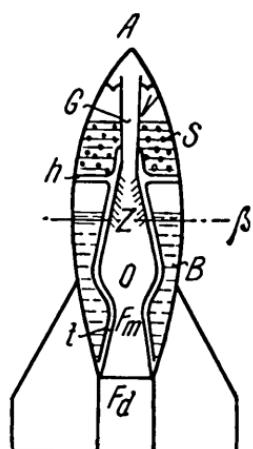
Obr. 15.  
Prof. H. Oberth. (Scherschevsky, Rakete)

dosavadními poznatky věd přírodních, fysiky, chemie i astronomie, a to tak podrobně, jako žádné před tím; dík hodnotě svých prací, jest dnes Oberth považován ve vědeckém světě za oficielního představitele svého oboru působnosti. Hermann Oberth (nar. 25. června 1894 v

Sibini) zabývá se konstrukcí planetární raket prý již od roku 1907. Pozvolna dozrávají jeho plány, až roku 1923 vydává stěžejní své dílo »Die Rakete zu den Planetenräumen«, opravdu vědecky napsané, kteréž v pozdějším vydání pod názvem »Wege zur Raumschiffahrt« (nakl. R. Oldenbourg v Mnichově 1929) bylo poctěno

dle rozhodnutí Société Astronomique de France cenou R E P-Hirschovou 10.000 franků. Od r. 1925 jest Oberth profesorem v Mediáši v Rumunsku.

Úvodem ke svému spisu vytyčuje Oberth tato tvrzení: 1. Již dnes lze se strojiti přístroje schopné stoupati výše než dosahuje ovzduší. 2. S dalším zdokonalením mohou tyto stroje překonati zemskou tíži. 3. Přitom mohou být



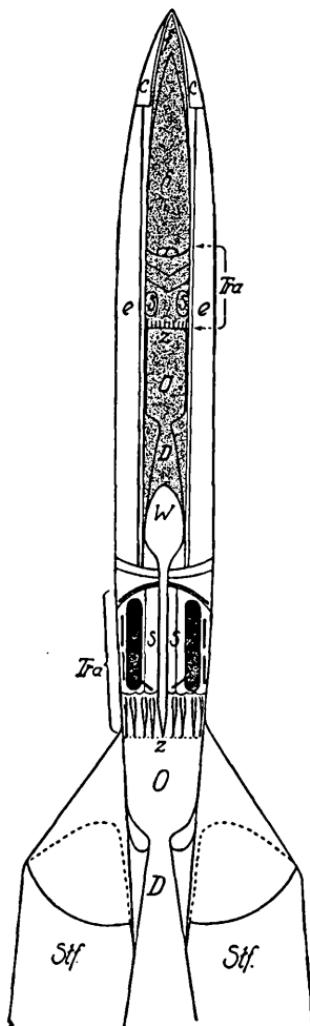
Obr. 16.

Oberthova raketa A.  
(Scherschevsky, Rakete.)

dopravování cestující, aniž utrpí újmu na zdraví. 4. Za dnešních hospodářských podmínek vyplatila by se stavba takových přístrojů. — Oproti prof. Goddardovi jest Oberth rozhodným přivržencům tekutých pohonných látek. Rozhodl se pro ně (ač uznává, že vyžadují složitější konstrukce rakety než traskaviny pevné, na př. střelný prach), poněvadž 1. lze je do spalovací komory nepřetržitě dodávat a tak

udržovati tamže trvale stejný tlak, v důsledku toho trvalý proud vznikajících plynů explosivních neboli nepřetržité zrychlení (oproti tomu patrony střelného prachu vybuchují v přestávkách), 2. lze řízením přítoku hořavin libovolně regulovati rychlosť, 3. lze jimi docíliti vyšších rychlostí výfukových plynů (prý přes 4000 m/vteř. oproti 2400 m/vteř. prachu), 4. provoz jimi jest bezpečnější.

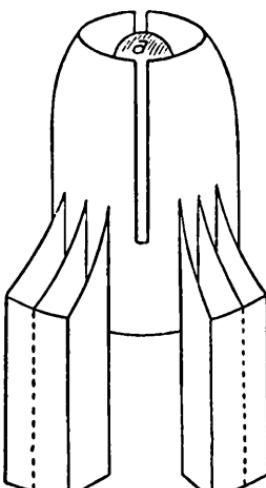
Jednoduchá Oberthova raketa modelu A zhotovena jest z měděného plechu (obrázek 16). V hořejší části S jest zkapalněný kyslík, dole v B nějaká tekutá hořlavina (benzin, alkohol, zkapalněný svítiplyn, ethylen, vodík a pod.). Páry kyslíku a hořlaviny



Obr. 17.  
Oberthova raketa B.  
(Valier, Raketenfahrt.)

mísí se u  $G$  a jsouce zapáleny strhují s sebou další částečky hořlaviny, kteréž vstřikovány jsou do roury  $A$  otvory v místě  $Z$ , načež hořící směs prudce vyfukuje hrdlem  $Fm$  a tryskou  $Fd$ . Popsaný model určen jest pouze pro vyzdvihnutí automatických měřicích přístrojů do výše as 50 km.

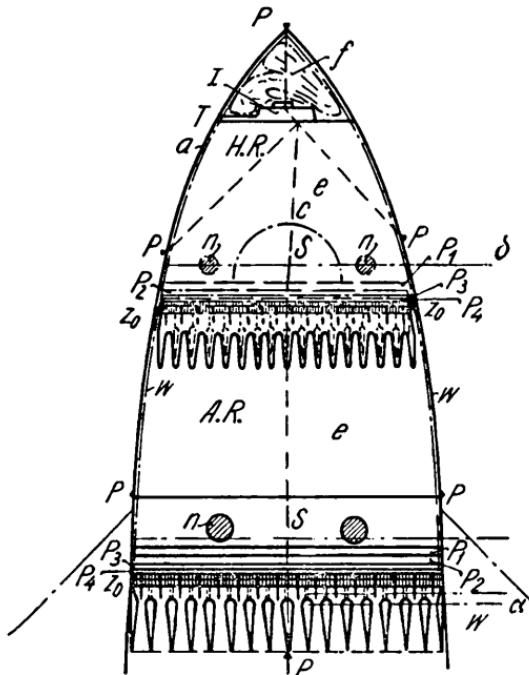
Mnohem většího výkonu má býti schopen model B (obr. 17). Skládá se ze dvou raket, vnitřní vodíkové (na obrázku šedivě vyznačené) a vnější alkoholové. Tento raketový pár, 5 m vysoký, 55.6 cm široký, váží 544 kg a má spočívati na raketě třetí, pomocné (obr. 18), 2 m vysoké, 1 m široké, o váze 220 kg. Start těchto tří raket děje se ve výši 5500 m nad mořem, kde jest vzduch řidší (na nějakém kopci či s lana napjatého mezi dvěma vzducholodžemi). Pomocná raketa dopraví horní raketový pár



Obr. 18.  
Pomocná raketa k  
Oberthova modelu B.  
(Valier, Raketenfahrt.)

do výše 7700 m nad mořem, poté padá dolů a náhradou za ni působí až do výše 56 km nad mořem raketa vnější, alkoholová. Tu teprve vznítí se vnitřní raketa, vodíková, vyklouzne rozevírací špičkou c vnější rakety ven a stoupne až do 2000 km nadmořské výše; vnější ra-

keta klesá meziklím zpět k zemi. Vnitřní vodíková raketa váží pouze 6.9 kg, z toho 1.5 kg užitečné váhy (registrační přístroje); jakmile náplň této rakety vyhořela, snese se raketa samočinně rozevřeným padákem k zemi.



Obr. 19.  
Oberthova raketová loď modelu E.  
(Schershevsky, Rakete)

Oberth podává též popis raketového letadla pro 2 muže posádky jakožto model E (viz obr. 19). Přístroj jest složen ze dvou raket, dolejší alkoholové A. R. a hořejší vodíkové H.R.; opět zprvu účinkuje dolejší, pak odpadá a pokra-

čuje horní. Nádržky alkoholu, dotyčně vodíku označeny jsou na obrázku písmeny *e*, nádržky kyslíku *S*. Nápadné hřebenovité útvary v polovině a dole na obrázku jsou ploutve umístěné v proudu unikajících plynů, udržující směr. Posádka dlí v kabинě *I*, nad níž jest složen padák *f*; posádka vyhlíží na všechny strany periskopy *P*, ovšem jen potud, pokud kabina jest uvnitř rakety, totiž při vzestupu a pak sestupu. Je-li dosaženo žádané výše, otevře se hořejší skládací špička rakety a celá kabina i s padákiem vysunuje se úplně ven, zůstávajíc pouze elektrickým vedením spojena s raketou. Vysunutá kabina jest ohřívána slunečními paprsky a nad to její poloha dovoluje lepší přehled. Před sestupem vtahuje se kabina opět dovnitř. Manipulace nevyžaduje zvláštní síly, ježto děje se v poli prostém gravitace. Obě raketы sdružené v modelu E mají vážiti dohromady 288.000 kg, z toho horní vodíková 5000—7000 kg. Ani model E nemůže — maje nejvyšší rychlosť 9000 m za vteř. — úplně vymaniti se z pout zemské tíže, avšak bylo by lze jím dostati se do kruhové dráhy kolem naší země, v níž by obíhal i po zastavení raketových motorů tak dlouho, až by opětným spuštěním raket byl zemi vrácen zpět. Pád byl by odbrzděn tím způsobem, že by rozevřený padák udržoval lod' špičkou vzhůru a trysky obrácené dolů by účinkovaly proti směru letu. Měl-li by model E doletěti až k jiným nebeským tělesům, musil by místo jed-

né vodíkové rakety dostati dvě a tu by celek vážil 4,000.000 kg.

Oberthovy projekty obsahují řadu nových námětů: konstrukce pumpy pro dodávání hořlavin do spalovacího prostoru, speciálního padáku, myšlenka, vléci nádržky hořlavin za sebou v podobě ocasu atd. Před odletem má posádka podrobiti se zkoušce tělesné způsobilosti (t. j. snese-li účinky zrychlení) otáčením na přístroji podobném velikému kolotoči. Oberth pomýšlí též na to, že by elektrickým proudem vyrobeným za použití slunečních paprsků zvýšil rychlosť plynu v tryisce.

Věru jsou Oberthovy »Wege« jednou z oněch málo knih, které dovedou zvirkati i skeptického čtenáře v zásadně odmítavém stanovisku vůči hvězdnému létání.

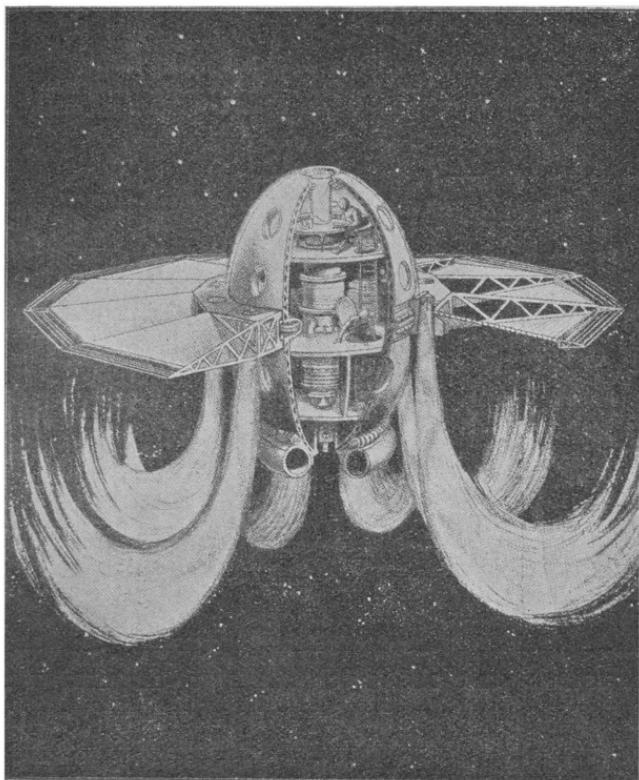
*Elektrické rakety.*

Elektrické rakety spočívají stejně jako rakety výbušné na principu reakce, jenže zde zdrojem protitlaku jest proudění malých tělesek hnaných odpudivostí od elektřinou nabitéch vodičů. Srovnej známý fysikální pokus: nasadíme hrot na kulovitý konduktor influenční elektriky a přiblížíme ke hrotu hořící svíčku, plamen se účinky t. zv. elektrického větru uhýbá. Od elektrického pólu kladného nebo-li anody odletují částečky kladně nabité, od pólu záporného (katody) částice nabité záporně. Hmotné částečky nabité elektricky tak či onak (kladně či záporně), tedy částečky nikoli elektricky neutrální, zoveme iony a máme za to, že kladná či záporná jejich povaha řídí se povahou elektronů v nich obsažených; elektrony jsou nám prapřičinou celého zjevu. V našem poměrně hustém ovzduší musejí iony (nebo-li v nich vázané elektrony) při svém pohybu bráti s sebou mnoho atomů a molekul jiných, proto rychlosť ionů jest tu malá; stoupá však, zřed'ujeme-li silně prostředí, v němž výboje se dějí, u polu kladného (paprsky anodové nebo-li  $\alpha$ ) na 50 až 400 km za vteř., a rychlosť záporných elektronů samostatných (nevázaných v ionech) u polu záporného dosahuje až 90,000 km za vteř. (paprsky katodové nebo-li  $\beta$ ). Těliska

elektrodami odpuzovaná (iony či elektrony) mají sice malou váhu, avšak za to velikou rychlost, takže projektanti elektrických raket doufají »elektrickým větrem« docílit reakce dosažující k pohybu letadla. Raketa elektrická vyznačovala by se malou spotřebou odpuzované hmoty, zato měla by zapotřebí tím více energie k docílení žádoucích rychlostí výbojů; tato energie má být čerpána — buď ze slunečního záření či z prahmoty zvané éterem — během letu, poněvadž jest vyloučeno, že by bylo lze doprovodovati celou zásobu energie s sebou. Podotýkáme, že elektrické rakety nemohly by se pohybovat v zemském ovzduší, poněvadž vzduch přiliš vadí pohybu odpuzovaných atomů či elektronů, a musily by být atmosférou dopraveny vztlakem obyčejné rakety či jiným pomocným zařízením.

Tak jest předpokladem elektrických raket vybudování přístrojů způsobilých pronést je do nadvzduší, než to není jediná závada. K užití energie ze slunečních paprsků jest dnes zapotřebí tak obsáhlých zařízení, že jimi vydobytá energie nestačí, by tato zařízení sama se vznášela. Jsoucnost kosmického éteru a energie v něm obsažené jest stále předmětem sporů, tím méně možno uvažovati o získávání takové energie. Dále jest dokázáno, že zvýší-li se rychlosť odpuzovaných těles nad určitou míru, nestoupá úměrně účinek reakční, nýbrž reakce jest tu poměrně mnohem menší, takže elektrické ejektoru by vykazovaly reakci na-

prosto nedostačující ke vznášení; to týká se v prvé řadě ejektorů vysílajících pouhé elektrony, kdež rychlosť blíží se rychlosti světla.



Obr. 20.  
Elektronová raketa Ulinského. („Die Rakete“ 1927.)

Pročež teprve budoucnost ukáže, má-li svůdný námět elektrické rakety nějakou vyhlídku na úspěch.

František Abdon Ulinski, narozený roku 1890 v Mladějově na Moravě z polské šlechtické rodiny, navrhl (roku 1927) raketu elektronovou (obr. 20). Kolem lodního tělesa vytvořen jest kruh článků thermoelektrických, které — ozařovány na jedné straně sluncem a s druhé strany vysazeny kosmickému chladu — proměňují sluneční energii v elektrickou dle principu vynalezeného roku 1926 Edisonem. Takto získanou elektřinu vede Ulinski ke katodám ejektoru, aby při napětí 250.000 Volt vysílal směrem dolů elektrony rychlostí 250 tisíc km za vteř. a tím udílel letadlu potřebný vztlak. Poněvadž, jak řečeno, katody účinkují teprve ve zředěném vzduchu, chce Ulinski proniknouti atmosféru tak, že elektřinou ze svých slunečních článků stlačuje vzduch, tento vzduch pouští raketovou tryskou prudce ven a získává tak reakci. Ulinski míní, že by jeho kosmické letadlo pro 500 kg užitkové nosnosti vážilo pouze 4000 kg.

Nahližeje, že sluneční článek nestačí vyrobiti tolik elektrické energie, co by stačilo jej pozdvihnouti do výše, a že výbojem nepatrých elektronů ohromnou rychlostí nezíská se potřebné reakce, volí známý nám již (viz kap. VII) prof. Oberth při své elektrické raketě (kterou popsal ve svém spise vedle raket třaskavinových) cestu jinou. Chce sluncem ozařovati parní kotel a vznikající parou hnati influenční stroje ku výrobě elektřiny a na místě elektronových výbojů volí výboje celých

plynových molekulů, elektrický vítr, kdež rychlosť jest menší (do 100 km za vteř.), hmota větší, celkový účinek tudíž lepší.

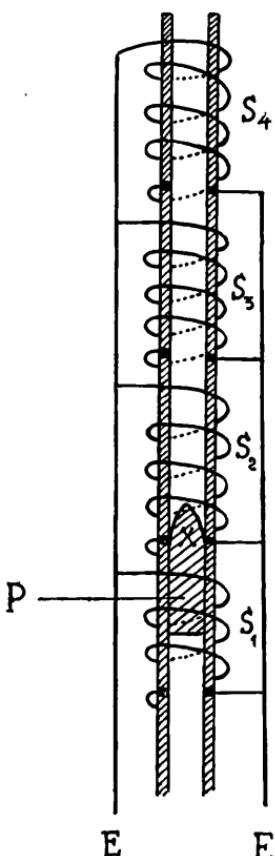
Nikoliv energií sluneční, nýbrž t. zv. nulovou energií kosmického éteru (ve smyslu pokusů Nernstových a Wiechertových) míni jiný náš známý (viz kap. VI), František v. Hoefft, obstarati pohon své éterové lodi. Reakce vznikala by tu elektrickým odpuzováním částeček kosmického éteru (éterový vítr), nebo jiných hmot z éteru dobývaných (vodíku, olova). Svoji loď představuje si v. Hoefft v podobě pouzdra z niklové oceli, velikosti malé ponorky, 4 m dlouhou, 1 m širokou, 1,5 m vysokou, nesoucí při 2400 kg celkové váhy as 800 kg užitečného nákladu. Loď má být vybroujena čtyřmi kulovitými články s trychtýrovitými násadci, jimiž vyrážejí se éterové atomy, elektrony nebo atomy hmot vydobytych z éteru (na př. vodíku), čímž dociluje se reakce. Hoefft doufá, že se při zrychlení lodi 10 m za vteř. dostane za  $1\frac{1}{2}$  hodiny do poloviny dráhy na měsíc, za 18 hodin do poloviny dráhy na Venuši, ve 22 hodinách totéž ohledně Marsu, 70 hodin Jupiter, 100 Saturn a 2 léta Alfa Centauri! Dosáhnuv tak polovinu dráhy, počal by reakcí brzditi volný pád a dostihl by žádaného nebeského tělesa v době stejné s časem vzestupu.

*Jiné principy kosmické dopravy.*

a) *Solenoidové dělo.* Solenoidem zoveme elektrický vodič spirálovitě stočený v závity, na př. vodicí drát navinutý na cívce. Prochází-li solenoidem elektrický proud, stává se solenoid magnetickým; na tomto zjevu mní někteří vybudovati solenoidové dělo, jehož střela by dotétna až za mez zemské přitažlivosti. Dělová roura byla by vytvořena vnitřkem vedle sebe sestavených solenoidových cívek  $S_{1-4}$  (viz obr. 21). Železný projektil  $P$  procházeje rourou zapne elektrický proud, vedený dráty  $E$ , v místě  $X$  tím způsobem, že elektřina probíhá solenoidem, do něhož projektil přichází ( $S_2$ ). Elektřina vytvoří magnetické pole solenoidu, který vtahuje do sebe projektil tak dlouho, až konec projektu přejde body  $X$  a tím solenoid z elektrického vedení vypne. Mezitím však hlava projektu zapojí další solenoid  $S_3$ , projektil jest nyní vtahován do tohoto solenoidu atd. Prochází-li takto střela řadou solenoidů, přibývá její rychlosti a tu nebylo by teoreticky překážky, sestavením ohromné řady elektromagnetických cívek docílit rychlosti potřebné k opuštění zemské gravitační oblasti. Pravíme: teoreticky. Ve skutečnosti lze solenoidovým dělem docílit pouze urychlení značně menšího než dělem třaskavinovým, pročež by dělová

roura vypadla ohromně dlouhá. Ing. Pirquet vypočetl, že by v nejpříznivějším případě bylo

lze urychliti projektil kalibru 30—40 cm, váhy 500 kg, přírůstkem až 200 m za vteřinu, takže by docíleno bylo rychlosti 12 km za vteřinu, nutné ku překonání gravitace ze 60 vteřin, což by vyžadovalo roury dlouhé 360 km! Poněvadž elektřina šíří se rychlostí 300.000 km za vteř., nestává ovšem obavy, že by projektil ženoucí se 12 km za vteř. nedohonila; zato však jiné závady společny jsou solenoidovému dělu s délem obyčejným (viz kap. II). Také roura děla solenoidového musila by být před výstřelem vzduchoprázdná, uzavřena



Obr. 21.  
Solenoidové dělo.

svrchu lehkou záklopkou.

b) *Solenoidový kruh*. Aby obešli délku rovné solenoidové roury, chtějí jiní konstruktéři se-

staviti solenoidy v uzavřenou kruhovitou dráhu značného poloměru. Projektil by v této kruhovité dráze obíhal tak dlouho, až by docílil žádoucí rychlosti, načež by přesunutím jakési »výhybky« byl zaveden do přímé roury tangenciálně ke kruhové dráze připojené a touto rourou by vylétl do vesmíru. Projekt tento musil by ztroskotati již pro ohromné bočné tření na stěnách zahnuté dráhy.

c) *Kruhová dráha*. Podobný jest plán ing. Graffigny-ho: Aluminiové torpédo na kolejích by projízdělo — hnáno elektrickými motory — v kruhovitém vzduchoprázdném tunelu tak dlouho, až by mělo žádoucí rychlost, načež by výhybkou vylétlo do prostoru. Graffigny vypočítal, že by uskutečnění jeho projektu stálo »pouze« 3,000.000 zl. franků.

d) *Odstředivé kolo*. Francouzové Mas a Drouet navrhli ohromné kolo, o 150 m průměru, na jehož obvodě by upevnili duraluminiové torpédo a kolu by udělili elektrickým pohonem 40 obrátek za vteřinu. Při této rychlosti odpooutalo by se torpédo od kola (pakliže by se tak nestalo již dříve!) a vylétlo závratnou rychlostí do prostoru.

e) *Oslabení zemské tíže*. Spíše v románech než ve vážných návrzích se uvažuje o možnosti, nějakým způsobem ochromiti účinek zemské tíže, zhotoviti stěny gravitaci nepropouštějící či vyrobiti hmoty, které by nebyly zemí přitahovány, nýbrž by byly odpuzovány (při-

pomeňme si »repulsit« Dra Radvana v Houdkově románu »Divy neznámého světa«, Malý Čtenář 1907).

\* \* \*

\*

Zopakujeme-li si dosud probrané principy mezihvězdné dopravy, musíme si přiznati, že jedině princip třaskavinové rakety zdá se slibovati jakési vyhlídky na úspěch. Proto v druhé části svého pojednání budeme se zabývati kosmickým letem jedině s hlediska raketového; ostatní principy odložíme jako naprosté utopie, aspoň za dnešního stavu techniky. Než však pustíme se do oněch úvah, dovolíme si ještě podat stručný literárně-historický přehled.

# X

## *Literatura.*

Kdož chceš důkladně vniknouti v theorii mezihvězdného letu, přečtiž si svrchu zmíněná díla: Goddard, »A method of reaching extreme altitudes« (Washington 1919, Smithsonian Institution), a zejména Oberth, »Wege zur Raumschiffahrt,« nakl. Oldenbourg v Mnichově 1929. Dr. inž. Walter Hohmann propočítává dráhy a časy pro lety na jednotlivá nebeská tělesa ve své knize »Die Erreichbarkeit der Himmelskörper« (rovněž nakl. Oldenbourg 1925). Opravdu věcné a střízlivé kritiky jednotlivých příliš fantastických projektů pocházejí od inž. Quido v. Pirqueta ve Vídni. Těm, kdož nelační po dlouhých matematických výpočtech, doporučujeme populární, avšak velmi informativní díla: Scherschevsky, »Die Rakete für Fahrt und Flug« (Volckmann v Berlíně 1929) a Valier, »Raketenfahrt« (Oldenbourg 1930). Oba tito spisovatelé patří mezi velmi zasloužilé raketové pracovníky: Alexander Boris Scherschevsky (nar. 1894) pochází z Ruska, byl žákem Ziolkowského, Max Valier, smělý sportovec, prakticky činný na poli raketových aut, padl při svých pokusech na jaře 1930 v obět výbuchu rakety. Rovněž dobrou pomůckou jest sbírka uspořádaná mladým (nar. 1906) Berlínanem Willy Ley-em, velmi schopným propagátorem

myšlenky, pod názvem »Die Möglichkeit der Weltraumfahrt« (Hachmeister & Thal v Lipsku 1928), s příspěvky Obertha, Hoeffta, Hohmanna, Pirqueta, Debuse a Sandera. Posléze uvedený, inž. Fr. W. Sander, byl spolukonstruktérem Opelových raketových vozů (zhotoval k nim rakety); Dr. Karel Debus pracuje literárně. Mezi populárními spisy citujeme ještě Noordnung, »Das Problem der Befahrung des Weltraums« (Schmidt v Berlíně 1928). Ruská encyklopédie (Rynin) vydávaná nakladatelstvím Pečatnia, Leningrad. Jakožto oficiální orgán spolku »Verein für Raumschiffahrt« ve Vratislaví, založeného roku 1927 (tedy o rok později než zmíněná již vídeňská »Wissenschaftliche Gesellschaft für Höhenforschung«), vycházel v letech 1927—1929 časopis »Die Rakete«.

Snad nebude nevhodno zmítniti se o některých novějších románech, vyličujících meziplanetární cesty. Vždyť z románů celá myšlenka vyšla a jimi vykonalo se pro ni dosud více než suchoú teorií, ostatně dodnes jest zde každý sebe propracovanější projekt fantastickým románem. Vedle nezapomenutelných Verneových »De la terre à la Lune« a »Autour de la Lune« pročtěme si »Auf zwei Planeten« od Lasswitze 1897, Wellsovy »The first men in the moon« 1900, Galopinova »Docteur Oméga« 1910, H. Bürgela »Der Stern von Afrika, eine Reise ins Weltall« 1920, a zejména romány O. W. Gaila

(»Der Schuss ins All«, »Der Stein vom Mond«, »Hans Hardts Mondfahrt« a j.), pracované již na podkladě raketových projektů nejnovější doby.



## ČÁST DRUHÁ.

Podmínky a možnosti úspěchu.

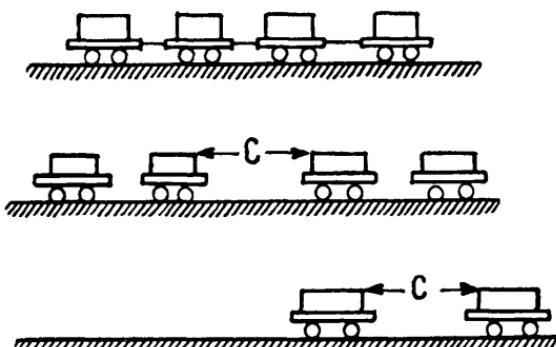


*Akce a reakce.*

Isaac Newton vyjádřil princip akce a reakce takto: »Actioni contrariam semper et aequalem esse reactionem; sive corporum duorum actiones in se mutuo semper esse aequales et in partes contrarias dirigi«, česky asi: »Každému účinku odpovídá stejný protiúčinek; neboli vzájemné účinky dvou těles jsou stejné a směřují v opačné strany«. Odráž nohou při mém seskoku s loďky jednak přenese mé tělo ku předu na břeh, jednak způsobí, že loďka ujede zpět do řeky. Výbuch prachu v ručnici, v děle vyžene projektil ven, současně posune ručnici či dělo nazpátek. Proud vody vytryskující z ramen kola Segnerova uvede kolo opačným směrem v pohyb.

Skáči-li s velké pramice, pohně se lod' pouze nepatrně s místa a já doletím daleko; odrážim-li se stejnou silou od maňáška, maňásek rychle ujede, kdežto já třebas nedosáhnu ani břehu. Působí-li dvě tělesa na sebe v opačném směru, jsou výsledné rychlosti obou těles v obráceném poměru ke hmotám těles (myslíme si ovšem tělesa v prostředí prostém jakéhokoli odporu pohybu a prostém zemské tíže). Označíme-li rychlosť pohybu  $v$  a hmotu těles  $m$ , pak jsou rychlosti a hmoty k sobě v poměru  $v_1:v_2 = m_2:m_1$ , nebo-li  $m_1v_1 = m_2v_2$ , součiny hmoty

a rychlostí dvou těles, odpuzených od sebe týmž účinkem, se navzájem rovnají. Poněvadž obě rychlosti  $v_1$  a  $v_2$  se projevují ve směru opačném, rychlosť  $c$ , kterou se tělesa  $m_1$  a  $m_2$  od sebe navzájem vzdalují, rovná se součtu rychlostí obou těles, tedy  $c = v_1 + v_2$ .



Obr. 22. Akce a reakce.

Máme vlak čtyř stejných vozíků na vodorovné kolejí (viz obr. 22). Odstrčím-li, stojí mezi druhým a třetím vozíkem, obě stejné poloviny vlaku od sebe rychlostí  $c$ , pak udělím oběma po  $\frac{c}{2}$  rychlosti, poněvadž hmoty jsou stejné:

$$\begin{aligned} m_1 v_1 &= m_2 v_2 & v_1 + v_2 &= c \\ m_1 &= m_2 & v_1 &= v_2 = \frac{c}{2} \\ v_1 &= v_2 \end{aligned}$$

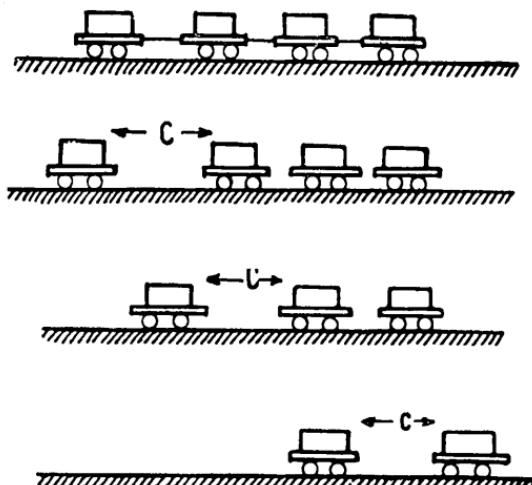
Nestarám se více o zadní díl, nýbrž pouze o přední vozíky, pohybující se rychlostí  $v_2 = \frac{c}{2}$  kupředu. Z těchto dvou vozíků odstrčím zad-

ní, postavě se na přední, rychlostí  $c$ ; tím udělil jsem každému z obou rychlost  $\frac{c}{2}$ , ovšem v opačných směrech. Přední vozík měl  $\frac{c}{2}$  rychlosti, nyní získal opět  $\frac{c}{2}$ , má tedy rychlost  $c$ ; tomuto vozíku přibylo každým dělením vlaku o  $\frac{c}{2}$  rychlosti, takže kdybychom měli nekonečnou řadu vozíků a mohli tudiž nekonečně děliti, dospěl by přední vozík nekonečně veliké rychlosti, byť i byla rychlost, se kterou jsme při každém dělení vozíky od sebe odstrčili, hodnota konečná, omezená (naše  $c$ ). (Opětujeme, že vozíky pohybují se nám v prostředí prostém jakékoli odporu; nadto odmýslíme se též od hmoty svého těla.

Věc má ovšem háček: netoliko nemáme nikdy k disposici nekonečnou řadu vozíků, vždy jen omezený počet, nýbrž i tu ubývá nám dělením vlaku ze zadu vozíků tak rychle, že nám bude zatěžko získati pro přední vozík jakýkoli větší násobek rychlosti  $c$  (t. j. rychlosti, se kterou při dělení obě poloviny odpuzujeme.) Chceme-li dodati přednímu vozíku rychlosti  $nc$ , musíme provést  $2n$  dělení, neboli potřebujeme  $2n$  vozíků. Tak na př. bychom potřebovali ku získání rychlosti  $100c$  celkem  $2^{100}$ , t. j. jeden kvintillion a 269 kvadriliard vozíků. (Kvintillion píšeme: 1 s 30 následujícími nulami, kvadriliarda má 18 nul).

Poněkud lepšího výsledku docílíme, neodstrukturujeme-li zadní vozíky po celých polovinách

vlaku, nýbrž po menších částech, řekněme vždy jen jeden vozík (viz obr. 23). Tak začneme. Odstrčíme vozík krajní vlevo, poslední: poněvadž kupředu ujízdí 3 krát tolik vozíků ( $m_2$ ) co dozadu ( $m_1$ ), platí ohledně rychlosti obou



Obr. 23. Akce a reakce.

dílů vlaku poměr  $1 : 3$ , neboli z celku  $1c$  (rychlosť odpuzovací) mají přední vozíky jen  $\frac{c}{4}$  zadní vozík však  $\frac{3c}{4}$ . Přední tři vozy jedou tedy rychlostí  $\frac{c}{4}$  do prava, takže odstrčíme-li zase zadní vůz z nich, přibude prvým dvěma  $\frac{c}{3}$  rychlosti (neboť 3 vozíky rozděleny v poměru  $1:2$ , rychlosť  $c$  v poměru  $\frac{2c}{3} : \frac{c}{3}$ ). Po odstrčení zadního z těchto dvou vozíků pohy-

buje se zbylý přední výslednou rychlostí

$\frac{c}{4} + \frac{c}{3} + \frac{c}{2} = 1\frac{1}{12}c$ . Kdežto při dělení vlaku na poloviny docílili jsme odstrčením 3 vozíků pro přední vozík rychlosti  $c$ , jest při odstrkávání týchž 3 vozíků, ale jednoho po druhém, výsledek  $1\frac{1}{12}c$ , tedy o  $1/12 c$  lepší. A kdybychom mohli ony tři vozíky rozděliti každý na půl a odstrkovati po půlkách, byl by výsledek dokonce přes  $1\frac{1}{5}c$ , atd.

Zevšeobecníme-li resultát našich počtů a dosadíme-li za celý původní vlak kteroukoliv *počáteční* hmotu  $m_o$ , za poslední vozík hmotu t. zv. *konečnou*  $m_n$ , výslednou rychlost této konečné hmoty označíme  $v_n$ , ponechávajíce rychlost odpuzení částic  $c$  jako dříve, pak platí, že výsledná rychlost  $v_n$  konečné hmoty  $m_n$  bude tím větší, i čím větší jest poměr mezi hmotou počáteční  $m_o$  a hmotou konečnou  $m_n$ , neboli zlomek  $\frac{m_o}{m_n}$ .

II čím větší jest rychlosť odpuzení  $c$ ,

III po čím menších dílcích odpuzena byla část hmoty počáteční přebývající přes hmotu konečnou, neboli hmotu  $m_o - m_n$ .

## II

### *II. Reakce rakety.*

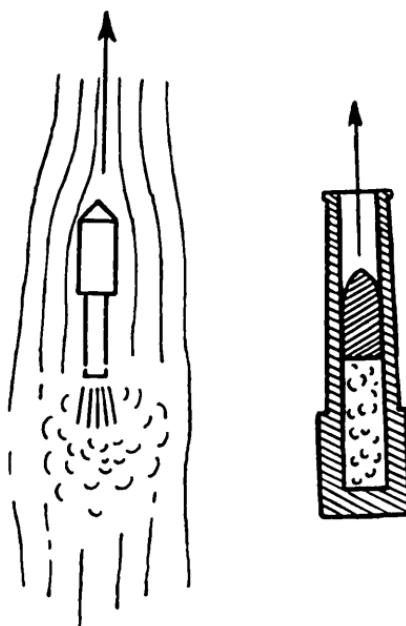
Raketa spočívá na reakčním principu. Plynové hmoty vznikající při výbuchu náboje jsou účinkem téhož náboje uváděny v rychlý pohyb dolů z rakety ven, kterémužto účinku odpovídá protiúčinek: těleso rakety pohybuje se v opačném směru, stoupá do výše.

Letíc opírá se raketa pouze o sloupec hmot z ní samé oddělovaných, podobně jako jsme udělili části vlaku určitou rychlosť opírajíce se pouze o část druhou, neberouce ku pomoci adhesi kol na kolejnicích, jíž pracuje lokomotiva. Raketa neodráží se nijak o prostředí, v němž se pohybuje, reakční účinek uplatňuje se i v naprostém bezvzduší a právě pro tuto vlastnost řadí se raketa k dopravním prostředkům vhodným k plavbě za hranice vzdušného oceánu, kde selhává balon i motorové letadlo.

Dokázaně účinkuje raketa i ve vakuu. Musíme však upozorniti na to, že teprve ve vakuu projevuje se ryzí reakční účinek rakety. Uprostřed vzduchu reakce pojí se s akcí potud, že pohybuje-li se raketa ku předu rychlostí podstatně menší, nežli jest rychlosť plynů vzadu unikajících (nebo-li výfuková rychlosť  $c$ ), plyny se za raketou hromadí, nemohouce pro odpor okolního vzduchu volně unikati, tím vzniká určitý přetlak za raketou, který částečně vadí

rozvinutí výfukové rychlosti, částečně působí příznivě, poháněje raketu ku předu po způsobě plynů pudících projektil dělovou rourou (viz obr. 24).

Také projektil vymrštěný dělem či jiným vrhacím přístrojem jest s to pohybovat se ve



Obr. 24.

vzduchoprázdném prostředí, musí však potřebné rychlosti nabýti na ráz a poté se pohybuje pouze setrvačností. Rychlosť projektilu nelze stupňovati nad rychlosť, se kterou se šíří třaskavé plyny (výfuková rychlosť  $c$ ), vedle toho musí mít projektil určité zatížení na  $1 \text{ cm}^2$

příčného řezu (viz část prvá II kapitola), aby byl s dostatek těžký ku proniknutí ovzduším; projektil musí nabýti rychlosti během průletu dělovou rourou, tudiž v době poměrně krátké, čímž dány jsou silný otřes a silné zrychlení, takže nelze projektilem dopravovati žádné citlivější měřící přístroje či dokonce lidi. Projektil má největší rychlosť s počátku, kdy putoje hustým ovzduším, čímž se silně odbrzduje.

Ohledně všeho toho jest raketa ve výhodě: Její rychlosť lze teoreticky stupňovati do nekonečna, jen je-li s dostatek hmoty počáteční, byť i rychlosť výfuková byla poměrně malá. Avšak i ohledně této rychlosťi *c* jest raketa ve výhodě oproti jiným reakčním přístrojům (na př. reakčním vodním kolům), neboť rychlosť explosních plynů jest značná:

při prachu obyčejném as 1500 m/vteř.,  
při prachu bezdýmném as 2500 m/vteř.,  
při spalování alkoholu s kyslíkem přes  
4000 m/vteř.,  
při spalování vodíku s kyslíkem přes 5000  
m/vteř.

Raketa letí zprvu pomalu, pak jí rychlosťi přibývá; tak se vyhýbá přílišnému odporu vzduchu a stává se způsobilou vézti i choulostivé organismy.

Vzpomeňme si, že jsme v předchozí kapitole na konci kladli sub III požadavek, by odpuzování počáteční hmoty dálo se po malých dilech. V tom směru jest raketa ideálně zařízena, ne-

boť vysílá částice hmoty, jež možno považovati za nekonečně malé a pro něž tedy platí reakční účinnost pomyslně nejvýhodnější.

Stínem rakety zůstává společná vada všech

		$c =$				
		1.000	2.000	3.000	4.000	5.000
	500	1.64	1.29	1.18	1.13	1.10
	1.000	2.72	1.64	1.39	1.29	1.22
	2.000	7.39	2.72	1.94	1.64	1.49
	3.000	20.0	4.48	2.72	2.11	1.92
	4.000	54.5	7.39	3.78	2.72	2.22
	5.000	148	12.2	5.29	3.49	2.72
	6.000	405	20.0	7.39	4.48	3.32
	7.000	1.089	33.0	10.25	5.76	4.06
	8.000	2.982	54.5	14.35	7.39	4.95
	9.000	8.060	89.6	20.0	9.50	6.06
	10.000	22.070	148.7	27.95	12.20	7.39
	11.000	60.000	243.5	39.0	15.75	9.02
	12.000	163.100	402	54.6	20.0	11.0
	13.000	444.000	662	76.1	25.8	13.47
	14.000	1,200.000	1.091	106.3	33.2	16.42
	15.000	3,290.000	1.805	148.7	42.7	20.0

Tabulka nutného poměru  $\frac{m_o}{m_n}$ .

reakčních přístrojů, totiž potřeba velké počáteční hmoty, což vysvítá nejlépe z hořejší tabulky, sestavené dle prof. Obertha. Horní řadka tabulky uvádí výfukovou rychlosť  $c$  v me-

trech za vteřinu, levá svislá kolona výsledné rychlosti  $v_n$ ; uprostřed tabulky jsou cifry udávající poměr  $m_o:m_n$ , nebo-li počet kolikrát musí být počáteční hmota větší než hmota konečná, aby při dané výfukové rychlosti  $c$  dosáhla tato konečná hmota žádané rychlosti  $v_n$ . Při výpočtu se předpokládá, že odpuzování částic hmoty počáteční děje se ideálně dokonalým způsobem, totiž v nekonečně malých dílcích.

Všimneme-li si na tabulce, kolikrát by musila být hmota počáteční větší než hmota konečná, aby dosaženo bylo poněkud vyšších  $v_n$  (viz čísla v dolejších řádkách, zejména při nižším  $c$ ), tu vidíme, že raketa, byť jevila se dnes nevhodnějším kosmo-dopravním prostředkem, zdaleka není ideálem, od něhož by bylo lze žadati každý výkon.

Z tabulky jest nám patrno, že výkon rakety, t. j. výsledná rychlosť  $v_n$ , bude tím větší, čím větší bude

I výfuková rychlosť  $c$   
a II poměr váhy počáteční a konečné  $\frac{m_o}{m_n}$ . (Viz tabulku na předcházející straně.)

Uvažujíce v dalším o konstrukci pokud možno dokonalé rakety, přihlédněme nejprve k těmto dvěma jejím stránkám.

### III

#### *III. Výfuková rychlosť.*

Rychlosť, ktorou vyráženy jsou hmoty z raket ven, závisí pôrodenie na druhu použité tŕaskaviny, vedľa toho na formě potrubí plyn vedoucího (trysky). Rozoznávame podľa skupenství dvojí raketové paliviny; jednak *pevné* (strelný prach), jednak *tekuté* (zkapalnené plyny vodík, kyslík a pod., či benzín, alkohol). Plyny prosté stlačené, nezkapalnené, nepadají v úvahu pre pôlišnou váhu nádob. Pevné paliviny dosahují nesporné menších rychlosťí *c*:

(dle Goddarda)

obyčejný strelný prach 1600 m/vteř.,  
pistolový prach č. 3 Dupont 2290 m/vteř.,  
»Infallible« Hercules 2434 m/vteř.,

(dle Scherschevského)

alkohol s kyslíkom 4450 m/vteř.,  
vodík s kyslíkom 5180—5650 m/vteř.

Vetší výfuková rychlosť, akož i úvaha, že kapalné paliviny možno do plamene rakety nepretržite dodávati a dodávané množství kohoutkem dle libosti regulovati, čímž by docileno bolo trvalého, ovladateľného pohonu bez otresů, naklonila současnou raketovou teorii (Oberth, Hoefft, Ziolkowsky) ve prospěch kapalin. S tím nelze nám se bezvýhradně ztotožnit.

Kapaliny vyžadují poměrně těžších nádrží, dobře uzavřených, snad i tlak snázejících a

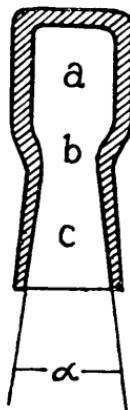
odolávajících nízké temperatuře zkapalněných plynů, přitom náležitě isolovaných proti žáru raketového plamene, a přívod kapalin do spalovacího prostoru, kde jest značný přetlak (až spoň 50 atm.), mísení kyslíku s hořavinou atd. nedá se obstarati jednoduchým zařízením. Byly tu navrženy přístroje sice velmi duchaplné (pumpy a pod.), ale zároveň velmi složité, proto těžké a drahé. Palivinám kapalným rozhodně náleží budoucnost, budou však musit být předem vynalezena vhodná zařízení pro jich použití. Pokud výhody kapalin jsou převažovány mrtvou vahou potřebných nádob, vedení a spalovacího zařízení, lépe jest zůstat při palivinách pevných, kteréž dosud ovládají praksi (ohňostrojové, válečné, lodní záchranné, protikrupobitní a jiné rakety znají pouze střelný prach). Komu by nevyhovovaly dnešní třaskaviny pevné, tomu doporučujeme na místě způsobu popsaného Ziolkowskym a Oberthem, tož pumpování pohonného látek složitými přístroji z velkých nádrží do spalovacího prostoru, jiný způsob sice primitivnější, ale jednodušší, zařízením o nižší váze a o nižší ceně: nechť jsou kapaliny rozdeleny do většího počtu menších nádob, které by se během letu jedna po druhé vypalovaly (ovšem bez nějakého složitého mechanismu obdobnému dodávání nábojů do strojní pušky!) a prázdné odhazovaly (jakési kapalinové patrony). Třaskaviny (ať pevné, ať kapalné) uspořádané v jednoduché formě patron by zajisté dostačily k pohonu malé

registrační rakety do výše as 100—500 km, čímž by byly získávány zkušenosti pro postupná zlepšení.

Při této příležitosti upozorňujeme na to, že pro volbu třaskaviny není rozhodna pouze rychlosť vyvíjených plynů, nýbrž i hmota těchto plynů, takže nevybereme si třaskavinu s nejlepším  $c$ , nýbrž s nejlepším  $m.c$ , součinem hmoty a rychlosti. Třaskavina tvořící málo plynové hmoty nám neprospěje, byť její výfuková rychlosť byla příznivá.

Vedle paliviny řídí se rychlosť výfukových plynů a jejich účinek tvarem plynovodu. Pro lepší účinnost rakety nevypouštějí se totiž výbušné plyny ze spalovací komory  $a$  (viz obr. 25) přímo, nýbrž procházejí zúženým hrdlem  $b$  do trysky  $c$ . Při vhodné formě trysky (úhel  $\alpha = 7\text{--}8^\circ$ ) a hladkých jejích stěnách lze reakční účinek rakety až zdvojnásobiti oproti spalování v prostoru volně otevřené.

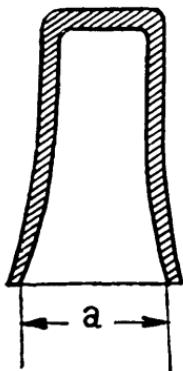
Hledíc k akci rakety během letu ovzduším (viz předchozí kapitolu a obr. 24) byla by pro husté vzduchové prostředí vhodnější tryska hodně otevřená (viz obr. 26), neboť by jejím účinkem nastalo hromadění plynů za raketou na větší prostoru  $a$ , tím by byl docílen větší celkový tlak na raketu, byť i snad rychlosť vychá-



Obr. 25.  
Spalovací  
komora a tryska.

zejících plynů u zúžené trysky byla vyšší a tím tlak na malé ploše větší. Poněvadž hráz okolního ovzduší dovoluje vysoký přetlak plynů právě jen u jejich východu, na větší ploše nikoliv, volíme raději širokou trysku s menším přetlakem, za to s větší plochou; nadto vykazuje tato tryska menší úbytek rychlosti  $c$ , pokud

úbytek takový nastává proto, že plyny nemohou se volně rozpínati pro odpor vzduchu.



Obr. 26.

Tryska pro husté ovzduší.

Žár výbuchů (více tisíc °C) klade ohromné požadavky na materiál, z něhož jest zhotovena spalovací komora a tryska; zejména při spalování tekutých plynů či tekutých hořlavin s kyslíkem bude tepelný účinek takový, že neznáme hmoty, z níž dal by se zhotoviti raketový motor dostatečně pevný, lehký i trvale ohnivzdorný. Vynálezci pravidlem projevují tu značný

optimismus, navrhujíce prostě železo, ocel, měď či pod. a spoléhajíce na velký chlad vzducho-prázdného prostoru (prý — 273° C). Nehledík k tomu, že každá raketa musí nejprve proletěti ovzduším, kde teplota je vyšší a kde nadto přístroj se ohřívá třením o vzduch, míníme, že se »kosmickým« chlazením mnoho nespraví, poněvadž kosmická látka jest velice řídká a má proto malé specifické тепло. Nevidíme jiného východiska, než použítí třaskavin pevných s

menším tepelným účinkem, případně postarat se (při kapalinách či při delších letech vůbec) o stálou výměnu všech součástí zasahovaných plamenem.

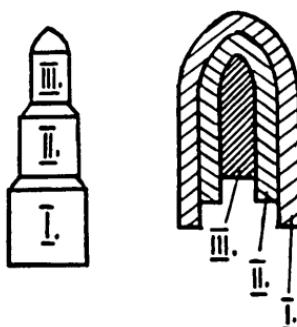
# IV

## *Dělení rakety.*

Při též výfukové rychlosti a též konečné hmotě rakety bude výkon rakety tím lepší, čím více hmoty bude vynaloženo na reakční pohon, neboli čím větší bude známý nám poměr hmoty počáteční ku hmotě konečné  $\frac{m_0}{m_n}$ . Budeme se proto snažit zhotoviti raketu pokud možno největší počáteční a pokud možno nejmenší konečné hmoty; ale čím větší bude mět být raka před vzletem, ve váze počáteční, tím větší vypadne nám celá její konstrukce (nádržky atd.) neboli její mrtvá váha, váha prázdné rakety či váha při konci letu,  $m_n$ . Přidáváme-li na jedné straně třaskavin, bychom zvětšili počáteční hmotu, přibývá nám na druhé straně váha konečná, takže výsledný poměr se nezlepšuje dle našeho přání. Při poměru  $\frac{m_0}{m_n}$  na př. 100 došli bychom ku přesvědčení, že takovou raketu vůbec zhotoviti nelze: Kdybychom chtěli touto raketou poměru 100:1 dopraviti do výše na př. 1 kg užitečné váhy, potřebovali bychom 100 kg váhy počáteční. Ale umístění této váhy palivin by žádalo konstrukci prázdné rakety o váze řekněme 10 kg, takže na místě 1 kg váhy konečné obdržíme 1 kg + 10 kg = 11 kg, odpovídající váze počáteční 1100 kg. Pro takovou váhu třaskavin nám nyní nestačí naše deseti-

kilogramová konstrukce, nýbrž musíme ji aspoň zdvojnásobit. Ale 21 kg konečné váhy žádá 2100 kg třaskavin pro počátek a tak bychom postupovali do nekonečna.

Tomuto chození do kolečka lze učiniti přítrž jedině zhotovením t. zv. rakety *stupňové*. Raketa taková nebuduje se jako raketa jediná,



Obr. 27.

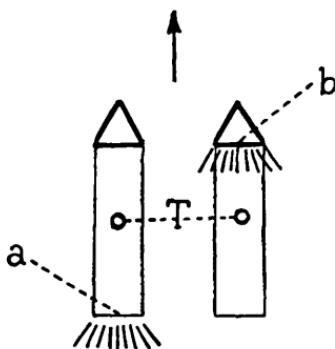
Nesprávné a správné sestavení raketových stupňů.

nýbrž více raket se skládá v jediný celek. Jakmile prvá z nich jest vypálena, odhodí se a její mrtvá váha netíží více ostatní rakety, které letí dále poháněny raketou druhou, pak odpadne tato a zapálí se třetí, což se opakuje, takže na konec letí pouze raketa poslední obtížená jen svojí mrtvou vahou a užitečným nákladem, nikoli mrtvou vahou ostatních vyplálených raket. (V prvé části našeho pojednání poznali jsme stupňovité rakety Goddardovy a Oberthovy.)

Abychom docílili co nejlepšího výkonu stup-

ňové rakety, budeme dbáti následujících směrnic:

1. Spojíme raději větší počet raket, nespokojíme se dvěma či třemi díly, a sice proto, abychom se mrtvé váhy zbavili vždy pokud možno brzo poté, jakmile nám jí není více zapotřebí.



Obr. 28.

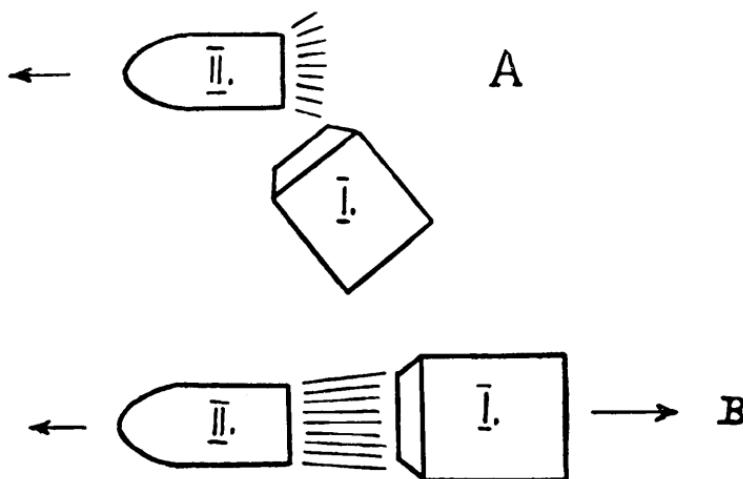
Nesprávné (a) a správné (b) umístění působiště reakce.

2. Volíme sestavení jednotlivých raket do hromady tak, aby forma celku (zejména s počátku, při plném počtu raket) byla konstruktivně možná. Nenastavujeme na př. raketu prostě nad sebe; takový útvar by byl těžko zhodovitelný v náležité pevnosti. Spíše zasuneme jednu raketu do druhé a budeme vypalovati vždy tu vnější, aby celek se postupně zmenšoval se všech stran, jak do délky tak i do šířky (viz obr. 27).

3. V každém stadiu (jak na počátku tak i

na konci) musí reakce působiti nad těžištěm  $T$  (obr. 28), aby se nám raketa účinkem pochodu v letu nepřeklápěla; to by se stalo při působení síly na zadním konci, pod těžištěm

4. Pro průlet ovzduším, tedy při prvých stupních celku, budou respektovány zřetele aerodynamické, ovšem tak, aby nám tvar celku ne-



Obr. 29.

Nesprávné odpadnutí (A) a správné vystřelení (B)  
prázdné rakety.

vypadl příliš štíhlý a dlouhý, jsa v odporu se zásadou uvedenou tuto pod čís. 2. Jakmile vypláním prvních raket přístroj opustil atmosféru, nemusí ovšem jeho forma — odpadnutím prázdných raket pozměněna — více vyhovovati aerodynamice.

5. Musíme hleděti k tomu, aby plameny ho-

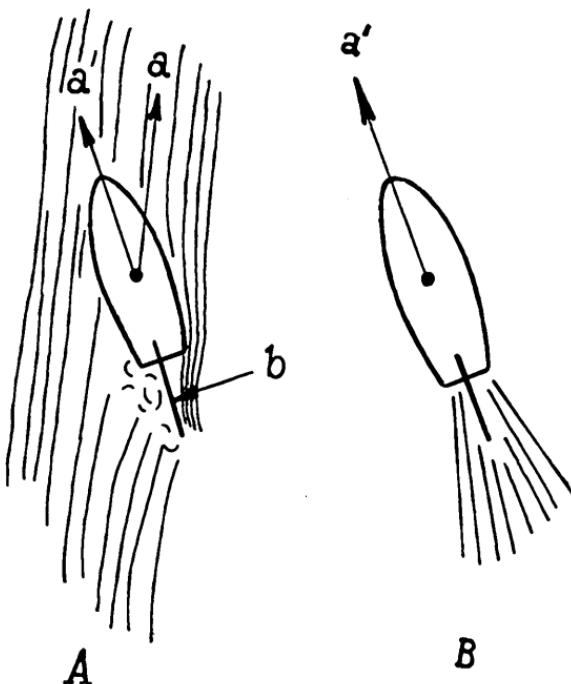
řící rakety nezasahovaly raket druhých, ještě nevybuchlých, a tak je nevznítily či při nejmenším nepoškodily.

6. Nejdůležitější zásadou, již zanedbávají všichni projektanti bez rozdílu, jest, aby vyplálená raketa nebyla prostě odhozena, nýbrž aby byla třakavinami rakety následující odražena a tím využita pro pohon. Necháme-li obal vypálené rakety volně odpadnouti, tu zvyšuje nám tento obal prostě hmotu neužitečnou, byť jen do té doby, než odpadne; naopak, je-li prázdný obal odpálen, koná jeho hmota službu stejnou jako hmota ostatních vyfukovaných částic, přijde svým *m.v* k dobru dále letícímu zbytku a docílený zisk nebude malý, máme-li na zřeteli poměrně značnou hmotu obalu (viz obr. 29).

*Rovnováha rakety.*

Poněvadž úspěch náš závisí od toho, poletí-li vypálená raketa ve směru jí vytčeném, neuchýlí-li se od něho, musíme uvésti ve vzájemný soulad polohu těžiště a polohu působiště reakce: toto musí být nad, nikoliv pod oním (viz kap. IV, č. 3 a obr. 28). Současně budeme počítati s okolností, že také tlak vzduchu, působící na špičku rakety během průletu ovzduším, raketu překládí. Obyčejné rakety bývají stabilisovány svou tyčkou; jindy dociluje se stálosti směru tak, že se raketa uvede v otáčivý pohyb kol podélné osy. Netřeba zdůrazňovati, že ocasní plochy na raketě připevněné pozbyvají veškerého účinku, sotvaže raketa opustí ovzduší; rozšířený je omyl, jakoby by nehybné ploutve umístěné v proudu výfukových plynů byly s to, zajistiti raketě určitou dráhu. Ovšem, pevné ploutve tělesa pohybujícího se v prostředí hustém (obr. 30 A) udržují těleso ve vytčeném směru potud, že uchýlí-li se špička z původního směru  $a$  a směřuje-li do  $a'$ , těleso setrvácností pohybuje se ještě nějakou dobu dále do  $a$ , byť jeho pohon nyní mířil do  $a'$ ; pohybem do  $a$  vzniká — vlivem hustého prostředí — tlak na pevné kormidlo ve směru  $b$ , kterýžto tlak vrací špičku do původní polohy. Takový účinek nedostavuje se

však v prostředí silně zředěném, byť kormidlo umístěno do výfukového proudu (obr. 30 B). Proto nám nezbude nic jiného, než bud' opa-

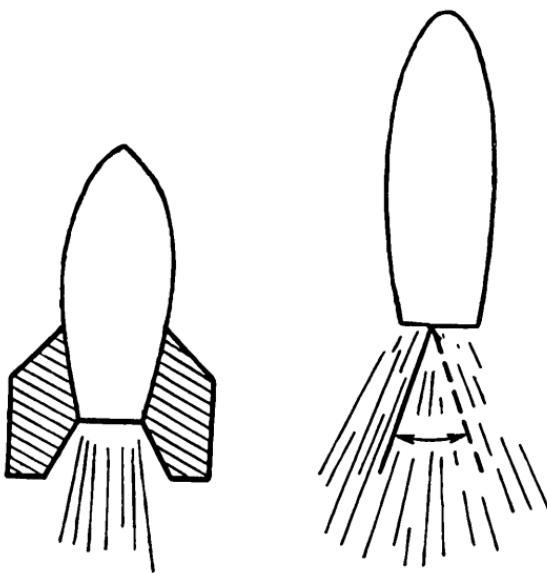


Obr. 30.  
Stabilizační účinek nehybného kormidla v hustém  
a řídkém prostředí.

třiti naši raketu stereotypní hůlkou — pokud ovšem nemá působiště vztlaku dosti vysoko nad těžištěm —, nebo dáti raketě rotaci; jinak opíše ve vzduchu několik smyček a octne se pokud možno brzo na zemi.

*Řízení rakety.*

Samozřejmě nelze kormidlovat plochami umístěnými prostě po boku rakety (obr. 31), jakmile se tato pohybuje v prostoru vzducho-

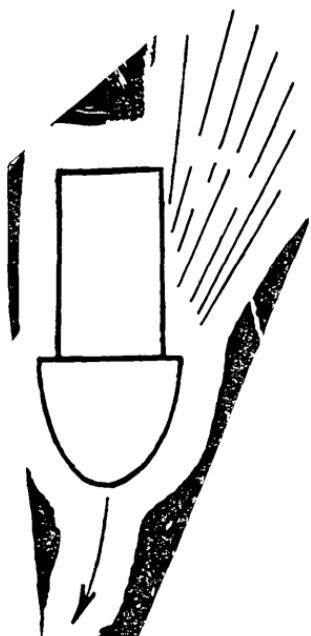


Obr. 31.  
Nepůsobivé kormidlo.

Obr. 32.  
Účinné kormidlo.

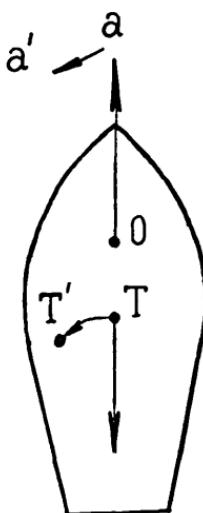
prázdném. Abychom mohli směr měnit i v takovémto prostoru, musíme kormidlo vysaditi tlaku vycházejících plynů, takže tu změnou polohy kormidla měníme směr reakčních sil

(obr. 32). Stejně mohli bychom raketu řídit též tím, že bychom na té či oné straně proud plynů zvýšili, na druhé straně ubrali, čímž bychom docílili větší reakce tam než zde (viz obr. 33).



Obr. 33.

Řízení směru jednostrannou reakcí.



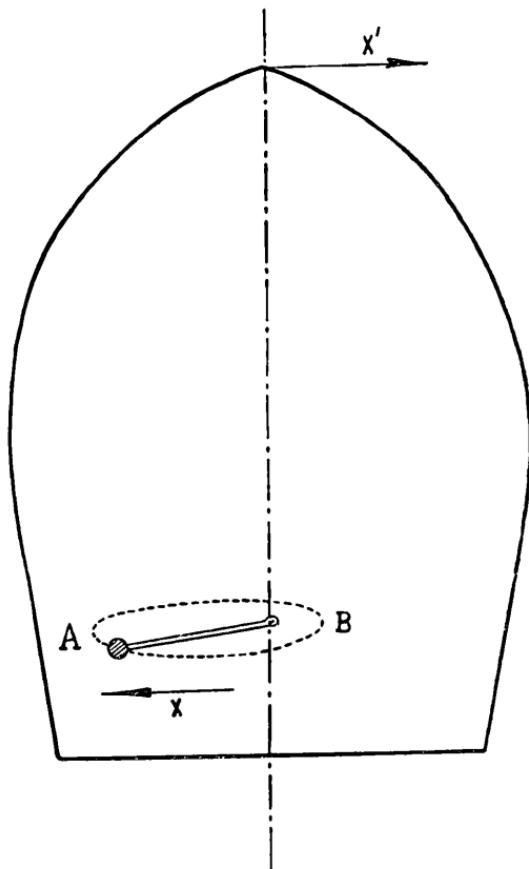
Obr. 34.

Řízení směru změnou těžiště.

Hoefft chce opatřiti raketu zvláštní otáčivou řídící tryskou, která by dle potřeby v tom či onom směru zapůsobila a tak raketu kormidlovala (viz obr. 14 písmeno c).

Směr rakety můžeme ovlivňovati též zevnitř. Tak kdybychom pohnuli nějakým předmětem

uvnitř rakety, aby těžiště posunulo se z  $T$  do  $T'$  (viz obr. 34), reakce působící v  $O$  by otáčela hrot rakety do  $a'$ . Konečně mohli bychom roz-



Obr. 35. Řízení směru rotujícím závažím.

točiti na zádi rakety nějaký těžší předmět kol podélné osy rakety  $Y$  (viz obr. 35) a při každé obrátce vzdálili tento předmět u  $A$  dále od

středu než u *B*. Tu by předmět obíhal u *A* na kruhu většího poloměru než u *B*, při čemž osa *Y* by se točila stále stejně rychle, takže by dotyčný předmět měl u *A* větší obvodovou rychlosť i odstředivost než u *B* a táhl osu *Y* směrem *x*, současně vychyloval hrot rakety do *x'*. Měníce polohu bodů *A* a *B* řídili bychom raketu. Řízení rakety zevnitř, změnou těžiště či ostředivou silou, dáme přednost, poněvadž kormidla ve výfukovém proudu ubírají plynům rychlosti a nadto trpí účinkem plamene; podobně umenšování výfuku na té či oné straně je spojeno se ztrátou na celkovém pohonu, nadto vyžaduje dalších složitých zařízení, stejně jako pohyblivá tryska Hoefftova. Považme dále, kterak komplikovala by se konstrukce vnějších kormidel či regulátoru výfuku při raketách stupňových, kdež by každý jednotlivý stupeň musil mít zvláštní kormidlovací zařízení. Tomu všemu se vyhneme řízením ze vnitřku rakety.

Kormidla budou v dálné budoucnosti ovládána posádkou, do té doby automatickými přístroji. Oberth na př. představuje si gyroskop roztočený uvnitř rakety, umístěný v kardanovém kruhu; změní-li se směr rakety, gyroskop zůstává setrvačností v původní své poloze, tím se pohně v kardanovém závěsu a pohyb se přenesne na kormidla, aby jimi obnoven byl dřívejší směr rakety (srovnej námět Ziolkowského v V. kapitole prvé části).

Míníme, že nám pro počátek postačí raketa dobré vyvážená dle předchozí kapitoly; automatické řízení zní nám toho času jako hudba budoucnosti stejně jako řízení posádkou.

## VII

### *VII. Překonání zemské tíže.*

Raketa, která nás má donéstí k cizím tělesům nebeským musí především opustiti naší planetu t. j. překonati zemskou tíži prorázejíc přitom vzduchový obal naší zeměkoule. Octla-li se za hranicemi gravitace, má před sebou vzdálenosti, které ji ještě od toho či onoho nebeského tělesa budou děliti. Přihlédněme nejprve, jaké práce jest zapotřebí k překonání gravitace beze zřetelu k odporu vzduchového prostředí.

Ku zdvihnutí 1 kg váhy do výše 1 m potřebujeme 1 mkg práce. Hledíme-li k zákonu Newtonova, že přitažlivosti zemské ubývá se čtvercem vzdálenosti od středu země, že tedy na př. těleso vážící na mořské hladině (neboli 6371 km od středu země) 1 kg má ve dvojnásobné vzdálenosti od středu země jen  $\frac{1}{4}$  kg, v trojnásobné vzdálenosti již jen  $\frac{1}{9}$  kg váhy atd., tu nám vysvitne, že nebudeme ku zdvihnutí 1 kg do výšky 100.000 m muset vynaložit 100.000 mkg, nýbrž že práce k tomu žádoucí bude značně menší, neboť tělesu při vzetupu stále ubývá na váze. Dle zákona Newtonova o sobě by ovšem váha nikdy neklesla na nulu, žádné těleso by se nikdy neoprostilo od zemské gravitace, byť bylo sebe vzdálenější; musíme však povážiti, že gravitační pole země není ve vesmíru jediné, nýbrž že vzdalujíce se

od země blížíme se jinému tělesu nebeskému, takže slábnoucí pole zemské jest vyvažováno sílícím polem jiného nebeského tělesa, až převládne toto. Výpočtem se přesvědčíme, že chce-me-li těleso vážící na mořské hladině 1 kg zvednouti tak vysoko, aby jeho váha se snížila na nulu, aby těleso více nepodléhalo zemské přitažlivosti, máme zapotřebí stejné práce, jako kdybychom těleso zvedli s hladiny mořské do výše zemského poloměru (do výše 6371 km) v gravitačním poli neslábnoucím se vzdáleností. Bude nám tudíž zapotřebí 6,371.000 mkg práce; vynaložíme-li je, vyprostíme jednokilogramové těleso z moci země. Těleso vážící na mořské hladině 1 kg má dle vzorce  $m = \frac{p}{g}$  hmotu 0,102 kg ( $p$  = váha,  $g$  = zrychlení volného pádu, t. j. 9,81 m/vteř.); má-li toto těleso býti uvedeno v pohyb rychlostí  $v$ , tu zapotřebí jest práce rovné hmotě krát polovina čtverce rychlosti,  $1 = \frac{m \cdot v^2}{2}$ . Tážeme se, jaké rychlosti dosáhne těleso 1 kg váhy neboli 0,102 kg<sup>+</sup> hmoty vynaložením oné práce, která nám je měla vyprostiti z přitažlivosti zemské, totiž 6,371.000 mkg; zjistíme dosazením do právě uvedené rovnice  $6,371.000 = 0,102 \cdot \frac{v^2}{2}$ , že  $v = 11,181$  m/vteř. Naopak má-li těleso o hmotě 0,102 kg<sup>+</sup> rychlost 11,181 m/vteř., má tím v sobě skryto 6,371.000 mkg práce, neboli takové těleso jest s to, vymaniti se z oblasti zemské tíže. Je-li těleso 11,181 m/vteř. se pohybující lehčí či těžší než

1 kg, má méně či více mkg ke svému zdvihání zapotřebí, zároveň ale méně či více mkg práce v sobě utajeno, takže ohledně tělesa jakékoli váhy neb hmoty platí, že uvedeno-li na mořské hladině v rychlost 11,181 m/vteř., obdrží s dostatek pracovního množství, aby jím mohlo překonati zemskou gravitaci (stále se odmýslíme od odporu, který pohybu tělesa klade prostředí, zejména od odporu vzduchu).

Abychom mohli srovnávat výkonnost raket různé váhy a různého zrychlení, měříme jejich *ideální výkon*, t. j. nejvyšší rychlosť, které by raketa dosáhla, kdyby vypálila celou svoji zásobu třaskavin, předpokládajíc, že by se pohybovala v prostředí prostém jakéhokoli odporu. Jest nám z předchozího jasno, že teprve raketa, jejíž ideální výkon by činil aspoň 11,181 m/vteř., může opustiti naši zeměkouli.

Vrátíme-li se k tabulce Oberthově (str. 63) a běremo-li za základ výfukovou rychlosť 3 km/vteř., zjistíme, že rychlosti 12 km/vteř., nezbytné k oproštění od země, odpovídá poměr konečné a počáteční váhy 54,6. Chceme-li tedy 100 kg dopraviti na gravitační hranici, musíme míti raketu počáteční váhy 5460 kg s třaskavinami schopnými vydati 637,100.000 mkg práce!

I kdyby se nám nejednalo o vůbec žádný užitečný náklad, musíme v oné konečné váze 100 kg míti zahrnutu mrtvou váhu raketové konstrukce (při t. zv. raketě stupňové, viz kap. IV. druhé části, celou váhu konstrukce poslední rakety a — při běžném systému — též váhy

konstrukcí ostatních raket poměrným dílem, totiž dílem odpovídajícím oné době letu, po jímž uplynutí ta ona raketa odpadne). Vedle toho obsažena musí být ve váze konečné差ence vznikající tím, že rozdíl  $m_o - m_n = 5.460$  kg — 100 kg = 5360 kg sice vyjadřuje veškeru hmotu, kterou musíme k cíli pohonu rakety odpuštiti; třaskavin však musíme míti více než 5360 kg, poněvadž nehledík k jiným ztrátám spotřebuji část paliva při proměně v energii pohybovou a teprve z druhé části paliva vydobudu plynovou hmotu 5360 kg, již získanou energií uvedu v pohyb 3 km/vteř.

Jest otázka, bude-li nám vůbec kdy možno vynalezením vhodné, lehké a pevné konstrukce, objevem dostatečně účinných třaskavin atd. uvéstí váhu konstrukce, váhu potřebných třaskavin, jakož i jejich výkonnost danou součinem vznikající plynové hmoty a rychlosti v takový soulad, aby bylo možno snížením váhy konečné vypnouti poměr  $m_o : m_n$  na číslo žádoucí, v našem příkladě 54.6.

## VIII

### *Cesty k jiným nebeským tělesům.*

Oproštěním od zemské gravitace není úkol vesmírové rakety ještě naplněn: chce doraziti nebo aspoň velmi se přiblížiti k některé sousední naší hvězdě. Měsíc jest poměrně blízek: střední vzdálenost jeho od země obnáší (dle Hansena) 384.452 km. Naproti tomu přichází na př. Venuše k zemi nejbliže na 41 mil. km, Mars na 57 mil. km, Merkur na 80 mil. km, Jupiter na 591 mil. km atd. Opustili-li jsme naši zemi ideálním výkonem 11.181 m/vteř., musí tento ideální výkon býti zvýšen (dle Valliera) pro let kolem měsíce na 12,500 m/vteř., pro let k dráze Venuše na 13.000 m/vteř., k dráze Martově 13.600 m/vteř., pro odpoutání od slunce k cestě do oblasti stálic 18.000 m/vteř. atd. Jenže věc má nyní ten háček, že by takový ideální výkon stačil snad raketu provésti vytčenou dráhou, avšak v době tak dlouhé, že by nebylo možno dopravovati s sebou náležité množství dýchacího vzduchu a potravin pro posádku a uzpůsobiti kabинu lodi pro tak dlouhý pobyt, aniž by váha a rozměry lodi se zvětšily do nemožnosti. Jsouť totiž ony ideální výkony vypočteny minimálně, pro dráhy eliptické nejúspornější co do potřebného množství pohonu, avšak s jízdní dobou prodlužující se

na měsíce i léta. Tak počítá na př. Ing. Hohmann s jízdními časy:

Země — měsíc 4 dny,

Země — Merkur 105 dnů,

Země — Venuše 146 dnů,

Země — Mars 258 dnů.

Země — Jupiterův měsíc 997 dnů atd.

Předpokládáme-li, že dospělá osoba spotřebuje denně k výživě a dýchání ca 12 kg látek, tu vidíme, že by cesty dlouho trvající nutně ztroskotaly o váhu zásob. Bude-li kdy lze uskutečnit cestu na Merkur, Venuši, Mars a pod., bude se tak muset stát průměrnou rychlostí nejméně 100 km/vteř., slovy *sto kilometrů za vteřinu*, aby let netrval dlouho; maximální rychlosť bude muset být ovšem větší, ježto s ohledem na posádku a na hustotu zemské atmosféry bude lze jen pozvolna zrychlovat a také odbrzdění rychlosti nesmí se státi náhle.

Vyvinutí rychlosti 100 km/vteř. bude se nám méně zdát utopíí, povážíme-li, že hmota rozprostřená v kosmickém prostoru jest prý miliardkrát řidší než uměle vytvořené vakuum, dále že se skutečně v kosmickém prostoru pohybují pevná tělesa podobnými rychlostmi: me-teory 50—100 km/vteř., sluneční protuberance kol 300 km/vteř. atd. A v ocase komety udílí jakási zcela nepatrná síla (světelný tlak či elektrická odpudivost) pevným těliskům přes 50 km/vteř. rychlosti.

Je-li dosažení planet zásadně možno, není

věcí blízké budoucnosti. Primitivní naše rakety u výkonu 100 km/vt. nejsou a nikdy nebudou pokud bude třeba bráti celou zásobu pohonného látek s sebou se země. Teprve až budeme mítí aparáty způsobilé využitkovati energii utajenou v paprscích slunečních či v atomech kosmické prahmoty, takže vesmírová lod' bude moci vydané množství práce ihned obnovovati, budeme mítí naději na dobytí vesmíru. Až zjistíme povahu zemské tíže, šíří-li se od středu země na venek či padá-li snad na zem v podobě »gravitačního deště«, až vyšetříme její příčinu, snad nalezneme prostředek ji nějakým »antigravitačním« polem (na př. elektrickým) ochromit, či vytvoříme látku pro ni neprostupnou. Možno, že k vůli snazímu startu necháme obíhat kol země umělou startovací stanici, umělý měsíc, jemuž udělíme takovou rychlosť, aby držel se stále v určité vzdálenosti od země a aby ani neodlétl do vesmíru, ani nespadl na zem; na toto těleso dopravíme svou vesmírovou lod' (třeba obyčejnými raketami) a teprve od tutu odlétneme, při čemž prospěje nám nepatrná gravitace na tomto měsičku a vzduchoprázdný prostor kolem něho.

Zbude nám ještě vyzkoušet, snese-li lidský organismus nadmíru vysoké rychlosti, jakým stupněm smíme zrychlovat, aby posádka neutrpěla, nezničí-li člověka úbytek gravitace při vzdálení se od země a odolá-li též psychicky dojmům, které jej očekávají. Pak teprve vyzbrojen proti účinkům nejrozmanitějších pro-

středí, nejrůznějších teplot, tlaků, kosmických záření, proti nedostatku i nadbytku gravitace, opatřen potravinami, dýchacími látkami a všemi možnými hmotami i přístroji jinými vydá se člověk na pouť k třpytným strážkyním modré letní noci.

# IX

## *Odpor vzduchu a nejvýhodnější rychlosť.*

Těleso volně puštěné padá v prvé vteřině 4.903325 m hluboko. Kdybychom práci obsaženou v třaskavinách naší rakety uvolňovali pouze tou měrou, že by stačila právě překonávat zemskou tíži, shořela by celá raketa, aniž by se hnula o píď do výše. Zvýšíme-li výboj třaskavin málo nad to, bude raketa postupovat jen zvolna kupředu a valná část energie vyplýtvá se opět bojem se zemskou tíží. Hledíce pouze k zemské tíži měli bychom zájem na tom, aby raketa prolétla gravitačním polem v době co nejkratší.

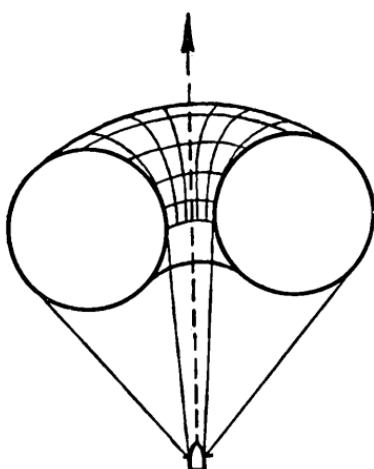
Raketa pohybuje se však v ovzduší; odpor, s nímž se tu setkává, roste se čtvercem rychlosti. Snažíme-li se co nejrychleji uniknouti zemské tíži, stoupá nadmíru odpor vzduchu, byť byla raketa oproti letadlu ve výhodě potud, že nevzniká za ní prostor zředěný, který by ji ssál zpět, nýbrž naopak přetlak výfukových plynů, který ji pohání. (Abychom si učinili představu o velikosti odporu vzduchu, uvažme, že obnáší na př. u vzducholodi největšího průměru 27 m, aerodynamicky bezvadně, kapkovitě formované, již při rychlosti 30 m/vteř. té měř 1900 kg; chceme-li rychlosť vzducholodi zdvojnásobiti, nutno výkonost jejích motorů osmkrát zvýšiti.) Musíme nalézti střední ně-

jakou rychlosť, ktorá by bola dostatečně vysoká, aby raketa nebyla dlouho vystavena protiúčinku gravitace, a zároveň nebyla tak vysoká, že by nastávala nepoměrná ztráta energie čelným odporem vzduchu.

Oberth vypočetl, že pri kolmém vzestupu nejúspornější jest rychlosť, pri níž čelný odpor rovná se váze rakety; bude tudíž u rakety lehké *nejvýhodnejší rychlosť* nižší než u rakety těžké stejné velikosti a formy. Do výše ubývá postupně čelného odporu, neboť hustota vzduchu snižuje se as na polovinu každých 5 km, obnáší tudíž 5000 m vysoko  $\frac{1}{2}$ , 10.000 m vysoko  $\frac{1}{4}$ , 15.000 m vysoko  $\frac{1}{8}$  hustoty na zemi. Zároveň snižuje se hořením i váha rakety (ovšem též úbytkem gravitace). Mušíme dbáti toho, aby váhy rakety ubývalo pomaleji než hustoty vzduchu, aby při udržování rovnosti: *váha = čelný odpor rychlosť rakety do výše směla stoupati*. Kdyby opačně ubývalo váhy rakety rychleji a hustoty vzduchu pomaleji, tu bychom byli nuceni k udržení rovnosti mezi vahou a čelným odporem rychlosť rakety stále snižovati, až by rychlosť klesla na nulu dříve, než by nuly dospěl odpor vzduchu: nedostali bychom se z ovzduší.

Zásadně máme zájem na tom, aby nejvýhodnejší rychlosť byla hodnotou pokud možno vysokou, abychom dlouho neprodlévali v poli gravitačním a abychom mohli hned od počátku rozvinouti plný výkon své rakety; jen tak dosáhneme úspěchu. Proto dáme přednost raketě

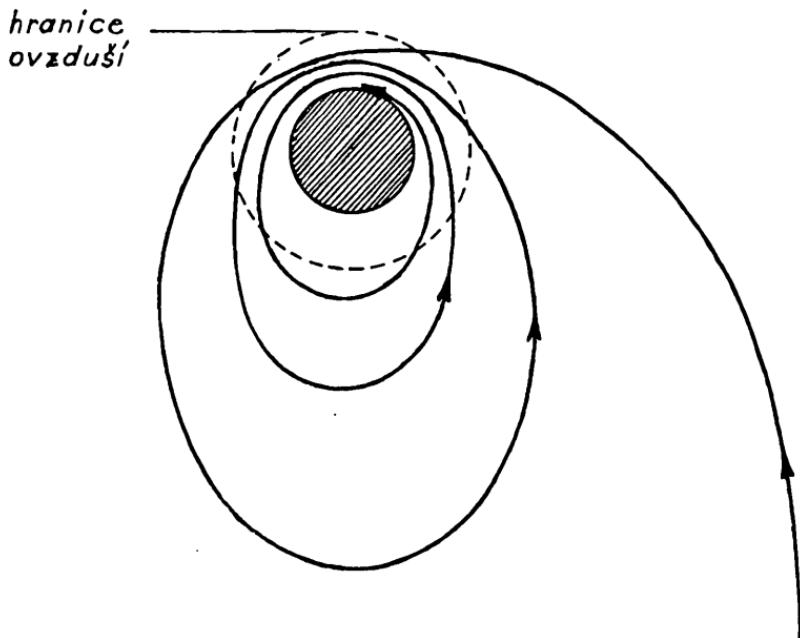
mající při stejné čelné ploše větší váhu; bude me při konstrukci rakety se vyhýbat zbytečným dutinám, prázdným komorám, rourovodům a pod. Dále stanovíme místo odletu pokud možno vysoko, do vzduchových vrstev pokud možno řídkých, abychom zásobu svých třaskavin ne-promarnili buď bojem s hustým vzduchem, buď



Obr. 36. Startovací balon.

dlouhým pobytom v pásmu zemské tíže. Vypálíme proto raketu s nějaké vysoké hory, či, což snad bude ještě lepší, vzneseme ji nějakým pomocným přístrojem (letadlem, balonem, jinou raketou a pod.) hodně vysoko a tu ji teprve vypustíme. Dle našeho mínění byl by pro malou registrační raketu (bez posádky) výhodným start z neobsazeného balonu podoby tlustého prstence (viz obr. 36), jehož otvorem by raketa

automaticky (hodinovým strojem) byla vypálena, jakmile by udeřila hodina, kdy balon má kulminovati (balon by ovšem prolétající raketou byl se vší pravděpodobností zapálen).



Obr. 37. Přistání vesmírové rakety.

Odpor vzduchu bude nám vítanou pomůckou při odbrzdění rakety padající k zemi zpět; zmírnění rychlosti stane se padákem náležitě velikým a také náležitě pevným, dle potřeby chlazeným proti účinům tepla vznikajícího třením o vzduch. Aby raketová loď vracející se z vesmíru neshořela dotekem atmosféry jako

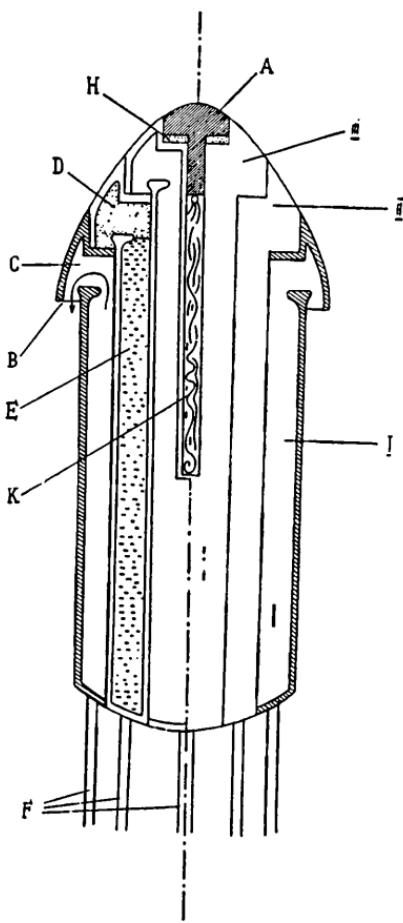
meteor, navrhoje Ing. Hohmann, by se blížila k zemi opisujíc kolem ní uzší a uzší elipsy, při každé dotkla se na jednom místě ovzduší a zase z něho vylétla, až by ponenáhlu rychlosť její klesla do té míry, že by mohla bez obavy přistáti (obr. 37).

# X

## *Schema výškové rakety.*

V době, kdy výkony raket zůstávají hodně daleko za výkony letadel či balonů, jest zbytečno snít o mnohatunových vesmírových lodích a o výpravách na cizí planety, rozpočtených na léta. Musíme začít s málem, vybudovati nejprve přístroj, který by aspoň sám, bez jakéhokoli užitečného zatížení, vzlétl výše než létací prostředky dosavadní a tím dokázal životaschopnost, ba převahu principu raketového. Podáváme závěrkem schematický popis takové jednoduché rakety vedeni snahou, zopakovati ještě jednou hlavní raketové zásady, které jsme zdůraznili v předchozím.

Naše raketa (obr. 38) spočívá na principu stupňovém a pozůstává ze tří do sebe zasunutých raket *I*, *II*, *III*, podoby válcovité (raketa *I* jest na obrázku vyznačena silnějšími čarami); do hlavy rakety *III* vložen jest užitečný náklad (na př. registrační přístroj) *A*. Každá z raket jest nahore podél celého obvodu rozštěpena v trysku *B*, jíž předchází spalovací komora *C*; umisťujeme trysku hodně nahore, aby raketa byla výfukem plynu vlečena, nikoli tlačena, aby tím byla stabilnější. Veliký obvod trysky zajišťuje velký výkon, zejména u největší rakety *I*, která zrovna má přístroj plné počáteční váhy protlačiti nejhustším ovzduším.



Obr. 38. Výšková raketa.

Počínajíc vnější č. I, zapalují se rakety jedna po druhé; mají dvojí náboj, pevný (střelný prach) D a kapalinový (zkapalněné plyny či tekuté hořlaviny) E. Nejprve se zapálí střelný prach umístěný v trysce a ve spalovací komoře, svým prudkým výbuchem vyžene raketu vzhůru a jeho žhavé plameny sršíci kol tělesa raket silně zahřívají kapalné třaskaviny uvnitř, takže tyto se rozpínají a mezi tím co střelný prach dohasíná, na jeho místě proudí do spalovací komory, kde se vzněcují, načež jejich plyny tryskou vyfukují. Dohoří-li raketa I, přijde na řadu č. II: výbuchem prachu v trysce nejprve se vyrazí předchozí vypálená raketa č. I a tím se její hmota použije k pohonu raket II a III; kdybychom nechali obal rakety I jen volně odpadnouti, zůstala by jeho hmota bez tohoto užitku. Poté shoří prach a posléz kapaliny, před tím zahřáté plameny prachu. Na konec nastupuje raketa III.

Třaskavé kapaliny jsou hned od počátku pod jistým tlakem. Nádržka (válcovité těleso rakety) má stěnu na vnější straně silnější, na vnitřní jest slabší: tato vnitřní strana má totiž oporu v silné stěně rakety následující. Vnitřní slabá, pružná stěna se tlakem prohýbá a způsobuje přilnutím k raketě následující, že celek drží pevně dohromady; jakmile však nádržka byla vyprázdněna a tlak ustane, vyboulení vnitřní stěny rovněž přestává a spojení vypálené rakety s celkem se uvolňuje, takže raketa tato může být snadno vystřelena explosí raketы dal-

ší. Poněvadž sotva použijeme k pohonu kapaliny jedné a poněvadž chceme docíliti rovnoměrného rozdělení náplně  $E$  kolem celé rakety během vyprazdňování, vytvoříme slabými (budouť s obou stran stejně namáhány!) podélnými stěnami v nádržce libovolnou řadu příhrad probíhajících od spalovací komory až ke dnu; ve spalovací komoře smísí se různá snad plnění sousedních příhrádek.

Všimněme si, že plameny trysky zasahují pokaždé jen stěny rakety právě hořící, takže žádná součást není jim trvale vystavena. Cylindrovitých raket možno zastrkati do sebe libovolné množství; těžiště celku zůstává přitom stále v předu, ostatně má každá jednotlivá raketa směrové tyčky  $F$ . Též forma celku zůstává vhodnou, ať letí všechny rakety či jen některé zbývající; odpadnutím té oné rakety zmenšuje se přístroj se všech stran úměrně, neubývá ho na př. jen do délky. Proto i čelná plocha jest postupně menší a menší, takže při zachovávání rovnosti  $váha = čelný odpor$  jest hodnota t. zv. nejvýhodnější rychlosti (viz kap. IX. druhé části) vždy vyšší a vyšší.

Dohořela-li poslední raketa, č. III, výbuch náboje  $H$  vymrští užitečný náklad  $A$  s připojeným padákem  $K$ . Než se padák rozvine (mysleme na velmi zředěné prostředí), letí užitečný náklad ještě kus do výše, načež počne klesat i a sice zprvu velmi rychle, byť se i padák mezičtím otevřel, až jest přibývající hustotou prostředí ponenáhlou odbrzděn.

Z obrázku jest patrno, že poměr váhy konečné (registrační přístroj s padákem) k váze počáteční (všechny nabité rakety I-III dohromady s užitečným nákladem) — neboli poměr  $\frac{m_0}{m_n}$  — jest dle našeho přání dán číslem značně vysokým, a poměr ten lze přidáváním raket dle libosti upraviti, aniž vyšla konstruktivní nemožnost jako na př. při nastavování raket nad sebe. Raketa jest jednoduchá, nemá žádných rurovodů ani pump pro hořlaviny či pod.; proto má také málo dutin, takže váha připadající na každý  $\text{cm}^2$  příčného řezu bude značná, tudíž nejvhodnější rychlosť náležitě vysoká.

Kdybychom dali raketě poměr  $\frac{m_0}{m_n}$  na př. 20 (nezapomínejme, že část třaskavin padne na získání pohybové energie, takže poměr bude menší, než by se na první pohled zdálo) a čítali průměrnou výfukovou rychlosť třeba pod 1 km/vteř. (neboť odlet hmoty výprázdněných raket nestane se ani takovou rychlosťí, byť se nám podařil volný výfuk třaskavinových plynů třeba 4 km/vteř.), ideální výkon rakety 2 km/vteř., kdybychom zařídili přitom pomocí balonu start na 15 km nadmořské výše, tu bychom přece snad dosáhli kulminace nad 250 km vysoko, tedy mnohonásobného překonání současného výškového rekordu!

Jednoduchá raketa sleduje ryze vědecký cíl: prozkoumání výšin. Budeme-li kdy s to, řídití směr rakety, bud' automatickými či bezdrátově-elektrickými přístroji, otevře se nám možnost

použíti rakety ve válce nebo k dopravě pošty. Pak teprve přikročíme ke konstrukci raket pro značná břemena, zejména i pro posádku. Tyto velké rakiety budeme s počátku vypouštěti do poměrně malých výšin, postupně se odvažujíce dále, až konečně jednou budeme s to zodpověděti otázku, která napadla žabám v Nerudových Písňích kosmických při pozorování vesmíru:

»Jen bychom rády věděly,«  
vrch hlavy poulí zraky,  
»jsou-li tam tvoří jako my,  
jsou-li tam žáby taky!«

# *OBSAH*

<b>ČÁST PRVÁ.</b> Vývoj a současný stav.	<b>Str.</b>
I. Za ranních červáneků problému . . . . .	5
II. V dělové kouli do vesmíru . . . . .	10
III. Historie rakety . . . . .	15
IV. Starší projekty vesmírové rakety . . . . .	19
V. Doba nová: K. E. Ziomkowsky . . . . .	22
VI. Doba nová: R. H. Goddard, Fr v. Hoefft . .	27
VII. Doba nová: H. Oberth . . . . .	33
VIII. Elektrické rakety . . . . .	40
IX. Jiné principy kosmické dopravy . . . . .	45
X. Literatura . . . . .	49
<b>ČÁST DRUHÁ.</b> Podmínky a možnosti úspěchu.	
I. Akce a reakce . . . . .	55
II. Reakce rakety . . . . .	60
III. Výfuková rychlosť . . . . .	65
IV. Dělení rakety . . . . .	70
V. Rovnováha rakety . . . . .	75
VI. Řízení rakety . . . . .	77
VII. Překonání zemské tlže . . . . .	82
VIII. Cesty k jiným nebeským tělesům . . . . .	86
IX. Odpor vzduchu a nejvýhodnější rychlosť .	90
X. Schema výškové rakety . . . . .	95

Sledujte pokrok!

Odbírejte

## VYNÁLEZY A POKROKY

populárně technický časopis,  
který řídí osvědčený odborník

*ING. JAROSLAV JINDRA,*  
min. rada a inspektor prům. školy.

Každé číslo bohatě ilustrováno.

Novinky z celého světa.

Nákresy.

Schemata.

Statistiky.

Ze všech oborů lidského působení.

Roční předplatné Kč 60,—.  
(poštou Kč 62—).

Číslo za Kč 3,—.  
(poštou Kč 3·10)

u každého knihkupce i v nakladatelství  
*ŠOLCE A ŠIMÁČKA, společnost s r. o.*  
v Praze II., Jerusalemská 11.