

saobraćaju, kao i za ceste na kojima se zbog mogućnosti pristupa pješaka traže što veće mogućnosti naglog kočenja. Zbog toga su u nekim državama propisane potrebne hrapavosti, odn. propisana je donja dopustiva vrijednost veličine koeficijentata trenja.



Sl. 5. Hrapava površina asfaltnog betona na autocesti Zagreb—Ljubljana

Radi poboljšanja plastičnih i kohezivnih osobina asfalta vršeni su pokusi izrade asfalta s dodatkom kaučukova lateksa ili pulveriziranog kaučuka. Prvi takvi pokušaji vršeni su već 1902, no zbog većih troškova izrade ti kolovozi nisu dosad primijenjeni u većoj mjeri.

Osim u cestogradnji, asfalti se mnogo primjenjuju za razne vrste izolacija (podova, stropova, krovova, kanala itd.), u hidrogradnji za izradu bazena i obaloutvrda (veliki nasipi za isušenje Zuiderkog mora obloženi su specijalnim vrstama asfalta), zatim za izradu sportskih terena, podova u stambenim i privrednim objektima, za izradu masa za zalivanje spojnica, za izradu mastiksploča itd. U novije vrijeme došla je do primjene i izrada asfalta i asfaltnih premaza hladnim asfaltnim mortovima (suspenzijama fino dispergirano bitumena, vapna i finog mineralnog praha u vodi). Stabilizacija tla bitumenom, koja se u novije vrijeme sve više primjenjuje za stvaranje cestovne podloge, a ponekad i kao sam kolovoz (manje opterećenih cesta), predstavlja također izradu jedne vrste asfalta.

LIT.: The Asphalt Institute, Asphalt handbook, New York, 1947. — L. W. Nijboer, Plasticity as a factor in the design of dense bituminous road carpets, Amsterdam 1947. — J. H. Bateman, Introduction to highway engineering, New York 1948. — Knight, Road aggregates, their uses and testing, 1948. — J. Oberbach, Teer- und Asphaltstraßenbau, Köln 1950. — L. Marić, Petrografija za studente, Zagreb 1951. — National research council, Highway research board, Bituminous paving mixtures: fundamentals for design, Washington D. C., 1955.

ASTRONAUTIKA, kozmonautika, u širem smislu, sinteza mnogobrojnih naučnih i tehničkih disciplina koje se bave proučavanjem mogućnosti leta i navigacije u svemiru. A. u užem smislu proučava probleme i zadatke što ih postavlja istraživanje visokih slojeva Zemljine atmosfere u svrhu raketnih letova u prostor izvan Zemljinog uzdušnog omotača, odnosno i dalje u međuplanetski prostor. Naziv «astronautika» (doslovce «zvijezdoplovstvo», kao što je «aeronautika» zrakoplovstvo) ne odgovara pravom stanju stvari, jer je najbliža zvijezda nekretnica [Alpha Centauri C (Proxima)] udaljena od Zemlje više od četiri svjetlosne godine (1 svjetlosna godina je udaljenost koju prevali za godinu dana zraka svjetlosti gibajući se brzinom od $\sim 300\,000$ km/sek). Za sadanje generacije ne dolazi u obzir svladavanje takvih udaljenosti, za njih bi mogao doći u obzir samo let do Mjeseca i najbližih planeta Sunčeva sistema.

Razlika između astronautike i aeronautike. A. se danas nalazi otprilike u istoj fazi razvoja u kojoj je bila aeronautika u prvom deceniju ovog stoljeća. Između astronautike i aeronautike, koja se bavi problemima leta i navigacije unutar najnižih slojeva Zemljinog uzdušnog omotača, nema oštre granice i one se djelimično uzajamno dopunjuju. Glavna je razlika između tih disciplina, prije svega, u tome što je utjecaj Zemljine atmosfere na aeronautička i astronautička letala veoma različit, a to dolazi do izražaja u razlici brzina i visina leta njihovih letećih sprava. Dok zrakoplovna ili aeronautička letala zavise u prvom redu od

aerodinamičkih sila (uzgona i otpora uzduha) kojima se takva letala opiru djelovanju Zemljine gravitacije, i stoga mogu letjeti samo unutar troposfere i donjih slojeva stratosfere, dotle se svemirska ili astronautička leteća tijela gibaju, uglavnom, kroz svemirski prostor, u kojem djeluju samo gravitacijske sile nebeskih tijela. S tih razloga gornja granica brzine zrakoplovnih letala seže do oko 10 000 kilometara na sat, a njihova najveća visina leta iznosi oko 60 kilometara. Iznad te visinske granice leži relativno usko područje balističkih i polubalističkih raketa (v. *Balistički projektili*), a zatim počinje beskrajno područje astronautičkih letala.

Postoje i druge bitne razlike, kao npr. u pogledu propulzije, upravljanja, uzlijetanja, slijetanja itd. Avioni u većini slučajeva dobivaju pogon pomoću motorâ koji iz okolne atmosfere uzimaju kisik potreban za izgaranje pogonskog goriva. Takvi motori proizvode pogonsku silu na osnovu zakona o održanju linearnog impulsa okolnog uzduha (v. *Mehanika*). Za pogon svemirskih letala dolazi u obzir samo raketa, koja nosi sobom kako gorivo (oksidant) tako i sredstvo za izgaranje (oksidator), kao npr. alkohol ili hidrazin plus tekući kisik ili dušična kiselina (HNO_3) u slučaju rakete s tekućim gorivom. U tim komponentama goriva akumulirana je energija koja pri njegovu izgaranju — uslijed održanja linearnog impulsa njegove mase — proizvodi potisak (v. *Raketni motor*).

Svemirskim brodom ne može se upravljati na isti način kao avionom. Za promjenu brzine svemirskog broda po veličini ili pravcu potrebne su vanjske sile, a ne samo pomak organa za upravljanje (krilaca i repnih kormila aviona, koja proizvode aerodinamičke sile). U svemiru ne postoje nikakve vanjske sile osim Zemljine gravitacije i gravitacijskih sila ostalih nebeskih tijela. Ne preostaje, dakle, ništa drugo nego da se putanja rakete prepusti djelovanju gravitacijskih sila i da se s pomoću malih pomoćnih raketa izvrše potrebne korekture. Takve dolaze praktički u obzir samo u pogledu apsolutne vrijednosti brzine, a manje u pogledu njezina pravca. To zahtijeva veoma složenu i osjetljivu radioelektronsku, telemetrijsku i drugu naučnu aparaturu, kao i odgovarajuće mehaničke uređaje (servomehanizme) za upravljanje i stabiliziranje rakete.

Avionom upravlja u normalnim prilikama živi pilot, dok svemirskim letalom upravlja, u načelu, automatski pilot, koji u većini slučajeva funkcionira na principu *inercijalne navigacije*, ili se upravljanje vrši sa Zemlje (*daljinsko upravljanje*). Zbog velikih zahtjeva što ih u pogledu preciznosti postavlja svemirska navigacija, upravljanje svemirskim letalom povjerava se prvenstveno automatskom pilotu, a živi će pilot astronaut imati u tom procesu sekundaran značaj.

Razvikat ideje o letu u svemir. Svladavanje Zemljine gravitacije — prodor u svemir, istraživanja drugih svjetova izvan našeg matičnog planeta — prastari je san čovječanstva. Prva etapa u ostvarenju te ideje trajala je veoma dugo. Od poznate legende o Dedalu i Ikaru do prvog motornog leta braće Wright u prosincu 1903 proteklo je više od četrdeset stoljeća. Napredak nauke i tehnike u prvoj polovini XX st. omogućio je čovječanstvu da suvereno ovlada donjim slojevima uzdušnog oceana i da ga iskoristi za saobraćajne svrhe. Čini se da će u drugoj polovini ovog stoljeća biti u znatnoj mjeri omogućena i druga etapa ostvarenja pradašnje čovjekove želje, da će čovjeku postati pristupačan i prostor izvan Zemljine atmosfere.

Maštajući o letu u svemir odavali su se mnogi veliki umovi od najstarijih vremena. Međutim, ideja o putu u svemir nije «tako stara kao čovječanstvo». Ona je mogla nastati tek kada su bile ispunjene potrebne intelektualne pretpostavke, tj. svijet da u svemiru postoje izvjesni objekti, slično kao otoci u moru, i da će jednog dana i nebo postati čovjeku pristupačno. Čini se da su povodom pada velikog meteora — 465 prvi put ljudi došli na pomisao da zvijezde, koje su oni dotada, vjerojatno, smatrali samo nebeskim svjetlima, uspoređuju sa Zemljom. Budući da iz neba pada kamenje, mogli su zaključiti da na nebeskom svodu mora postojati nešto što je slično Zemlji. Tako je Anaksagora zaključio da Mjesec može biti veći nego cijeli Peloponez. Plutarh u svojoj knjizi *De Facie in Orbe Lunae* prvi put govori o brdima i dolinama na Mjesecu. Stoga nije čudo da je u prvoj fantaziji o letu u svemir opisan put na Mjesec. Autor te fantazije (Ἀληθοῦς ἱστορίας λόγος, Alethos historias logos *Istinita priča*), Lukijan iz Samosate (II st.), opisuje putovanje jednog broda što ga je silan vijeh nedaleko Herkulovih stupova (Gibraltara) digao iz mora i zajedno sa 50 članova posade ponio u visine i nakon 7 dana putovanja iskrao na Mjesecu. U fantastičnim pričama takve vrste pomiješane su utopija, naučne spoznaje i satira onog vremena. Međutim, kroz cio Srednji vijek ne pojavljuje se nigdje misao o letu u svemir. Prema učenju Aristotela postojala je bitna razlika između Zemlje i neba. To su učenje usvojile crkvene vlasti i stoga se u toj slici svijeta, koju je dao Aristotel, let u svemir nije mogao ni zamisliti. Tek nakon 1600 javlja se ta tema opet u literaturi. Francuski pisac Cyrano de Bergerac (1619—1655) u svojoj satiri *Histoire comique des états et empires de la lune*, koja je bila uzor za mnoge kasnije, opisuje svoj let na Mjesec.

Kad je 1877 Schiaparelli otkrio «kanale» na Marsu, došao je u modu taj crveni planet. Nakon poznatih djela Julesa Vernea, H. G. Wellsa i dr. završava se period čiste fantazije i počinje stvarna povijest astronautike pojavom prvih naučnih publikacija.

Raketa i ideja o letu u svemir. Još davno prije otkrića tajne motornog leta došlo se do spoznaje da bi se let u svemir mogao ostvariti samo s pomoću raketnog pogona. Već je I. Newton (1643—1727) razmatrao mogućnost izgradnje svemirskog broda na raketni pogon. Nagli razvitak avijacije i novih pogonskih

sistema u prvoj polovini ovog stoljeća dao je podršku za proučavanje mogućnosti leta u visoke slojeve atmosfere i dalje u međuplanetski prostor. Međutim, tema o letu u svemir postala je naročito aktualna nakon Drugog svjetskog rata, koji je donio dva senzacijska naučna postignuća: dalekometne raketne projektile tipa V-2 i primjenu nuklearne energije za ratne svrhe. Ta epohalna otkrića bila su povod za različita i mnogobrojna spekulativna razmatranja i raspravljanja o mogućnostima međuplanetskih putovanja. Ona su omogućila proučavanje astronautičkih problema na strogo naučnoj bazi. O tome uvjerljivo svjedoče časopisi i slične publikacije postojećih velikih astronautičkih društava i rezultati rada međunarodnih astronautičkih kongresa, koji jasno pokazuju s kakvom ozbiljnošću mnogi veoma istaknuti stručnjaci proučavaju i analiziraju probleme raketne tehnike i leta u svemir.

Prvi koji se počeo baviti proučavanjem tih problema bio je ruski profesor fizike K. E. Ciolkovski (1857—1935). On je prvi razradio teoriju gibanja rakete u međuplanetskom prostoru i zato ga nazivaju »ocem astronautike«. Rezultate svojih dugogodišnjih proučavanja objavio je 1903 u članku *Исследование мировых пространств реактивными приборами* (Izučavanje kozmičkih prostora reaktivnim letalima). U tom djelu dao je svoj zakon maksimalne brzine rakete i prvi put iznio ideju i shemu rakete s tekućim gorivom. U svojim idejnim skicama rakete Ciolkovski je predvidio sve glavne karakteristike i svojstva suvremenih raketnih konstrukcija. U kasnijim svojim radovima on je upozorio i na novi izvor energije: energiju atomske jezgre. God. 1914 objavljeno je na njemačkom jeziku njegovo djelo *Erforschung der Weltenräume mittels Raketenraumschiffen*, u kojemu je posebno analizirao teoriju leta oko Zemlje, uzimajući u obzir i otpor uzduha, kao i uvjete leta rakete na Mjesec. On je prvi ustvrdio da je za let na druge planete potrebno izgraditi u svemiru tzv. *svemirske stanice*, a time je prvi put iznesena ideja raketne-satelita.

U Francuskoj je u to vrijeme R. Esnault-Pelterie proučavao astronautičke probleme i izvodio prve pokuse s raketama. Rezultate svojih istraživanja objavio je u knjizi *L'exploration de la très haute atmosphère et la possibilité des voyages interplanétaires* (1929).

U Americi se počevši od 1909 bavio proučavanjem problema postizanja velikih visina s pomoću raketa R. H. Goddard (1882—1946), profesor fizike na univerzitetu u Princetonu. On je izvršio veoma opsežna i sistematska eksperimentalna istraživanja na tom području. Rezultate je objavio u knjizi *A method of reaching extreme altitudes* (1919). Ta je knjiga izazvala veliku senzaciju jer je Goddard u njoj tvrdio da postoji mogućnost odašiljanja rakete na Mjesec. To je bila prva izjava jednog učenjaka o tom problemu na zapadnoj hemisferi. Tim svojim djelom Goddard je dao glavni podstrek za sistematsko proučavanje raketnih problema i leta u svemir. Njemu je prvom uspjelo izgraditi raketu s tekućim gorivom i s girooskopskim upravljanjem (1919). Rezultat njegovih kasnijih istraživanja bila je visinska raketa *WAC — Corporal*, kojom je 1945 postignuta visina od oko 70 km. U USA smatraju Goddarda »ocem moderne raketne tehnike«.

God. 1923 objavio je H. Oberth svoje djelo *Die Rakete zu den Planetenräumen*. U toj knjizi, pored matematičke teorije rakete, izneseno i nekoliko novih ideja o konstrukciji rakete i o mogućnostima leta u svemir. Dvije godine kasnije (1925) objavljena je naučna rasprava *Die Erreichbarkeit der Himmelskörper* od W. Hohmanna, u kojoj se izlaže problem raketne navigacije u međuplanetskom prostoru. To malo djelo smatra se jednim od najznačajnijih doprinosa teoriji toga problema.

Jedan od najistaknutijih pionira astronautike je prof. E. Sänger. On je 1933 izdao knjigu *Raketenflugtechnik*, u kojoj su izneseni rezultati njegovih eksperimentalnih istraživanja u jednom od instituta Visoke tehničke škole u Beču. Ta je knjiga pobudila veliko zanimanje u naučnim i inženjerskim krugovima i u pogledu analiziranja postavljenih problema nadmašila sve dotadnje publikacije iz područja raketne tehnike.

Zanimanje za raketne i astronautičke probleme poraslo je uskoro u mnogim zemljama, a naročito u SSSR zahvaljujući radovima Ciolkovskog. Godine 1930 osnovano je u USA prvo društvo za međuplanetska putovanja, a 1933 i u Velikoj Britaniji *British Interplanetary Society*. Dolaskom nacionalsocijalizma na vlast u Njemačkoj prestalo je postojati tamošnje astronautičko društvo, ali su istraživanja nastavljena u tajnosti uz veliku materijalnu pomoć i pod kontrolom vojnih vlasti. Osnovan je centar za raketna istraživanja (Peenemünde), koji je bio snabdjeven najmodernijim uređajima za istraživanja leta nadzvucnim brzinama. Tamo je izgrađena tzv. A-serija (A-1 do A-10) projekata i prototipova dalekometnih raketnih projektila, od kojih je tip A-4 poznat pod imenom V-2 (skrćenica od »Vergeltungswaffe 2«, oružje odmazde sr. 2).

U razdoblju nakon Drugog svjetskog rata postignuti su u SSSR i u USA značajni rezultati na području istraživanja visokih slojeva atmosfere s pomoću visinskih (geofizičkih) raketa većinom razvijenih iz vojnih balističkih raketa. Prvi korak u ostvarenju leta u međuplanetski prostor bilo je lansiranje prvog umjetnog Zemljinog satelita — »Sputnika I«, 4. X 1957 (v. *Sateliti, umjetni*). Drugi važan korak bilo je lansiranje »Lunika I« (2. I 1959), koji je, prošavši u blizini Mjeseca, postao prvi umjetni Sunčev planetoid. Iza toga slijedio je »Lunika II«, koji je 14. X 1959 pao na površinu Mjeseca. Nedugo iza toga lansirana je prva međuplanetska automatska stanica, koja je obletjela oko Mjeseca i snimila njegovu drugu stranu. Konačno je (12. IV 61) i čovjek uspio da izvrši let oko Zemlje kroz ionosferu i da se sretno vrati na Zemlju. Taj grandiozni podvig izveo je sovjetski pilot J. Gagarin u raketi koju su izgradili sovjetski učenjaci, inženjeri i radnici raznih struka, zahvaljujući velikom naporu na području prirodnih i egzaktnih nauka, a posebno matematike, mehanike, fizike, kemije, raketne balistike, svemirske medicine, biologije i mnogih drugih, kao i svestranom razvoju mnogih grana industrije, od kojih su metalurgija, strojogradnja, automatika, elektronika itd. odigrale važnu ulogu.

Uzdušni ocean. Pri svom letu sa Zemlje moraju se satelitske i svemirske rakete najprije probiti kroz Zemljin uzdušni omotač, koji za njih predstavlja ozbiljnu prepreku. Zato je poznavanje sastava i svojstava Zemljine atmosfere od posebnog značenja za astronautiku.

Danas nauka razlikuje uglavnom četiri sloja atmosfere. U najnižem sloju — *troposferi* — koncentrirano je oko 80% cjelokupne uzdušne mase i gotovo sva vodena para. Tu se zbivaju sve važnije meteorološke promjene, od kojih zavise klimatske prilike na Zemljinoj površini. Iznad troposfere nalazi se prozirni sloj — *stratosfera* — koji se prostire približno od 11 do 80 km visine, a zatim slijedi *ionosfera*, koja seže do oko 1000 km visine. Iza toga se prostire *egzosfera*, do oko 2500 km, što se danas smatra gornjom granicom Zemljinog uzdušnog omotača. Gustoća uzduha na visini od 10 kilometara tri puta je manja nego na Zemljinoj površini, na 20 km visine 14 puta, na 60 km 1000

puta, a na 100 km milijun puta. Temperatura u troposferi pada na svaki kilometar visine za oko 6°C. U stratosferi ona je između 11 i 40 km visine približno konstantna i iznosi oko —56°C, zatim do oko 55 km visine raste na nešto iznad 100°C, pa na visini od 80 km pada do oko 30°C, a onda opet raste. Na visini od oko 480 km gustoća uzduha je tako mala da 1 kubni kilometar uzduha teži svega 1 gram. Kad se gustoća uzduha ne bi smanjivala s visinom, debljina sloja Zemljinog uzdušnog omotača, pri istoj njegovoj masi, iznosila bi samo 8,5 km.

Za istraživanje visokih slojeva atmosfere upotrebljavaju se geofizičke rakete opremljene mjernim instrumentima, a u najnovije vrijeme umjetni Zemljini sateliti, koji su već dali dragocjene podatke o najvišim slojevima atmosfere. S pomoću takvih sprava mjere se temperatura, pritisak i gustoća uzduha, uzimaju se uzorci atmosfere za kemijsku analizu i ispituje se Sunčevo i kozmičko zračenje. Sastav gornjih slojeva atmosfere proučava se i s pomoću spektralne analize zračenja Sunca i zvijezda. Međutim, nauka nije još ni izdaleka riješila sve probleme koji su od interesa za astronautiku.

Zakoni gibanja umjetnih nebeskih tijela. Gibanja nebeskih tijela, kako prirodnih tako i umjetnih, određena su Keplerovim zakonima, koji izražavaju kinematičke karakteristike tih gibanja, tj. opisuju kako se nebeska tijela gibaju, dok Newtonov zakon gravitacije ili zakon o privlačenju masa odgovara na pitanje zašto se tijela gibaju po Keplerovim zakonima. Prema tome, s pomoću tih zakona mogu se uz primjenu suvremenih elektronskih računskih strojeva u vrlo kratkom vremenu s dovoljnom tačnošću izračunati i putanje umjetnih nebeskih tijela.

Za razliku od pojava na našem matičnom planetu, sva gibanja u svemiru zbivaju se bez gubitka energije. Svako tijelo koje je u svemiru dobilo stanovitu brzinu gibat će se stalno po istoj putanji upravo onako kako to već milijunima godina čini Zemljin prirodni satelit, Mjesec, opisujući uvijek istu trajektoriju oko Zemlje, i kako se naša Zemlja i ostali planeti gibaju oko Sunca.

Na osnovu 20-godišnjih promatranja gibanja planeta Marsa danskog astronoma Tycho de Brahea (1546—1601) postulirao je Johannes Kepler (1571—1630) svoje znamenite kinematičke zakone: 1. Putanje planeta su elipse u čijem se jednom žarištu nalazi Sunce. — 2. Linije što spajaju planet i Sunce brišu u jednakim vremenima jednake površine (zakon površina). — 3. Kvadrati perioda obilaska planeta oko Sunca proporcionalni su kubusima velikih osi njihovih putanja.

Iz tih zakona izveo je I. Newton svoj zakon gravitacije (zakon o privlačenju masa) i formulirao ga u obliku

$$F = k \frac{m_1 m_2}{r^2},$$

koji izražava da svaka masa m_1 privlači drugu masu m_2 silom F koja je direktno proporcionalna njihovim masama a obrnuto proporcionalna kvadratu međusobne udaljenosti njihovih težišta. U slučaju sistema Zemlja-Mjesec sila F se zove *Zemljina gravitacija*. Faktor k je univerzalna (Gaussova) gravitaciona konstanta; njezina je vrijednost u jedinicama cgs:

$$k = 6,668 \cdot 10^{-8} \text{ cm}^3 \text{ g}^{-1} \text{ sek}^{-2}.$$

Nebeska mehanika u stvari se bavi proučavanjem zakonitosti gibanja nebeskih tijela pod djelovanjem samo te privlačne sile F . Pri tom je sporedno da li su tijela velika ili mala, da li se nalaze jedno blizu drugoga ili su udaljena, da li se gibaju velikom ili malom brzinom. Tek početkom ovog stoljeća pokazao je Einstein (1916) da u stvari postoje mala odstupanja od Newtonova zakona, tako mala da se mogu primijetiti samo u veoma rijetkim slučajevima, pa se pri proračunu putanja svemirskih brodova mogu zanemariti.

Postoje li više od dva tijela, njihove putanje nisu više elipse i mogu dobiti veoma komplicirane oblike. U slučaju sistema Zemlja-Mjesec-svemirski brod masa ovog posljednjeg je veoma mala u usporedbi s masama Zemlje i Mjeseca i zato nema utjecaja na njihove putanje. Računanje je ipak složeno, jer svemirski brod može stići u njihovu neposrednu blizinu i time mogu nastati znatne promjene oblika njegove putanje.

Pri vertikalnom uzletanju svemirskog broda mase m sa Zemlje mase M privlačna sila

$$F = k \frac{M m}{r^2}$$

upravljena je prema Zemljinu središtu. Na Zemljinoj površini ($r = R$) sila F jednaka je težini G (masa puta ubrzanje):

$$F_R = k \frac{M m}{R^2} = m g \quad (g \approx 981 \text{ cm sek}^{-2}).$$

Odatle je

$$F = m g \frac{R^2}{r^2}.$$

Srednji Zemljin polumjer je $R = 6371 \text{ km}$; prema tome je Zemljina privlačna sila na srednjoj udaljenosti Mjeseca od Zemlje ($384\,000 \text{ km}$) oko 3640 puta manja od težine na Zemljinoj površini. Može se lako izračunati ukupan mehanički rad koji je potreban da se tijelo mase M lansira na veliku udaljenost od Zemljine površine. Taj rad je izražen relacijom

$$A = \int_R^\infty F dr = k \frac{M m}{R}.$$

Kinetička energija pri lansiranju tijela mora biti jednaka tome radu (ne uzimajući u obzir otpor uzduha), što je izraženo jednadžbom

$$\frac{m v_0^2}{2} = k \frac{M m}{R} = m g R,$$

i odatle je

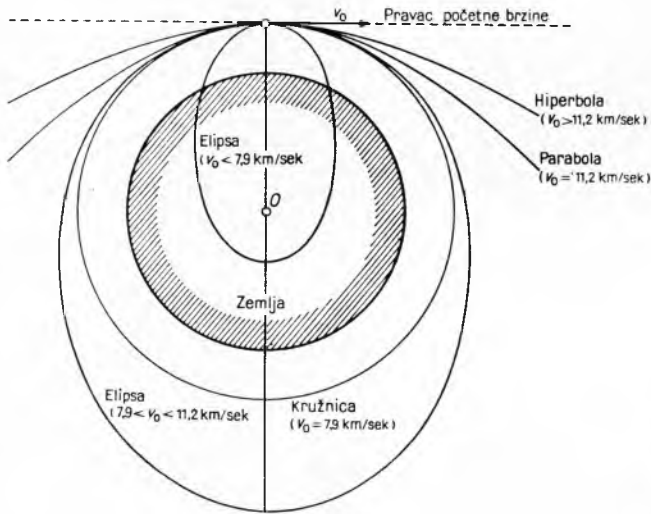
$$v_0 = \sqrt{2 g R} = v_{II} \text{ (druga kozmička brzina).}$$

Ta brzina odgovara brzini tijela koje bi slobodno padalo s visine jednake Zemljinom polumjeru pod djelovanjem konstantne Zemljine privlačne sile.

Numerička vrijednost te brzine je

$$v_{II} = 11\,200 \text{ m/sek} = 40\,320 \text{ km/h},$$

tj. oko 14 puta je veća od početne brzine puščanog projektila ili 34 puta veća od brzine zvuka na Zemljinoj površini.



Sl. 1

U slučaju kruženja oko Zemlje (npr. Mjeseca, umjetnih Zemljinih satelita) mora Zemljina privlačna sila biti jednaka centrifugalnoj sili

$$k \frac{M m}{r^2} = \frac{m v_c^2}{r}.$$

Odatle je

$$v_c = \sqrt{\frac{k M}{r}} = \sqrt{g \frac{R^2}{r}}.$$

To je *prva kozmička brzina*, koja ima svoj maksimum kad je $r = R$, tj. kad je kružna putanja u neposrednoj blizini Zemljine površine. U tom teorijskom slučaju je

$$(v_c)_0 = v_I = \sqrt{g R} = 7920 \text{ m/sek} \approx 28\,500 \text{ km/h},$$

tj. prva kozmička brzina je u omjeru 1 : 0,7071 manja od druge kozmičke brzine. Sl. 1 prikazuje putanje rakete za različite početne brzine v_0 . Manja elipsa odgovara slučaju $v_0 < v_I$, kružnica slučaju $v_0 = v_I$, a veća elipsa slučaju $v_I < v_0 < v_{II}$.

Trajanje jednog obilaska satelita oko Zemlje određeno je jednadžbom.

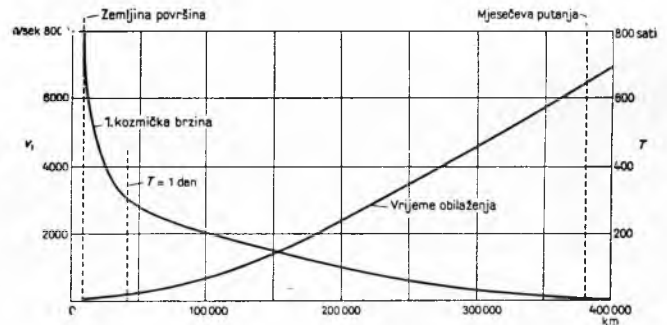
$$T = \frac{2\pi r}{v_c} = T_0 \left(\frac{r}{R}\right)^{3/2},$$

gdje je

$$T_0 = \frac{2\pi R}{(v_c)_0} = 5054 \text{ sek} = 84,2 \text{ min}.$$

Kvadriranjem dobiva se 3. Keplerov zakon, tj. za slučaj putanje u obliku kružnice, T^2 je proporcionalno r^3 .

Ako je udaljenost kružne putanje satelita od Zemljine površine npr. 350 km, onda je $T = 91,8 \text{ min}$, a to približno odgovara podacima o gibanju »Sputnika I«. Nijedno od dosad lansiranih umjetnih nebeskih tijela nije postiglo tačnu kružnu putanju jer je za to potrebna vrlo velika preciznost u radu pogonskih i upravljujućih sistema satelitske rakete. Međutim, s gledišta geofizičkih istraživanja kružne putanje nisu naročito poželjne, jer bi se u tom slučaju s pomoću satelita mogla obuhvatiti samo područja ispod njegove kružne putanje.

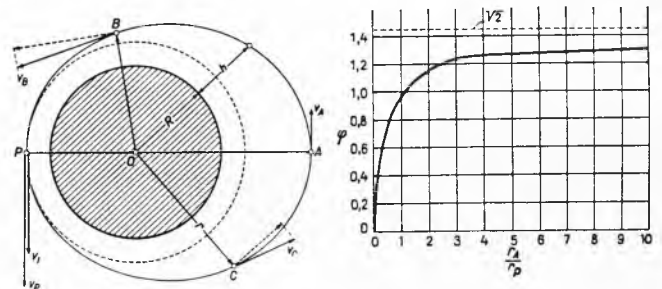


Sl. 2

Iz dijagrama na sl. 2, koji prikazuje zavisnost 1. kozmičke brzine i trajanja obilaska satelita od polumjera r kružnih putanja (r se računa od Zemljinog središta), vidi se da su dvije vrijednosti r od posebnog interesa:

a) U slučaju kad je $r = 42\,200 \text{ km}$, trajanje obilaska satelita oko Zemlje iznosi 24 sata, što znači da bi se satelit lansiran na tu udaljenost u ravnini ekvatora stalno nalazio iznad iste tačke na ekvatoru.

b) Na udaljenosti $r = 384\,000 \text{ km}$ trajanje obilaska iznosi oko $27\frac{1}{2}$ dana, što odgovara približno trajanju obilaska Zemljinog prirodnog pratioca, Mjeseca, koji — razumije se — ne opisuje tačnu kružnu putanju.



Sl. 3

Sl. 4

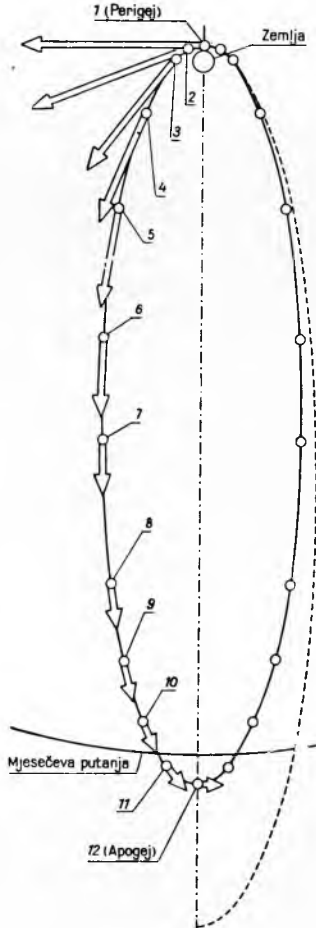
Treći, opći slučaj svemirske putanje satelita je Keplerova elipsa, koja nastaje uslijed djelovanja samo Zemljinog gravitacionog polja, tj. izvan utjecaja Zemljine atmosfere. Elementarnim računanjem može se pokazati da tijelo što kruži oko Zemlje 1. kozmičkom brzinom v_I na visini r_p i koje naglo dobije veću brzinu $v_p = \varphi v_I$, opisuje elipsu, u čijem jednom žarištu leži Zemljino središte. Najbliža tačka (perigej) elipse nalazi se u položaju u kojem satelit

dobiva povećanu brzinu. Najudaljenija tačka (apogej) leži dijagonalno na udaljenosti

$$r_A = r_P \cdot \frac{\varphi^2}{2 - \varphi^2} \quad (1)$$

Na sl. 3 prikazano je kako povećanjem brzine u perigeju P (od v_1 na $v_P = \varphi v_1$) kružna putanja satelita prelazi na elipsu. Iz dijagrama na sl. 4 vidi se da r_A brzo raste s povećanjem brzine v_P . Za $\varphi = \sqrt{2}$ dobiva se $r_A = \infty$, što znači da elipsa prelazi u parabolu koja bi sezala u beskonačnost (ako se zanemari utjecaj Sunčeve gravitacije). U slučaju kad je $\varphi = 1$ putanja je kružnica, a za $\varphi < 1$ putanje su elipse kojima apogej leži bliže Zemljinom središtu nego polazna tačka (perigej). Slučaj $\varphi = 0$ odgovara pravocrtnom padu u središte Zemlje.

$r_P = 8000 \text{ km}$ $v = 7058 \text{ m/sek}$		
Položaj	t	v m/sek
1	0	9883
2	13 min	9131
3	35 min	6990
4	2 h 14 min	4181
5	7 h 13 min	2565
6	16 h 46 min	1727
7	27 h 43 min	1305
8	47 h 33 min	884
9	62 h 23 min	676
10	81 h 4 min	474
11	103 h 6 min	292
12	127 h 16 min	198
1	254 h 31 min	9883



Sl. 5

Sl. 5 prikazuje Keplerovu elipsu koja nastaje polazeći od kružne putanje ($r_P = 8000 \text{ km}$) i uzeti da je $\varphi = 1,40028$. S pomoću formule (1) dobiva se udaljenost apogeja $r_A = 400\,000 \text{ km}$. Za tačke 1 do 12 u tablici su naznačene odgovarajuće vrijednosti vremena i brzine. Vidi se da se na velikim udaljenostima gibanje satelita znatno usporava. Iscrtna krivulja prikazuje elipsu koja nastaje povećanjem brzine u perigeju od 9883 m/sek na 9900 m/sek, tj. samo za 0,17%. Tim malim prirastom brzine povećava se udaljenost apogeja za 82000 km. Prema tome, oblik svemirske putanje rakete zavisi prvenstveno od brzine koju je raketa dobila u perigeju.

Problemi propulzije. Da bi se neko materijalno tijelo lansiralo na određenu putanju kruženja oko Zemlje, mora na nj djelovati u toku kraćeg vremenskog perioda potrebna pogonska sila (potisak) za postizanje 1. kozmičke brzine. Takva se sila može ostvariti samo s pomoću raketnog pogonskog sistema na osnovu zakona jednakosti akcije i reakcije. Za razliku od avionâ, koji potrebnu vučnu silu proizvode ubrzavanjem okolnog zraka

(propelerskim mlazom ili plinskim mlazom), rakete nose sa sobom potrebnu pogonsku masu za proizvođenje aktivne sile i prema tome ne zavise od okolne sredine.

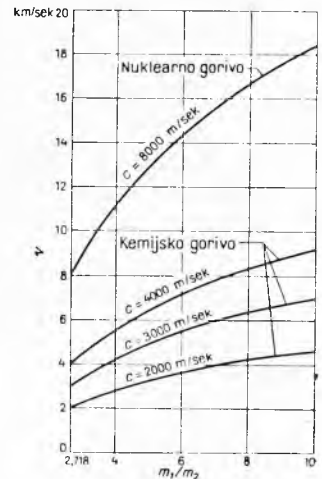
Prema osnovnoj raketnoj jednadžbi za let izvan Zemljinog gravitacionog polja, karakteristična (idealna) brzina rakete određena je relacijom

$$v = c \ln \frac{m_0}{m_k}$$

gdje je c brzina istjecanja plinskoga mlaza u odnosu na raketu, a m_0 početna masa, koja je jednaka sumi iz konačne mase m_k i mase goriva. Tu je formulu prvi izveo K. E. Ciolkovski.

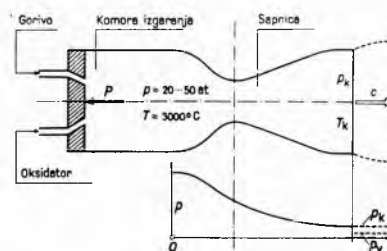
Prema tome, velika konačna brzina v rakete može se postići ako se može ostvariti velika brzina istjecanja plinskoga mlaza i velika vrijednost odnosa između početne i konačne mase rakete. Logaritička zavisnost brzine v od odnosa masa m_0/m_k znači da su potrebne vrlo velike količine goriva da bi se postigla brzina v znatno veća od brzine c . Da bi se dobila brzina v koja je 1,3, ili 5 puta veća od brzine c , potrebno bi bilo, u idealnom slučaju, da raketa ima početnu masu 2,73, 20, odnosno 150 puta veću od konačne mase. Međutim, veliki odnosi masa za jedno-stepenu raketu koja leti u Zemljinom gravitacionom polju ne mogu se ostvariti s pomoću danas raspoloživih kemijskih goriva. Utrošak materijala potrebnog za smještaj pogonskog goriva, za trup rakete i za njezin pogonski sistem povlači za sobom naglo povećanje odnosa masa, koji za rakete s tekućim gorivom ima vrijednost oko 3, a za najnovije rakete sa čvrstim gorivom oko 5.

Na sl. 6 pokazana je zavisnost karakteristične brzine v od odnosa masa m_1/m_2 , pri čemu je brzina istjecanja c plinskog mlaza uzeta kao parametar. Vidi se da se s pomoću jedno-stepene rakete ne može postići 2. kozmička brzina ni u slučaju velikog odnosa masa (na pr. $m_1/m_2 = 8$) i za $c = 3000 \text{ m/sek}$, što sa suvremenim kemijskim gorivima praktički predstavlja gornju granicu. Radi usporednje ucrtana je krivulja koja odgovara nuklearnom gorivu, uz pretpostavku da brzina istjecanja nekog vrlo lakog plina (npr. vodika) iznosi oko 8000 m/sek.



Sl. 6

U suvremenim raketnim sistemima pogonska sila (potisak) proizvede se pretvaranjem kemijske energije, akumulirane u gorivu, u kinetičku energiju plinskog mlaza. Gorivo se u većini slučajeva sastoji od dviju komponenata, i to samog goriva i oksidatora. Obje komponente se dovode u komoru izgaranja, u kojoj se zbiva složeni fizičko-kemijski proces (sl. 7). Toplinska energija koja se pri tom oslobada zagrijava pogonske plinove na vrlo visoku temperaturu (otprilike 3000°C) i proizvodi visok pritisak (20...50 atmosfera). U sapnici, koja je sastavni dio raketnog motora, ubrzavaju se plinovi do brzine istjecanja. Potpuno iskorištenje toplinske energije bilo bi moguće samo kad bi vanjski barometarski pritisak bio jednak nuli i kad bi izlazna površina bila beskonačno velika, što znači da se tehnički ne može nikada ostvariti. Međutim, uvjeti ekspanzije plinova u sapnici su takvi da se uz razuman odnos površina najužeg poprečnog presjeka i izlaznog presjeka već danas može ostvariti ~ 80% maksimalne brzine. Oblik presjeka sap-



Sl. 7

nički ne može nikada ostvariti. Međutim, uvjeti ekspanzije plinova u sapnici su takvi da se uz razuman odnos površina najužeg poprečnog presjeka i izlaznog presjeka već danas može ostvariti ~ 80% maksimalne brzine. Oblik presjeka sap-

nice, polazeći od komore izgaranja, određuje konačni pritisak u sapnici. U slučaju dovoljno visokog početnog pritiska dobiva se na kraju sapnice natpritisak, što je ekvivalentno povećanju potiska. Taj natpritisak sprečava, međutim, da u sapnicu ulaze udarni valovi koji pri sudaru sa zidovima sapnice izazivaju visok prelaz topline, a time i opasnost od izgaranja tih zidova.

Da bi se ostvarila velika konačna brzina pri malom odnosu masa, brzina istjecanja plinskoga mlaza jedinice mase (specifični potisak) mora, prema osnovnoj raketnoj jednadžbi, biti što je moguće veća. Jednadžba koja izražava tok strujanja u takvoj sapnici pokazuje da pri danim dimenzijama sapnice brzina istjecanja postaje velika ako kombinacija goriva ima visoku temperaturu izgaranja, veliku specifičnu toplinu i malu molekularnu težinu. Međutim, zahtjev da se ostvari visoka temperatura izgaranja postavlja danas pred tehničare veoma velike probleme. Temperature u komori izgaranja, koje su više od tačke taljenja materijala od kojega je komora izgrađena, ne smiju premašiti određene granice. Hlađenjem, smanjenjem prelaza topline na zidove i skraćanjem trajanja izgaranja pogonskog goriva mogu se te teškoće unekoliko ublažiti. Goriva koja su povoljna u pogledu specifičnog potiska imaju još i druga ekstremna svojstva koja onemogućuju njihovu upotrebu, kao što je npr. mala gustoća (potreban suviše veliki raketni volumen), neukroćen tok izgaranja, jaki efekti korozije i erozije, visoka cijena itd.

U slučaju barutnih raketa gorivo je u čvrstom obliku zajedno s oksidatorom smješteno u samoj komori izgaranja. Na slici 8a prikazana je shema rakete sa čvrstim gorivom koje izgara uzdužno, poput cigare. Taj sistem, konstruktivno najjednostavniji, ima prilikom izgaranja goriva nedostatak da je rezervoar izložen visokim pritiscima na visokoj temperaturi i zbog toga mora biti veoma težak ako se želi ostvariti veći potisak. Sl. 8b prikazuje konstrukciju pri kojoj gorivo izgara radijalno po cilindričnim ploham, tako da temperatura zida poraste naglo tek na kraju izgaranja goriva, ali je nedostatak da pritisak naglo raste. U rješenju prikazanom na sl. 8c gorivo izgara radijalno po valovitim ploham pod približno konstantnim pritiskom.

Obični eksplozivi, kao npr. crni barut, nitroglicerini i sl., daju male specifične potiske (oko 2000 m/sec); nove kombinacije čvrstih goriva (kao npr. Thiokol) predstavljaju znatna poboljšanja.

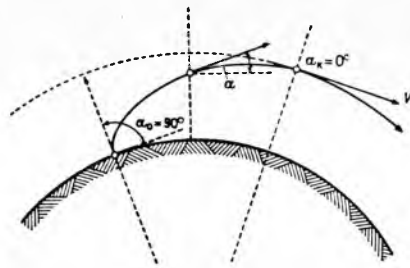
U slučaju rakete s tekućim gorivom dovode se obje komponente goriva iz svojih rezervoara posredstvom turbopumpnog sistema u komoru izgaranja. Ubrizgavanjem s pomoću specijalnih uređaja (ubrizgivača) u komoru izgaranja one se rasprašuju, a zatim nastaje poznati fizičko-kemijski proces. Samo tekuće gorivo služi prije toga za intenzivno hlađenje zidova komore izgaranja, što dopušta razvijanje viših temperatura u raketnom motoru.

U sadanjoj fazi razvitka raketne tehnike, za pogon raketnih motora dolaze u obzir samo kemijska goriva. Donedavno bila su u upotrebi samo tekuća goriva. U posljednje vrijeme često se piše i raspravlja o čvrstim gorivima za pogon raketa. Jedan od glavnih razloga što se nastoje upotrebiti čvrsta goriva jest da je napajanje raketnog motora komponentama tekućih goriva s pomoću veoma složenog turbopumpnog sistema izvanredno delikatna operacija i predstavlja jedan od čestih uzroka neuspjelih lansiranja raketa takvog tipa. Pri tom je kalorična moć goriva u uskoj vezi s brzinom istjecanja plinskog mlaza, a od te brzine zavisi brzina rakete. Stoga se danas smatra da je uspjeh ostvaren na području povećanja brzine istjecanja plinskog mlaza zapravo najtačniji kriterij za stepen razvitka raketne tehnike. Zato velike sile tako strogo i čuvaju tajnu svojih dostignuća na tom području.

Satelitske i kozmičke rakete. Za postizanje kozmičkih brzina potrebna je višestepena raketa opremljena sistemom raketnih motora koji upotrebljavaju visokokvalitetna goriva. Njihov je zadatak da proizvode po tačno utvrđenom planu potisak koji je potreban da takve gigantske rakete, probijajući se najprije kroz Zemljin uzdušni omotač, svladaju Zemljinu gravitaciju i povećavajući postupno brzinu posljednjeg stepena rakete postignu potrebnu brzinu za orbitalni let oko Zemlje, ili za let prema Mjesecu.

Uobičajeno je da se rakete namijenjene za lansiranje korisnog tereta (satelita) na putanju kruženja ili orbitu nazivaju *satelitskim raketama*. One moraju ostvariti konačnu brzinu jednaku 1. kozmičkoj brzini ili veću od nje, ali manju od 2. kozmičke brzine. Rakete koje imaju zadatak da lansiraju koristan teret prema Mjesecu, ili i dalje u međuplanetski prostor, zovu se *svemirske ili kozmičke rakete*.

Shema putanje satelitske rakete pri lansiranju satelita na putanju kruženja oko Zemlje prikazana je na sl. 9. Nagib vektora brzine prema horizontu u nekoj tački putanje označen je kutom α . Raketa polazi sa Zemlje vertikalno uvis ($\alpha_0 = 90^\circ$). Nakon kraćeg vremena, pošto se probila kroz najniže slojeve atmosfere, težište rakete postepeno opisuje



Sl. 9

zakrivljenu putanju, pri čemu se raketa polagano okreće oko poprečne osi inercije po unapred određenom programu. Izborom prikladnog programa za prelaz rakete na željenu zakrivljenu putanju mogu se odrediti vrijednosti visine i kuta nagiba na kraju perioda navođenja rakete na putanju kruženja ($\alpha_k \approx 0^\circ$)

Brzina višestepene rakete na kraju tog perioda može se izračunati na osnovu analize jednadžbe gibanja težišta rakete u projekciji na tangentu putanje:

$$m a = m \frac{dv}{dt} = P - W - m g \sin \alpha, \quad (2)$$

gdje je a ubrzanje gibanja rakete, m masa rakete, g ubrzanje sile teže, P potisak (reaktivna sila), W otpor uzduha.

Potisak rakete može se izraziti u obliku

$$P = -c \frac{dm}{dt},$$

gdje je c brzina istjecanja plinskog mlaza, a $-\frac{dm}{dt}$ utrošak goriva (promjena mase rakete u jedinici vremena).

Jednadžba (2) može se tada napisati u obliku

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{c}{m} \frac{dm}{dt} - \frac{W}{m} - g \sin \alpha.$$

Integriranjem te jednadžbe u granicama od trenutka starta ($t = 0$) do trenutka koji odgovara kraju perioda navođenja ($t = t_k$), dobiva se brzina rakete na kraju tog perioda:

$$v_k = \sum_{i=1}^n c_i \ln \left(\frac{m_{0i}}{m_{ki}} \right) = \int_0^{t_k} \frac{W}{m} dt - \int_0^{t_k} g \sin \alpha dt, \quad (3)$$

gdje je n broj stupnjeva rakete, c_i , m_{0i} i m_{ki} odgovarajuće brzine istjecanja plinskog mlaza, odnosno početne i konačne mase za pojedine stupnjeve.

Prvi član na desnoj strani jednadžbe (3) odgovara formuli Ciolkovskog i određuje brzinu rakete za slučaj kad na nju ne djeluju nikakve vanjske sile (tzv. *karakteristična brzina* rakete). Drugi član karakterizira gubitke brzine zbog svladavanja sila aerodinamičkog otpora, a treći član izražava gubitke brzine uslijed djelovanja sile teže.

Pri navođenju satelita na putanju kruženja, ukupni gubitak brzine uslijed djelovanja sile teže i aerodinamičkog otpora iznosi

oko 2000...2500 m/sek. To znači, da bi satelit dobio brzinu od ~ 8 km/sek, potrebno je da njegova raketa-nosač postigne karakterističnu brzinu od ~ 10...10,5 km/sek.

Iz jednadžbe (3) vidi se da je karakteristična brzina višestepene rakete jednaka sumi umnožaka brzina istjecanja plinskog mlaza i prirodnih logaritama odnosa masa na početku i na kraju za pojedine stupnjeve. Uz pretpostavku da su brzine istjecanja c za sve stupnjeve jednake i da su relativne mase konstrukcije

$$\lambda_i = \frac{m_i'}{m_{0i}}$$

za sve stupnjeve jednake ($\lambda_1 = \lambda_2 = \dots = \lambda_{n-1} = \lambda_n = \lambda$) može se pokazati da se u optimalnom slučaju, koji daje najveću vrijednost karakteristične brzine, početne mase stupnjeva moraju mijenjati po zakonu geometrijske progresije:

$$\frac{m_{01}}{m_{02}} = \frac{m_{02}}{m_{03}} = \dots = \frac{m_{0(n-1)}}{m_{0n}} = \frac{m_{0n}}{m_p}$$

ili u obliku

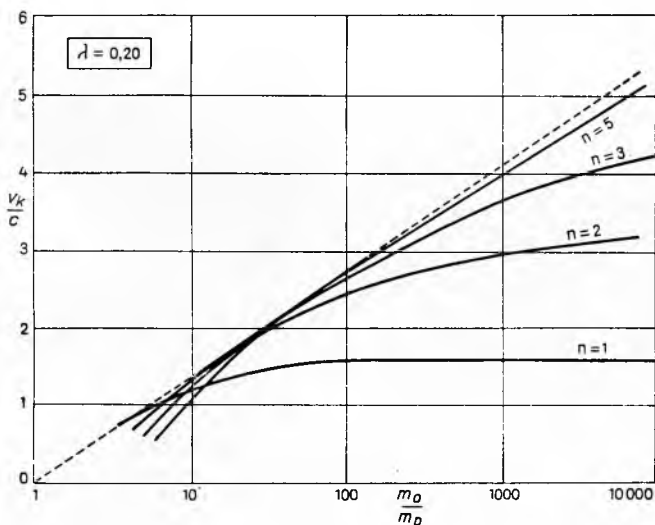
$$\frac{m_{0i}}{m_{0(i-1)}} = \left(\frac{m_{01}}{m_p}\right)^{1/n}$$

gdje su $m_{01}, m_{02}, \dots, m_{0n}$ početne mase stupnjeva, a m_p masa korisnog tereta (satelita).

Karakteristična brzina takve višestepene rakete može se izraziti formulom

$$v_k = n c \ln \frac{1}{\varphi + \left(\frac{m_p}{m_0}\right)^{1/n}}$$

Uzajamna veza parametara koji ulaze u tu jednadžbu može se pregledno predstaviti u obliku dijagrama na sl. 10, koji prikazuje relativnu karakterističnu brzinu v_k/c u zavisnosti od odnosa početne mase rakete i mase korisnog tereta m_0/m_p za različite vrijednosti n . Iz dijagrama se vidi da se u zavisnosti od vrijednosti v_k/c lako može naći optimalni broj stupnjeva rakete koji daje najmanji odnos m_0/m_p . Dijagram ujedno pokazuje da jednostepena raketa ($n = 1$) praktički ne može proizvesti 1. kozmičku brzinu, osim kad bi imala brzinu istjecanja plinskog mlaza od najmanje 5000 m/sek, što se s raspoloživim kemijskim gorivima zasad ne može postići.



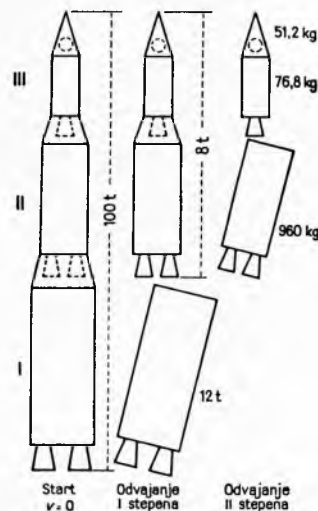
Sl. 10

Prednost koja se postiže višestepenom raketom vidi se jasno iz ovog numeričkog primjera (sl. 11):

a) U proračunu jednostepenih raketa danas se praktički uzimaju vrijednosti $c = 2400$ m/sek i $m_1/m_2 = 5$. Ako je masa rakete pri startu $m = 100$ tona, utrošak pogonskog goriva iznosi 80 t, pri čemu raketa prema formuli (3) na kraju izgaranja goriva postiže brzinu $v = 3860$ m/sek. Pri tom nisu uzete u obzir vanjske sile: otpor uzduha i Zemljina gravitacija, koje za vrijeme ubrzavanja rakete znatno smanjuju njezinu brzinu.

b) U slučaju trostepene rakete ukupne mase $m = 100$ t i uz ostale pretpostavke kao pod a), na kraju izgaranja preostaje masa od 20 t. Najveći dio te mase sačinjavaju prazni rezervoari, raketni motori, pumpe itd. Manji dio, npr. oko 8 t, čini »korisni teret« II stepena, koji može biti izveden u obliku manje rakete.

Faza	1	2	3
Početna masa	100 t	8 t	640 kg
Utrošak goriva	80 t	6,4 t	512 kg
Odbačeni balast	—	12 t	960 kg
Konačna masa	20 t	1,6 t	128 kg
v (m/sek)	3860	7720	11 580



Sl. 11

Uz iste vrijednosti c i m_1/m_2 slijedi da drugi stepen ima početnu masu od 8 t, konačnu masu od 1,6 t i da postiže povećanje brzine opet za 3860 m/sek, tako da ukupna brzina konačne mase na kraju izgaranja goriva drugog stepena iznosi 7720 m/sek. Korisni teret konačne mase drugog stepena iznosi sada 8/20 od 1,6 t, tj. svega 640 kg. Povećanje brzine je omogućeno s razloga što je 12 t »mrtve« konačne mase prvog stepena odmah nakon izgaranja goriva odbačeno. Da bi se postigle kozmičke brzine, treba dodati treći stepen rakete, kojega početna masa iznosi 640 kg. Na sličan način kao gore izlazi da konačna masa u tom slučaju iznosi 128 kg i da bi konačna brzina iznosila 3·3860 m/sek = 11 580 m/sek. To znači da bi se u tom slučaju, čak i kad bi se uzeo u obzir i gubitak brzine uslijed otpora uzduha prilikom starta, mogla ostvariti 2. kozmička brzina (brzina oslobađanja). Korisni teret trećeg stepena iznosio bi 8/20 od 128 kg, tj. samo 51,2 kg, a sastojao bi se od raznih naučnih i mjernih instrumenata.

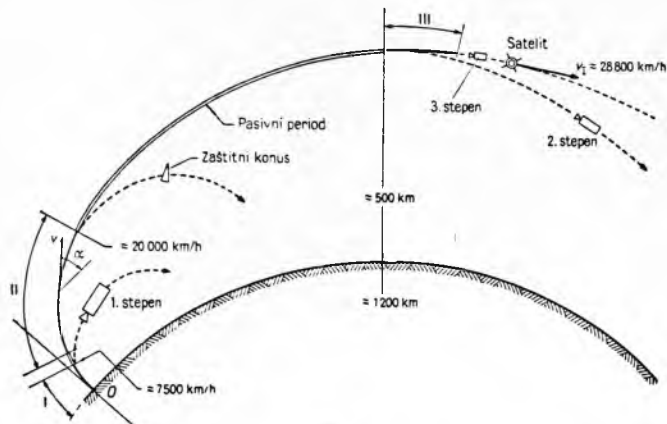
Prema tome, da bi se korisni teret mase do ~ 50 kg lansirao u prostor izvan Zemljinog gravitacionog polja, potrebna je višestepena raketa čija ukupna masa ima oko 100 t. Efektivni odnos mase iznosi dakle oko 1/2000. To je razlog što su npr. prve američke kozmičke rakete imale vrlo male težine. Početna masa sovjetskih kozmičkih raketa tipa »Lunik« bila je, očito, znatno veća, a vrlo je vjerojatno da je i brzina istjecanja c bila veća od 2400 m/sek.

Pravilno funkcioniranje svih uređaja višestepene rakete postavlja vrlo složene probleme u konstruktivnom pogledu. Naime, nije lako ostvariti zahtjev da se odvajanje pojedinih stepena rakete i paljenje raketnih motora slijedećeg stepena odvija tačno u određenom položaju rakete na putanji i u određenom trenutku. A ako se taj zahtjev ne ostvari, može konačna masa nastaviti let po putanji koja se znatno razlikuje od predviđene. Zato se čine veliki naponi da se broj stepena svede na najmanju moguću mjeru. Svi pomoćni uređaji, npr. sapnice, pumpe, cijevni vodovi, organi za upravljanje i stabiliziranje, dimenzioniraju se na najracionalniji način. Velike teškoće zadaju vibracije pri izgaranju goriva; one često izazivaju velike smetnje, utoliko prije što pojedini rezervoari, cijevni vodovi i ventili rade na vrlo niskim temperaturama (npr. tekući kisik -180°C, tekući vodik -253°C), što može biti povod za krtost materijala.

Na sl. 12 shematski su prikazane pojedine faze leta »Sputnika I« pri njegovu lansiranju na putanju kruženja.

Primjena principa višestepene rakete ima, međutim, i druge prednosti. Utrošak potencijalne energije je manji ako se težina rakete za vrijeme njezina penjanja naglo smanjuje, tj. ako gorivo brzo izgara i ako se mrtva težina odmah odbacuje (pri čemu i

površina otpora uzduha raketnog omotača postaje nešto manja). Ali pri tom nastaju velike brzine u blizini Zemljine površine, gdje je uzduh još dosta gust, tako da rad sile uzdušnog otpora postaje opet veći. Prema tome, optimalna je putanja ona koju ima raketa pri vertikalnom polaganom uzdizanju kroz gušće slojeve atmosfere prelazeći na blago zakrivljenu putanju s postepenim povećanjem visine sve do postizanja konačne brzine.



Sl. 12

Lansiranje svemirske rakete. Za velike rakete uobičajen je vertikalni start, kako bi se što je moguće prije postigle velike visine i raketa gibala uz mali otpor uzduha. Duže zadržavanje rakete u Zemljinom gravitacionom polju uzrokuje gubitak brzine. O tome uvjerljivo svjedoči ekstremni slučaj kada je potisak jednak ukupnoj težini rakete pri startu. U tom slučaju izgubilo bi se previše vremena i goriva prije nego što se raketa pokrene, ako bi se ukupna težina smanjila uslijed utroška goriva. S druge strane, prevelik potisak pri startu nije pogodan, jer bi u tom slučaju bile potrebne velike i teške sapnice, pumpe itd. Danas se obično uzima da je potisak pri startu $\sim 50\text{--}70\%$ veći nego ukupna težina pri startu.

Nakon što izgori jedan dio goriva i masa rakete se smanji, raketa se sve više i više ubrzava, pri čemu se potisak unekoliko povećava uslijed smanjenog otpora uzduha na izlasku iz sapnice. Na kraju izgaranja prvog stupnja rakete može ubrzanje u vertikalnom pravcu biti nekoliko puta veće od Zemljinog ubrzanja, a to u slučaju svemirskih brodova s posadom izaziva znatno fiziološko i psihičko opterećenje za svemirske putnike. Sa slijedećim stupnjevima rakete ponavlja se isti proces. Pri tom mora putanja rakete postepeno doći u položaj paralelan sa Zemljinom površinom. Kad bi raketa na kraju izgaranja posljednjeg stupnja imala još stanovit nagib prema horizontalni, mogla bi ona nakon prvog obilaska oko Zemlje zadrijeti previše duboko u Zemljinu atmosferu. Njezina putanja je, naime, opet elipsa sa žarištem u Zemljinom središtu, a njezin perigej mora ležati dovoljno visoko. To s razloga što otpor uzduha u velikim visinama više nema gotovo nikakva značaja. Stoga su isključeni kosi položaji u trenutku kad prestaje izgaranje goriva, osim kad je brzina rakete dovoljna da se ona odvoji od Zemljine gravitacije, i tada elipsa postaje parabola. Ako je brzina veća od druge kozmičke brzine (brzine oslobađanja), raketa se giba dalje po hiperboličnoj putanji.

Lansiranje rakete na Mjesec veoma je složen zadatak. Jedna je od brojnih teškoća što putanje Zemlje i Mjeseca nisu u istoj ravnini i što one nisu kružnice nego elipse. S kinematičkog gledišta to je slučaj trodimenzionalnog gibanja sistema Zemlja-Mjesec koji se okreće oko Sunca, a istovremeno se Mjesec okreće oko Zemlje. Težište sistema Zemlja-Mjesec leži na spojnici središta Zemlje i Mjeseca, i to u Zemljinom unutarnjosti na oko 1630 km ispod njezine površine. Pri tom se mora voditi računa o Zemljinom, Mjesečevoj i Sunčevoj gravitaciji, o promjeni intenziteta tih gravitacionih polja, kao i o gibanju Zemlje oko svoje osi, zatim o silama inercije što nastupaju pri relativnom gibanju Zemlje i Mjeseca oko Sunca (centrifugalnoj i Coriolisovoj sili).

Osim velikog broja sila koje djeluju na gibanje kozmičke rakete, za izračunavanje njezine putanje treba poznavati tzv.

početne uvjete pri startu rakete, tj. položaj tačke u kojoj raketa počinje svoj slobodan let, kao i pravac, smjer i veličinu vektora brzine u tom trenutku.

S gledišta nebeske mehanike to je izvanredno složen problem gibanja četiriju tijela (Sunca, Zemlje, Mjeseca i rakete). Međutim, pri proučavanju gibanja rakete od Zemlje do Mjeseca Sunčeva gravitacija se zanemaruje, jer je ona u okolini Mjeseca oko 100 puta manja od Zemljine gravitacije. Zato se taj problem svodi na tzv. problem triju tijela (Zemlja-Mjesec-raketa), koji je još uvijek veoma složen problem.

Da bi raketa postala Mjesečev satelit, mora biti zadovoljen sličan uvjet kao i za Zemljine satelite, tj. njezina brzina u blizini Mjeseca mora biti jednaka brzini kruženja ili veća od nje, ali ne smije biti veća od brzine oslobađanja od Mjesečeve gravitacije.

Pri brzini jednakoj drugoj kozmičkoj brzini raketa je sposobna da svlada Zemljinu gravitaciju i da se zauvijek udalji od Zemlje po paraboličnoj putanji. Da bi se raketa oslobodila Zemljine i Sunčeve gravitacije, treba joj dati tzv. *treću kozmičku brzinu* (16,7 km/sek), u kom bi slučaju raketa otišla nepovratno u svemirski prostor po hiperboličnoj putanji.

Putanja leta rakete između Zemlje i Mjeseca može se podijeliti na dva dijela. Na prvom dijelu, tj. od starta do tačke koja se nalazi na $\sim 66\ 000$ km od Mjeseca, prevladava Zemljina gravitacija. Pri tom se brzina rakete postepeno smanjuje od $\sim 11,2$ km/sek na $\sim 2,31$ km/sek. Na drugom dijelu putanje dominantno je djelovanje Mjesečeve gravitacije i zato se brzina rakete opet povećava. Na udaljenosti od ~ 1000 km od Mjesečeve površine ona iznosi približno 2,97 km/sek. Prema tome, za sudbinu rakete koja dospjeje u blizinu Mjeseca mjerodavna je njezina udaljenost od središta Mjeseca u najbližem položaju, a zatim pravac i veličina njezine brzine na tom mjestu.

U najnovije vrijeme uspjelo je odašiljanje kozmičkih sondi u međuplanetski prostor. Sovjetske sonde «Venusnik» i «Mars 1» lansirane su: prva 12. II 1961 prema Veneri a druga 1. XI 1962 prema Marsu; američka sonda «Mariner II» obletjela je 14. XII 1962 oko Venere. Te su sonde minijaturni naučni laboratoriji opremljeni naučnim instrumentima za mjerenje i emitiranje registriranih podataka o uvjetima u međuplanetskom prostoru, a naročito podataka o atmosferi i temperaturi Venere i Marsa.

U USA se radi na ostvarenju tzv. projekta «Saturn», prema kojemu bi se do najkasnije 1970 izgradila gigantska raketa mase oko 3000 t, koja bi mogla lansirati na Mjesec svemirski brod sa tri člana posade.

Svemirska stanica. Na putu ostvarenja idućeg koraka u osvajanju svemira, tj. odašiljanja rakete s posadom na najbliže nebesko tijelo — Mjesec, stoje dvije velike teškoće. Prva leži u svladavanju Zemljine gravitacije, što je uvjetovano kozmičkim brzinama, a druga u nedovoljno istraženim okolnostima u kojima bi morali živjeti svemirski putnici. S pomoću danas raspoloživih kemijskih goriva i pogonskih sistema ne mogu se zasad postići brzine potrebne za direktno lansiranje velikih svemirskih brodova s posadom sa Zemljine površine do Mjeseca i za njihov povratak na Zemlju. Stoga su se donedavna projekti o letu u svemir uglavnom zasnivali na ideji da se prethodno izgradi svemirska stanica u obliku velikog umjetnog Zemljinog satelita, koji bi služio kao odskočna daska za stvarne svemirske brodove. Pri polasku s takve stanice svaki bi svemirski brod iskoristio njezinu brzinu kruženja, kao i činjenicu da na putanji takve stanice nema atmosfere i da je gravitacija to manja što je veća visina svemirske stanice iznad Zemljine površine. Kad bi svemirski brod s posadom krenuo sa svemirske stanice, koja bi prema von Braunovu projektu kružila na visini od oko 1700 km iznad Zemlje, bila bi dovoljna brzina polijetanja od svega 11 000 km/h umjesto 40 000 km/h, koliko bi bilo potrebno da se svlada Zemljina gravitacija pri polijetanju sa Zemljine površine. Na taj bi način svemirska stanica predstavljala kompromisno rješenje, tj. bilo bi to u stvari malo međuplanetsko pristanište svemirskih brodova, s pomoću kojeg bi se npr. let do Mjeseca mogao izvesti u dvije etape: Zemlja — svemirska stanica i svemirska stanica — Mjesec. Prema zamisli astronautičara svemirska stanica bi služila, osim toga, u čisto naučne svrhe.

Ideja o svemirskoj stanici nije nova. Prvi projekt takve stanice potječe od austrijskog kapetana Potočnika (očito slovenskog porijekla), koji je već početkom dvadesetih godina ovog stoljeća prvi koncipirao svemirsku stanicu u obliku

velikog rotirajućeg kotača. On je nakon višegodišnjeg proučavanja problema o letu u svemir izdao pod pseudonimom H. Noordung knjigu *Das Problem der Befahrung des Weltraumes* (Berlin 1929). Na osnovi tog projekta i ideje koju je još od 1922 i 1925 zastupao H. Oberth, razvio je W. von Braun svoje konstrukcione planove za izgradnju takve stanice u svemiru, u kojima je obradio i najsitnije detalje. Međutim, prije nego što se takav projekt ostvari i prvi svemirski brod s posadom krene na prvo putovanje prema Mjesecu, moraju prethodno biti riješeni mnogobrojni i veoma složeni tehnički, biološko-medicinski, astrofizički i mnogi drugi problemi.

Fiziološki i astrofizički problemi. Zbog velikog ubrzanja pri polijetanju odnosno usporenja pri povratku svemirske rakete iz međuplanetskog prostora na Zemlju mogu se pojaviti veoma štetna djelovanja na čovječiji organizam, koji nije sposoban da se brzo prilagodi takvim promjenama. Ustanovljeno je da u slučaju kraćih perioda ubrzanja odnosno usporavanja čovjek može podnijeti ubrzanje 8 do 20 puta veće od ubrzanja Zemljine gravitacije ($g = 9,81 \text{ m/sec}^2$). U tom bi slučaju svemirski putnik imao 8 do 20 puta veću prividnu težinu, što znači da bi u tim periodima gibanja rakete bio nesposoban za manevriranje. Zatim postoji problem disanja i temperature u unutrašnjosti svemirskog letala, problem prehrane, a posebno problem vode. Čovjeku je potrebno dvadeset do trideset litara kisika za sat. Te bi količine trebalo dopremiti do svemirske stanice i raspolagati uređajima za regeneraciju upotrijebljenog uzduha. To pak predstavlja opet mrtav teret ili balast u svemirskoj stanici.

Jedan od ostalih delikatnih problema je izoliranje stambenih prostorija od velikih temperaturnih razlika, kao i od kozmičkog zračenja. Najveću opasnost za svemirske putnike predstavljat će svakako ultraljubičasto Sunčevo zračenje, jer postoji bojazan da bi takve zrake mogle izazvati nepoželjne biološke efekte na čovječiji organizam.

Od mnogobrojnih astrofizičkih problema valja spomenuti npr. mogućnost sudara s meteorima i meteoritima koji lutaju kroz svemir. Od astronomskih problema važan će biti problem sinhronizacije brzina i putanja svemirskih brodova i planeta između kojih bi ovi saobraćali. Kako su brzine i udaljenosti goleme, morali bi proračuni putanja i brzina letenja biti veoma tačni, jer bi inače mogle nastupiti katastrofalne posljedice.

Razumije se da će rješenje tako složenih problema biti moguće, kao i uvijek od sada, samo postepeno. Istraživanja i eksperimenti bit će veoma dugotrajni i skopčani s velikim materijalnim izdacima, a vjerovatno i žrtvama. Stoga bi bilo nerazumno i nenaučno htjeti unaprijed dati »tačna« predviđanja o etapama razvitka astronautike.

Problemi spuštanja na Mjesec i povratka na Zemlju. Istraživanja pokazuju da je atmosfera na Mjesecu veoma razrijeđena. Smatra se da je uzdušna masa iznad svakog kvadratnog centimetra na površini Mjeseca oko dvije tisuće puta manja nego na Zemljinoj površini. Gustoća atmosfere na Mjesečevoj površini odgovara približno gustoći Zemljine atmosfere na oko 60 kilometara visine. Odatle se zaključuje da se tako razrijeđena atmosfera ne bi mogla iskoristiti za kočenje svemirskog broda pri njegovu spuštanju na površinu Mjeseca. To znači da bi se za te svrhe morao upotrijebiti raketni motor.

Na Mjesecu, kao i na planetima bez atmosfere, morat će prvi svemirski putnici ostati u svojim hermetički zatvorenim kabinama. Ako budu htjeli napustiti kabinu, morat će obući *svemirske skafandre*, tj. specijalna svemirska odijela sa čitavim nizom pomoćnih uređaja, slično kao i pri napuštanju svemirske stanice. Pri tom će se oni na Mjesecu u tom glomaznom odijelu kretati bez većih poteškoća, jer je privlačna sila ili sila teže na Mjesecu oko 6 puta manja nego na Zemljinoj površini.

Jedan od najdelikatnijih problema putovanja na Mjesec bit će pitanje povratka na Zemlju. Golema brzina odnosno kinetička energija rakete na povratnom kraku njezine putanje mora se na neki način radikalno smanjiti. U osnovi, svako vraćanje svemirskog broda je zapravo pad s vrlo velike visine, ili tačnije rečeno: pad brzinom od $\sim 10\,000 \text{ m/sec}$. Prilikom približavanja Zemljinoj površini takav svemirski brod ulazi u gušće slojeve Zemljine atmosfere, i to na visinama između 100 i 50 km. Pri tom se pojavljuje otpor uzduha, koji se naglo povećava i time proizvodi kočenje svemirskog broda. Takav proces je poznat iz davnih vremena, jer se i meteoriti usporavaju na taj način. Očito je, međutim, da je to sve drugo prije nego mirno ateriranje. Meteorit se, naime, pri tom zagrije do bijelog usijanja i eventualno se raspada u komade, a u svakom slučaju ostavlja iza sebe tragove

od rastopljenog i isparenog materijala. Usporenje u tom slučaju iznosi oko 100 do 200 g.

U principu postoje dvije mogućnosti za sigurno spuštanje na Zemlju. Prije svega u svemirski brod mogu se ugraditi rakete za kočenje (*retorakete*), koje pri spuštanju proizvode potisak prema gore i na taj način usporavaju gibanje svemirskog broda. Uz pretpostavku da je osigurana tačna regulacija, može se spuštanje na Zemlju ostvariti na zadovoljavajući način, kao što je to već dosad uspjelo ostvariti s orbitalne i balističke putanje. Razumije se da u slučaju spuštanja na površinu Mjeseca, gdje nema gotovo nikakve atmosfere, samo takav način dolazi u obzir. Njegov je nedostatak u tome što je skopčan s velikim utroškom pogonskog goriva. Naime, primijeni li se retroraketa za povratak na Zemlju svemirskog broda većih dimenzija, bila bi potrebna golemo višestepena raketa, jer bi se cjelokupna količina goriva morala smjestiti u raketu prilikom njezina lansiranja.

Drugo se rješenje sastoji u aerodinamičkom kočenju, s tim da se pokuša ostvariti upravljanje raketom pri ulasku u atmosferu tako da usporenje rakete bude u granicama prihvatljivim za čovječiji organizam. Drugim riječima, treba omogućiti povratak rakete kroz tzv. *koridor*, ograničeno područje raketnih putanja za povratak na Zemlju, koje bi trebalo na rafinirani način tako izračunati da svemirski brod s jedne strane postiže još dopuštena usporenja ($10\text{--}12 g$), a s druge strane da ne bude previše dugo izložen visokoj temperaturi. To zahtijeva, razumije se, da se potrebni proračuni izvrše s pomoću računskih strojeva i da se ugrade posebne rakete za upravljanje i korekturu putanje rakete.

Proces zagrijavanja je veoma interesantan, ali i skopčan sa znatnim teškoćama. Međutim, tu je ostvaren već značajan napredak. Ako se npr. plinski mlaz zaustavlja nekom preprekom, pretvara se kinetička energija u toplinu. Na prednjoj strani svemirskog broda koji se vraća na Zemlju pojavljuje se takva prepreka (u odnosu na njegov trup). Na osnovu zakona dinamike plinova nastat će povišenje temperature, koje pri konstantnim specifičnim toplinama dovodi do vrijednosti

$$T = T_0 \frac{k-1}{2} M^2,$$

gdje T_0 označuje apsolutnu temperaturu uzduha izvan prednjeg dijela svemirskog broda, k je odnos specifičnih toplina i pod običnim okolnostima iznosi 1,40, a M je Machov broj, tj. odnos brzine rakete prema brzini zvuka u okolnoj atmosferi. Ako se stavi dakle, da je $T_0 = 300^\circ\text{K}$ i $M = 30$ (što odgovara otprilike brzini ulazanja u atmosferu od $\sim 10\,000 \text{ m/sec}$), dobiva se povišenje temperature

$$T = 300 \cdot 0,2 \cdot 900 = 54\,000^\circ\text{K}.$$

Međutim, ovdje treba imati u vidu i ovo: a) pretpostavka da je specifična toplota konstantna više ne vrijedi; b) kemijska struktura uzduha se mijenja; molekule kisika i dušika cijepaju se u atome, a ovi se dalje još djelomično ioniziraju, tj. otpada jedan elektron vanjske atomske ljuske; c) pri procesu disocijacije i ionizacije troše se velike količine topline; uslijed toga je temperatura mnogo niža od gore izračunate vrijednosti; d) temperatura se smanjuje još i uslijed toga što okolni plin, a naročito i površina rakete, zrače toplinu i e) visoke temperature nastaju ne samo u tzv. tački dinamičkog pritiska nego i na ostaloj vanjskoj površini, gdje se plin uslijed trenja zaustavlja (u sloju koji neposredno prijanja na vanjsku površinu).

Osim toga, treba imati u vidu da sama temperatura nije jedina teškoća u tom problemu. Ovdje je, naime, još i veoma važno pitanje koliko topline prelazi na tijelo rakete. Prelaz topline zavisi od temperaturne razlike, a isto tako i od gustoće i brzine strujanja plina, zatim još o mogućnosti ponovnog spajanja disocijiranih molekula na zidovima koji djeluju kao heterogeni katalizatori. Očito je da pri tom nastaju izvanredno komplicirani odnosi i utjecaji. Pokazalo se, međutim, da je prelaz topline manji ako trup rakete ima relativno zatupljen oblik. U tom slučaju nastaje neka vrsta omotača od komprimiranog uzduha koji, svijetleći poput usijanog vijenca, obavija prednju stranu trupa rakete. Američkoj kapsuli »Mercury« je prednja strana pri spuštanju bila obložena tzv. ablacionim materijalom, pločama od berilija koje se isparavaju pri zagrijavanju za vrijeme leta kroz kritičnu zonu. Posljednja dionica pri povratku rakete na Zemljinu površinu rezervirana je za spuštanje s pomoću padobrana.

Toplinski problem uspješno je riješen za relativno umjerenе povratne brzine satelitskih i balističkih raketa. Dosad je uspjele pokusne životinje i prve pilote-astronaute vratiti na Zemlju u normalnom stanju. Pri tom se radilo o spuštanju s orbitalne i suborbitalne putanje. Pri povratku iz međuplanetskog prostora taj će problem biti daleko teži. Na tom veoma kompleksnom problemu, koji je poznat pod nazivom *toplinske barijere*, radi se veoma intenzivno u velikim zemljama, jer se ti efekti pojavljuju i na interkontinentalnim projektilima.

Jednu varijantu drugog rješenja predstavljaju pokusi da se svemirskom brodu pri povratku na Zemlju da, osim povećanog aerodinamičkog otpora, još i sila uzgona, slično kao avionskom krilu. Time se postiže da se pri približno tangencijalnom ulasku u Zemljinu atmosferu izbjegne naglo prodiranje u gušće slojeve. Gubitak energije proteže se u tom slučaju na duže vrijeme, unutar kojega dolazi do jačeg izražaja zračenje topline. Samo putem praktičkih ispitivanja može se ustanoviti da li se ovim putem može postići zadovoljavajuće rješenje.

Prilikom dosadašnjih ispitivanja problema toplinske barijere ustanovljeno je da se pri ponovnom prodiranju umjetnih svemirskih tijela u Zemljinu atmosferu pojavljuju i magnetske pojave, kao i utjecaj tzv. elektrificirane plazme, tj. ioniziranog plina, koji je električki vodljiv. Zbog toga je grana nauke koja se bavi proučavanjem tih pojava nazvana *magnetoplazmadinamikom*. Ta je naučna disciplina mjerodavna i za istraživanje novootkrivenih Zemljinih radijacionih pojaseva. Osim toga, ona daje osnove svih nuklearnih procesa na principu fuzije, kao i za sve zasada još uvijek samo hipotetičke »električne« pogonske sisteme svemirskih brodova, kao što su tzv. ionske rakete i slično. Već nekoliko godina vrše se u mnogim naučno-istraživačkim zavodima i industrijskim poduzećima sistematska proučavanja tzv. plinskih plazmagenerators, s pomoću kojih se u laboratorijima već sada mogu proizvesti temperature plinova iznad 5000°C. Danas se naime smatra da će se četiri glavna izvora energije koji dolaze u obzir za pogon svemirskih brodova budućnosti, tj. Sunčevo zračenje, raspadanje radioaktivnih izotopa, fisija atomske jezgre i nuklearna fuzija, moći racionalno iskoristiti samo ako nauka i tehnika uspiju da raspoložive količine energije pretvore na osnovu principa magnetoplazmadinamike u potisak ili u zakretni moment.

Naučni aspekti osvajanja svemira. Sa čisto naučnog stanovišta pitanje osvajanja svemira može se razmatrati na veoma različite načine. Na primjer s gledišta astrofizike neposredna okolina Zemljinog uzdušnog omotača, kroz koju prolaze umjetni sateliti i kozmičke rakete, nije »prazan« prostor u onom smislu u kojem se to shvaća u običnom životu. U stvari je taj »prazni« prostor bogat energijom, zračenjem i mnogobrojnim i veoma različitim česticama koje se gibaju velikim brzinama. S pomoću satelita i kozmičkih raketa može se istražiti struktura tog aktivnog medija; on nije ništa drugo nego jedna vrsta elektrificirane plazme, kroz koju se kreće Zemlja na svom putu oko Sunca. Nauka već raspolaže nepobitnim dokazima da u tom području postoje snažni sistemi magnetskih polja i električnih strujanja, koja su očito u vezi s rojevima materijalnih čestica što dolaze u taj prostor sa Sunca.

Osim toga, daljnji razvitak astronautike mogao bi pružiti jasniji uvid u ova tri područja dosad neriješenih pitanja: prvo je pitanje postanka našeg Sunčevog sistema, drugo se odnosi na problem kozmologije, tj. strukture i postanka svemira, i treće, na pitanje o postanku života. Suvremeni je razvitak astronautike otvorio u kozmologiji novu epohu jer je nauci omogućio odašiljanje istraživačkih instrumenata u svemirski prostor. Donedavno je nauka bila upućena samo na promatranje i proučavanje svemira kroz Zemljin uzdušni omotač, koji je za astronome uvijek bio »prozor od mutnog stakla«.

Međutim, za sada se nauka o svemiru nalazi još uvijek u početnoj fazi razvoja i najveći interes je zapravo usmjeren na mjerenja i istraživanja o životnim uvjetima u slučaju svemirskog leta s posadom i na funkcioniranje mnogobrojnih novih naučnih instrumenata. U međuvremenu su izvršena promatranja koja dublje ulaze u suštinu problema i koja su vjesnici veoma smjelih

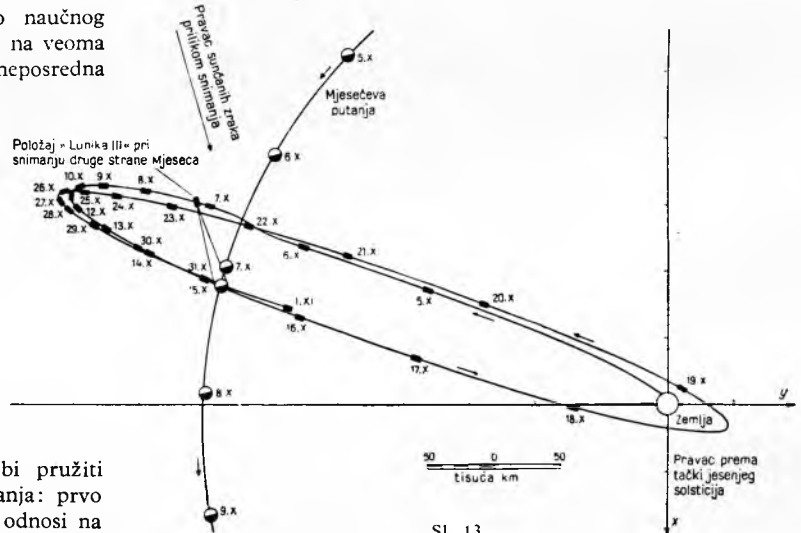
programa u nedalekoj budućnosti. Osim toga, postoje počeci i tzv. svemirske tehnike telekomunikacija i televizije, promatranja vremena u meteorološkom smislu, iskorištenja Sunčeva zračenja za proizvodnju energije u svemirskim brodovima itd.

S pomoću umjetnih Zemljinih satelita može se odrediti *gustoća uzduha* sve do ~ 600 kilometara visine. I najrazredniji slojevi uzduha proizvode aerodinamičko kočenje, koje se može relativno tačno mjeriti, jer se ono u slučaju satelita na malim visinama postepeno akumulira u toku danā i tjedanā. Otpor uzduha ne produžuje nego skraćuje trajanje obilaženja satelita, jer Zemljina gravitacija pri smanjivanju visine putanje vrši rad koji je upravo dva puta veći od rada aerodinamičkog kočenja. Za satelit u obliku kugle prilično su tačno poznati odgovarajući koeficijenti otpora uzduha. Postoje i cilindrični sateliti, koji se za vrijeme obilaženja oko Zemlje trajno prevrću, tako da se u tom slučaju moraju uzeti srednje vrijednosti koeficijenata.

Određivanja gustoće uzduha u većim visinama zasad su još dosta netačna, a prije svega zato što se pokazalo da je gustoća uzduha podvrgnuta velikim oscilacijama, jer se uslijed Sunčeva zračenja pojedini slojevi atmosfere različito zagrijavaju, a time se uzdušni omotač proteže više ili manje daleko u svemirski prostor.

Temperaturu uzduha je mnogo teže ustanoviti, i sva dosadnja mjerenja bila su indirektna i manje tačna. Smatra se, ipak, da bi temperatura na visinama između 200 i 400 kilometara mogla iznositi ~ 700...800°C. Zagrijavanje nastaje uslijed jake apsorpcije ultraljubičastog Sunčeva svjetla. Još manje su pouzdani podaci o vjetru u tim visinama. Na osnovu promatranja putanja satelita zaključuje se da brzina vjetra u pravcu zapad-istok iznosi ~ 200...250 kilometara na sat.

Uspjelo je snimiti Zemlju s tako velikih visina (~ 1100 kilometara) da se na snimcima vidi zakrivljenost njezine površine, a što je važnije, uspjelo je snimiti i more oblaka u Zemljinom uzdušnom omotaču. Ono što se na meteorološkoj karti naznačuje obično čisto shematski pokazalo se da je u stvari prirodna pojava s velikim brojem detalja, koje nauka dosad nije uspjela sve dešifrirati. Nema više sumnje da će u nedalekoj budućnosti meteorološki sateliti s televizijskim prenošenjem podataka imati važnu ulogu u prognozi vremena.



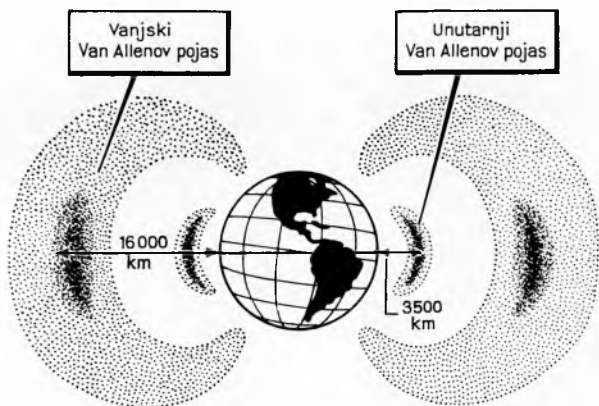
Sl. 13

Primjena fotografije i televizije bit će uvijek jedan od glavnih zadataka astronautike. Već danas postoje fotografije Sunca, snimljene iz umjetnih Zemljinih satelita, koje mnogo jasnije pokazuju fizikalnu sliku nego sva snimanja sa Zemlje. Međutim, tehnika automatiziranog procesa fotografije neba tek je u početnom razvoju. Sl. 13 prikazuje putanju prve međuplanetarne stanice (Lunika III) koja je snimila drugu stranu Mjeseca. Posebnu draž pruža zadaća da se druga strana Mjeseca snimi još jasnije.

Pojava *kozmičkog zračenja* veoma je važna, jer se to zračenje sastoji primarno od atomskih jezgri, od kojih jedan dio dolazi iz svemira s golemim energijama. Njihovo porijeklo je još uvijek

nedovoljno istraženo. Baloni s fotografskim pločama postižu dosad već relativno velike visine (do ~35 kilometara), ali oni još uvijek samo vrlo kratko vrijeme lebde u Zemljinom uzdužnom omotaču. Međutim, s pomoću umjetnih satelita takva mjerenja i snimanja mogu se izvršiti praktički bez ikakvih smetnja od strane okoline i kroz dulje vrijeme. Pojedini rezultati već postoje, a oni će biti uskoro još daleko mnogobrojniji, kada bude uspjele s orbitalne putanje vratiti koristan teret satelita većih dimenzija nego do sada.

Posebno iznenađenje predstavlja otkriće tzv. *van Allenovih pojava*, koji predstavljaju regione velike gustoće fundamentalnih čestica što se gibaju relativno velikim brzinama. Postoje dva takva pojasa (sl. 14). Njihov položaj i prostranstvo zavise uglavnom od magnetskog polja Zemlje. Najveća im je dimenzija u radijalnom pravcu u ravnini ekvatora, a najmanja u blizini polova. Napajanje tih dvaju pojava nabijenim česticama nastaje očito iz dvaju različitih izvora. Vanjski pojas dobiva čestice direktno od Sunca, a unutarnji zavisi od posljedica kozmičkog zračenja.



Sl. 14

Intenzitet zračenja koje bi se moglo pojaviti u unutarnjosti svemirskog broda u obliku γ -zraka dovoljno je velik da se o njemu strogo vodi računa prilikom izrade projekata umjetnih satelita s posadom. Brz prolaz takvih zraka mogao bi, vjerojatno, biti bezopasan. Razumije se da se danas posvećuju veliki naporu proučavanju tih sredstava svemira kojima se on brani od invazije.

U mnoge dosad lansirane satelite ugrađene su aparature za mjerenje intenziteta udara malih meteorita. Veći meteoriti mogli bi biti katastrofalni, ali oni su rijetki i sudar s njima bio bi doista izvanredan slučaj. Međutim, čestice veličine zrna prašine, kojih ima veoma mnogo u svemiru i koje se kreću vrlo velikim brzinama u odnosu na svemirski brod (20...70 km/sek), mogle bi oštetiti oplatu satelita. Uglavnom se danas smatra da ti mali meteoriti nisu tako opasni kao što se to u početku pretpostavljalo. Protiv velikih meteorita ne postoje, razumije se, nikakva zaštitna sredstva.

Magnetsko polje Zemlje na velikim udaljenostima i magnetsko polje Mjeseca (ukoliko takvo uopće postoji) mogu se mjeriti s pomoću novih vrlo osjetljivih magnetometara i registrirani podaci emitirati radiom na Zemlju. Danas se smatra da unutarnje magnetsko polje nebeskih tijela nastaje uslijed gibanja tekućih i plinovitih masa, jer se obični feromagnetizam gubi već na relativno niskim temperaturama. Sovjetski istraživači tvrde da prema njihovim mjerenjima Mjesec nema nikakvog magnetskog polja. Odatle bi se moglo zaključiti da je jezgra Mjeseca čvrsta i prilično hladna materija.

U toku su mjerenja koja imaju za svrhu da se provjeri opća teorija relativnosti. Poznato je da se dosad s pomoću te teorije mogu objasniti ili predvidjeti tri astrofizička efekta: a) lagano okretanje Merkurova perihela (~ 44 lučne sekunde u stoljeću); b) skretanje svjetlosne zrake koja prolazi u blizini Sunca (za 1,75 lučne sekunde, od čega jednu polovinu izaziva Sunčevo privlačenje fotona, a drugu zakrivljenost prostora); c) pomak spektralnih linija prema crvenom, tj. promjena frekvencije svjet-

losnih zraka koje dolaze od Sunca ili od drugih zvijezda na Zemlju.

Efekt a) odatna je poznat i može se vrlo tačno objasniti s pomoću spomenute teorije. U slučaju efekta b) postoje još sumnje koje se odnose na stepen tačnosti mjerenja. Efekt c) je doduše kvalitativno opažen, ali rezultati mjerenja nisu još posve pouzdani. Općenito uzevši, istinitost opće teorije relativnosti danas više ne dolazi u pitanje. Međutim, poželjna bi bila tačnija eksperimentalna potvrda postavljenih postulata. U pogledu efekta b) iznijeti su prijedlozi da se u satelit ugradi astronomski tačan sat (razumije se, ne s mehaničkim satnim mehanizmom nego atomski sat koji bi se zasnivao na molekularnim procesima, tj. koji bi radio s frekvencijama titranja atomskih čestica) i da se podaci o mjerenju vremena odnosno frekvencije emitiraju na Zemlju. Vremenska razlika u poređenju s istim takvim satom na Zemlji morala bi u tom slučaju pokazati efekt analogan efektu pomaka spektralnih linija prema crvenom. Smatra se da bi se takav eksperiment mogao uspješno ostvariti danas raspoloživim sredstvima. Pri tom dolazi istovremeno do izražaja jedan drugi efekt, koji je, doduše, već više od 50 godina poznat iz specijalne teorije relativnosti, ali još i danas je povod mnogim diskusijama, a to je tzv. *vremenska dilatacija*, tj. usporavanje hoda satova koji se gibaju, u poređenju sa satom koji miruje.

Danas nauka raspolaže atomskim satom, a raketna tehnika je omogućila postizavanje »kozmičkih« brzina, pa bi se i ta vremenska dilatacija mogla mjeriti sa velikom tačnošću s pomoću atomskih satova koji bi bili ugrađeni u satelite. Da bi se postigli još veći efekti ili čak i mjerljivo produženje života svemirskih putnika, mora prema Einsteinu brzina leta biti reda veličine brzine svjetlosti. Zato su već duže vremena u razmatranju projekti koji bi eventualno mogli omogućiti ostvarenje takvog eksperimenta (fotonske rakete).

LIT.: A. Ananoff, L'astronautique, Paris 1950. — D. R. Bates, Space research and exploration, London 1957. — С. Александров и Р. Е. Федорова, Советские спутники и космическая ракета, Москва 1959. — А. Штернфельд, От искусственных спутников к межпланетным полетам, Москва 1959. — В. И. Левицкий, Ракетой к луне, Москва 1960. — К. А. Ehrlicke, Space flight, vol. I, New York 1960. — A. I. Berman, The physical principles of astronautics, New York 1961. D. Ba.

ASTRONOMIJA, nauka o nebeskim telima i pojavama koje su s njima u vezi. Ona se služi metodama merenja (posmatranja, opažanja) i računanja, kao i nekim fizičkim metodama. U novije vreme njen je zadatak znatno proširen, što se vidi iz njene savremene podele.

Deli se na Položajnu astronomiju ili Astrometriju (koja se dalje grana na Sfernu i Praktičnu astronomiju), na Astrofiziku, Zvezdanu astronomiju, Nebesku mehaniku i Teorijsku astronomiju, Kosmologiju i Kosmologiju.

Sferna astronomija daje matematičke metode za određivanje položaja nebeskih tela i tačaka na Zemlji, za izučavanje njihovih prividnih kretanja, za merenje vremena i za prelaz sa merenih i prividnih položaja nebeskih tela na njihove prave i srednje položaje, eliminišući uticaje niza pojava koje prividno menjaju položaje tih tela (refrakcije, paralakse, aberacije, precesije, nutacije i dr.). *Praktična astronomija* izučava ispitivanje i upotrebu instrumenata za astronomska merenja i metode za određivanje položaja nebeskih tela i tačaka na Zemlji iz merenja, kao i metode za određivanje osnovnih astronomskih konstanta iz merenja. *Astrofizika* daje metode za izučavanje fizičkih osobina i hemijskog sastava nebeskih tela (*praktična astrofizika*) i metode za izučavanje sastava njihovih atmosfera, unutrašnjosti, kosmičke međuzvezdane materije i dr. metodama teorijske fizike (*teorijska astrofizika*). *Zvezdana astronomija* bavi se zakonitostima građe i razvoja zvezdanih sistema i tesno je vezana za astrofiziku s jedne i nebesku mehaniku s druge strane. Primenjuje najčešće statističke metode. *Nebeska mehanika*, služeći se zakonima racionalne mehanike, izučava zakone pravih kretanja nebeskih tela, kako translatorskih tako i rotacionih, zatim oblike nebeskih tela i druge pojave. *Teorijska astronomija* izučava putanje planeta, kometa, dvojnih zvezda i drugih nebeskih tela iz merenih njihovih položaja, vodeći računa o njihovom međusobnom privlačnom dejstvu i o poremećajima koje druga nebeska tela unose u ova kretanja svojim privlačenjem. Daje metode da se iz poznatih putanja izračunavaju položaji dotičnih nebeskih tela u svima prošlim i budućim vre-