O‘ZBEKISTON RESPUBLIKASI
OLIY VA O‘RTA MAXSUS TA’LIM VAZIRLIGI

M. Mamadazimov

KOSMONAVTIKA ASOSLARI

Oliy o‘quv yurtlarining 5140200 – «Fizika va astronomiya» ta’lim yo‘nalishi ixtisosliklari uchun darslik

«Voris-nashriyot»
Toshkent – 2009

39.6
M 23

Taqrizchilar: **Sh. A. Egamberdiyev** – O'zR FA Astronomiya instituti direktori, fizika-matematika fanlari nomzodi, professor,

S. Orifjonov – Nizomiy nomidagi TDPU «Fizika va uni o'qitish metodikasi» kafedrasi dotsenti, fizika-matematika fanlari nomzodi.

Mazkur darslik uchiruvchi raketalar, ularning xarakteristikasi, sun'iy yo'ldoshlarning Yer atrofidagi passiv va aktiv harakatlari, orbital manyovrlar haqida ma'lumotlar beradi. U Yer atrofidagi uchishlar dinamikasi bilan bir qatorda, Oyga va planetalarga uchishning, ularga sun'iy yoldoshlarni chiqarishning asoslari bilan tanishtiradi. Shuningdek, darslikda Yer sun'iy yo'ldoshlari hamda orbital stansiyalarning xalq xo'jaligidagi ahamiyati, bu sohada erishilgan yutuqlar, ularning insoniyat uchun ahamiyati, astrofizik, geofizik va ekologik tadqiqotlar haqidagi ma'lumotlar ham yoritilgan.

Darslik oliy o'quv yurtlari talabalari uchun mo'ljallangan.

ISBN 978-9943-375-05-5

© «Voris-nashriyot» MChJ, T., 2009.

SO'ZBOSHI

Bakalavriatning (5140200 – «Fizika va astronomiya») ixtisosligi o'quv rejasiga ko'ra, talabalar uchun «Kosmonavtika asoslari» kursining o'qitilishi mo'ljallangan. Mazkur kursni o'qish uchun jami 74 soat, auditoriya mashg'ulotlari uchun 40 soat, shundan 26 soat ma'ruza, 14 soat amaliy mashg'ulot, mustaqil ta'lim olish uchun esa 34 soat ajratilgan.

Talabalar uchun tavsiya etilayotgan ushbu darslik muallifning bir necha yillar davomida Nizomiy nomidagi Toshkent davlat pedagogika universitetida ushbu kursni o'qib orttirgan tajribalari asosida yozilgan.

«Kosmonavtika asoslari» kursi talabalarni kosmik uchishlarning asoslari bilan tanishtiradi. U asosan quyidagi bo'limlardan tashkil topadi: 1. Kirish. 2. Raketa va kosmodinamika asoslari. 3. Tortishishning markaziy maydonida jismlarning harakati. 4. Yer sun'iy yo'ldoshlarining passiv va aktiv harakatlari. 5. Oyga uchish asoslari. 6. Planetalararo uchishlarning asoslari. 7. Sun'iy yo'ldoshlar va boshqariluvchi orbital stansiyalar, ulardan xalq xo'jaligida foydalanish asoslari. Bulardan tashqari, kosmonavtika kursi hajmida Yer atrofi zonasini, uning tabiiy resurslari, ekologik holati hamda planetalar va Oyni Yer sun'iy yo'ldoshlari tomonidan tadqiq qilish bo'yicha erishilgan yutuqlar, ularning insoniyat hayoti va faoliyati uchun ahamiyatiga doir materiallarga ham keng o'rin berilgan.

Ayniqsa, talabalar Oyni, yaqin planetalardan – Mars va Venerani tadqiq etish bo'yicha erishilgan natijalar haqida yetarlicha ma'lumot oladilar. Kosmonavtikadan nazariy kursning bayoni, amaliy mashg'ulotlar bilan tizimli ravishda mustahkamlanib boradi. Yer atrofi uchishlari, talabalar tomonidan Oy va planetalarga uchish asoslariga doir o'nlab masalalarni sinfda va mustaqil ravishda yechilishi ularning kosmonavtika predmeti mohiyatini yaxshi anglashlariga keng imkoniyat yaratadi.

Dars jarayonlarida kosmonavtikaning dunyoqarash, tarixiy va ekologik aspektlariga tez-tez murojaat qilib turish kosmonavtikani o'qitilishini gumanitarlashtirishning muhim omillaridan hisoblanadi.

Ushbu darslik matnida dastur bo'yicha barcha ma'ruzalar bayoni keltirilgan bo'lib, o'quv rejasida unga ajratilgan soatlarning kamligi tufayli, ular kosmonavtika asoslari mazmunini to'la qamragan deb bo'lmaydi. Shuning uchun talabalarning mustaqil o'qishlarini tashkil etish maqsadida, dasturda, ma'lum hajmdagi o'quv materiallari ularga mustaqil o'qish uchun tavsiya etiladi. Bu materiallarni keltirilgan ma'ruza matnlarining mazmuniga tayanib qo'shimcha adabiyotlar yordamida o'zlashtirish talabalar uchun ortiqcha qiyinchilik tug'dirmaydi.

Har bir mavzu matni ichida kosmik uchishlarga oid illyustrativ materiallar (rasm, sxema va jadvallar) ham keltirilgan bo'lib, ular mavzu mazmunini o'zlashtirishni sezilarli darajada yengillashtiradi. Shuningdek, darslikda ma'lum bo'lim materiallaridan so'ng talabalar o'z bilimlarini mustaqil tekshirib borishlari uchun turkum savollar va topshiriqlar berib boriladi.

Mazkur asar «Kosmonavtika asoslari» bo'yicha o'zbek tilida yozilgan birinchi darslik bo'lganidan, unda ayrim kamchiliklarning uchrashi tabiiy. Bunday kamchiliklarni bartaraf qilish va matnlar mazmunini yaxshilashga qaratilgan barcha fikr va mulohazalarni minnatdorlik bilan qabul qilamiz.

Muallif

KIRISH

1- §. Kosmos inson xizmatida

Insonning kosmosni o'zlashtirish bilan bog'liq faoliyati unga ona planetamiz Yerning geologik boyliklarini, tabiati va iqlimini o'rganishga katta imkoniyatlar yaratadi. Inson Koinotdan Yerga nazar solib, uning naqadar mitti, noyob va go'zal qarorgoh ekanligini anglaydi. Shu bilan birga bu nazar orqali u, planetamiz hayotiga tahdid solayotgan ekologik, energetik va demografik muammolarini ham butun bo'y-basti bilan ko'ra oladi. Oxirgi o'n yillar ichida kosmonavtikaning taraqqiyoti, Yerdagi bu muammolarni bartaraf qilishning yo'l-yo'riqlarini insonga ko'rsatibgina qolmay, bu ishda kosmonavtikaning o'zi faol ishtirok etishi mumkinligini ham ma'lum qildi.

Xususan, Yerda energetik inqirozning oldini olish uchun, Quyosh energiyasidan foydalanish imkonini beruvchi yirik kosmik inshootlarning loyihalarini, demografik halokatdan qutilish uchun esa Yer atrofi zonasini «o'zlashtirish» – kosmik «mustamlakalar» qurishning rejalarini to'la hisob-kitobi bilan dunyo olimlari oldiga qo'ydi. Shu bois, insoniyat butun Yerdagi hayotga tahdid solayotgan ekologik muammolarning oldini olishda kosmonavtikaning yordamiga katta ehtiyoj sezmoqda.

Kosmosni o'zlashtirish bilan bog'liq barcha tadqiqotlar, sivilizatsiyamiz ijtimoiy hayotiga radioelektronikaning rivojlanishi qanday ijobiy ta'sir ko'rsatgan bo'lsa, shunday foydali ta'sir ko'rsatib, uning bugungi muammolarini hal qilishda juda katta xizmati borligiga hech qanday shubha yo'q! Faqat kosmik texnikagina insonga, uning uyi hisoblanmish Yerga tashqaridan qarab, sayyoramizning, shoir A.Oripov iborasi bilan aytganda, «kichik bir soqqa» ekanligini, mashhur sayyoh-olim T. Xeyerdal aytganidek, achchiq va zaharli dud-chiqindilarni chiqarib yuborish uchun «mo'risining yo'qligini» va, shu tufayli, uning tabiiy qazilma boyliklari biz o'ylaganchalik bitmas-tuganmas emasligini anglashga imkon berdi. Binobarin, tabiat boyliklaridan katta tejamkorlik va ehtiyotkorlik bilan foydalanish lozimligini uqtirdi.

Kosmosdan turib Yerning biologik sferasining holati bilan tanishish, uning tabiiy resurslarini, o'rmon va qishloq xo'jaligi yer maydonlarini o'rganish va geologiya-qidiruv ishlari uchun maydonlarni belgilash kosmonavtikaning eng muhim vazifalaridan hisoblanadi. Mazkur yo'nalishlar bo'yicha ishlar, planetamiz ekologik muammolarini bartaraf qilish bo'yicha ham muhim ahamiyat kasb etib, raketa va kosmik texnika yordamida sayyoramiz bag'rida ko'payayotgan va qayta ishlatib bo'lmaydigan zaharli va radioaktiv chiqindilarni Yerdan tashqariga uloqtirib tashlashni ham rejalashtiradi.

Shuningdek, kosmonavtika yaqin o'n yillar ichida, kosmosda yirik energetik qurilmalarni, xomashyo resurslarini ishlab chiqarish komplekslarini joylashtirish bo'yicha ishlarni ham mo'ljallamoqda.

Bularning barchasi kelajakda kosmik fazo, birinchi navbatda, Yer atrofi zonasi ham inson yashaydigan va faoliyat ko'rsatadigan muhitga aylantirilishidan darak beradi. Yaqin kosmosni inson uchun xizmat qiladigan muhitga aylantirilishi, boshqacha aytganda, kosmosni ekologizatsiyalashtirish, ayni paytda ekologik inqirozlar global miqyosda qamrab kelayotgan planetamizni ularning halokatli oqibatlaridan qutqarish borasida inson ko'rsatayotgan muhim faoliyatlaridan hisoblanadi.

Xususan, bugunga kelib, orbital stansiyalarda yuqori vakuum sharoitida o'ta toza metall qotishmalarini olish, noyob kristallarni o'stirish, yuqori sifatli yangi qotishmalar va toza dorivor preparatlarni tayyorlash ishlari bo'yicha juda ko'p sonli eksperimentlar o'tkazilganligi ma'lum bo'ldi.

Xalq xo'jaligi uchun zarur bo'lgan ko'plab materiallarni ishlab chiqarishda, kelajakda Oyning va ayrim asteroidlarning tarkibiy materiallaridan foydalanish bo'yicha ham katta ishlar rejalashtirilmoqda. Aynan shu maqsadlarni ko'zlab, Oyda aholi yashaydigan va ishlaydigan stansiyalarning loyihalari bugun dunyo olimlari davrasida muhokama qilinmoqda.

Shuningdek, Yer atrofi fazosida eng yirik qurilmalarni, jumladan, «Quyosh fabrikasi»ni ishga tushirish bo'yicha ham real loyihalar tayyorlanayotganligi, insoniyatni kelgusida energetik halokatdan xalos qilish kabi muhim gumanitar maqsadlarni ko'zda tutadi.

2- §. Kosmonavtika predmeti

Kosmonavtika — *«kosmos»* va grekcha *«nautika»* — kema boshqarish san'ati so'zlaridan tashkil topgan bo'lib, raketa va kosmik appa-

ratlardan foydalanib, insoniyat ehtiyoji uchun kosmik fazo va Yerdan tashqi samo obyektlarini o'zlashtirishni ta'minlaydigan fan va texnika bo'limlarining uyushmasidan tashkil topadi. Kosmonavtika, shuningdek, kosmik uchishlar nazariyasi (kosmik apparatlarni trayektoriyalarni hisoblash va boshqalar), uchuvchi raketalar, raketa dvigatellari, boshqarishning bort tizimlari, kosmik apparatlar, uchirish qurilmalari, ilmiy priborlar, Yerdan turib boshqarish tizimi, telemetriya, orbital stansiyalarni jihozlash va boshqa yana bir qancha tashkiliy tizimlarni tuzishni o'z ichiga oladi.

Kosmosni bevosita o'rganishning inson faoliyati sohasidan keng o'rin olishi jahon fani va texnikasining taraqqiyoti tarixida muhim bosqich bo'lib, kelgusida u jamiyat rivojiga katta ta'sir ko'rsatishi muqarrar.

Kosmonavtikaning boshqa fanlar bilan aloqasi. Kosmonavtika barcha tabiiy fanlar, jumladan, fizika, astronomiya, kimyo, biologiya va matematika bilan uzviy bog'langan. Kosmik raketa texnikasi mavjud texnika fanlarining yutuqlariga tayanadi. Kosmik apparat kosmosda ma'lum maqsadga muvofiq harakatlanishi va fazoning mo'ljallangan nuqtasiga yoki kosmik obyektga aniq vaqtda yetib borishi uchun zarur bo'lgan hisob-kitobni olimlar, texnik xodimlar astronomik jismlarning holati va harakatlanishlari haqidagi ma'lumotlarga tayangan holda amalga oshiradilar. Shuningdek, ular osmon jismlarigacha bo'lgan masofalar, ularning o'lchamlari, massalari va boshqa fizik parametrlari haqida allaqachon talay bilimlarni to'plaganlar. Bu ma'lumotlar kosmosga uchishda juda qo'l keladi.

Xususan, Yer atmosferasining zichligi, temperaturasi, magnitosferasi, radiatsion poyaslari haqida ma'lumotga ega bo'lmay turib, birorta kosmonavt Yer atrofiga bevosita uchirilmagan, xuddi shu kabi Oy tabiatini bilmay turib, kosmonavtlar unga tomon yo'llanmagan.

Mexanika qonunlari haqidagi bilimlarsiz kosmik apparatlar (KA), sun'iy yo'ldoshlar, orbital stansiyalarni Yer atrofi zonasiga, planetalarga uchirishning iloji yo'q edi. Kosmik apparatlarni Quyosh sistemasi jismlariga muvaffaqiyatli uchirishlar, planetalar, ularning yo'ldoshlariga tegishli hisoblab topilgan ma'lumotlarning (o'lchamlari, masofalari, massalari va boshqalarning) aniqligini tasdiqlashdan tashqari, astronomiya qo'llayotgan metodlarning naqadar to'g'riligiga ham ishonch hosil qildirdi.

Kosmonavtika, ayniqsa, astronomiya fanini rivojlantirishga katta hissa qo'shib kelmoqda. Kosmik apparatlar, stansiyalar bortidan samoviy obyektlarni optik va ko'zga ko'rinmas nurlarda (ultrabinafsha,

infraqizil, rentgen va radionurlarda) o'rganish imkonini berib, oxirgi o'n yilliklarda bizning Koinot obyektlari va ularning sistemalari haqidagi bilimlarimizni misli ko'rilmagan tezlikda boyitish imkonini berdi.

Kosmosga uchiriluvchi sun'iy yo'ldoshlar, stansiyalar va boshqa apparatlarning konstruksiyalarini ishlab chiqish, ularning harakatlarini boshqarish va ulardan axborot olishda olimlar va injener-texnik xodimlar fizik qonunlarga tayanadilar. Quvvatli raketa dvigatellarini qurishda raketa texnikasi ehtiyojlarini qondirish uchun yoqilg'ining yonish jarayoni va yonish mahsulotlarining oqimi fizikasiga tegishli talay fundamental tadqiqot ishlarini bajarishga to'g'ri kelgan.

Kosmonavtika kimyoviy bilimlarga ham keng tayanadi. Kosmik texnika moddalarning turli kimyoviy xossalariga yuqori talablar qo'yadi. Xususan, issiqqa chidamli, yemirilmaydigan va boshqa xossalari bo'yicha yuqori ko'rsatkichlarga ega materiallar va, ayniqsa, yoqilg'i mahsulotlarining kimyoviy xossalariga kosmonavtikaning ehtiyoji juda katta. Yoqilg'i mahsulotlarining keng sanoat masshtabida olishning effektiv texnologiyasini ishlab chiqishda kimyogarlarning hissasi beqiyosdir.

Kosmonavtika sohasida izlanishlarni matematikasiz tasavvur etib bo'lmaydi. Murakkab matematik izlanishlar kosmosga uchiriladigan apparatlarni konstruksiyalash, tayyorlash va uchirishni amalga oshirish jarayonlarida keng qo'llaniladi. Umuman aytganda, kosmonavtikaga oid birorta tadqiqotni hisob-kitobsiz amalga oshirib bo'lmaydi.

Oxirgi yillarda kosmonavtika o'nlab biologik eksperimentlarni rejalashtirdi va amalga oshirdi. Turli kosmik sharoitlarda (vakuum, vaznsizlik, radiatsiya va boshqalar) inson organizmidagi o'zgarishlar bo'yicha yuzlab tibbiy-biologik eksperimentlar, ularning salbiy ta'sirlaridan insoniyatni ogoh qildi. Ko'plab texnika fanlarining tajribasi kosmonavtikada keng qo'llaniladi. Ayniqsa, kosmonavtikaning rivojida aviatsion texnika yutuqlarining roli juda katta.

Zamonaviy kosmik texnikani ishga tushirish turli sohalarda ishlaydigan yuzlab olimlar, muhandis-texnik xodimlarning ijodiy ishlarini uyg'unlashtirish asosida amalga oshiriladi.

3- §. Kosmonavtikaning shakllanishi haqida qisqacha tarixiy ocherk

Kosmonavtikaning otasi, uning ilmiy asoschisi sifatida kalugalik K. E. Siolkovskiy tan olingan. U, birinchi marta, raketa harakati

qonunlariga aloqador matematik formulalarni keltirib chiqargan olim hisoblanadi. K.E. Siolkovskiy birinchilardan bo'lib, Yer tortish maydonida raketa harakatining hisob-kitobini qilib, reaktiv dvigatellar, raketalarni qanday kosmik tezliklarga erishtirish imkoni borligini asosladi. U qanday tezliklar yordamida raketa, Yer tortish kuchini yengib, uning sun'iy yo'ldoshi orbitasiga ko'tarila olishini, hatto Oyga va planetalararo sayohatga yo'l olaolishini o'z hisoblashlarida aniq ko'rsatdi.

K.E. Siolkovskiy, Yer atrofida orbital stansiyalarni qurish va undan boshqa planetalarga uchishda baza sifatida foydalanish mumkinligi haqidagi fikrni ham berdi. Nazariy kosmonavtikaning asoslari uning 1903-yilda chop etilgan «Olam fazosini reaktiv priborlar yordamida tadqiq etish» kitobida bayon qilingan. Shundan ancha keyin boshqa bir qancha olimlar, jumladan R'Eno Peltri (Fransiya), R. Goddard (AQSH), G. Obert (Germaniya) kosmik uchishlar nazariyasiga tayangan apparatlarini fazoga uchirish loyihalariga real hol sifatida qarab uni rivojlantirdilar.

XX asrning 20—30-yillari alohida olimlar guruhi va jamiyatlar raketa dvigatellarini konstruksiyalash va sinashga boshladilar. Sobiq Ittifoqda tutunsiz poroxli raketalarni qurish bo'yicha birinchi eksperiment — konstruktorlik laboratoriyasi N. I. Tixomirov taklifi bilan 1921-yilda ishga tushirildi. Keyinchalik, bu laboratoriya kengaytirilib, 1928-yildan Gazodinamik laboratoriya (GDL) degan nom oldi. Unda B.S. Petropavlovskiy, G.E. Langemak, V.P. Glushko va boshqa konstruktor olimlar aktiv faoliyat ko'rsatdilar.

Raketa qurilishi bo'yicha katta ishlarni raketa harakatlarini o'rganish guruhi (GIRD) olib bordi. 1932-yilda Moskvada tuzilgan GIRDga boshliq qilib S.P. Korolyov tayinlandi. GIRD ning Moskva va Leningrad guruhlarida V.P. Vetchinkin, F.A. Sander, M.K. Tixonravov, Y.A. Pobedonossev, N.A. Rikin, Y.I. Perelman va boshqa shu kabi taniqli olimlar va muhandislar ishladilar. Garchi poroxli raketalar insonga ancha eskidan ma'lum bo'lsa-da, biroq kishilar suyuq yoqilg'ili raketalarni qurish bo'yicha tajribaga hali ega emas edilar. Shuning uchun ham bu xildagi raketalarning tajriba variantida yasashning o'zi uchun ham olimlarga yillar vaqt ketdi.

Birinchi suyuq yoqilg'ili raketa «GIRD-09» 1933-yili 17-avgustda Moskva etagidagi Nexabino qishlog'i yaqinidan uchirildi. Dastlabki suyuq yoqilg'ili uchirilgan raketalar harakatlarining tahlili, bunday yoqilg'i yordamida kelajakda kosmosni zabt qiladigan quvvatli raketalarning qurish mumkinligini ko'rsatdi.

1957-yili uchiruvchi raketani qurish bo'yicha murakkab ish yakunlandi. Bu ish amaliy kosmonavtikaning asoschisi, bosh konstruktor S.P. Korolyov va zamonaviy kosmonavtikaning nazariy asoschisi M.V. Keldish tomonidan amalga oshirildi. Natijada 1957-yilning 4- oktabr kuni bu raketa yordamida Yerning birinchi sun'iy yo'ldoshi uchirildi.

Shundan so'ng Yer atmosferasi, ionosfera va magnitosferasini hamda planetamiz Yerning barcha tabiiy resurslarini kosmosdan turib o'rganish uchun yuzlab sun'iy yo'ldoshlar, o'z bortlarida noyob ilmiy apparaturalari bilan kosmosga yo'l oldilar.

1959-yildan Yerning yagona tabiiy yo'ldoshi — Oy kosmik apparatlar tomonidan «nishon»ga olina boshladi. 1969-yili AQSH astronavtlari «Apollon-11» da Oy sathiga qo'nib, insonning asriy orzusini ro'yobga chiqardilar.

1960-yillarning boshidan planetalararo avtomatik stansiyalar qo'shni planetalarni (dastlab Venera va Marsni, keyinroq Merkuriyni) tadqiq qila boshladilar.

1972-, 1973-yillarda AQSH «Katta tur» programmasi bo'yicha gigant planetalarni tadqiq etishni boshladi. 1977-yilda uchirilgan (mazkur programma bo'yicha) AQSH ning «Voyajer-1» va «Voyajer-2» avtomatik stansiyalarining «oyog'i» Neptungacha (1989-y.) borib yetdi. Kosmosni KA yordamida tadqiq qilishning yangi erasi boshlanib, osmon jismlarini, kosmik fazoni o'rganishda inqilobiy davrning boshlanishiga start berildi.

Savol va topshiriqlar

1. Kosmonavtika nimani o'rganadi?
2. Kosmonavtikaning boshqa fanlar, jumladan, fizika, texnika va astronomiya bilan aloqasi to'g'risida nimalar bilasiz?
3. Kosmonavtikaning shakllanishida xizmat ko'rsatgan olimlar va ularning faoliyatlari haqida bilganlaringizni so'ylang.
4. GDL va GIRD larning tashkilotchilari va ularning mazkur laboratoriyalardagi faoliyatlari haqida gapirib bering.
5. Kosmonavtikaning rivojida K.E. Siolkovskiy va S.P. Korolyovlarning xizmatlari nimadan iborat bo'lgan?
6. Birinchi Yerning sun'iy yo'ldoshi orbitaga qachon chiqarilgan?
7. Kosmonavtikaning so'nggi yillardagi yutuqlari haqida nimalar bilasiz?

I BOB. KOSMODINAMIKA ASOSLARI

1- §. Raketa harakati qonunlari

Raketa harakati qonunlari kosmik uchishlar nazariyasining asosini tashkil etadi. Kosmonavtika energiyaning turli manbalarini qo'llovchi talay raketa dvigatellari tizimi bilan ish ko'radi. Biroq ko'p turdagi bunday raketa dvigatellarining barchasi ham birgina vazifani — raketadan turli yo'llar bilan uning bir qism massasini uloqtirish vazifasini bajarib, shuning hisobidan raketani harakatga keltirishni maqsad qiladi. Raketa dvigatellari yonilg'i mahsulotlarini («ishchi jism» deb ataladigan massani) bir tomonga chiqarish hisobiga, harakat miqdorining saqlanish qonuniga ko'ra, qarama-qarshi tomonga yo'nalgan raketaga ta'sir etuvchi kuch — raketaning tortish kuchini vujudga keltiradi.

Raketaning tortish kuchi, raketadan vaqt birligi ichida uloqtirilayotgan modda («ishchi jism») miqdoriga, ya'ni massasiga va uning chiqish tezligiga bog'liq bo'ladi, ya'ni:

$$F = q\omega, \tag{1}$$

bu yerda F — tortish kuchini, q — vaqt birligi ichidagi sarf bo'ladigan massa miqdorini (massaning sekundli sarfini), ω — uloqtirilgan massaning raketaga nisbatan tezligini xarakterlaydi.

Aslida (1) formula raketadan uloqtirilayotgan jism suyuq yoki qattiq bo'lganda o'rinli bo'lib, gaz bo'lganda esa uning kengayishi hisobiga raketaga qo'shimcha kuch bilan ta'sir etadi. Natijada, bunday holda raketaning tortish kuchi

$$F = \omega q + S\,(p_g - p_a) \tag{2}$$

formula bilan ifodalanadi. Bu yerda p_g — dvigatel soplosining (yonilg'i mahsulotlari chiqayotgan tuynuk) bo'g'zidagi gaz bosimini, p_a — tashqaridagi atmosfera bosimini, S — soplo tuynugining kesim yuzasini ifodalaydi.

Ba'zan (1) ifoda o'rniga

$$F = \omega_{ef} q \tag{3}$$

ifoda olinadi, bunda

$$\omega_{ef} = \omega + \frac{S}{q}(p_g - p_a) \tag{4}$$

bo'ladi. (4) ifodaning o'ng tomonini Yer sirtida erkin tushuv tezlanishi kattaligi $g = 9{,}8\ m/s^2$ ga ko'paytirib va bo'lib, tortish kuchining quyidagi ifodasi olinadi:

$$F = \omega_{ef}\, q = \frac{\omega_{ef}}{g} gq \tag{5}$$

yoki

$$F = I_{sol}\, gq, \tag{5'}$$

bu yerda I_{sol} – solishtirma impuls deyilib, uning birligi $\frac{m/s}{m/s^2}$ da, ya'ni sekundda o'lchanadi, gq – sekundli og'irlik sarfini ifodalab, $\frac{kg \cdot k}{s}$ da o'lchanadi. Tortish kuchining kattaligi F esa tortish kuchi kg · k (kilogramm kuch)da ifodalanadi. Solishtirma impuls sarflanuvchi har bir kilogramm og'irlik sarfiga qanday tortish kuchi impulsi to'g'ri kelishini, ya'ni kg·k/s ga to'g'ri keladigan kattaligini belgilab, $\frac{kg \cdot k \cdot s}{kg \cdot k} = s$ da o'lchanadi.

Halqaro SI tizimida tortish kuchi Nyutonda (N) ifodalanib, tortishni vujudga keltiruvchi yonuvchi modda miqdorining og'irlik birliklarida emas, balki massa birliklarida o'lchanadi, u holda solishtirma impuls

$$1\frac{N \cdot s}{kg} = 1\frac{kg \cdot m/s^2 \cdot s}{kg} = 1\frac{m}{s},$$

boshqacha aytganda, yangi kattalik tezlik birligida ifodalanadi va u soplodan chiqayotgan gazning bizga tanish bo'lgan effektiv tezligini beradi.

Tortish kuchi beradigan tezlanish, aniqrog'i, reaktiv tezlanish a_r, mexanikaning ikkinchi qonuniga ko'ra, ushbu ifodadan topiladi:

$$a_r = \frac{F}{m}, \tag{6}$$

bu yerda F – tortish kuchi kattaligini, m – raketaning yoxud kosmik apparatning ma'lum momentdagi massasini xarakterlaydi.

Raketaning qulay xarakteristikalaridan biri qilib ushbu *boshlang'ich reaktiv tezlanish* olinadi:

$$a_{p0} = \frac{F}{m_0}, \tag{7}$$

bu yerda m_0 – raketa boshlang'ich massasining miqdorini bildiradi. Reaktiv tezlanish, raketaga boshqa kuchlar ta'sir etmaganda, faqat tortish kuchi ta'sirida uning erishadigan tezlanishini xarakterlaydi. K.E. Siolkovskiy ta'biri bilan aytganda, u raketaning faraziy erkin fazoda harakatlanayotganda oladigan tezlanishining kattaligi hisoblanadi.

Raketani erkin fazoda joylashtirib, dvigatelini ishga tushirsak, u tortish kuchini vujudga keltirib, raketani ma'lum tezlanish olishiga va to'g'ri chiziq bo'ylab harakatlanayotib, tezligini orttirib borishiga imkon beradi.

Raketa massasi m_0 dan m_q miqdorgacha kamayganda, u qanday tezlikka erishishini Siolkovskiyning ushbu formulasi yordamida aniqlash mumkin:

$$v = \omega \ln \frac{m_0}{m_q} = 2{,}30259\omega \lg \frac{m_0}{m_q}, \tag{8}$$

bu yerda ω – yoqilg'i mahsulotining raketa soplosidan chiqish tezligi bo'lib, u o'zgarmas deb qabul qilinadi. Shunga ko'ra (8) ni quyidagicha yozish mumkin bo'ladi:

$$\frac{m_0}{m_q} = e^{\frac{v}{\omega}}, \tag{9}$$

bu yerda $e = 2{,}71828 \ldots$ – natural logarifmlarning asosi. Ushbu formula yordamida hisoblab topilgan tezlik raketaning *energetik resurslarini xarakterlaydi* va *ideal tezlik* deb yuritiladi. Ideal tezlik v gaz massasining raketadan chiqish tezligiga ω va *Siolkovskiy soni* deb ataluvchi $z = \frac{m_0}{m_q}$ songa bog'liq bo'ladi.

Ba'zan adabiyotlarda Siolkovskiy soni z' deb, sarflangan ishchi jismi massasi m_{sarf} ning oxirgi qoldiq massa miqdori m_q ga nisbatiga aytiladi, ya'ni:

$$z' = \frac{m_{sarf}}{m_q} = e^{\frac{\upsilon}{\omega}} - 1. \quad (10)$$

Shuningdek, ayrim hollarda raketaning bu xususiyatini xarakterlash uchun ishchi jism massasining boshlang'ich massasiga nisbati ham olinadi, ya'ni

$$\frac{m_{ish}}{m_0} = 1 - e^{-\frac{\upsilon}{\omega}}. \quad (11)$$

Berilgan υ tezlik uchun ω chiqish tezligining katta qiymati, Siolkovskiy sonining uncha katta bo'lmagan qiymati bilan cheklanishiga imkon beradi.

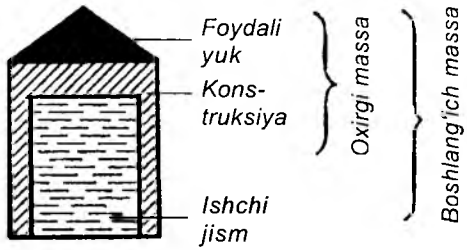
2- §. Raketaning strukturasi

Siolkovskiy formulasining tahlilidan ma'lum bo'lishicha, *raketaning boshlang'ich va oxirgi massalarining nisbati* uning uchun *eng asosiy tavsiflovchi kattalik*laridan hisoblanar ekan. Binobarin, raketaning tezligini ma'lum kattalikkacha erishtirish uchun, uning boshlang'ich tezligi m_0 ni ikki qismga: 1) *ishchi jism massasiga* va 2) oxirgi — *qoldiq massasiga* bo'lib o'rganish lozim bo'ladi. Yuqorida eslatilganidek, $\frac{m_0}{m_q}$ Siolkovskiy soni z deyilib, ishchi jismning soplodan chiqish tezligi ω bilan birgalikda raketaning erisha oladigan tezligini aniqlashga imkon yaratadi.

Raketaning ishchi massasisiz «quruq» massasi, ya'ni m_q raketa konstruksiyasining massasi m_k va foydali massa m_f dan tashkil topadi. Konstruksiya massasiga, raketa konstruksiyasidan tashqari, uning barcha agregatlarini o'z ichiga olgan dvigatel tizimi, boshqarish tizimi hamda aloqa va navigatsiya tizimlari kiradi. Foydali massa m_f ga esa ilmiy apparatura, radio-telemetrik tizimlar, kosmik apparatlarni orbitaga olib chiquvchi korpus, ekipaj va kosmik kemada hayotni ta'minlash tizimi bilan bog'liq qurilmalar kiradi.

Konstruksiya va ishchi jismning birgalikdagi massasining, konstruksiya massasiga nisbatini s bilan ifodalasak, u raketaning *konstruktiv xarakteristikasini* belgilaydi:

$$s = \frac{m_0 - m_f}{m_k - m_f} \quad (12)$$



1-rasm. Raketaning strukturaviy sxemasi.

Har qanday raketa uchun $z < s$ bo'ladi. Agar konstruktorlar, ustalik bilan, massasi bo'yicha minimal hisoblangan raketa konstruksiyasiga maksimum ishchi jismini joylaganlarida ham, raketa tezligini oshirishning birgina yo'li qolib, bunga raketaning foydali yuki m_f ni kamaytirish hisobigagina erishish mumkin bo'ladi. Foydali yukdan butunlay voz kechilganda, ya'ni $m_f = 0$ bo'lganda $s = z$ bo'ladi. Shubhasiz, raketani konstruksiyalashtirish paytida foydali yukdan voz kechib bo'lmaydi.

$p = \frac{m_0}{m_q}$ ifoda *nisbiy boshlang'ich massa* deyilib, unga teskari kattalik esa, *nisbiy foydali yuklama* yoxud *foydali yuklama koeffitsiyenti* deb yuritiladi. (12) formulaning surat va maxrajini m_0 ga bo'lib, biz s, z va p larni o'zaro bog'lovchi quyidagi ifodaga ega bo'lamiz:

$$s = \frac{1-\frac{1}{p}}{\frac{1}{z}-\frac{1}{p}}, \qquad (13)$$

uni quyidagicha qulayroq ko'rinishda yozishimiz mumkin:

$$s = z\frac{p-1}{p-2},$$

bu yerda $$z = \frac{ps}{p+s-1}; \quad p = z\frac{s-1}{s-2} \qquad (14)$$

ga teng bo'ladi. Kosmik eraning boshlarida $s = 10$ ga teng bo'lib, u

juda katta hisoblanardi. Biroq, keyinroq, Oyga uchishni amalga oshirgan «Saturn-5» raketasida (AQSH) uning miqdorini $s = 16$ gacha yetkazishga erishildi.

3- §. Raketaning tarkibiy qismlari

Raketaning uchishi jarayonida ishchi jismning soplodan tinimsiz oqib chiqishi hisobiga uning tezligining uzluksiz ortib borishiga, raketa massasining kamayishi katta yordam qiladi. Biroq raketa faqat ishchi jismdangina tashkil topmagan bo'lib, ishchi jismdan xalos bo'lgan baklar va ularni tutib turgan qurilmalar «quruq yuk» bo'lib, raketa tezligining keskin ortib borishiga to'sqinlik qiladi. Shu tufayli vaqti-vaqti bilan bunday yuklarni raketadan forig' qilish lozim bo'ladi. Shu tartibda qurilgan raketa *tarkibli raketa* deyiladi. Tarkibli raketa mustaqil raketa bosqichlaridan tashkil topib, ular ketma-ket birbiriga ulangan bo'ladi. Bosqichlarning ketma-ket ulanishining afzalligi shundaki, yangidan ishga tushirilgan bosqich oldingisidan kam tortish kuchiga ega bo'lib, bunda raketaning tezlanishi sakrash bilan kechmay, balki sekin-astalik bilan ro'y beradi.

Raketaning birinchi bosqichi ishga tushganda, boshqa bosqichlarini uning haqiqiy foydali yuki bilan birgalikda birinchi bosqich uchun foydali yuk sifatida qaraladi. Birinchi bosqichning ajralishi bilan raketaning ikkinchi bosqichi ishga tushib, boshqa bosqichlar va haqiqiy foydali yuk bilan birgalikda mustaqil raketani, ya'ni «birinchi subraketani» tashkil qiladi va hokazo.

2-rasmda ko'p bosqichli raketaning sxemasi keltirilgan. Har bir subraketa raketaning ungacha erishgan tezligiga o'zining *xususiy ideal tezligini* qo'shadi. Natijada ko'p bosqichli raketaning erishgan oxirgi ideal tezligi alohida subraketalar ideal tezliklarining yig'indisidan tashkil topadi. Agar barcha bosqichlar uchun ishchi jismning soplodan chiqish tezligi ω va ularning konstruktiv xarakteristikalari s bir xil bo'lsa, shuningdek, barcha subraketalar uchun z son, binobarin, p ning qiymatlari bir xil bo'lganda *yig'indi ideal tezlik* ko'p bosqichli raketaning berilgan massasi uchun eng katta bo'ladi.

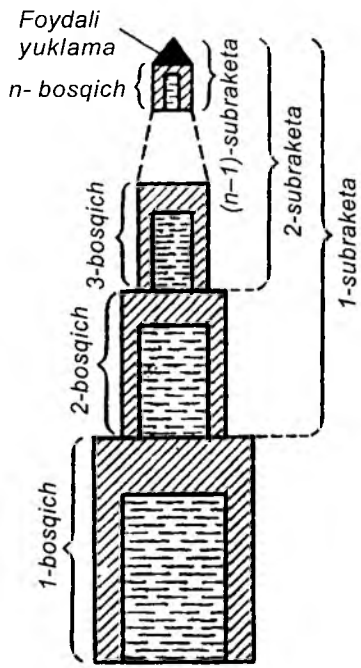
Bordi-yu, raketaning ideal tezligi va barcha bosqichlar uchun bir xil bo'lgan ishchi jismning soplodan chiqish tezligi ω, shuningdek, barcha bosqichlar uchun konstruktiv xarakteristikalari s berilgan bo'lib, barcha subraketalar massalarining nisbati ularga mos s larning

nisbatiga proporsional bo'lsa, u holda raketa boshlang'ich massasi m_0 ning uning foydali massasi m_f ga nisbati *minimal* bo'ladi.

Ikki bosqichli raketaning to'la xarakteristik tezligini hisoblash talab qilinsin. U holda Siolkovskiy formulasiga ko'ra, birinchi bosqich tezlanishi asosida raketaning oxirida erishgan tezligi $v_1=\omega_1 \ln z_1$ bo'lib, ω_1 – ishchi jismning birinchi bosqichdan chiqish tezligini, $z_1 = \frac{m_0}{m_0 - m_{yon}}$ esa birinchi bosqichga nisbatan Siolkovskiy sonini ifodalaydi, bu yerda m_{yon} – birinchi bosqich yonilg'isi massasini ifodalaydi. Raketaning ikkinchi bosqichi tezlikni

$$v_1=\omega_1 \ln z_1 \qquad (15)$$

qiymatga orttiradi, bu yerda ω_2 – ikkinchi bosqich raketasidan chiqayotgan ishchi jism tezligini xarakterlaydi. Ikkinchi bosqichga nisbatan Siolkovskiy soni esa



2- rasm. Ko'p bosqichli raketaning sxematik tuzilishi.

$$z_2 = \frac{m_0'}{m_0' - m_{yon}'}$$

bilan ifodalanadi. U holda ikki bosqichli raketaning *xarakteristik tezligi* har bir bosqich tomonidan berilgan tezliklarning yig'indisidan iborat bo'ladi, ya'ni:

$$v = v_1 + v_2 = \omega_1 \ln z_1 + \omega_2 \ln z_2. \qquad (16)$$

Bordi-yu $\omega_1 = \omega_2$ bo'lsa, u holda

$$v = \omega(\ln z_1 + \ln z_2) = \omega \ln z_1 \cdot z_2 = \omega \ln z \qquad (17)$$

bo'ladi, bu yerda $z = z_1 \cdot z_2$ – ikki bosqichli raketa uchun Siolkovskiy sonini xarakterlaydi.

Nizomiy nomli
...
kutubxonasi

~y- 6939/1

4- §. Raketa dvigatellari

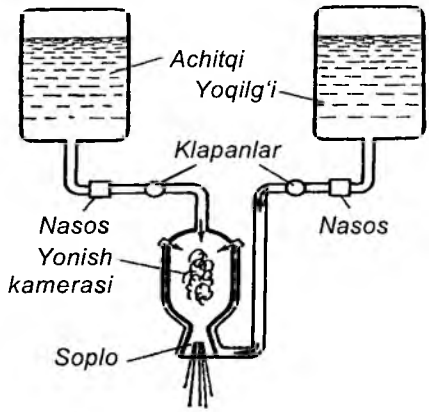
Raketa dvigatellarining bosh vazifasi ma'lum mo'ljallangan yo'nalish bo'yicha tortish kuchini vujudga keltirishfdan iborat bo'ladi. Mazkur maqsadga, raketa dvigatelining yonish kamerasidan, yonilg'ining yonish jarayonida, uning mahsulotlarining keskin kengayishi va natijada soplodan tashqariga katta tezlik bilan uloqtirilishi orqali erishiladi. Tashqariga uloqtiriladigan yoqilg'i mahsulotining yonishini tezlatishda turli xil yonish jarayonlaridan foydalaniladi. Shu bois, qurilishlariga ko'ra, raketa dvigatellarining turli xillari mavjud. Bular ichida eng keng tarqalganlari termokimyoviy raketa dvigatellari bo'lib, ularning ishlash prinsiplari uncha murakkab emas. Bunda kimyoviy reaksiya (yonish reaksiyasi) natijasida katta miqdorda issiqlik ajraladi va yuqori temperaturaga qadar qizdirilgan reaksiya mahsuloti, keskin kengayib, juda katta tezlik bilan raketadan uloqtiriladi.

Bunday dvigatellar uchun yonilg'i mahsulotining raketadan chiqish tezligi ω, asosan, kengayayotgan gazning temperaturasiga va o'rtacha molekular og'irligiga bog'liq bo'ladi. Temperatura qancha yuqori va gazning molekular og'irligi qancha kam bo'lsa, gaz raketa soplosidan shuncha yuqori tezlik bilan otilib chiqadi. Taxminan, bu tezlik 10 % gacha aniqlik bilan $\sqrt{\frac{T}{M}}$ ifodaga proporsional bo'ladi, bu yerda T — effektiv temperaturani, M esa gazning o'rtacha molekular og'irligini ifodalaydi. Bunda T temperatura iloji boricha yuqori, gazning molekular og'irligi M esa nisbatan kichik bo'lishiga harakat qilinadi.

Yonish kamerasida gaz bosimi o'nlab atmosferaga yetadi. KA ning Yer atmosferasidan tashqaridagi harakatida (yuqori bosqich dvigatellari uchun) bosim bu qadar katta bo'la olmaydi. Ishchi jismning muhim xarakteristikalaridan biri bu uning *zichligidir.* U qancha katta bo'lsa, ishchi jism berilgan massasida shuncha kichik hajmni egallaydi, binobarin, ularni asrash uchun kerak bo'ladigan baklar ham, mos ravishda, shuncha kichik hajm va massaga ega bo'ladi.

1. Suyuq yoqilg'ili raketa dvigatellari (SYoRD). Bunday dvigatellarning yoqilg'ilari (kerosin, spirt, gidrazin, suyuq vodorod va achitqilari (okislitel, ya'ni suyuq kislorod, azot kislotasi, vodorod perekisi) alohida baklarda saqlanadi. Yoqilg'i va achitqilar birgalikda *raketa yoqilg'isi* deyiladi. Maxsus nasos yoxud bosim ostida yoqilg'i va achitqilar yonish kamerasiga uzatiladi.

Yoqilg'i mahsuloti (ishchi jism) maxsus truba (soplo) orqali tashqariga katta tezlik bilan uloqtiriladi(3-rasm). Ba'zan dvigatel alohida soploga ega bo'lgan bir necha kameradan tuzilgan bo'lib, ular yoqilg'i uzatishning umumiy tizimi bilan tutashtirilgan bo'ladi. Ko'p kamerali dvigatellar, tortish kuchini o'zgartirmagani holda, dvigatelning umumiy uzunligini kichik qilishi hisobiga raketaning vaznini yengillatirishi bilan muhim. Hozirgi zamon dvigatellarining kameralarida temperatura 4000–5000 K gacha boradi. Shu bois, kamera devorlari issiqqa chidamli materiallardan qilinib, ular sovitib turiladi: buning uchun ichki tomondan suyuq yoqilg'i kameraga tushishdan oldin sovitish maqsadida kamera devori bo'ylab sirkulatsiya qildiriladi. Natijada yonish kamerasi devorlarining temperaturasi 1000 K gacha sovitiladi.

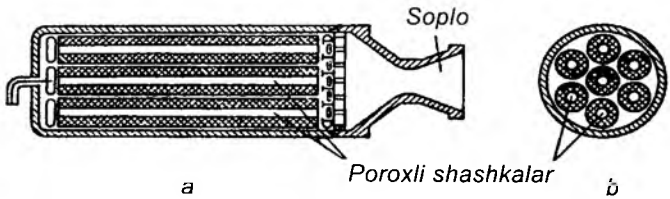


3- rasm. Suyuq yoqilg'ili raketa dvigateli, nasoslar yordamida yoqilg'ini uzatish.

Suyuq yoqilg'ili zamonaviy raketalarning quyi bosqichlarida uglevodorodli yonilg'i (kerosin va uning mahsulotlari) va achitqi sifatida suyuq kisloroddan foydalaniladi. Bunday yonilg'i mahsulotlarni soplodan 3 km/s va undan ortiq tezlik bilan uloqtirish imkonini beradi. Vodorod va suyuq kislorodning uyg'unlashgan yoqilg'isi, bu tezlikning kattaligini 4,2 km/s ga, suyuq kislorodni suyuq ftor bilan almashtirish natijasida esa bunday tezlikning qiymatini 4,5 km/s gacha yetkazadi.

Suyuq yoqilg'ili ayni paytda qo'llanilayotgan dvigatellarning tortish kuchi bir necha yuz tonnagacha yetadi. Quvvatli suyuq yoqilg'ili dvigatellar raketaga, erkin tushuv tezlanishining kattaligidan (9,8 m/s^2) bir necha marta ortiq tezlanish bera olish quvvatiga ega.

2. Qattiq yoqilg'ili raketa dvigatellari (QYoRD). Bunday dvigatellarda qattiq yoqilg'i o'zining tarkibidagi mavjud kislorod tufayli yonadi. Qattiq yoqilg'ili dvigatellar o'zining soddaligi bilan suyuq yoqilg'ili dvigatellardan ancha farq qiladi. Xususan, ularda yonilg'i va achitqi uchun alohida baklar va nasoslarga zaruriyat yo'q. Qattiq yoqilg'ili dvigatellarning solishtirma og'irliklari suyuq yoqilg'ili dvi-



4- rasm. Qattiq yoqilg'ili raketa dvigateli:
a — bo'ylama va *b* — ko'ndalang kesimi.

gatellarnikidan ancha kam. Qattiq yoqilg'ili dvigatellarning tortish kuchi ham bir necha yuz tonnagacha etsa-da, biroq ishlash vaqti, ko'pincha bir minutga ham yetmaydi. 1966-yilda AQSHda diametri 6,6 m va uzunligi 24 m bo'lgan qattiq yoqilg'ili reaktiv dvigatel sinab ko'rilganda, uning tortish kuchi 1600 tonnaga yetgan. Mavjud adabiyotlarda, ayni paytda diametri 15 m bo'lgan qattiq yoqilg'ili reaktiv dvigatelni qurish imkoniyatining mavjudligi va uning quvvati taxminan 4500 tonna tortish kuchiga ega bo'la olishi qayd etiladi. Quvvatli QYoRD kelgusida yirik raketalarning birinchi start bosqichida keng qo'llanilishi nazarda tutiladi. Biroq ular hech qachon suyuq yoqilg'ili dvigatellarni ishlab chiqarishdan siqib chiqara olmasligi (ularning ma'lum afzalliklari tufayli) aniq.

Gap shundaki, kelgusida ham qattiq yoqilg'ili dvigatellarda soplodan otiladigan ishchi jismining (gazning) tezligini 3—3,5 km/s dan orttirishning iloji yo'q. Hatto AQSH ning 1977-yilda ishga tushirilgan quvvatli qattiq yoqilg'ili dvigatellarida ham ishchi jismning tezligi zo'rg'a 2,7 km/s ga yetkazildi. Ko'p hollarda QYoRD kosmik apparatlarning tormozlovchi tizimlarida ishlatish uchun qulay. Shuningdek, kam quvvatli bunday dvigatellardan, uchish paytida, raketaning oriyentatsiya olishi va stabilizatsiya tizimlarida foydalanishning qulayligi tufayli ularni bu sohalarda keng joriy qilish ko'zda tutiladi.

3. Erkin radikallarda ishlaydigan suyuq yoqilg'ili dvigatellar (rekombinatsion dvigatellar). Nazariy yo'l bilan ishga tushirilishi mo'ljallanayotgan bunday kimyoviy dvigatellarda atomlar yoki atomlar guruhidan iborat aralashmaning rekombinatsiyasi (qo'shilishi) tufayli molekulalarga aylanish jarayonida ajralgan issiqlik energiyasidan foydalanish nazarda tutiladi. Bunday reaksiyaga misol qilib, alohida olingan ikki vodorod atomining (H) vodorod molekulasiga (H_2) aylanish jarayonini olish mumkin. Reaksiya davomida temperatura

10000° C gacha yetganda, kengayayotgan gazning molekular og'irligi minimal qiymatli bo'ladi. Nazariy hisoblashlarning ko'rsatishicha, ishchi jismning raketa soplosidan chiqish tezligi 21 km/s gacha yetishi mumkin. Biroq juda yuqori temperatura raketa kamerasi uchun xavfli bo'lib, uni kamaytirish va oqibatda, ishchi jismning ham chiqish tezligini kamaytirish uchun yoqilg'i sifatida atomar vodorodni yoqilg'ining vodorod molekulasi (H_2) bilan aralashtirish zaruriyati tug'iladi. Bunday yo'l bilan, aralashmaning 50% ini atomar vodorod tashkil etganda, ishchi jismning raketa soplosidan chiqish tezligini 10 km/s gacha tushirish mumkin bo'ladi. Bulardan tashqari, kelajakda qurilishi mo'ljallangan raketalarda yadroviy yoqilg'i, tashqi energiya manbali issiqlik dvigatellari, elektrik raketa raketa dvigatellari, yelkan tizimli va fotonli raketa dvigatellarning qo'llanish imikoni ham mavjud bo'lib, hozircha ular ustida to'xtashni lozim topmadik.

Savol va topshiriqlar

1. Raketa qanday qurilma? U qanday prinsip asosida harakatlanadi?
2. «Ishchi jism» va «tortish kuchi» deganda nimani tushunasiz?
3. Raketaning tortish kuchi qanday formula asosida topiladi?
4. Tortish kuchining solishtirma impulsi va solishtirma impuls orasida qanday bog'lanish mavjud?
5. Reaktiv tezlik deganda nimani tushunasiz?
6. Siolkovskiy formulasini yozing.
7. «Siolkovskiy soni» nima va u raketaning qanday resursini tavsiflaydi?
8. Raketa qanday qismlardan tuzilgan?
9. Raketaning konstruktiv xarakteristikasi deganda nimani tushunasiz?
10. Raketaning boshlang'ich, qoldiq va foydali massalari deb nimaga aytiladi?
11. Ko'p bosqichli raketaning tuzilishini qanday tasavvur qilasiz?
12. Qanday raketa dvigateli termokimyoviy dvigatel deyiladi?
13. Suyuq yoqilg'ili raketa dvigateli (SYoRD) va uning yoqilg'ilari haqida nimalar bilasiz?
14. Qattiq yoqilg'ili raketa dvigateli qanday yonilg'ilarda ishlaydi? Ularning afzalligi nimada?
15. Erkin radikallarda ishlaydigan SYoRD (rekombinatsion dvigatellar) qanday ishlashini tushuntiring.

II BOB. TORTISHISH MAYDONIDA ERKIN HARAKAT

1- §. Uchish paytida kosmik apparatga (KA) ta'sir etuvchi kuchlar

1. Uchish paytida KAga ta'sir etadigan eng muhim tabiat kuchlaridan biri — butun olam tortishish kuchidir. Moddiy jismlar orasidagi tortishish kuchi Nyuton tomonidan kashf etilgan butun olam tortishish qonuniga bo'ysunadi. Ma'lumki, uning matematik ifodasi:

$$F = G\frac{m_1 \cdot m_2}{r^2}, \qquad (1)$$

bu yerda F — moddiy jismlar orasidagi tortishish kuchini, m_1 va m_2 — ularning massasini, r — ular orasidagi masofani ifodalaydi, proporsionallik koeffitsiyenti G esa gravitatsion doimiylik deyilib, massalari kilogrammlarda, oralaridagi masofa metrlarda, kuch Nyutonda ifodalanganda $G = 6{,}672 \cdot 10^{-11}\ \mathrm{N \cdot m^2/kg^2}$ ga teng qiymat bilan o'lchanadi. Shuni ta'kidlash lozimki, bu yerda jismlarning massalari Nyutonning ikkinchi qonunidagi ($F=ma$) inert massadan farq qilib, gap ularning gravitatsion (tortishish) massasi ustida boradi.

2. KA ning harakati paytida unga ta'sir etadigan boshqa bir kuch — *atmosferaning qarshilik kuchidir.* Uchish qancha kichik balandlikda (Yer sirtiga nisbatan) ro'y bersa, bu kuch shuncha katta bo'ladi, chunki balandlik kamaygan sayin atmosferaning zichligi ortadi. Bunday kuch *aerodinamik* kuch deyiladi. Atmosferaning yuqori qatlamida zichlik juda kam bo'lib (har kub santimetrida atigi bir necha yuz atom), KA uchishiga deyarli ta'sir qilmaydi va shuning uchun ham bunday hollarda qarshilik kuchi hisobga olinmaydi.

3. Planetalararo bo'shliqda uchayotgan KAga sezilarli ta'sir ko'rsatadigan yana bir kuch — bu *Quyosh nurlanishlarining bosim kuchidir.* Agar KAning massasi uncha katta bo'lmay, sirti sezilarli darajada katta bo'lsa, u holda Quyosh nurlarining bosim kuchi, uzoq uchishlarda yetarlicha katta ta'sir qilib, uni albatta hisobga olishga to'g'ri keladi.

4. Kosmik fazoda KAga kuchsiz bo'lsa-da, ta'sir etadigan boshqa bir kuchlar *elektr* va *magnit kuchlari* deyilib, ular KA ning to'g'ri chiziqli harakatiga emas, balki og'irlik markazi atrofidagi aylanma harakatigagina ta'sir qiladi.

2- §. *n* jism masalasi va sonli integrallash metodi

Ma'lumki, kosmik apparatlarning fazodagi passiv (raketa dvigatellari ishdan to'xtatilgan holdagi) harakati asosan Yer, Oy, Quyosh va planetalar ta'sirida kechadi. Bu osmon jismlarining harakati ham butun olam tortishish kuchi ta'sirida ro'y berib, ularning fazodagi holatlari tinimsiz o'zgarib turadi. Natijada, biz osmon jismlarining, jumladan, sun'iy jismlarning o'zaro tortishish kuchlari ta'siridagi harakatlari bilan bog'liq masalani yechish zaruriyati haqidagi muammoga duch kelamiz. Osmon mexanikasida bunday masala *n jism masalasi* deyiladi. Bunday masalani umumiy holda yechish matematik jihatdan juda katta qiyinchilik tug'diradi. Hatto osmon mexanikasining uch jism masalasi ham ayrim xususiy hollar uchungina yechilganligini hisobga olinsa, *n* jism masalasi yechimining qanchalik murakkabligini his qilish biroz oson bo'ladi.

Baxtimizga kosmodinamikada *n* jism masalasini yechish muammoni nisbatan yengil hal qilish xarakteriga ega. Gap shundaki, kosmik apparat arzimas massaliligi va boshqa jismlardan yetarlicha uzoqligi tufayli osmon jismlarining harakatiga deyarli ta'sir qila olmaydi. Bunday hol osmon mexanikasida *n jismning organik masalasi* sifatida tanilgan. Uni yechishda Quyosh, Yer, Oy va planetalarga tegishli ma'lumotlar (ularning hisoblash paytidagi masofalari, massalari o'lchamlari) ma'lum deb qaraladi, chunki ular astronomlar tomonidan yaxshi o'rganilgan bo'lib, astronomlar hatto bu osmon jismlarining bir necha yildan keyingi holatlarini ham juda aniqlik bilan ayta oladilar.

Quyosh, Yer, Oy va planetalarning kosmik apparatdan uzoqligi ixtiyoriy vaqt uchun aniq bo'lib, ularning massalari ham ma'lum, binobarin, ularning kosmik apparatga bergan chetlantiruvchi tezlanishlarining kattaliklari va o'lchamlariga (uzoqliklari va uzoqliklari) ko'ra be'malol hisoblashning iloji bor.Darvoqe, osmon jismining massasi M, kosmik apparatniki esa m va $m << M$ bo'lsa, u holda r masofadagi kosmik apparatga osmon jismi tomonidan berilayotgan tortish kuchining gravitatsion tezlanishi

$$\alpha_g = \frac{GM}{r^2} \qquad (2)$$

ifoda orqali topiladi. Shunday qilib, KA ga osmon jismi tomonidan beriladigan tezlanish o'zaro tortishayotgan jismlar orasidagi masofa va tortayotgan osmon jismining massasiga bog'liq bo'lib, tortilayotgan jismning (ya'ni KA ning) massasiga bog'liq bo'lmaydi.

(2) formuladan ko'rinishicha, ixtiyoriy momentda alohida bir osmon jismi tomonidan kosmik apparatga beriladigan tezlanishni osongina topish mumkin emas. Binobarin, ayni moment uchun topilgan barcha osmon jismlarining KA ga beradigan tezlanishlarining vektorial yig'indisini, ya'ni barcha osmon jismlari tomonidan KA ga beriladigan chetlantiruvchi tezlanishlarning teng ta'sir etuvchisini ham topish mumkin bo'ladi. Bu paytdagi KA tezligining kattaligi va yo'nalishini bilgan holda, barcha osmon jismlari tomonidan KAga beriladigan tezlanishni e'tiborga olib, ma'lum vaqtdan so'ng ham (masalan, bir necha sekunddan so'ng) apparatning holati va tezligini topish mumkin bo'ladi va hokazo. Shunday yo'l bilan vaqtga bog'liq ravishda KAning vaziyatini, tezligining kattaligini qadamba-qadam topishga imkon bo'ladi. Bunda vaqt intervalini qancha kichik olinsa, hisoblash aniqligini shuncha oshirishga erishiladi.

Ana shunday yo'l bilan KA harakatini o'rganish metodi — *sonli integrallash metodi* deb yuritiladi. Sonli integrallash metodining kamchiligi — KA boshlang'ich tezligini belgilash bo'yicha aniq reseptning yo'qligida. Agar uni ma'lum darajada aniq belgilashning iloji bo'lsa, u holda u bo'yicha murakkab hisoblash jarayonini elektron hisoblash mashinasi yordamida tezgina topish mumkin bo'ladi.

3- §. Vaznsizlik

Faraz qilaylik, kosmik fazoda erkin harakatlanayotgan KAga ma'lum momentdan so'ng (razgon tugagach) ilgarilanma harakat (aylanishsiz) ta'minlangan bo'lsin. Bunday harakatda, jismning barcha nuqtalari bir xil tezlik bilan harakatlanishini tushunish qiyin emas. Endi kosmik kema turli alohida qismlardan tashkil topgan va unga faqat markaziy osmon jismining tortishish kuchi ta'sir etadi deb qaralsa, uning barcha qismlari (detallari)ning tezligi bir xilligicha qoladi. Bordi-yu, u boshqa osmon jismlari ta'sirida o'zgarganda ham

bu detallarning hammasiniki bir xilda o'zgaradi. Chunki biror tashqi M massali osmon jismi beradigan chetlantiruvchi gravitatsion tezlanishlar harakatlanayotgan jismning o'zining massasiga bog'liq bo'lmay, uning barcha detallariga quyidagi bir xil tezlanish bilan ta'sir qiladi:

$$a_g = \frac{GM}{r^2}, \qquad (2)$$

bu yerda M– KA detallarini tortayotgan osmon jismning massasi (detallarniki emas!), r –KA detallarining tortayotgan (M) jismdan uzoqligi bo'lib, ularning barchasi uchun bir xil deb qarash mumkin. Natijada KA detallarining harakat trayektoriyalari bir xil bo'lib, fazoda ular tarqab ketmasliklariga dalil bo'ladi. Binobarin, KAning alohida detallari orasida bosim vujudga kelmaydi, ya'ni bir-biriga nisbatan vazni yo'qoladi. Kosmonavt o'zi o'tirgan kresloga bosmaydi, osilgan lampa shnurga taranglik berib tortmaydi, qo'yib yuborilgan qalam stolga tushmay, havoda muallaq turib qoladi va hokazo. Chunki ularning barchasining tezligi va tezlanishi bir xil bo'ladi. Kema kabinasi ichida pol, shift degan so'zlarning ma'nosi yo'qoladi. Kema ichida jismlarning harakatiga Yerning tortish kuchi «aralashmaydi».

Tashqi ayrim xarakterdagi kuchlarning (tashqi muhitning qarshilik kuchi, tayanch reaksiya kuchi va boshqalar) paydo bo'lishi vaznsizlikni yo'qotib, KA ichida vaznlilik holatining vujudga kelishiga sabab bo'ladi.

4- §. Tortishishning markaziy maydoni

Ma'lum bo'lishicha, KA ning harakat trayektoriyasini yetarlicha aniqlikda hisoblash uchun barcha osmon jismlarining unga ta'sirini hisoblashga zaruriyat yo'q ekan. Agar KA kosmik fazoda planetalardan juda uzoqda harakatlanayotgan bo'lsa, unda faqat Quyoshning tortish kuchini hisobga olishning o'zi yetarli bo'ladi. Chunki planetalarning KA ga bergan chetlantiruvchi tezlanishlari Quyosh bergan tezlanish oldida arzimas miqdorni tashkil etadi. Bordi-yu, biz Yer yaqinida harakatlanayotgan KA ning trayektoriyasini o'rganayotgan bo'lsak, Quyoshning unga berayotgan tezlanishi Quyoshning Yerga berayotgan tezlanishiga deyarli teng bo'lib, KA ning Quyoshga nis-

batan harakati o'rganilayotganda albatta uni hisobga olish zarur bo'lardi. Biroq KA ning Yerga nisbatan harakati o'rganilayotganda, chetlantiruvchi tezlanish juda kichik miqdorni tashkil etib, jismning Yerga nisbatan harakatiga sezilarli o'zgarish kirita olmaydi.

Ana shuning uchun ham kosmonavtikada, aksariyat hollarda, taxminiy hisoblashlarda, KA ning harakati faqat birgina osmon jismi ta'sirida bo'layapti deb qarab o'rganiladi. Boshqacha aytganda, harakat chegaralangan ikki jism doirasida o'rganiladi. Bu hol harakatdagi jism orbitalarini hisoblashda juda katta qulaylik tug'diradi.

Osmon jismini bir jinsli moddiy shar deb qaraylik, yoki, eng kamida, bir -birining ichiga solingan bir jinsli sferik qatlamlardan tashkil topgan deylik. Bunday jism, uning butun massasi markazida (nuqta ko'rinishida) mujassamlashgandek tortish xossasiga ega bo'ladi. Bunday tortish maydoni *markaziy* yoki *sferik maydon* deb ataladi.

KA ning markaziy maydondagi harakatini o'rganaylik. Boshlang'ich holda KA osmon jismidan r_0 masofada bo'lib, v_0 tezlikka ega bo'lsin (5- rasm). U holda uning jism markaziga nisbatan kinetik energiyasi

$$W_{0k} = \frac{mv_0^2}{2},$$

potensial energiyasi esa

$$W_{0p} = -G\frac{Mm}{r_0^2} \qquad (4)$$

bo'ladi, bu yerda M – tortuvchi osmon jismining massasini, $r_0 = R$ KAning uning markazidan uzoqligini tavsiflaydi. Nogravitatsion kuchlarni hisobga olmasak, tortish maydoni potensial maydon bo'lganidan, mexanik energiyaning saqlanish qonunidan foydalanamiz. Unda ma'lum vaqtdan so'ng K nuqtada KAning kinetik energiyasi

$$W_k = \frac{mv_r^2}{2},$$

potensial energiyasi esa

$$W_p = -G\frac{Mm}{r^2}$$

bo'lishini e'tiborga olsak, u holda energiyaning saqlanish qonunidan:

$$\frac{m \cdot v^2}{2} - \frac{GM \cdot m}{r_0} = \frac{m \cdot v^2}{2} - \frac{GM \cdot m}{r} \qquad (5)$$

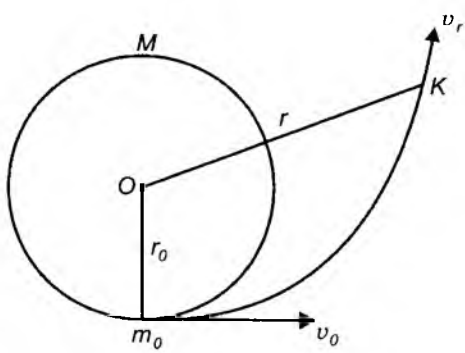
bo'ladi, bu yerda tenglikning chap tomoni KAning boshlang'ich to'la energiyasini, o'ng tomoni esa uning r masofada v_r tezlikka erishgan paytdagi to'la energiyasini ifodalaydi. Tenglikning har ikkala tomonini m ga qisqartirib, KA ning markaziy jismdan ixtiyoriy r masofadagi tezligini ifodalaydigan ushbu tenglamani topamiz:

$$v^2 = v_0^2 - \frac{2GM}{r_0}\left(1 - \frac{r_0}{r}\right) \qquad (6)$$

yoki

$$v^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0}\left(1 - \frac{r_0}{r}\right). \qquad (6^*)$$

Bu ifoda *energiya integrali* deyiladi, bu yerda $K=GM$ – ma'lum osmon jismining gravitatsion maydonini xarakterlab, uning *gravitatsion parametri* deb ataladi. Uning Yer uchun qiymati $K = 3{,}986 \cdot 10^5$ km^3/s^2; Oy uchun $K = 4{,}9 \cdot 10^3$ km^3/s^2; Quyosh uchun esa $K = 1{,}327 \cdot 10^{11}$ km^3/s^2 ni tashkil etadi.Quyosh sistemasidagi boshqa osmon jismlari uchun gravitatsion parametrning qiymatlari 3-jadvalda (107-betga q.) keltirilgan.



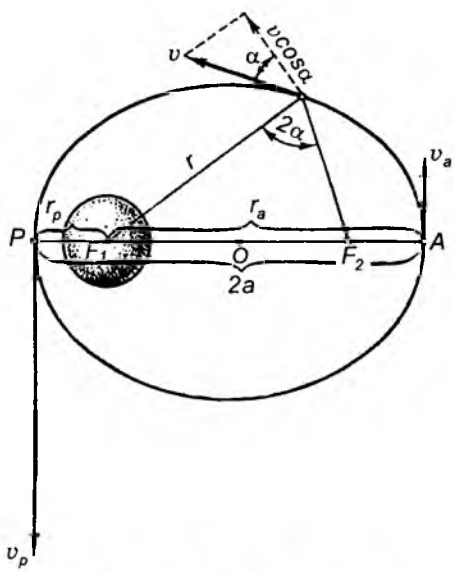
5- rasm. Tortishishning markaziy maydonida jismning harakatiga doir.

5- §. Tortishishning markaziy maydonida jismning harakati

Markaziy maydonda kuzatiladigan KA ning harakat trayektoriyalarini 4 guruhga ajratish mumkin:

1. To'g'ri chiziqli harakat. Agar jismning boshlang'ich tezligi nolga teng bo'lsa, u markaziy maydonni beruvchi jismning markazi tomon tik tushadi. Jismning boshlang'ich tezligi markazga yoxud unga qarama-qarshi tomonga (radial) yo'nalganda ham uning harakati to'g'ri chiziq bo'ylab kuzatiladi. Boshqa barcha hollarda jismning to'g'ri chiziq bo'ylab harakatlanishi kuzatilmaydi.

2. Elliptik trayektoriya bo'ylab harakat. Agar KA ning boshlang'ich tezligi radial yo'nalishdan farq qilsa, u holda uning harakat trayektoriyasi, Yerning tortishi tufayli, albatta egiladi. Bunda uning yo'li har doim boshlang'ich tezlik va Yer markazi orqali o'tuvchi tekislikda yotadi. Agar KAning boshlang'ich tezligi Yerning massasi va radiusi bilan bog'liq tezlikning ma'lum miqdoridan ortmasa, uning trayektoriyasi ellipsni beradi (6- rasm). Bu ellips, tortuvchi osmon jismining sirtini kesib o'tmasa, KA bu markaziy jismning sun'iy yo'ldoshiga, osmon jismi markazi esa ellipsning fokuslaridan biriga aylanadi.



6- rasm. Elliptik orbita.

Ellipsning fokuslari (F_1, F_2) deb shunday nuqtalarga aytiladiki, bu nuqtalar bilan ellipsning ixtiyoriy nuqtasini tutashtiruvchi kesmalar yig'indisi o'zgarmas bo'lib, ellipsning katta o'qiga teng bo'ladi. Ellipsning har ikki fokusi orqali o'tgan o'qi uning *katta o'qi* deyiladi. Katta o'qning yarmi a – katta yarim o'q deyilib, yo'ldoshning markaziy osmon jismidan o'rtacha uzoqligini xarakterlaydi, ellipsning ixtiyoriy nuqtasi bilan markaziy jismni tutashtiruvchi kesma *radius-vektor* deyilib, r_a bilan belgilanadi. Yo'ldoshning tezligi v uning tortishish markazidan uzoqligi r bo'lganda, vaqtning ixtiyoriy momentida a katta yarim o'q bilan quyidagicha bog'lanadi:

$$v^2 = K\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right). \tag{7}$$

Ellips bo'ylab harakatlanayotgan jismning davri T va katta yarim o'qi a orasidagi quyidagi

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \tag{8}$$

munosabatdan (Keplerning Nyuton tomonidan aniqlashtirilgan qonuniga ko'ra) uning davrining kvadrati

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{K} a^3$$

bo'ladi, aylanish davri

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} a^{3/2} \tag{8*}$$

ifodadan topiladi.

Fokuslar orasidagi masofaning katta o'q uzunligiga nisbati ellipsning ekssentrisiteti deyilib, u

$$e = \frac{OF_1}{a} = \frac{OF_2}{a}$$

yoki

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \tag{9}$$

ifodalardan topiladi.

(7) formuladan KAning boshlang'ich tezligi qancha katta bo'lsa, orbitaning katta yarim o'qi ham shuncha katta bo'lishi, (8*) formulaga ko'ra esa davri ham ortishi ma'lum bo'ladi. Tortishish markazidan eng kichik va eng katta masofadagi ellips nuqtalari (6- rasmda *P* va *A* nuqtalar), mos ravishda, *perisentr* va *aposentr* deb ataladi. Agar tortuvchi jism Yer bo'lsa, bu nuqtalar *perigey* va *apogey* deb, Quyosh bo'lsa, *perigeliy* va *afeliy* deyiladi.

KA ning perigeydagi tezligi (v_p) maksimum, apogeydagisi esa (v_a) minimum qiymatga ega bo'ladi. Bu ikki tezlik o'zaro quyidagicha bog'lanadi:

$$v_p \cdot r_p = v_a \cdot r_a , \qquad (10)$$

bu yerda r_p va r_a – perigey va apogeyning Yer markazidan uzoqliklari. Ellipsning boshqa barcha nuqtalarida ushbu tenglik o'rinli bo'ladi:

$$v \cdot r \cdot \cos\alpha = v_p \cdot r_p = v_a \cdot r_a \qquad (11)$$

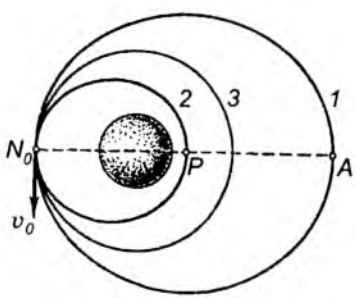
yoki

$$v_0 \cdot r_0 \cdot \cos\alpha_0 = v \cdot r\cos\alpha , \qquad (11*)$$

bu yerda v_0, r_0 – boshlang'ich holatga tegishli kattaliklar.

(10) va (11) ifodalarni *m* ga ko'paytirilsa, u holda harakat miqdorining saqlanish qonunining quyidagi ifodasi chiqadi:

$$m \cdot v_p \cdot r_p = m \cdot v_a \cdot r_a = m \cdot v \cdot r\cos\alpha , \qquad (12)$$



7- rasm. Boshang'ich gorizontal tezlikning kattaligiga ko'ra erishilgan elliptik orbitalar:
1 – elliptik (N_0 – perigey);
2 – elliptik (N_0 – afeliy);
3 – aylanma.

bu yerda $v\cos\alpha$ – tezlik v ning *r* radius-vektorga tik yo'nalishdagi tashkil etuvchisini tavsiflaydi (6- rasmga q.).

Agar markaziy jism sirtidan kichik *h* balandlikdagi N_0 nuqtadan (7- rasm) boshlang'ich transversal tezlik (radial yo'nalishga tik yo'nalishdagi) bilan kosmik apparat uchirilsa, bu nuqta, boshlang'ich tezlikning kattaligiga bog'liq ravishda, apogey yoki perigeyga (7- rasmda *1* va *2* orbita) aylanadi. Tezlikning ma'lum qiymatlarida u aylana bo'ylab harakatlanib (rasmda *3* orbita), aylanma orbita radiusi *r*, katta yarim o'q *a* ga teng bo'ladi, u holda (7) formuladan

$$v_{ayl}^2 = \frac{K}{r} \tag{13}$$

yoki Yer uchun $$v_{ayl} = \sqrt{\frac{K_\oplus}{r}} \tag{13*}$$

bo'ladi, bu yerda $K_\oplus$ – Yerning gravitatsion parametri ekanligini bilgan holda, undan ixtiyoriy r masofadagi aylanma orbitaning tezligini topish mumkin bo'ladi. (13) ifodadagi $r = R_\oplus + h$ bo'lib, $R_\oplus$ – Yerning radiusi, h – KA ning Yer sirtidagi balandligini ifodalaydi. Agar $h = 0$ bo'lsa, u holda tezlik

$$v_I = \sqrt{\frac{K_\oplus}{R_\oplus}} \tag{14}$$

ifodadan topilib, u *birinchi kosmik tezlikni* ifodalaydi, uning qiymati 7,91 km/s ga teng.

3. Parabolik trayektoriya bo'ylab harakat. Apogeyi cheksizlikda «yotgan» elliptik orbita, shubhasiz, ellips bo'la olmaydi (8-rasmda *5*). Bunda apparat tortish markazidan cheksiz uzoqqa ketib, yopiq bo'lmagan egri chiziq – parabola bo'ylab harakatlanadi. Kosmik apparat tortish markazidan uzoqlashgan sayin tezligi kamayib boradi. (6*) tenglamaga ko'ra, cheksizlikda (r_∞) tezlik nolga (v=0) bo'lishini e'tiborga olib, parabolik orbitani boshlang'ich r masofada ta'minlaydigan v_0 boshlang'ich tezlikni topsak, u

$$v_0^2 = \frac{2K}{r_0}$$

yoki $$v_0 = \sqrt{\frac{2K}{r_0}} \tag{15}$$

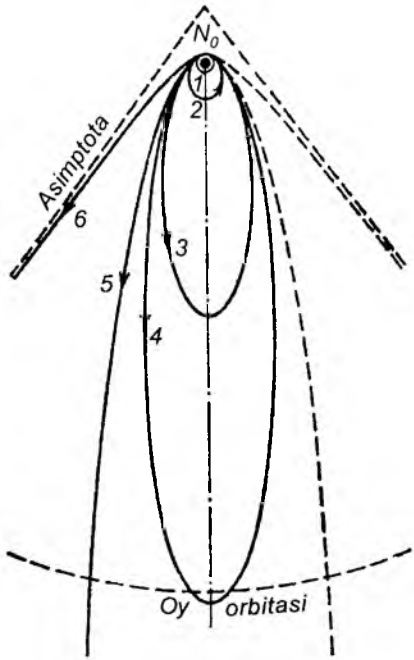
bo'ladi. (15) bo'yicha hisoblangan tezlik *parabolik tezlik* yoki *erkinlik tezligi* deyiladi.

Bunday tezlikka erishgach, KA parabola bo'ylab harakatlanib, tortish markaziga qaytmaydi, boshqacha aytganda, erkinlik oladi. (15) va (13) ni solishtirib,

$$v_{erk} = v_{ayl} \cdot \sqrt{2} \text{ yoki}$$

$$v_{erk} = 1{,}414 v_{ayl} \tag{16}$$

ekanligini aniqlaymiz. Agar $r = R_\oplus$ – Yerning radiusi deb olinsa,



8- rasm. Boshlang'ich gorizontal tezlikning kattaligiga ko'ra, jism erishgan turli orbitalarning ko'rinishi.

$$v_{II} = \sqrt{\frac{2K_{\oplus}}{R_{\oplus}}} \tag{17}$$

bo'lib, u *ikkinchi kosmik tezlik* deyiladi, uning (Yer uchun) miqdori 11,186 km/s ni tashkil etadi. Endi (15) dan foydalanib, (6) formulani yozsak, tortishish maydonidagi tezlik

$$v_r^2 = v_0^2 - v_{erk}^2\left(1 - \frac{r_0}{r}\right) \tag{18}$$

chiqadi.

4. Giperbolik trayektoriyalar. Agar KA parabolik tezlikdan katta tezlikka erishsa, u bu holda ham ochiq egri chiziq bo'ylab «cheksizlikka yetadi», biroq bunda uning trayektoriyasi giperbola ko'rinishini oladi. Mazkur holda KAning cheksizlikdagi tezligi nolga teng bo'lmaydi. Garchi tortish markazidan uzoqlashgan sayin uning tezli-

gi uzluksiz kamayib borsa-da, biroq u ($r = \infty$ bo'lganidan) quyidagi ifodadan topiluvchi v_∞ tezlikning qiymatidan kam bo'la olmaydi:

$$v_\infty^2 = v_0^2 - v_{\text{erk}}^2 . \qquad (19)$$

v_∞ tezlikni *qoldiq tezlik* (ba'zan *tezlikning giperbolik orttirmasi*) deb yuritiladi.

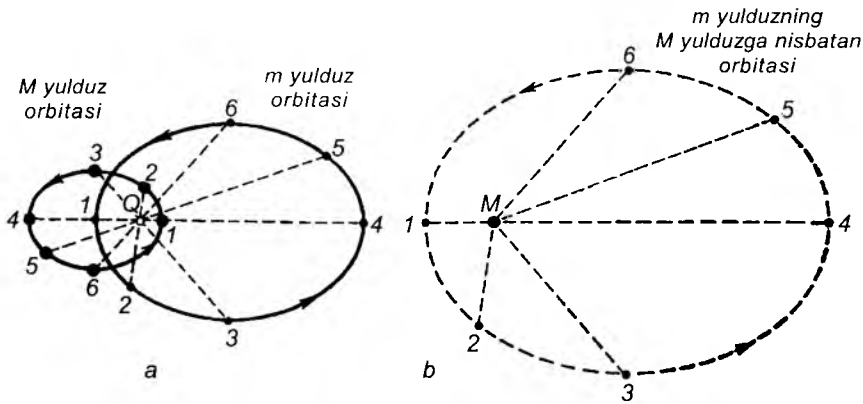
Giperbolik trayektoriya tortish markazidan uzoqda, ya'ni cheksizlikda giperbola asimptotalari deyiluvchi to'g'ri chiziqlardan deyarli farq qilmaydi. Shuning uchun ham katta uzoqlikda giperbolik trayektoriyani to'g'ri chiziqli trayektoriya deyish mumkin(8-rasmda u *6* trayektoriyani ifodalaydi).

Parabolik va giperbolik trayektoriyalarda ham (11) va (11*) tenglamalar baribir o'rinli bo'laveradi. Tortish maydonida KA ning passiv harakati, planetalar harakatining elliptik shaklini birinchi bo'lib topgan va ularning harakat qonunlarini aniqlagan nemis olimi I. Kepler sharafiga u *keplercha harakat* deb yuritiladi.

6- §. Chegaralanmagan ikki jism masalasi

Biz shu paytgacha qaragan masalalar chegaralangan ikki jism masalasi bo'lib, unda tortishish maydonida harakatlanayotgan jismning massasi e'tiborga olinmadi. Aslida yirik osmon jismlari misolida (masalan, Yer va Oy) harakatlanayotgan jism Oyning massasi sezilarli darajada katta bo'lib, u markaziy jismga ta'sir etadi va oqibatda, uni harakatga keltiradi. Bunday harakat, tortish maydonidagi jism (misolimizda Yer) harakatida o'z aksini topadi, bu esa, o'z navbatida, markaziy jismga ta'sir etadi va hokazo.

Ma'lum bo'lishicha, natijada har ikkala jism ham ularning massa markazi (barisentr) atrofida, bir xil davr bilan keplercha harakat qiladi. Bu davr chegaralangan ikki jism masalasidagi kabi (8) formuladan topiladi. Faqat bu yerda K endi boshqacharoq, ya'ni $K = G(M + m)$ tenglik orqali ifodalanadi. Katta yarim o'q a esa har ikkala orbita yarim o'qlarining yig'indisi, ya'ni $a = a_1 + a_2$ orqali topiladi. Chizmada M va m massali ikki jism orbitalari barisentr atrofida (chegaralangan ikki jism masalasida fokus atrofidagi kabi) ellipslar chizadi (9-*a* rasm). Bunda har ikkala jismning ma'lum vaqtdagi o'rni doimo barisentrga nisbatan o'zaro qarama-qarshi holatlarda, ya'ni bir to'g'ri chiziqda bo'ladi.



9-rasm. Osmon jismlari massalarining o'zaro $M=2m$ munosabatlariga ko'ra harakat trayektoriyalari:
a – umumiy massa markazi (barisentr) atrofidagi;
b – *M* massali jismga nisbatan.

Endi shu hodisani *M* jismda joylashgan kuzatuvchi nuqtayi nazaridan tekshiradigan bo'lsak (bunda kuzatuvchiga nisbatan *M* jism qo'zgalmas deb qaraladi), bunda har bir moment uchun chizmada *m* ning *M* dan uzoqlik kesmalarini moc yo'nalishlarda *M* jismdan qo'ysak, *m* jismning *M* ga nisbatan orbitasi chiqadi (9-*b* rasm). Bunda hosil bo'lgan *m* jism orbitasining katta yarim o'qi barisentr atrofida *m* va *M* jismlar elliptik orbitalari katta yarim o'qlarining yig'indisidan iborat ekanligi ma'lum bo'ladi. Shunday qilib, *m* jismning *M* ga nisbatan harakat trayektoriyasi, massasi $M+m$ bo'lgan tortish maydonida, kichik *m* massasini hisobga olmaydigan darajada kichik bir jism harakatiniki kabi bo'ladi. Aytilgan fikrlardan, nisbiy orbita bo'ylab aylanish davrga ham tegishli bo'lib, bu ikki kattalik uchun ham (7) va (8) ifodalar $K = G(M + m)$ bo'lganidagina o'rinli bo'ladi.

Yer va Oy sistemasida $M=81{,}3m$ bo'lganidan, barisentr Oy tomonda Yerning markazidan 4671 km narida (ya'ni Yerning ichida) yotadi.

7- §. Ta'sir sferasi va trayektoriyalarni taxminiy hisoblash metodi

Oldingi paragrafda ko'rilgan tortishishning markaziy maydonida jismning harakati masalasi, osmon mexanikasida ikki jism masalasi deb

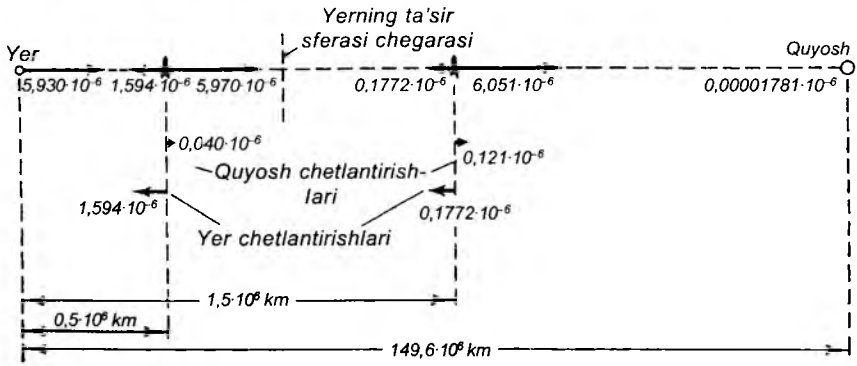
qaralib, eslatilganidek, yaxshi o'rganilgan. Biroq osmon mexanikasi murakkab yechimlarga ega bo'lgan uch, to'rt va undan ortiq jismlarning masalalarini ham o'rganadi. Agar bunda bu jismlardan birortasining massasi hisobga olmaslik darajada kichik bo'lsa, u holda bunday masalalar, mos ravishda, *chegaralangan uch, to'rt* va hokazo *jismlar masalasi* deb yuritiladi. Masalan, KA ning Oyga uchirishda, bu masala *chegaralangan uch jism* (Yer, Oy va KA) masalasi deb qaralib, boshqa tashqi jismlarning tortish kuchlari hisobga olinmaydi. KAni Marsga uchirishda esa masalani *chegaralangan to'rt jism* (Quyosh, Yer, Mars va KA) masalasi deb qarash mumkin.

Uch va undan ortiq jismlar masalasini taxminiy usulda bo'lsa ham yechish uchun (ularning tenglamalari yo'qligi tufayli), ularni ketmaket hal qilinadigan bir necha ikki jism masalasini yechish orqali hal qilinadi. Masalani bunday usulda yechishda fazoda harakati o'rganilayotgan jismning (misolimizda KA ning) harakat trayektoriyasi bir necha sohalarga bo'lib o'rganiladi. Bu sohalarning har birida, KA faqat bitta osmon jismi ta'sirida harakatlanayapti deb qaralib, sohalarning chegarasi KA tomonidan kesib o'tilishi bilan harakat ikkinchi osmon jismining ta'sirida ro'y berayapti deb qaraladi va hokazo.

Bulardan ko'rinishicha, amalda KAning keplercha orbitalari aslida amalga oshmaydigan orbitalardan bo'lib, buning sababi shundaki, markaziy osmon jismi (misolimizda Yer) aniq sferik simmetriyaga ega bo'lmaganligi tufayli uning maydoni ham markaziy bo'la olmasligidadir. Shu tufayli Yer atrofida kosmik apparatning haqiqiy trayektoriyalarini aniqlash uchun Yerning nosferikligi va bir jinsli emasligini (ya'ni bu omillar sababli vujudga kelgan KA harakatidagi chetlanishlarni) hisobga olib ish ko'rishga to'g'ri keladi. Shuningdek, trayektoriyaning haqiqiy ko'rinishini aniqlash uchun boshqa osmon jismlarining ta'sirini ham e'tiborga olish lozim bo'ladi.

Biroq keplercha harakat shu qadar sodda va shu qadar yaxshi o'rganilganki, undan voz kechish amrimahol. Shuning uchun ham ikki jism masalasiga ko'ra aniqlangan keplercha orbita, tayanch orbita sifatida qabul qilinib, hisob-kitobda boshqa faktorlar beradigan chetlantirishlar alohida e'tiborga olinadi. Boshqacha aytganda, jismning haqiqiy harakat trayektoriyasi aniqlashtiriladi.

Boshqa osmon jismlari tomonidan Yer atrofida harakatlanuvchi KAga beriladigan gravitatsion chetlanishlarni ikki hol uchun hisoblaylik. Bunda chetlantiruvchi tashqi osmon jismi Quyosh bo'lsin deylik (10- rasm).



10- rasm. Yer va Quyosh tomondan beriladigan chetlanishlarning hisobi.

I hol. Yerdan 500 000 km masofadagi kosmik apparat Quyoshdan 149 100 000 km masofada bo'lib, unga Yer beradigan tezlantirish $1{,}594 \cdot 10^{-6}$ km/s^2, Quyoshniki esa $5{,}970 \cdot 10^{-6}$ km/s ni tashkil etadi.

1. Agar bizni KAning *geosentrik harakati qiziqtirayotgan bo'lsa*, Quyoshning chetlantiruvchi tezlanishi sifatida Quyoshdan KA va Yer oladigan tezlanishlarning farqi $5{,}970 \cdot 10^{-6} - 5{,}930 \cdot 10^{-6}$ km/s = $= 0{,}040 \cdot 10^{-6}$ km/s olinadi. Bu KAga Yer beradigan tezlanishning 2,5% inigina tashkil qiladi.

2. Endi Yerdan bunday masofada KA ning *geliosentrik harakatini o'rganadigan bo'lsak*, u holda Yerning KA ga beradigan tezlanishi ($1{,}594 \cdot 10^{-6}$ km/s) va Quyoshga beradigan tezlanish ($0{,}00001781 \cdot 10^{-6}$ km/s) larning farqi, Quyoshning KA ga beradigan tezlanishi $5{,}970 \cdot 10^{-6}$ km/s uchun chetlantiruvchi tezlanish bo'lib, u $1{,}594 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 ni, ya'ni markaziy jism — Quyoshning KA ga beradigan tezlanishining 26,7% ini tashkil etadi. Demak, geliosentrik harakatga Yerning chetlantiruvchi tezlanishining ta'siri judayam sezilarli ekanligi aniqlanadi.

II hol. Endi KA ni Yer—Quyosh chizig'i bo'yicha Yerdan 1 500 000 km, Quyoshdan esa 148 100 000 km masofa turgan hol uchun ko'raylik.

1. Dastlab KA Yer atrofida *geosentrik trayektoriya* bo'ylab aylanganda, Quyosh beradigan chetlantiruvchi tezlanish kattaligini aniqlaylik. 10-rasmdan ko'rinishicha, bunda KAning Yer ta'sirida oladigan tezlanishi $0{,}1772 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 ni tashkil etadi. KA ning Quyosh

ta'sirida oladigan tezlanishi $0{,}051 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 ga teng bo'ladi. Bundan Yerning Quyoshdan oladigan tezlanishi ($5{,}930 \cdot 10^{-6}$ km/s^2)ga ko'ra aniqlangan Quyoshning chetlantiruvchi tezlanishi ($6{,}051 \cdot 10^{-6} - 5{,}930 \cdot 10^{-6}$) km/s^2 = $0{,}121 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 bo'lib, u KA ning yerdan oladigan $0{,}1772 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 tezlanishining 68,3% ni tashkil etishi ma'lum bo'ladi.

2. Endi KA Quyosh atrofida *geliosentrik trayektoriya* bo'ylab aylanganda, unga Yer beradigan chetlantiruvchi tezlanishlarni hisoblasak, u Yerning KA ga beradigan $0{,}1772 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 tezlanishidan Yerning Quyoshga beradigan tezlanishining ($0{,}00001781 \cdot 10^{-6}$ km/s^2) ayirmasiga teng bo'lib, u taxminan $0{,}1772 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 ning o'ziga teng bo'lishi aniq bo'ladi. Uni Quyoshning KA ga beradigan $6{,}051 \cdot 10^{-6}$ km/s^2 tezlanishi bilan solishtirsak, Yerning kosmik apparatga beradigan chetlantiruvchi tezlanishi $0{,}1772 \cdot 10^{-6}$ km/s^2, Quyoshning KA ni geliosentrik trayektoriya bo'ylab harakatlantiruvchi tezlanishining ($6{,}051 \cdot 10^{-6}$ km/s^2) atigi 3% ini tashkil etishi ma'lum bo'ladi. Binobarin, bunday masofada KA Yer atrofida geosentrik emas, balki Quyosh atrofida geliosentrik trayektoriya bo'ylab harakatlanayapti deyish to'g'riroq bo'lishini tushunish qiyin bo'lmaydi.

Shu xildagi trayektoriyaning hisob-kitobini fazoning barcha nuqtalari, jumladan, Yer-Quyosh to'g'ri chizig'ida yotmaydigan nuqtalar uchun ham (faqat bunda KA ga Yer va Quyosh beradigan tezlanishlar vektorlarining farqi olinadi) bajaraylik. U holda har bir nuqta KA ni geosentrik trayektoriya bo'ylab harakatlanishining ma'qulligini ko'rsatuvchi Yer atrofini o'rovchi yoxud fazoning barcha boshqa nuqtalarida yotib, KA ni geliosentrik trayektoriya bo'ylab harakatlanishi ma'qulligini ko'rsatuvchi va markazi Quyosh bo'lgan nuqta atrofida keplercha trayektoriyaga tegishli nuqtalar ekanligini ko'rsatadi. Bu nuqtalarning matematik tahlili, ko'rsatilgan soha chegarasi Yer atrofida yotuvchi sferaga yaqin bo'lganidan, u soddalik uchun kosmodinamikada aniq sfera sifatida qabul qilinib, *Yerning ta'sir sferasi* deb yuritiladi.

Yerning Quyoshga nisbatan ta'sir sferasining radiusi 925 000 km, Oy ta'sir sferasining Yerga nisbatan radiusi 66 000 km. Quyoshning galaktika markaziga nisbatan aniqlangan bunday sferasining radiusi esa $9 \cdot 10^{12}$ km, ya'ni salkam 1 yo.y. ga teng ekanligini ma'lum qiladi.

Oralari a bo'lgan ixtiyoriy kichik m massali jismning katta M massali jismga nisbatan *ta'sir sferasining radiusi*:

$$\rho = a\left(\frac{m}{M}\right)^{2/5} \qquad (20)$$

ifodadan topiladi.

Planetalarning ta'sir sferasi o'z yo'ldoshini doimiy ushlab tura oladigan *Xill sferasi* deyiluvchi sferadan farq qiladi. Yerning Quyoshga nisbatan Xill sferasining radiusi 1,5 mln kilometrdir.

Tazyiq sferasi deyiluvchi va kosmodinamikada deyarli hech qanday rol o'ynamaydigan sfera esa Quyosh va Yerni tutashtiruvchi kesmada va boshqa yo'nalishlarda yotib, Quyosh va Yerning gravitatsion tezlanishlari o'zaro teng bo'lgan nuqtalarning geometrik o'rinlaridan tashkil topgan sferadir.

Hisoblashlar aniq olib borilishi talab etilganda, tazyiq sferasining radiusi

$$\rho = 1{,}15a\left(\frac{m}{M}\right)^{1/3} \qquad (21)$$

ifoda orqali topiladi.

Savol va topshiriqlar

1. Uchish paytida kosmik apparatga qanday kuchlar ta'sir etadi?
2. *n* jism masalasi deb qanday masalaga aytiladi?
3. Jism trayektoriyasini hisoblashning sonli metodi deb qanday metodga aytiladi? Uning mohiyatini tushuntiring.
4. Kosmik apparatning erkin uchishida vaznsizlik qanday ro'y beradi?
5. Erkin uchishda ro'y beradigan vaznsizlikni qanday tasavvur qilasiz?
6. Tortishishning markaziy maydoni (TMM) deb qanday maydonga aytiladi?
7. Energiya integrali formulasining ko'rinishi qanday va u qanday fizik kattaliklar orasidagi bog'lanishni ifodalaydi?
8. Totishishning markaziy maydonida jismning harakati asosan qanday egri chiziqlar ko'rinishlarida bo'ladi?
9. Qanday shart bajarilganda bunday maydondagi jism to'g'ri chiziq bo'ylab harakatlanadi?
10. Elliptik trayektoriyaning qanday xususiyatlarini bilasiz? Uning ixtiyoriy nuqtasida jismning harakat tezligi qanday ifodadan topiladi?
11. Markaziy maydonda elliptik orbita bo'ylab harakatlanayotgan jismning aylanish davri qanday ifodadan topiladi? U ifoda kosmodinamikada qanday nom bilan ataladi?

12. Elliptik harakat paytida perigey va apogeydagi tezliklar orasida qanday munosabat mavjud?
13. Aylanma harakatlanayotgan jismning tezligi qanday topiladi?
14. Birinchi kosmik tezlik deb qanday tezlikka aytiladi?
15. Jism TMM da parabolik trayektoriya bilan aylanishi uchun uning boshlang'ich tezligi (jism sirtida) qanday ifodadan topiladi?
16. Ikkinchi kosmik tezlik deb qanday tezlikka aytiladi?
17. TMM giperbolik trayektoriya bilan harakatlanayotgan jismning cheksizlikdagi tezligi qanday topiladi?
18. Chegaralanmagan ikki jism masalasi deb qanday masalaga aytiladi?
19. Jismning geosentrik va barisentrik harakatlari deganda nimani tushunasiz? Ularning farqi nimada?
20. Jismlarning tashqi yirik massali jismga nisbatan ta'sir sferasi deganda nima anglashiladi?
21. m massali jismning M massali ($m<M$) jismga nisbatan ta'sir sferasi qanday formuladan topiladi?
22. Jismning tazyiq sferasi deganda nimani tushunasiz? U qanday hisoblanadi?

III BOB. KOSMIK APPARATNING AKTIV HARAKATI

1- §. Erkin uchish trayektoriyasiga chiqish

Endi biz KAning passiv uchish trayektoriyasidan aktiv uchish trayektoriyasiga qaytamiz. Bu to'g'rida oldinroq bir to'xtalganimizda, raketaning harakatini har qanday kuchlarning ta'siridan xoli bo'lgan faraziy fazodagi harakati ustida to'xtalgan edik. Siolkovskiy formulasi yordamida topilgan raketa apparatining *ideal tezligining kattaligi* ham o'shanday fazo uchun topilgan edi. Biz raketa harakatining ideal tezligini topishda, hisobga olinmagan, biroq harakatiga ta'sir qiladigan quyidagi kuchlarning kattaliklarini baholashga urinib ko'raylik. Gap shundaki, raketa trayektoriyasining boshlang'ich qismida, ya'ni passiv trayektoriyaga chiqish uchastkasida, Yerning tortish kuchi va atmosferaning aerodinamik qarshilik kuchi muhim rol o'ynaydi.

Faraz qilaylik, KA ikkita uchiruvchi raketaga ega bo'lsin. Bunda birinchisi, Yerdan ma'lum balandlikda KA ni vertikal boshlang'ich tezlikka erishtirib, uni to'g'ri chiziqli radial yo'nalishli trayektoriyaga olib chiqqan bo'lsin. Ikkinchisi esa o'shanday massali kosmik apparatni o'sha balandlikda birinchi raketa bergan tezlikka teng, biroq gorizontal boshlang'ich tezlik kattaligiga erishtirsin. Endi bu raketalarning qay biri katta energetik resursga ega bo'lishini aniqlaylik.

Bir qarashda har ikkala raketa ham bir xil energetik resursga egadek tuyuladi, aslida esa unday emas. Agar raketaning tezlashishi erkin fazoda (ya'ni barcha tashqi kuchlardan xoli uchastkada) ro'y berganda edi, u holda uning erishgan tezligi raketaning ideal tezligiga teng bo'lgan bo'lar edi. Biroq Yerning tortish kuchi va atmosferaning mavjud qarshiligi tezlikning *gravitatsion va aerodinamik yo'qotilishiga* olib keladi. Raketa tezligining bunday yo'qotishi uning aktiv formada kechgan trayektoriyasining formasiga juda bog'liq bo'ladi.

Raketaning vertikal ko'tarilish uchastkasidagi gravitatsion yo'qotilish bilan tanishaylik. Harakatning bu qismi, Yer radiusi bilan solishtirilganda arzimasligini (bir necha o'n kilometr) inobatga olib, bu sohada erkin tushuv tezlanishining kattaligi (9,8 m/s^2) o'zgarmaydi deb qarash mumkin.

Faraz qilaylik, raketaning vertikal ko'tarilishi t vaqt davom etsin, u holda tezlikning gravitatsion yo'qotilishi gt bo'lib, u son jihatdan jismning t vaqt davomida vertikal tekis tezlanuvchan tezlanish bilan tushishi davomida erishgan tezligining qiymatiga teng bo'ladi. Agar raketaning a_r tezlanishi o'zgarmas deb qaralsa, u holda uning eslatilgan balandlikkacha ko'tarilish vaqti

$$t = \frac{\omega}{a_r} \ln \frac{m_0}{m_q} \qquad (22)$$

ifodadan topiladi, bunda m_q – raketaning vertikal ko'tarilishi yakunidagi massasini ifodalaydi. Natijada raketa Siolkovskiy formulasi yordamida topiladigan *xarakteristik tezlik* o'rniga, *ideal tezlikdan gravitatsion yo'qotilish tezligi gt ning ayirilganiga teng tezlikka* erishadi, ya'ni:

$$v = \omega\left(1 - \frac{g}{a_r}\right) \ln \frac{m_0}{m_q}. \qquad (23)$$

Ushbu formula ham K.E. Siolkovskiy tomonidan aniqlangan bo'lib, u *Siolkovskiyning ikkinchi formulasi* deb yuritiladi. Bu formuladan ko'rinishicha, agar raketaning tezlanishi, og'irlik kuchi tezlanishiga teng, ya'ni $a_r = g$ bo'lsa, u holda raketaning tezligi 0 ga teng bo'lib, u Yerdan ko'tarilmaydi. Raketa erishgan tezlanish a_r og'irlik kuchining tezlanishi g dan katta bo'la boshlashi bilan raketa Yerdan uziladi: bunda reaktiv tezlanish qancha katta bo'lsa, gravitatsion yo'qotish shuncha kam bo'ladi. Formuladan ko'rinishicha, a_r agar g dan ikki marta katta bo'lsa, u holda gravitatsion yo'qotish ideal tezlikka nisbatan uning tezligini 50%ga kamaytiradi, besh marta katta bo'lganda esa, u tezlikni 20% kamaytiradi va hokazo. Shu bois raketa to'rtta muvozanatlashtirilgan richagda ushlab turiladi, qachon $a_r = g$ bo'lib, raketa richaglarni bosmay qo'yganda, ular raketaning uchishiga erkinlik berib tashqariga egiladi. Uchishning dastlabki damlarida, ya'ni hali raketa mo'ljallangan tortish kuchini berib ulgurmaganda, har sekunddagi gravitatsion yo'qotishning miqdori juda katta bo'ladi.

Raketa vertikal burchak ostida ko'tarilayotganda gravitatsion yo'qotishning miqdori, tezlik vektori yo'nalishiga og'irlik kuchining beradigan proyeksiyasi kattaligi bilan aniqlanadi. Raketa qancha yotiq harakatlansa, proyeksiya kattaligi shuncha kichik bo'lib, unga mos ravishda gravitatsion yo'qotilish ham shuncha kichik bo'ladi.

Gravitatsion yo'qotishning boshqa bir manbayi, raketa tortish kuchi vektorining raketa harakat tezligi vektori yo'nalishiga og'maligiga bog'liq bo'ladi. Agar raketani vertikal bo'lmagan harakat trayektoriyasiga chiqarish zaruriyati bo'lsa, odatda, biz uning tezlik vektorini vertikalga nisbatan og'ma yo'nalish bilan chiqarishga majbur bo'lamiz. Bunday sabab tufayli vujudga kelgan gravitatsion yo'qotish raketani *boshqarish tufayli vujudga kelgan yo'qotishlar* deb yuritiladi. Shubhasiz, bunday yo'qotish, berilgan yo'nalish bo'yicha ko'tarilayotgan gravitatsion yo'qotish oldida juda kichik bo'lib, ko'pincha u shartli ravishda gravitatsion yo'qotishga qo'shib qaraladi, chunki boshqarish yo'qotishining sababchisi ham og'irlik kuchi hisoblanadi. Matbuotda e'lon qilingan ma'lumotlarga ko'ra AQSH ning «Apollon» kemasining Oyga uchish trayektoriyasiga chiqarilishidagi ideal tezlikning miqdori 12,5 km/s bo'lib, o'z ichiga 1,68 km/s li gravitatsion yo'qotish tezligini, 0,05 km/s li aerodinamik yo'qotishni va 0,19 km/s li boshqarish yo'qotishini olgan. Ideal tezlikning sekundiga o'tadigan ortiqcha bir metri, foydali yukning taxminan 15 kg iga ekvivalent bo'ladi.

Endi nima uchun kosmonavtikada konstruktorlar, imkoni boricha, vertikal trayektoriyadan va uchishning passiv uchastkasida (tezlikni oshirish, ya'ni razgon so'ngida erishilgan tezlik paytida) trayektoriyaning gorizontga tomon keskin burilishidan qochib, raketaning ko'tarilishi davomida gorizontga tomon egilib boruvchi trayektoriyani ma'qul ko'rishlarini anglagandirsiz.

2- §. Zo'riqish (peregruzka)

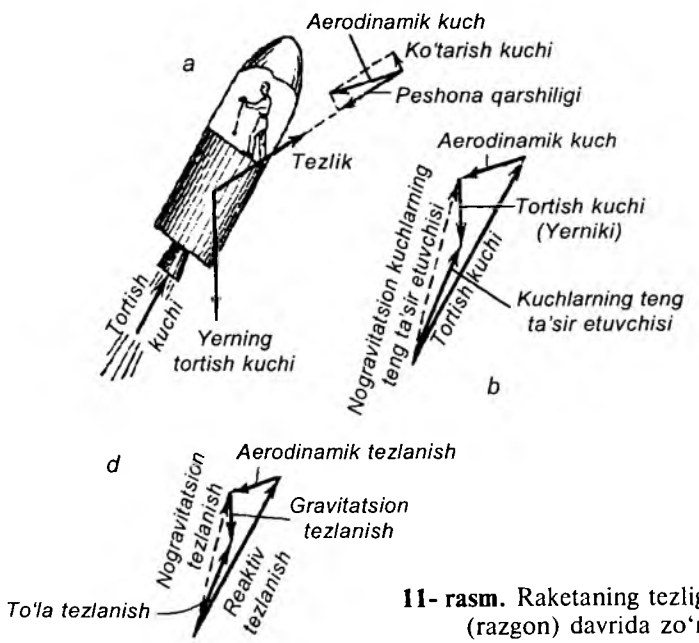
Faqat gravitatsion tortish kuchi ta'sirida Yer atrofida kechayotgan passiv uchishlar uchun xos xususiyat vaznsizlik bo'lib, unda bunday kuch, kema ichidagi jismlarni bir-biriga nisbatan siljishlarida hech namoyon bo'lmay, o'zaro vaznsizlikni vujudga keltiradi. Bordi-yu kemaning passiv uchish faoliyatida birdan bort dvigateli ishga tushirib yuborilsa, kema ichida vaznsizlik birdan yo'q bo'ladi, chunki bunda tashqi kuch — tortish kuchi vujudga keladi. Garchi gravitatsion kuchlar, oldingidagidek sezilarsiz qolsa-da, biroq tashqi tortish kuchi kema bortidagi predmetlarning holatlarida namoyon bo'ladi.

Tortish kuchi, kemaning harakat tezligini ortishiga majbur etgani holda, kema ichida erkin, ya'ni kema bortida mahkamlanmagan jismlar tezlanish ololmay, kemadan ortda qola boshlaydilar. Kema borti-

dagi kosmonavt, erkin jismlarni tortish kuchiga qarama-qarshi bu siljishlarini uning soplo qismi tomon tushayotgandek his qiladi. Ayni paytda kosmonavt uchun ham tayanch vujudga kelib (go'yo kema ichida pol paydo bo'lib), u shoqul yo'nalgan tomon bilan ustma-ust tushadi. Boshqacha aytganda, kema bortida og'irlikning barcha xususiyatlari namoyon bo'ladi. Faqat bunday og'irlikning nomi boshqa bo'lib, shartli ravishda, *zo'riqish (peregruzka)* deb ataladi.

Ma'lumki, oddiy sharoitda og'irlik kuchining bergan tezlanishi erkin tushish tezlanishi deyilib, u vakuumda 9,81 m/s^2 ni xarakterlaydi. Kema bortida vujudga kelgan zo'riqish xarakteristikasi sifatida reaktiv tezlanish (harakat yo'nalishiga qarama-qarshi yo'nalishda vujudga kelgan) kattaligi olinadi. Bu kattalikning erkin tushuv tezlanishiga nisbati *zo'riqish koeffitsiyenti* deb ataladi. Aksariyat holda bu kattalik birdan kichik bo'ladi. Xususan, kichik tortish kuchi ta'siridagi kema harakatida zo'riqish koeffitsiyenti 10^{-5}—10^{-3} gacha boradi.

Biroq uchiruvchi — raketalarning tezlanishli uchastkalarida zo'riqish kattaligi gravitatsion bo'lmagan kuchlarning teng ta'sir etuvchisiga, ya'ni tortish kuchi va aerodinamik qarshilik kuchlarining vektorial yig'indisiga teng bo'ladi (11-*b* rasm).



11- rasm. Raketaning tezligini oshirish (razgon) davrida zo'riqish.

Umumiy holda aerodinamik qarshilik kuchi peshona qarshiligi va ko'tarish kuchlaridan tashkil topadi (11-*a* rasm). Ko'rsatilgan navigatsion kuchlarning teng ta'sir etuvchisi nogravitatsion tezlanishni vujudga keltirib, u mohiyati jihati bilan zo'riqishni tavsiflaydi (11- *d* rasm).

KA ning orbitaga chiqishida (tezlanishni orttirish davrida) zo'riqish koeffitsiyentining miqdori bir necha birlikka erishadi. Bunday davrda kema kabinasida kechadigan barcha hodisalar nogravitatsion tezlanishning kattaligi orqali aniqlanadi. Bunday tezlanish akselerometr deyiluvchi maxsus asbob bilan o'lchanadi. Oddiy akselerometr, mohiyatiga ko'ra, dinamometr bo'lib, u erkin tushuv tezlanishi birliklarida darajalangan bo'ladi.

3- §. Kosmik apparat harakatini boshqarish

KA ning harakatini boshqarish uni fazoning mo'ljallangan nuqtasida, ma'lum balandlikda, berilgan yo'nalish bo'yicha aniq tezlikka erishtirishni ta'minlashni maqsad qiladi. Atmosferaning qalin qatlamida raketa kursini o'zgartirish, bir vaqtlar, samolyot rulini boshqarish kabi havo rullarida va soplodan otilayotgan gaz oqimi yo'nalishini o'zgartirish uchun qo'yilgan gaz rullar — plastinkalar orqali amalga oshirilar edi. Dastlab raketa korpusini burish esa, sharnirga osilgan dvigatellarni (binobarin soplolarini) burish orqali amalga oshirilar edi.

Ayni paytda KAni boshqarish uchun *kosmik navigatsiya* yordamga keldi. Bunda zaruriy keplercha orbitani aniqlash uchun, uning oltita mustaqil parametrlarini aniqlash kifoya. Kosmik navigatsiyaning uch xil metodi mavjud.

1. Inersial navigatsiya. U kema bortidagi mexanik hodisalargagina tayanib, to'la avtonom tizim hisoblanadi va yerdagi stansiyalarga bog'liq bo'lmaydi. Shuningdek, u tashqi signallarga, Quyosh va yulduzlarning nurlanishlariga, Yerning magnit maydoni yoki uning sirtini kuzatishlarga ham bog'liq bo'lmaydi.

Akselerometrlar yordamida o'zaro perpendikular uch yo'nalishda nogravitatsion tezlanishlar o'lchanadi va ular asosida, bort hisoblash qurilmalari tezlanish bo'yicha uzluksiz ravishda tezlikni, tezlik asosida esa o'tilgan yo'lni o'lchab boradi.

Olingan ma'lumotlar, avtomatik ravishda, raketaning tezlanish davriga tegishli oldindan hisoblangan programma bilan tekshiriladi va

aniqlangan farqlarni kompensatsiyalash bo'yicha bajarish organlariga aniq komandalar beriladi. Boshqarishning inersial sistemasi, KAlarni boshqarilgan holda tushirishda ham qo'llaniladi.

2. Radionavigatsiya. Bu usul noavtonom navigatsiya turiga kirib, inersial tizim bilan uyg'unlikda qo'llaniladi. U radiotexnik vosita sifatida, trayektoriyani o'lchashning yerdan boshqariladigan xizmatini tashkil etadi. Bu metod KAga tomon yo'nalishni, ungacha masofani va Doppler effekti asosida uning nuriy tezligini aniqlashda qo'llaniladi.

3. Astronomik navigatsiya metodi. U, asosan, uzoq kosmik uchishlarda qo'llaniladi. Dastlab optik qurilma yordamida, planeta va ma'lum qo'zg'almas yorug' yulduz orasidagi burchak masofa o'lchanadi. Shuningdek, planeta va Quyosh orasidagi hamda Quyosh va yulduz orasidagi burchak masofalar topiladi. Planeta yaqinida planeta diskini cheti va biror yulduz orasidagi masofa, yulduzning planeta bilan to'silish momenti yoki Quyoshning botish momenti o'lchanadi. Shundan so'ng planetaning burchak diametrini o'lchash ungacha bo'lgan masofani aniqlash imkonini beradi. Astronavigatsiya metodi to'la avtonom bo'lishiga qaramay, amalda, sanab o'tilgan KA ni boshqarish metodlari bir-birlarini to'ldirishi va erishilgan ma'lumotlarning to'la aniqligiga erishish uchun ular bir vaqtda birgalikda ishlatiladi.

Savol va topshiriqlar

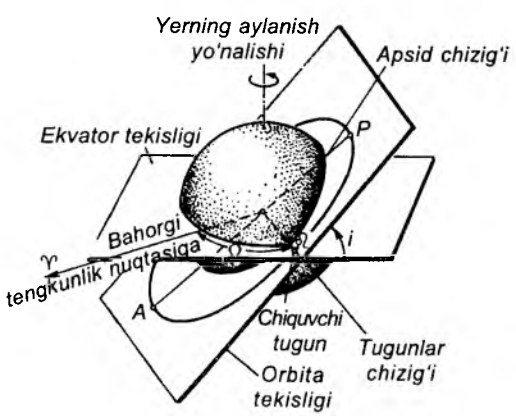
1. Kosmik apparat erkin uchish orbitasiga qanday chiqariladi?
2. Tezlikning gravitatsion yo'qotilishi qanday hisoblanadi?
3. Siolkovskiy formulasiga mos raketaning harakteristik tezligi (Siolkovskiyning ikkinchi formulasi) qanday ifodadan topiladi?
4. Uchishda shartli ravishda zo'riqish deb nom olgan «ortiqcha yuklanish» qanday sodir bo'ladi?
5. Zo'riqish koeffitsenti qanday kattalik va u qanday topiladi?
6. Uchishda tezlikni orttirish uchastkasida raketaga qanday nogravitatsion kuchlar ta'sir qiladi?
7. Raketa orbitaga chiqishida (tezlikni orttirish va aktiv harakat jarayonida) u qanday boshqariladi?
8. Uchishda kosmik, inersial va astronomik navigatsiya deb qanday boshqarishlarga aytiladi?

IV BOB. YER SUN'IY YO'LDOSHLARINING HARAKATI

1- §. Sun'iy yo'ldoshlarning orbita elementlari

Yer atrofi fazosida harakatlanayotgan sun'iy yo'ldoshning (SY) harakati *Yer atrofi uchishlari* deb yuritiladi. Osmon mexanikasi nuqtayi nazaridan Yer atrofi fazosi deganda, Yer ta'sir sferasi bilan chegaralangan soha tushunilib, unda jismning harakatini faqat birgina Yerning tortish maydonida ko'zatilayapti deb qarash mumkin bo'ladi. Shunday qilib, bu bo'limda biz Yerning ta'sir sferasidan chiqmaydigan kosmik jismlarning harakatini o'rganish bilan shug'ullanamiz. Boshqacha aytganda, Yer atrofida elliptik (xususiy holda aylanma) orbita bo'ylab harakatlanadigan Yer sun'iy yo'ldoshlarining harakati bilan ish ko'ramiz.

12-rasmda Yer atrofida aylanayotgan shunday Yer sun'iy yo'ldoshi tasvirlangan bo'lib, u yerdagi P va A nuqtalar, mos ravishda, perigey va apogey nuqtalariga mos keladi. Sun'iy yo'ldoshning orbitasi fazoda aniq bir vaziyatda joylashgan bo'lib, vaqt o'tishi bilan turli sabablarga ko'ra, uning keplercha orbitadan chetlanishlarini hisobga olmaganda, uning qo'zg'almas yulduzlarga nisbatan vaziyati o'zgarmaydi.



12- rasm. Sun'iy yo'ldoshning orbita elementlari.

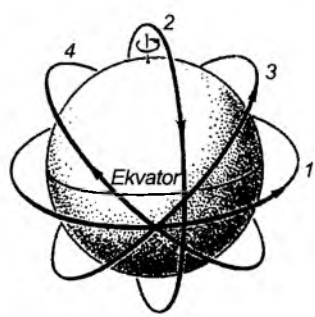
Rasmdan ko'rinishicha, Yer sun'iy yo'ldoshining (ESY) orbita tekisligi Yer ekvatori tekisligi bilan *tugunlar chizig'i* deyiluvchi tekislik bo'ylab kesishadi, SY orbitasining bu chiziq bilan kesishish nuqtalari *tugunlar* deyilib, chiqish tugunida, u Yer ekvatorini janubiy yarim shardan shimoliy yarim sharga kesib o'tadi, botish tugunida esa aksincha bo'ladi. Bundan ko'rinadiki, SY geografik kengligi, uning tekisligining Yer ekvatorga og'maligidan (ya'ni i burchagidan), katta bo'lmagan Yer shari rayonlari ustidan uchib o'tadi. Uning balandligi yetarli darajada katta bo'lganda $\varphi > i$ rayonlardan ham yo'ldoshni ko'rish mumkin bo'ladi. Ekvatorial yo'ldoshni Yerning qutbiy rayonlaridan ko'rib bo'lmagani holda, qutbiy yo'ldoshni turli kenglamalardan turib ham ko'rish mumkin bo'ladi (13-rasm, *1*- va *2*- yo'ldoshlar).

Yo'ldosh orbitasining eng muhim harakteristikalaridan bo'lib, uning apogeyi va perigeyining balandligi, Yer atrofida aylanish davri, ekvator tekisligiga og'maligi hisoblanadi va aksariyat yo'ldoshlar uchun ular uchirilganda, matbuotda e'lon qilinadi.

Agar sun'iy yo'ldosh Yer atrofida, uning sirtiga juda yaqin masofada aylanayotgan bo'lsa, uning to'la aylanib chiqishi uchun 84,4 minut kerak bo'ladi. 1000 km li balandlikkacha, balandlik har 50 km ga ko'tarilganda bu davr 1 minutdan ortib boradi. Shuningdek, SY ning o'z orbitasining biror nuqtasidan (masalan, perigeydan) o'tish momenti aniq bo'lsa, u holda osmon mexanikasi formulalaridan foydalanib, ixtiyoriy momentda mazkur yo'ldosh orbitaning qaysi nuqtasidan o'tishini aniq hisoblash mumkin bo'ladi. Faqat bunda sun'iy yo'ldoshga boshqa osmon jismlari tomonidan beriladigan chetlanishlarni hisobga olish zarur bo'ladi.

Sun'iy yo'ldoshlarning quyidagi orbita elementlari mavjud (13-rasm):

• i — SY orbitasining Yer ekvatori tekisligiga og'maligi (i = 90 bo'lganda u *qutbiy yo'ldosh* (13- rasm, *2*- orbita) deb, i = 0 bo'lganda esa *ekvatorial yo'ldosh* (13-rasm, *1*- orbita) deb ataladi. SY ning harakat yo'li, Yer aylanishining yo'nalishiga mos kelsa, u *to'g'ri* (13- rasm, *3*- orbita), aksincha bo'lganda esa *teskari yo'ldosh* (13-rasm, *4*- orbita) deb yuritiladi ($i > 90$ — yo'ldoshlar Yerning aylanish yo'nalishiga teskari harakatlanadi);



13- rasm. Ekvatorial (*1*), qutbiy (*2*), to'g'ri (*3*) va teskari (*4*) yo'ldoshlar.

- h_a – SY apogeyining balandligi;
- h_p –uning perigeyining balandligi;
- T –SY ning aylanish davri;
- a – SY orbitasining katta yarim o'qini;
- e – SY orbitasining ekssentrisitetini;
- Ω – orbita tugunlarining Yer ekvatori tekisligida yotgan bahorgi tengkunlikka tomon yo'nalishdan burchak uzoqligi bo'lib, ko'tarilish tugunining uzunlamasini xarakterlaydi.

Orbita elementlari ma'lum bo'lganda, ma'lum vaqt uchun SY ning o'rni (koordinatalari) oson topiladi.

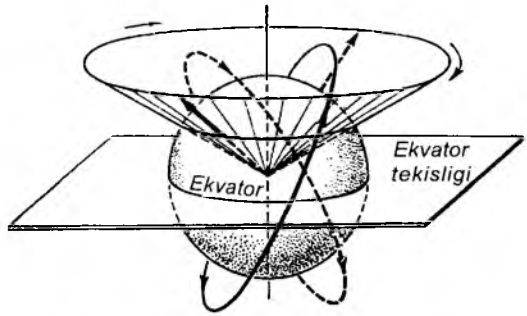
2- §. Yo'ldosh harakatida chetlanishlar. Yerning nosferikligining yo'ldosh orbitasiga ta'siri

Tashqi osmon jismlarining bergan chetlanishlari tufayli yo'ldosh, odatda, faqat ellips bo'ylab yurmay, ma'lum bir tekislikda yotmaydigan yoxud yopiq bo'lmagan egri chiziq bo'ylab harakatda bo'ladi. Shuningdek, yo'ldoshning tezligi elliptik orbita bo'ylab harakatlangandagidek bir tekis kechmaydi. Biroq oddiy va yaqin o'rganilgan ellipsdan voz kechish amrimahol bo'lib, osmon mexanikasida yo'ldosh ellips bo'ylab harakatlanadi, biroq ellips tinimsiz o'zgarib turadi deb faraz qilinadi. Boshqacha aytganda, u joylashgan tekislik buriladi va ohista tebranadi deb faraz qilinadi.

Sun'iy yo'ldoshning haqiqiy orbitasi o'zining har bir nuqtasida ma'lum ellips bilan uyg'unlashadi. Bunday ellips, ayni paytda, uzluksiz o'zgarib turuvchi keplercha orbitadan iborat bo'lib, u *oskulatsiyalovchi orbita* deyiladi. Yo'ldoshning tezligi oskulatsiyalovchi orbitaning shunday nuqtasidagi tezligiga tengki, ayni momentda yo'ldoshning haqiqiy orbitasi oskulatsiyalovchi orbitaga urinayotgan bo'ladi. Boshqacha aytganda, oskulatsiyalovchi orbita bu shunday orbitaki, bordi-yu, ayni momentda yo'ldoshga beriladigan chetlanish birdan yo'qolsa, yo'ldosh aynan shu orbita bo'ylab harakatlanib qolgan bo'lardi.

Sun'iy yo'ldoshlar orbitasida kuzatiladigan chetlanishlarning boshqa bir muhim manbayi, planetamiz – *Yer formasining nosferikligidandir.* Ma'lumki, Yer «qutblari siqilgan shar» ko'rinishida bo'lib, uning qutbiy radiusi ekvatorial radiusidan taxminan 21 kilometrga qisqa. Bunday hol Yerni ekvatoriga qalin halqa kiydirilgan sharga o'x-

shatadi. Ana shu ortiqcha qalin halqa Yer atrofidagi aylanuvchi yo'ldoshning orbitasiga qanday ta'sir qilishi bilan tanishamiz.

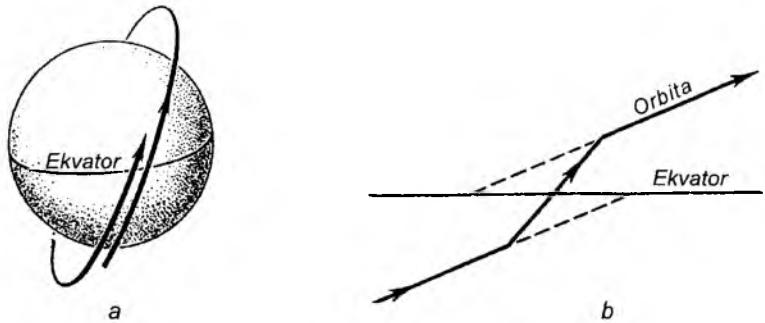


14- rasm. Orbita tekisligining presessiyasi.

Yer ekvatoridagi «do'nglik», ayniqsa, yo'ldosh orbitasi tekisligiga kuchli ta'sir qiladi va u Yer o'qiga og'maligini o'zgartirmagan holda uning atrofidagi aylanishga majbur qiladi. Agar yo'ldosh orbitasi tekisligiga Yer markazidan perpendikular o'tkazilsa, orbitasi tekisligining aylanishi tufayli, u Yer o'qi atrofida konus sirt chizadi (14-rasm) va uning o'qi presession konus chizuvchi volchokni eslatadi. Shu tufayli yo'ldosh orbitasi tekisligining aylanishi uning *pretsessiyasi* deb yuritiladi. Pretsessiya natijasida tugunlar chizig'i yo'ldosh harakati yo'nalishiga qarama-qarshi yo'nalishda siljib boradi. Bordi-yu, yo'ldosh to'g'ri yo'ldosh bo'lsa, u Yer atrofini bir marta aylangach, ekvatorni oldingi kesib o'tgan nuqtasidan g'arbroqda kesib o'tadi (15-*a* rasm), teskari yo'ldosh esa, aksincha, keyingi safar ekvatorni oldingisidan sharqroqda kesib o'tadi.

Qutbiy yo'ldoshlarning orbitasiga Yer ekvatorning do'ngligi ta'sir qila olmaydi, binobarin, ularning tekisliklari qo'zg'almaydi. Ekvator tekisligiga yaqin aylanma orbita bo'ylab harakatlanayotgan yo'ldoshning chiqish tugunlarini ekvator bo'ylab tinimsiz chekinishlari kuzatiladi. Xususan, ekvator bilan tekisliklari kichik burchak hosil qilgan yo'ldoshlarning bir aylanishi davomida tugunlarning g'arbga tomon siljishi 0,6° ni, bir sutkada esa 9° ni tashkil etadi. Boshqacha aytganda, bir marta aylanish davomida yo'ldosh orbitasiga perpendikular yo'nalishda 33,5 km ga siljiydi. Oy orbitasiga yaqin joyda harakatlanayotgan yo'ldoshning bir marta aylanish jarayonida bunday siljish atigi 0,6″ ni, orbitasiga perpendikular siljish esa 0,5 km ni tashkil etadi, xolos. Yo'ldosh orbitasining presessiyasini, uni uchirish rejalashtirilayotganda albatta hisobga olish zarur bo'ladi.

Agar yo'ldoshni Yerning Quyosh bilan *yoritilgan* va *yoritilmagan* — *terminator* deyiluvchi tasmasi tekisligiga chiqarilsa (unday yo'ldoshlar *shafaqli* yoki *terminatorli* yo'ldoshlar deyiladi), u holda ularni kuza-



15- rasm. Ekvator «do'ngligi»ning yo'ldosh orbitasiga ta'siri:
a –ko'tarilish tugunining yo'ldoshning bir aylanishi davomida siljishi;
b –chetlantirish tufayli yo'ldosh orbitasining ekvator tekisligidagi proyeksiyasi.

tish uchun juda qulay sharoit vujudga keladi. Chunki bunda osmon tim qorong'u bo'lib, yo'ldosh balandda bo'lganligi tufayli Quyosh uni yoritib turadi. Natijada pretsessiya tufayli, yo'ldosh orbitasi tekisligi, pretsession burila borib, so'ngra u Yer soyasiga sho'ng'iydi. Biroq shuni unutmaslik kerakki, Yerning Quyosh atrofida aylanishi tufayli terminator tekisligi ham siljib boradi. Shu bois, yo'ldosh orbitasiga tegishli parametrlar, Yerning Quyosh atrofida aylanishi tufayli terminatorning siljishini hisobga olgan holda tanlansa, u doimo terminator tekisligida qalinlikni ta'minlashi mumkin. Bunday yo'ldoshlar *quyosh-sinxron yo'ldoshlar* deyiladi. Bunga misol qilib G'arbiy Yevropa kosmik agentligining TD-IA (1972-yilda orbitaga chiqarilgan) teskari yo'ldoshini keltirish mumkin. Uning orbitasi 540 km dan 547 km gacha o'zgaruvchi aylanma orbita bo'lib, og'maligi 97,5° ni, davri esa 97 minutni tashkil etadi. 230 sutkaga mo'ljallangan harakati davomida u, quyosh-sinxron yo'ldosh sifatida, Yer terminatorining tekisligida harakat qilgan. Agar yo'ldosh Yer ekvatori tekisligida harakatlansa, u ham tekisligini o'zgartirmaydi, uning tekisligining o'qi Yer o'qi bilan ustma-ust tushadi. Faqat uning aylanma tezligi ekvatordagi «ortiqcha» massa hisobiga $v_{ayl} = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r}}$ ifoda bilan hisoblangan tezligidan kattaroq chiqadi. Binobarin uning *oskulatsiyaviy* orbitasi, orbitaning ixtiyoriy nuqtasida ellips bo'lib, u aylana orbitadan tashqarida yotadi.

Pretsessiyadan tashqari, ekvator ustidan o'tayotgan yo'ldosh, u joyning «ortiqcha massasi»ni o'zida his etib, qo'shimcha tezlanish

oladi va orbitasini to'g'rilash maqsadida ekvator tomon bir siljib (chapga), undan o'tganda so'ng yana o'ngga siljib yo'ldosh harakatida davom etadi (15-*b* rasm) va Yerning ekvator «belbog'i», yo'ldosh orbitasining katta o'qini, aylanish yo'nalishi yoki aksincha yo'nalish bo'ylab siljib borishiga majbur qiladi. Bunda bir vaqtlar perigey osmonning shimoliy yarim sharida yotgan bo'lsa, ma'lum vaqtdan so'ng u janubiy yarim sharga o'tib qoladi.

Agar orbitaning Yer ekvatori tekisligiga og'ishi 63,4° dan kichik bo'lsa, perigey nuqtasi aylanish yo'nalish bo'yicha, 63,4° dan katta bo'lsa, unga qarama-qarshi yo'nalishda siljishga majbur qiladi.

Judayam baland bo'lmagan orbitalar bo'ylab harakatlanadigan Yer yo'ldoshlarining harakatlariga og'irlik kuchining anomaliyasi (Yerning relyefiga ko'ra) ham ta'sir qilish mumkin. Yo'ldosh harakati paytida, okean yoki materiklar, tog' tizmalari, hatto Yer qazilma boyliklari ustidan o'tayotganda (ularning massivliklariga ko'ra) turlicha «his» qilishi mumkin. Shularni inobatga olib, ayni paytda Yer sirti relyefini kosmosdan turib kuzatish va uni o'rganish kosmonavtikaning istiqbolli yo'nalishlardan hisoblanadi.

3- §. Yer atmosferasida yo'ldosh orbitasining evolutsiyasi

Yer atmosferasining sun'iy yo'ldosh harakatiga qarshilik kuchi ushbu ifodadan topiladi:

$$F_{\text{qarsh}} = cS\frac{\rho v_{\text{nis}}^2}{2}, \qquad (1)$$

bu yerda c – atmosferaning yuqori qatlamlari uchun kattaligi 2–2,5 bo'lgan o'lchamsiz qarshilik koeffitsiyentini, S – yo'ldoshning harakat yo'nalishiga tik bo'lgan maksimal kesim yuzini, v_{nis} esa yo'ldoshning tashqi muhitga nisbatan tezligini ifodalaydi.

Havoning zichligi balandlik bo'ylab kamayib boradi. Shuningdek u muhit temperaturasiga va atmosferaning Quyosh nurlari bilan yoritilishiga juda bog'liq bo'ladi, atmosfera zichligiga 11 yillik Quyosh aktivligining ta'siri ham kattagina bo'ladi. Bu farqlar tufayli Yer atmosferasi yuqori nuqtadagi qatlamlarning (500 kmdan yuqori) zichligi 10 martagacha o'zgaradi.

Atmosfera qarshiligi ta'sirida vujudga kelgan chetlantiruvchi tezlanish, yo'ldoshning massasiga teskari proporsional bo'lib, uning ko'ndalang kesimiga to'g'ri proporsional hisoblanadi. Shu bois, ichi

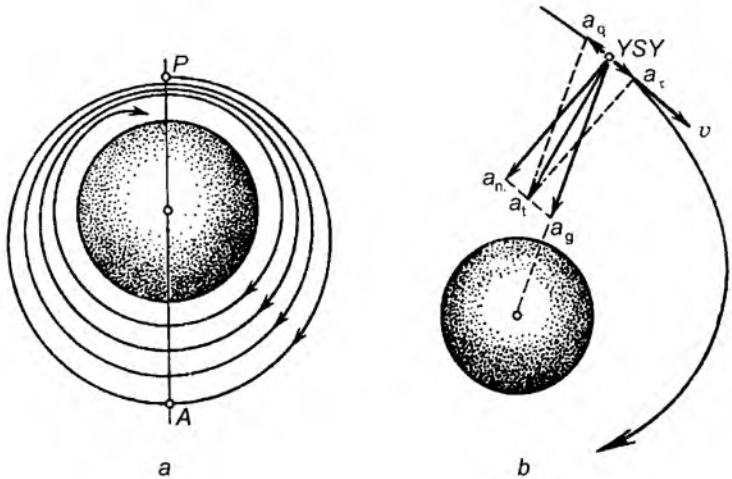
deyarli bo'sh bo'lgan yo'ldoshga atmosfera qarshiligining ta'siri juda kuchli bo'ladi. Aynan shu faktor tufayli quyi orbitaga chiqarilgan *tashuvchi-raketaning* yo'ldoshdan ajratilgan va yonilg'idan bo'shagan oxirgi bosqichi, atmosfera qarshiligini, yo'ldoshdan ajratilgan va ilmiy apparaturalar zich joylashtirilgan konteynerga nisbatan kuchli «his» qilib, tezda orqada qoladi.

Qarshilik kuchi tufayli yo'ldosh harakatiga ta'sir etuvchi chetlantiruvchi tezlanishning kattaligi 200 km balandlikda $2{,}2 \cdot 10^{-4}$ m/s^2 ni, 400 km balandlikda esa $3{,}1 \cdot 10^{-6}$ m/s^2 ni, 800 km balandlikda esa atigi $2{,}6 \cdot 10^{-8}$ m/s^2 ni tashkil etadi. Yo'ldosh 100 km balandlikda uchayotganda bu tezlanishning miqdori sezilarli darajada katta bo'lib, 30 m/s^2 ga teng bo'ladi.

110—120 km balandlikdan boshlab pastga qarab, atmosferaning zichligi tez o'sganligi tufayli SY navbatdagi aylanishini yakunlay olmaydi. Shuning uchun ham Yer atrofida 86,5—86,7 minutlik davr bilan aylanuvchi SY uchun bunday balandlik kritik hisoblanadi. Elliptik orbita bo'ylab harakatlanayotgan SY o'z perigeyidan o'tishida qarshilik tufayli (atmosfera zichligi katta bo'lganligi sababli) tezligini ko'p yo'qotib, apogey balandligining pasayishiga sabab bo'ladi. Bu esa, o'z navbatida, perigey balandligining ham pasayishiga olib keladi (16-*a* rasm) va h.k.

Sun'iy yo'ldosh aylanma orbitadan spiral bo'ylab tushayotib, har safar kichik, deyarli aylanma orbita bo'ylab Yer sirtiga yaqinlashib boradi. Bunda yo'ldosh o'zining harakat yo'nalishi bo'yicha aniq tezlanish oladi. Erishilgan, yo'ldoshni oldinga itaruvchi bu tangensial tezlanish, son jihatdan, qarshilik kuchining tezlanishiga teng bo'ladi. Matematik hisob-kitobdan olingan bunday kutilmagan ma'lumot, bir qarashda, juda asossizday tuyulsa-da, aslida, uning paradoksligiga qaramay, 16-*b* rasmga sinchiklab qarab, unda hech qanday sir yo'qligiga ishonch hosil qilish mumkin. Darvoqe, 16-*b* rasmga ko'ra, $a_t = a_n + a_\tau$ bo'lib, ikkinchi tomondan, $a_t = a_q + a_g$ ekanligi ko'rinadi. Boshqacha aytganda, SY ning gravitatsion (a_g) va qarshilik tufayli olayotgan tezlanishlarning (a_q) yig'indisidan hosil bo'lgan a_t to'la tezlanishni be'malol tangensial a_τ va normal tezlanishlar a_n ga yoyish mumkin, natijada $a_q = a_\tau$ ekanligi ma'lum bo'ladi.

Shunday qilib, atmosferada tushayotgan yo'ldosh uning qarshiligi tufayli, tezligining kamayishini emas, aksincha bir tekis ortishini ko'ramiz. Yo'ldosh dastlab elliptik trayektoriya bo'ylab harakat qi-



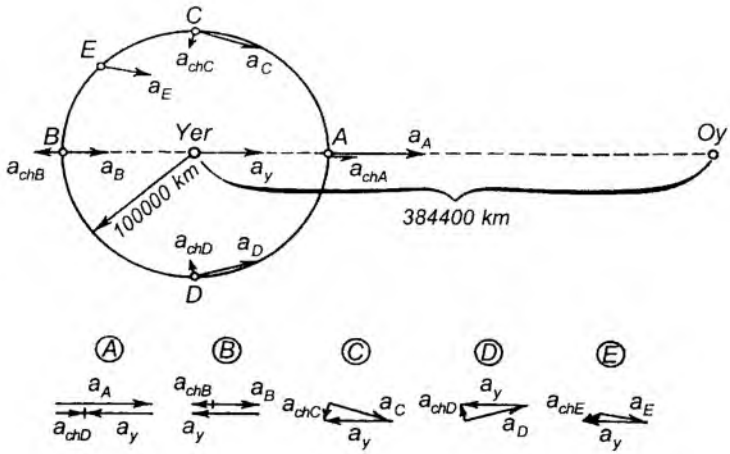
16- rasm. Yer atmosferasida sun'iy yo'ldoshning tushishi:
a – tushish orbitalarining ko'rinishi; *b* – yo'ldosh paradoksini tushuntirish.

layotganda, uning spiral trayektoriyasining o'ramlarida tezlanishning o'rtacha qiymatining ortishi haqida gapirish mumkin. Bayon qilingan atmosfera qarshiligining kutilmagan natijasini kosmonavtikada *yo'ldoshning aerodinamik paradoksi* deb yuritiladi. Atmosferada yo'ldosh harakatining tormozlanish jarayonini diqqat bilan o'rganish, atmosfera yuqori qatlamlarning zichliklarini hisoblashga imkon berib, u qimmatli nazariy va amaliy xulosalarga olib keladi.

4- §. Sun'iy yo'ldosh harakatiga Quyosh va Oyning ta'siri

Sun'iy yo'ldosh harakatiga, unga nisbatan yaqin joylashgan osmon jismlaridan Quyosh va Oyning chetlantiruvchi ta'siri kuchli bo'lib, ular vaqt o'tishi bilan yo'ldosh orbitasining ko'rinishiga keskin o'zgarish berish qobiliyatiga ega obyektlar hisoblanadi.

Yerdan 100 000 km balandlikda aylanayotgan yo'ldoshga uning orbita tekisligida yotgan Oyning chetlantiruvchi tezlanishi qanday ta'sir qilishi bilan tanishaylik (17- rasm). Rasmda Yer atrofida aylanayotgan SY ga uning orbitasining *A, B, C, D* nuqtalarida Oyning chetlantiruvchi tezlanishlari ko'rsatilgan. Ularning yo'nalishlaridan ko'rinishicha, oxir-oqibatda, SY orbitasini Oy bilan Yerni tutashti-



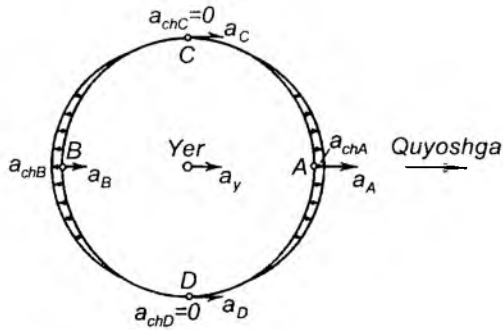
17- rasm. Oyning tortishidan vujudga kelgan chetlantiruvchi tezlanishlar.

ruvchi to'g'ri chiziq yo'nalishi bo'yicha «deformatsiyalanishi» (cho'zilishi) ma'lum bo'ladi (rasmga q.).

A nuqtada Oyning bergan chetlantiruvchi tezlanishi a_{chA} ni topish uchun *A* nuqtada Oyning yo'ldoshga beradigan tezlanishi a_A dan, Oyning Yerga beradigan tezlanishini a_y ayirish lozim bo'ladi. Bunda yo'ldosh Oyga, Yerga nisbatan yaqin bo'lganda $a_A > a_y$ ko'rinishda bo'ladi va chetlantiruvchi tezlanish a_{chA} Oyga tomon yo'nalgan bo'ladi. Biroq orbitaning *B* nuqtasida shunday yo'l bilan topilgan chetlantiruvchi tezlanish a_{chB} Oydan qarama-qarshi tomonga yo'nalgan bo'ladi. Bunda yo'ldoshning Oydan teskari tomonga «itarilishi» bu nuqtada yo'ldoshning Oydan Yerga nisbatan kam tezlanish olganligi tufayli sodir bo'ladi, ya'ni u orqada qoladi.

Sun'iy yo'ldoshning Oydan oladigan maksimum chetlantiruvchi tezlanishi *A* nuqtada sodir bo'lib, uning qiymati $18 \cdot 10^{-6}$ m/s^2 ni tashkil etadi va yo'ldoshning bu nuqtada Yerdan olayotgan tezlanishining atiga 0,052 % ini tashkil qiladi. Yo'ldoshning *B* va *D* nuqtalarida Oydan oladigan chetlantiruvchi tezlanishlari Yerga tomon yo'nalgan bo'lib, orbitaning *CD* yo'nalishi bo'yicha siqilishini, *AB* yo'nalish bo'yicha esa, aksincha, cho'zilishini ta'minlaydi. Yo'ldosh orbitasining boshqa nuqtalarida Oyning chetlantiruvchi tezlanishlarining miqdori va yo'nalishlari chizma ostida mos nuqtalar uchun ko'rsatilgan.

Yo'ldoshga Quyoshning beradigan chetlantiruvchi tezlanishlari 18- rasmda keltirilgan. Quyosh Oydan ko'p marta uzoqligi tufayli orbitaning ixtiyoriy nuqtasida Quyoshning gravitatsion tezlanishlarining yo'nalishlarini o'zaro parallel deb olish mumkin. Bunda *A* nuqta Quyoshdan maksimal, *B* nuqta esa minimal tezlanish oladi. *C* va *D* nuqtalarda yo'ldoshning Quyoshdan oladigan tezlanishlari, orbitaning *A* va *B* nuqtalarning oladigan tezlanishlar yig'indisining yarmiga teng bo'lib, Yer oladigan tezlanishga taxminan teng bo'ladi. Binobarin, *C* va *D* nuqtalarning Quyoshdan oladigan chetlantiruvchi tezlanishining qiymatlari nolga teng bo'ladi.



18- rasm. Quyoshning tortishdan vujudga kelgan chetlantiruvchi tezlanishlar.

Natijada chetlantiruvchi tezlanishlar, KA orbitasining birinchi yarmida Quyoshga qaragan,ikkinchi yarmida esa, aksincha, Quyoshdan qarama-qarshi tomonga qaragan bo'lib, *A* va *B* nuqtalarda yo'ldoshning Quyoshdan oladigan chetlantiruvchi tezlanishlarining miqdori deyarli bir xil bo'lib, taxminan $8{,}3 \cdot 10^{-6}$ m/s^2 ni tashkil qiladi. Boshqacha aytganda, u Yerning beradigan mahalliy chetlantiruvchi tezlanishining atigi 0,024% ini tashkil qiladi. Yo'ldoshning balandligi qancha kam bo'lsa, ya'ni u Yerga qancha yaqin bo'lsa, unga Oy va Quyoshning beradigan chetlantiruvchi tezlanishlari shuncha kam bo'ladi. 20 000 km li balandlikkacha Quyosh va Oyning beradigan chetlantiruvchi tezlanishlari, Yerning anomal og'irlik kuchlari beradigan chetlantiruvchi tezlanishidan kichik bo'lib, odatda, u hisobga olinmaydi, biroq 20000 km dan balandda ulardan ortsa-da, lekin Yerning siqiqligi tufayli beradigan chetlantiruvchi tezlanishlaridan kichik bo'ladi. 50 000 km dan katta balandliklarda, Yerning siqiqligi tufayli KA ning oladigan chetlantiruvchi tezlanishlari, Quyosh va Oyning chetlantiruvchi tezlanishlaridan katta qiymatga ega bo'ladi. Quyosh va Oyning chetlantiruvchi tezlanishlarining ta'siri yo'ldosh orbitasining holati va tekisligining qanday joylanishiga bog'liq bo'ladi.

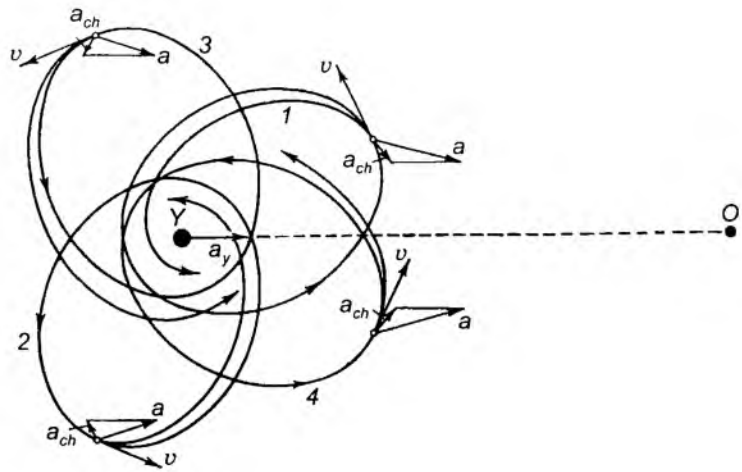
Agar yo'ldoshning orbita tekisligi Quyosh turgan tomon yo'nalishiga perpendikular bo'lsa, uning vaziyatlarining Quyoshdan uzoq-

ligi Yerniki bilan bir xil bo'lganidan, Quyosh unga ta'sir qila olmaydi. Biroq 3 oy o'tgach (bunda Quyosh Oy orbita tekisligida yotadi), orbita tekisligi Quyosh tomon yo'nalish bilan ustma-ust tushib, uning ta'siri 18- rasmda keltirilganidek chetlanishni boshidan kechiradi.

Yer atrofida 100 000 km li radius bilan aylanuvchi yo'ldoshga Oyning beradigan maksimal chetlantiruvchi tezlanishi tufayli, uning bir aylanishi davomida davri 290 sekundga ortadi, oldinga ilgarilab ketishi 570 km ni, yo'ldoshning yon tomonga siljishi 130 km ni tashkil etib, orbita tekisligining 4′10″ ga burilishini ta'minlaydi. Quyosh beradigan chetlantiruvchi tezlanishining qiymati, uning uzoqligi tufayli Oynikidan 2,2 marta kichik bo'ladi.

Cho'zinchoq elliptik orbitalar bo'ylab harakatlanayotgan yo'ldoshlar uchun chetlantiruvchi tezlanish juda xavfli bo'lib, uning orbitasini butunlay izdan chiqarishi mumkin. Ayniqsa, yo'ldosh, chetlantiruvchi tezlanishni o'z orbitasining apogeyida kuchli his etadi, chunki bu nuqta Yerdan juda uzoq bo'lib, chetlantiruvchi tezlanish Yerning o'zi beradigan tezlanishining kattagina foizini tashkil etadi. Shuningdek, orbitaning apogeyida chetlantiruvchi tezlanish yo'ldoshning kichik miqdordagi orbital tezligiga ta'sir qilayotgan bo'ladi. Chetlantiruvchi tezlanishning yo'ldoshning orbital tezligiga ta'siri yanada effektiv bo'lishi uchun ularning yo'nalishlari bir-biriga yaqin (bir xil yoki qarama-qarshi yo'nalishda) bo'lishi lozim. Yo'ldosh orbitasining tekisligi, chetlantiruvchi jismga tomon yo'nalishga tik joylashgan bo'lsa, u holda yo'ldosh deyarli hech qanday tashqi ta'sirni his etmaydi.

19- rasmda turli yo'nalishlar bo'ylab, deyarli bir xildagi orbitalarda harakatlanayotgan Yerning to'rtta yo'ldoshiga Oyning chetlantiruvchi tezlanishlarining ko'rsatayotgan ta'siri keltirilgan. *1* va *2* ellips bo'ylab harakatlanayotgan yo'ldoshlarning apogeyida, Oyning a_{ch} chetlantiruvchi tezlanishlari, yo'ldoshning orbital v tezliklariga qarama-qarshi yo'nalganligi tufayli, tezlikning kamayishiga, binobarin har safar ular orbitasi apogeylari balandliklarining pasayishiga olib keladi. *1* va *4* yo'ldoshlarning apogeyida esa a_{ch} chetlantiruvchi tezlanishlarning yo'ldoshning orbital v tezligi bilan bir xil yo'nalishda bo'lishi har safar orbita apogeyining ko'tarilishiga sabab bo'ladi. Bunda perigey balandligining o'zgarishi (birinchi holda pasayishi, ikkinchi holda esa ko'tarilishi) ularning apogeylarning o'zgarishiga bog'liq bo'lib, perigeyning dastlabki balandligiga deyarli bog'liq bo'lmaydi. Xususan, apogeyning balandligi 5000 dan 100 000 km gacha bo'lgan yo'ldoshlar uchun har navbatdagi apogeydan o'tishlarida perigey ba-

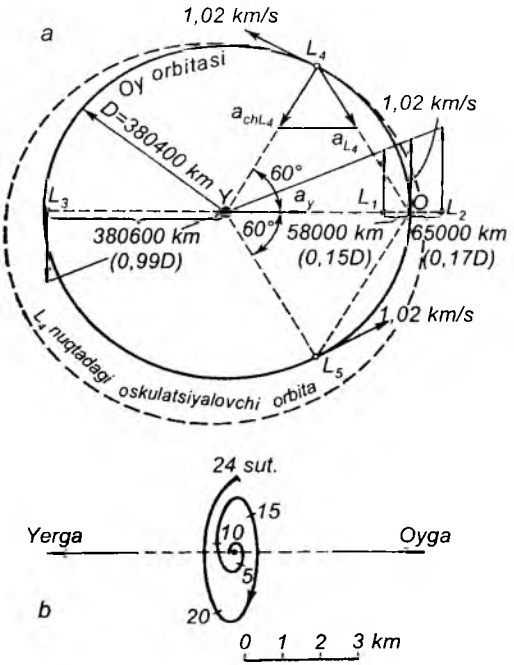


19- rasm. SY larning elliptik orbitalariga Oyning ta'siri.

landligining o'zgarishi bir necha kilometrdan bir necha o'nlab kilometrgacha boradi. Perigeyning ko'tarilishi, yo'ldosh uchun uncha katta xavf tug'dirmasa-da, biroq uning har safar tushishi natijasida u atmosferaning qalin qatlamigacha borib yo'ldoshni halokatga uchratadi. «Luna-3» va «Luna-4» (sobiq Ittifoq) avtomatik stansiyalarning halokati perigeylarning muddatidan oldin pasayib ketishi tufayli sodir bo'lgan.

5- §. Libratsiya nuqtalarida SY lar

Oyning chetlantiruvchi tezlanishlari ta'sirida, Yer atrofida harakatlanayotgan SY orbitasining buzilmasdan muqim aylanma orbitada aylanishga majbur qiladigan uning orbita nuqtalari ham mavjud. Bunday nuqtalardan 5 tasi, o'z vaqtida, mashhur olim fransuz mexanigi J. Lagranj tomonidan 3 jism masalasi o'rganilayotganda, masalaning xususiy yechimlari ko'rinishida topilgan. Endi Yer atrofida Oy 1,02 km/s tezlik bilan harakatlanayapti deb qarab, uning bu harakatida Oy va Yerga nisbatan maxsus joylashgan nuqtalarda (L_1, L_2, L_3, L_4 va L_5) harakatlanayotgan yo'ldoshlarga Oyning ta'sirini ko'rib chiqaylik (bunda Quyoshning ta'siri juda kuchsiz bo'lganidan uni hisobga olmaymiz). Ulardan uchtasi *to'g'ri chiziqli libratsiya nuqtalari* deyi-



20- rasm. Libratsiya nuqtalarida joylashgan SY lar.

lib, ulardan biri — L_3 Yerdan bir tomonda 380 600 km masofada. Qolgan ikkitasi esa (L_1, L_2) L_3 ga nisbatan diametral qaramaqarshi tomonda, Oy orbitasi radiusi (384 400 km) dan 65 000 km tashqarida va 58 000 km ichkari masofada joylashgan (20- rasm).

L_1, L_2, L_3 nuqtalar Oy va Yerni tutashtiruvchi to'g'ri chiziqda rasmdagidek joylashgan bo'lib, Oy orbitasida joylashgan va Yer bilan tutashtirilganda teng tomonli uchburchakni hosil qiladigan L_4 va L_5 nuqtalar — *uchburchakli libraksion nuqtalar* deyiladi. Bunda L_1, L_2, L_3 nuqtalardagi yo'ldoshlar Oyning chetlantiruvchi tezlanishi tufayli Yer—Oy to'g'ri chizig'idagi eslatilgan nuqtalarda mahkam bog'langandek qolib, har doim u bilan bir to'g'ri chiziqda yotib harakatlanadilar. Xususan, L_1 va L_2 nuqtalardagi yo'ldoshlarning tezliklari, Oyning chetlantiruvchi tezlanishi tufayli, mos ravishda, $v_1 = v_{\text{☾}} \cdot 0{,}85 = 0{,}87$ km/s, $v_2 = v_{\text{☾}} \cdot 1{,}17 = 1{,}19$ km/s ga teng bo'ladi, bu yerda $v_{\text{☾}} = 1{,}02$ km/s — Oyning orbital tezligini tashkil etadi.

Aslida L_1 va L_2 nuqtalardagi sun'iy yo'ldoshlarning mahalliy tezliklari, ushbu ifoda

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

orqali topiladi (bu yerda $r_1 = 58\,000$ km, $r_2 = R_{\text{☾}} + 65\,000$ km va $r_3 = 380\,600$ km). Bunda L_1 va L_2 nuqtalar uchun topilgan yo'ldoshlarning mahalliy tezliklari, mos ravishda, $v_1 = 1{,}11$ km/s, $v_2 = 0{,}94$ km/s ni tashkil etadi.

Agar SY lar yuqorida keltirilgan boshlang'ich tezliklar bilan L_1, L_2, L_3 nuqtalarga chiqarilsa, ular Oy va Yer atrofida aylanayotib, bir to'g'ri chiziqda qolishlari, boshqacha aytganda, ularning barchasi Quyosh atrofida bir to'g'ri chiziqdan chiqmay aylanishlari, binobarin, Yer atrofida bir xil davr bilan aylanishlari kuzatilgan. Bunda, o'quvchi, Yer atrofida to'rtta yo'ldosh turli radiusda bir xil davr bilan aylana olmaydi-ku deb, e'tiroz bildirishi mumkin. To'g'ri, bunday hol ikki jism masalasida mumkin bo'lmaydi, biroq biz qarayotgan masala 3 jism masalasi, ya'ni Yer, Oy va biror L_1 yo'ldosh (yoki L_2, yohud L_3 yo'ldosh) masalasida bunday hol mumkinligini unutmaslik lozim. Yo'ldoshlarning har birining Yer atrofidagi mahalliy tezliklari, eslatilganidek, aslida L_1 nuqtada v_1=1,11 km/s, L_2 nuqtada esa v_2=0,94 km/s bo'lib, Oyning chetlantiruvchi tezlanishi tufayli L_1 ning tezligi 0,87 km/s gacha kamayib, L_2 niki esa 1,19 km/s gacha ortadi. Oqibatda, L_1, L_2, L_3 yo'ldoshlar Yer atrofida doimo bir to'g'ri chiziqda aylanadigan bo'lib qoladi. Oyning tezligi esa, ikki jism masalasida mahalliy aylanma tezlikdan katta bo'lib, u $v_{ayl} = \sqrt{\frac{GM}{r}}$ ifoda bilan emas, balki $v_{ayl} = \sqrt{\frac{G(M+m)}{r}}$ formula bilan ifodalanmog'i lozim.

Endi Oy orbitasidagi Oy va Yer bilan teng tomonli uchburchak hosil qilib Oydan 60° oldinda va 60° orqada uning orbitasida uchuvchi L_4 va L_5 nuqtalardagi yo'ldoshlarga Oy tezligiga teng tezliklarni Oy orbitasiga urinma ko'rinishda bersak, ular hozir ko'rganimizdek, mahalliy tezlikdan katta tezlikka erishib, arzimas massalari tufayli, ular Oydan farqli o'laroq elliptik orbitalar bo'ylab ketishga majbur bo'ladilar. Agar Oy birdan yo'q bo'lib qolsa, libratsiya nuqtalaridagi yo'ldoshlar oskulatsiyalovchi ellipslar bo'yicha harakatlangan bo'lar edilar, ulardan birining (20- rasmda L_4) aynan shunday harakati keltirilgan. Aslida esa Oyning chetlantiruvchi tezlanishi ularning mahalliy tezliklarini kamaytirib, aynan shu nuqtalarda (L_4 va L_5) Oydan bir xil masofada, u bilan bir xil, ya'ni 1,02 km/s tezlik bilan uchishlarini ta'minlaydi.

Shunday qilib, har beshala yo'ldosh ham Yer va Oy ta'sirida shunday harakatlanar ekanki, ularning fazodagi dastlabki holatlari doimo o'zgarmasdan qolar ekan. Shu tufayli ularni *statsionar yo'ldoshlar* ham deyiladi. Natijada, L_1, L_2, L_3 nuqtalar, eslatilganidek, kollinear yoxud *libratsiyaning to'g'ri chiziqli nuqtalari* deyilib, L_4 va L_5 esa

libratsiyaning uchburchakli nuqtalari deb yuritiladi. Bular ichida, ayniqsa, L_4 va L_5 uchburchakli libratsion nuqtalar muqim hisoblanib, L_1, L_2, L_3 kollinear nuqtalar u darajada muqim bo'la olmaydi.

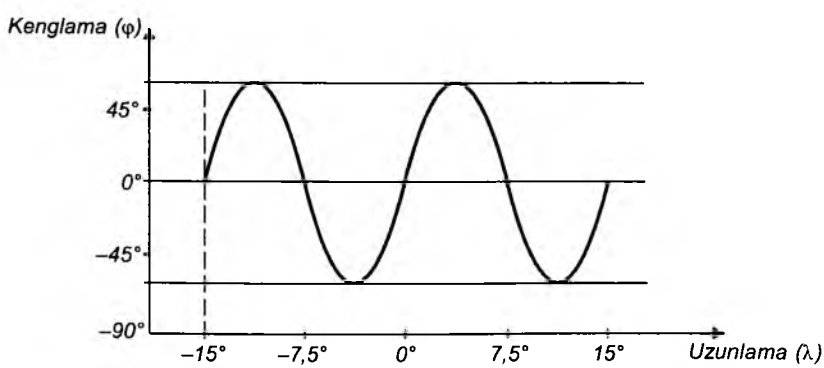
L_4 va L_5 nuqtalarning muqimligi, kelajakda, bunday nuqtalarda yirik efir shaharlari – kosmik mustamlakalarni qurib joylashtirish uchun juda qo'l keladi.

6- §. SY larning Yer sirtiga nisbatan harakati

Sun'iy yo'ldoshlarning Yer sirtidagi *proyeksiyasi* deb, Yer markazi va SY ni tutashtiruvchi to'g'ri chiziqning Yer sirti bilan kesishgan nuqtasiga aytiladi. SY ning Yer atrofida aylanishi davomida, uning bunday proyeksiyalarining geometrik o'rinlarining yig'indisi *SY ning trassasi* deyiladi.

SY ning trassasi Yer sirtidagi shunday nuqtalarning o'rinlarini ifodalaydiki, bu nuqtalardan birida turgan kuzatuvchi, turli vaqtlarda (davriy ravishda) sun'iy yo'ldoshning zenit orqali o'tganini ko'radi. Yo'ldosh tomonidan chiziladigan trassa, o'z o'qi atrofida aylanib turgan Yer sirtida kuzatilganidan, trassa tomonidan ekvatorni kesib o'tish burchagi hech qachon yo'ldosh orbitasining ekvatorga og'maligiga teng bo'lmaydi.

Xususan qutbiy yo'ldoshlarning (i=90°) harakati paytida ularning Yer sirtida qoldirgan proyeksiyasi izining ekvatorni kesib o'tish burchagi 90° teng bo'lmay, yo'ldosh ekvatorni kesib o'tgach, uning trassasi g'arbga tomon siljiydi.

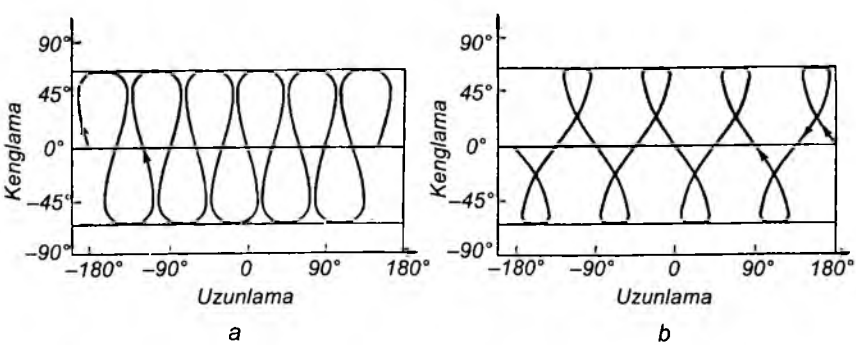


21- rasm.

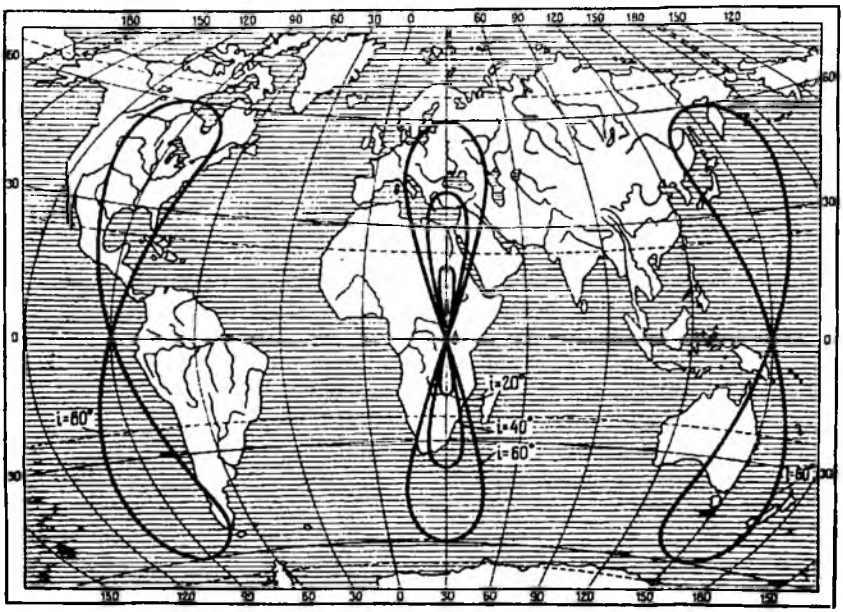
Past orbitali to‘g‘ri harakatlanuvchi yo‘ldoshning (i<90°) trassasi Yer sharini ko‘p marta aylanuvchi sinusoidani eslatadi. Yo‘ldosh trassasining bunday ko‘rinishi ko‘pchilikka tanish bo‘lib, 21- rasmda keltirilgan. Bunday yo‘ldoshlarning trassasi, rasmdan ko‘rinishicha, har doim shimoli-sharqqa yoki janubi-sharqqa yo‘nalgan bo‘lib, chekka shimoliy yoxud janubiy kengliklarda sharq tomonga yo‘naladi.

Katta davr bilan aylanadigan yo‘ldoshlarning trassalari nisbatan murakkab tus oladi. Garchi bunda yo‘ldoshning aylanishi, Yerning aylanish yo‘nalishi bilan ustma-ust tushgan taqdirda ham, uning proyeksiyasi Yerning aylanishidan orqada qoladi va kamida trassaning bir qismida uning harakati g‘arbiy tomonga yo‘nalgan holda kuzatiladi (22-*a* va *b* rasmlar). Eslatilganidek, bu holda ham Yer aylanib turganligi tufayli yo‘ldosh trassasining Yer ekvatorini kesib o‘tish burchagi, SY orbitasining ekvatorga og‘ish burchagidan farq qiladi. 22-*a* va *b* rasmlarda, mos ravishda, 20 soat va 30 soatlik davrlar bilan aylanuvchi SY larning trassalari keltirilgan.

Aloqa yo‘ldoshlari, shuningdek, Yer sirtini tadqiq qilishga mo‘ljallangan ba’zi yo‘ldoshlar, Yerning o‘z o‘qi atrofida aylanish davri — 23 soat 56 min 4 s ga karrali davr bilan Yer atrofiga chiqariladi. Bunday yo‘ldoshlar ba’zan *sinxron yo‘ldoshlar* deyilib, ularning trassasi yopiq chiziqdan iborat bo‘ladi va o‘z trassasining ixtiyoriy nuqtasida u davriy ravishda namoyon bo‘ladi. Xususiy holda, sinxron yo‘ldoshlarga aylanish davri bir yulduz sutkasiga teng yo‘ldoshlar kiradi. Agar bunday yo‘ldoshlar orbitasi aylanadan iborat bo‘lsa, uning Yer sirtidan o‘rtacha balandligi 35 ming 793 kilometrni tashkil qilib (orbitasining radiusi 42 164 km), uning aylanish tezligi 3,075 km/s ga teng bo‘ladi.



22- rasm. Yer ekvatoriga 65° burchak ostida 20 soat (*a*) va 30 soatlik (*b*) davrlar bilan aylanuvchi yo‘ldoshlarning trassalari.



23- rasm. Aylanma orbitali sinxron Yer sun'iy yo'ldoshlarining trassalari.

23- rasmda ekvatorga 20°, 40° va 60° ga teng burchaklar ostida aylanuvchi beshta sinxron yo'ldoshning trassalari tasvirlangan bo'lib, ular doimo Yerning bir tomonida, ma'lum meridian ustida «8» ga o'xshash trassalarni chizadi. Sutkali yo'ldoshlar ichida eng katta amaliy ahamiyat kasb etgan boshqa bir — statsionar to'g'ri yo'ldosh, ekvator tekisligida aylanma orbita bo'ylab aylanuvchi yo'ldosh bo'lib, uning trassasi ekvator ustida yotuvchi nuqtadangina iborat bo'ladi. Bunday statsionar yo'ldosh, Yerning aylanishi bilan bog'liq hisob sistemasida qo'zg'almas hisoblanadi. Yer ekvatori do'ngligini e'tiborga olib, uning Yer sirtidan balandligi 35 786 kilometrligini aniqlash qiyin emas.

Yo'ldoshlarning trassalarini bayon qilayotib, biz ular chetlanishlarsiz harakatlanadilar deb qabul qildik. Aslida esa past balandlikli yo'ldoshlarning trassalariga Yerning nosferikligining ta'siri sezilarli bo'ladi. Shu bois, yo'ldoshning statsionar radiusi 42 164 km dan ortiq bo'lishi talab etiladi. Shundagina statsionarlik sharti bajarilishi oqibatida, u Yerning aylanishidan ilgarilab keta olmaydi.

Quyosh va Oy ta'sirida Yer SY lari trassalarining uzunlama bo'yicha tebranishi ham ma'lum bo'lib, u Yerning qutbiy siqiqligi va uning uzunlama bo'yicha siqiqligi (Erning ekvatorial kesimi aylana bo'lmay, balki ellipsligi) hamda Quyosh va Oy tortishishlarining ta'siri tufayli kuchli chetlantirishni «his» qiladi. Bularning oldini olish uchun, odatda, statsionar yo'ldoshlar ularning harakatlarini boshqarib turuvchi bort dvigateli va qurilmalari bilan jihozlanadi.



Savol va topshiriqlar

1. Sun'iy yo'ldoshlarning orbita parametrlarini sanab o'ting va chizmada tushuntiring.
2. Sun'iy yo'ldosh harakatida chetlanishlar qanday sodir bo'ladi?
3. Yerning nosferikligi ta'sirida ro'y beradigan chetlanishlarni (pretsessiya, regressiya), perigeyning siljishini tushuntirib bering.
4. Yer orbitasida yo'ldoshga ta'sir etuvchi qarshilik kuchini hisoblash formulasini yozing va tushuntirib bering.
5. «Yo'ldoshning aerodinamik paradoksi» deganda nimani tushunasiz?
6. Oy va Quyoshning yo'ldosh harakatiga beradigan chetlantiruvchi tezlanishi va ularning oqibatlarini tushuntiring.
7. Bunday tezlanishlarning tashqi osmon jismiga nisbatan yo'ldoshning joylanishiga qanday bog'liqligi bor?
8. Yer atrofida aylanuvchi yo'ldosh orbitasiga Oyning ta'siri tufayli u qanday evolutsiyani boshidan kechiradi?
9. Yer atrofida aylanuvchi Oy orbitasi va Yer–Oy radiusi yo'nalishida yotuvchi qanday libratsion nuqtalarni bilasiz?
10. Libratsion nuqtalarning « kosmik mustamlaka» larni qurishda kelajakda qanday roli bor?
11. Sun'iy yo'ldoshlarning trassalari deganda nimani tushunasiz?
12. Qisqa va uzun davrli yo'ldoshlarning trassalarida qanday farq kuzatiladi?
13. Aylanma orbitali sutkalik sun'iy yo'ldoshlar trassalarining Yer xaritasida proyeksiyasi qanday ko'rinishda bo'ladi?
14. Geostatsionar yo'ldoshlar deb qanday yo'ldoshlarga aytiladi? Ularning yer sirtidagi proyeksiyasi qanday ko'rinishda bo'lishini va ba'zan trassa nuqtadan iborat bo'lishini tushuntiring.

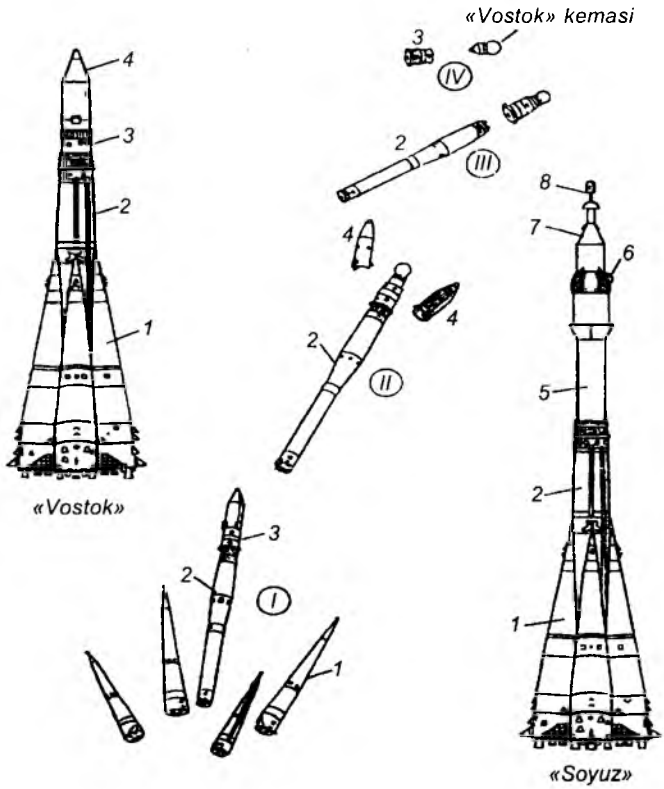
V BOB. YER ATROFIDA SUN'IY YO'LDOSHNING AKTIV HARAKATI

1- §. Sun'iy yo'ldoshni past perigeyli orbitaga chiqarish

Sun'iy yo'ldoshni orbitaga chiqarishda, tashuvchi raketa, odatda, unga zaruriy kosmik tezlikni atmosferaning qalin qatlamidan o'tgach, ya'ni 140 km dan kam bo'lmagan balandlikda berishi maqsadga muvofiq bo'ladi. Yo'ldoshga zaruriy orbital tezlik berilgandan keyin, raketaning oxirgi bosqichi o'chiriladi. Shundan keyingina undan turli maqsadlarga mo'ljallangan bitta yoki ikkita yo'ldosh ajratilishi mumkin. Bunda yo'ldosh ajralish paytida u qo'shimcha tezlik oladi va raketadan o'zib ketadi. Shuning uchun ham yo'ldosh va orbitaga chiqqan raketaning oxirgi bosqichi, boshqa-boshqa trayektoriyalar bo'yicha harakatlanib, bir-birlariga xalaqit qilmaydi. Garchi yo'ldosh harakatining boshlang'ich nuqtasi, uning orbitasining ixtiyoriy nuqtasiga to'g'ri kelishi mumkin bo'lsa-da, biroq tashuvchi-raketaning minimal xarakteristik tezligi uning aktiv harakatlangan uchastkasining so'ngida, perigey nuqtasi yaqinida ro'y bergani ma'qul. Ayniqsa, perigey atmosferaning qalin qatlami yaqinida yotsa, u yerda yo'ldoshning erishgan tezligi zaruriy tezlikdan kam bo'lmasligi va uning harakat yo'nalishining gorizontga nisbatan egilishi minimum burchakni tashkil etgan bo'lishi lozim. Aks holda yo'ldosh Yer atmosferasining qalin qatlamiga kirib qolib, uning atrofida bir marta ham to'la aylanishga ulgurmay qolishi mumkin.

Agar mo'ljallangan orbita yetarlicha katta balandlikda bo'lsa, u holda uncha katta bo'lmagan xatoliklar yo'ldoshni halokatiga katta xavf tug'dira olmaydi.

Sun'iy yo'ldoshni yetarlicha balandda joylashgan perigeyga chiqarishda, uning trayektoriyasning passiv uchastkasi 10 000 km cha uzunlikka ega bo'lishi mumkin. Agar yo'ldosh aniq sharqiy yo'nalish tomonga uchirilsa, uning orbitasining Yer ekvatori tekisligiga og'maligi kosmodromning geografik kenglamasiga teng bo'ladi. Bunday holda yo'ldoshning orbita tekisligi uchirish joyining paralleliga urinib o'tadi. Barcha boshqa hollarda, yo'ldosh orbitasinig og'maligi kosmodromning geografik kenglamasidan katta bo'ladi.



24- rasm. «Vostok» va «Soyuz» tashuvchi raketalarining sxemasi va «Vostok» kemasini orbitaga chiqarish bosqichlari:

1 – birinchi bosqichning to'rtta yon bloklaridan biri; *2* – markaziy blok (ikkinchi bosqich); *3* – «Vostok» raketasining uchinchi bosqichi; *4* – «Vostok» raketasining bosh obtekateli (qoplamasi); *5* – «Soyuz» raketasining uchinchi bosqichi; *6* – «Soyuz» kemasi; *7* – «Soyuz» kemasining bosh obtekateli; *8* – «Soyuz» kemasining qutqarish avariya tizimi; *I* – yon bloklarining ajralishi; *II* – bosh obtekatelning ajralishi; *III* – ikkinchi va uchinchi bosqichlarning ajralishi; *IV* – «Vostok» kemasidan uchinchi bosqichning ajralishi.

24- rasmda birinchi kosmonavt Y.A. Gagarinni orbitaga olib chiqqan «Vostok» kosmik kemasining tuzilishi va uning uchish sxemasi, shuningdek, unda sobiq Ittifoqning «Soyuz» tashuvchi – raketasining bosqichlari va «Soyuz» kemasining strukturasi keltirilgan.

Uchishning aktiv uchastkasida yo'ldosh, raketadan uning oxirgi bosqich dvigateli o'chirgilganiga qadar ham ajralishi mumkin. U

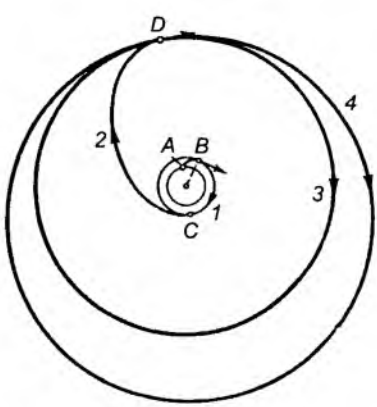
o'chirilgandan keyin esa raketadan ikkinchi yo'ldoshning ajralishiga imkon yaratiladi. Bu ikki yo'ldoshning orbitalari bir-birlaridan farq qilsalar-da, biroq perigeylarning balandligi bir-birlaridan ko'p farq qilmaydi. Ularning apogeylari esa bir-birlaridan keskin farq qiluvchi balandliklarda yotadi. Aynan shunday metod bilan 1964-yilning yanvarida sobiq Ittifoqning «Elektron-1, 2» yo'ldoshlari Yerning ichki va tashqi radiatsiya poyaslarini o'rganish uchun chiqarilgan edi (perigeylari 406 va 460 km, apogeylari esa, mos ravishda, 7100 va 68 200 km).

2- §. SY ni ko'p impulsli manyovrlar yordamida orbitaga chiqarish

Sun'iy yo'ldosh orbitasini ma'lum maqsadni mo'ljallab har qanday o'zgartirish *orbital manyovrlar* deyiladi. Ko'p hollarda ma'lum mo'ljallangan orbitaga SY ni bevosita chiqarishning iloji bo'lmaydi. Bunday hollarda SY dastlab oraliq orbitaga chiqarilib, so'ngra qo'shimcha impuls yordamida mo'ljallangan orbitaga chiqariladi.

Agar mo'ljallangan orbita Yer atrofidagi juda baland aylanma orbita yoki yuqori perigeyli elliptik orbita, yohud past perigeyli, biroq fazoning ma'lum bir sohasida yotgan elliptik orbita bo'lsa, u holda dastlab yo'ldoshni past oraliq orbitaga chiqarish zarur bo'ladi.

Faraz qilaylik, Yerning A nuqtasidagi kosmodromdan apogeyi *A* nuqta tepasida yotgan elliptik orbitaga yo'ldoshni chiqarish talab etilsin (25-rasm). U holda yo'ldosh tezligini orttira borib, *B* nuqtada aylanma tezlik kattaligiga erishishini ta'minlab, uni past aylanma orbitaga (*1*) chiqaramiz.



25- rasm. SY ni ko'pimpulsli manyovr yordamida orbitaga chiqarish.

So'ngra *C* nuqtada dvigatelni ishga tushirib, qo'shimcha berilgan tezlik impulsi yordamida uni apogeyi *A* nuqta tepasidagi *D* nuqtada bo'lgan *2*- elliptik orbitaga o'tkaziladi. Shunday yo'l bilan apogeyi albatta shimoliy yarim sharda taxminan 40 000 km balandlikda yotgan «Molniya» tipidagi aloqa yo'ldoshlari orbitaga chiqariladi. Xususan, SY *D* nuqtaga yetganda, tezlikning ik-

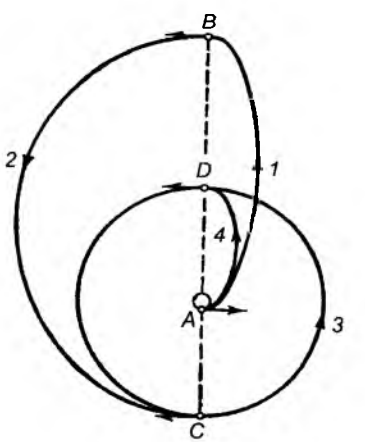
kinchi impulsi yordamida yo'ldosh tezligi mahalliy aylanma tezlikkacha oshirilsa, unda yo'ldosh aylanma orbitaga (*3*) o'tadi. Endi SY ni *D* nuqta perigeyi bo'lgan elliptik orbitaga (*4*) chiqarish talab etiladigan bo'lsa, u holda buning uchun *D* nuqtada unga kattaroq qo'shimcha tezlik tanlanadi.

Agar *D* nuqta 35 793 km balandlikda bo'lsa, unda aylanma *3*- orbita orqali biz tezligi 3,08 km/s bo'lgan sutkalik (ya'ni davri 1 sutka bo'lgan) yo'ldoshga erishamiz. Agar bunda kosmodrom Yer ekvatorida yotib, yo'ldosh orbitasining tekisligi ekvator tekisligi bilan ustma-ust tushirilsa, unda biz statsionar yo'ldoshga ega bo'lamiz.

Shunday qilib biz, Yer atrofi fazosida ko'pimpulsli manyovrlarning bir necha xil misoli bilan tanishdik.

Endi yo'ldoshni baland aylanma orbitaga chiqarishda, tezlikning yana bir qo'shimcha impulsi yordamida yoqilg'i sarfini tejashga qanday erishish mumkinligi bilan tanishaylik. Buning uchun yo'ldoshni mo'ljallangan orbitaga chiqarishning ikki usuli bilan tanishamiz.

1- usul. Dastlab tashuvchi-raketa Yerdagi *A* nuqtadagi kosmodromdan yo'ldoshni (juda katta yarim o'qli) *1*- elliptik orbitaga chiqaradi (26- rasm). Bunda ellipsning *B* apogey nuqtasi mo'ljallangan aylanma orbitadan ancha balandda joylashgan bo'lmog'i lozim. Yo'ldosh *B* nuqtaga erishgach, unga harakat yo'nalishi bo'yicha berilgan gorizontal tezlikning qo'shimcha impulsi uni *C* perigeyi mo'ljallangan aylanma orbitaga urinuvchi *2*-yangi elliptik orbitaga chiqaradi. Mazkur yo'ldosh *C* nuqtaga erishgach, gorizontal tormozlovchi impuls yordamida yo'ldoshning tezligini mahalliy aylanma orbitada harakatlanishini ta'minlovchi tezlikkacha kamaytiradi. Natijada yo'ldoshning mo'ljallangan aylanma orbitada (*3*) harakatlanishi ta'minlanadi.



26- rasm. SY ni ikki va uch impulsli manyovrlar yordamida mo'ljallangan aylanma orbitaga (*3*) chiqarish va ularni energetik tejamliligini aniqlash.

2- usul. Bu usul birinchisiga nisbatan ancha sodda bo'lib, buning uchun yo'ldosh Yerning *A* kosmodromidan apogeyi mo'ljallangan aylanma orbitaning *D* nuqtasida yotuvchi

elliptik o'tish orbitasiga (*4*) chiqariladi. So'ngra *D* nuqtada berilgan tezlikning qo'shimcha impulsi yordamida yo'ldosh mo'ljallangan aylanma orbitaga (*3*) chiqariladi.

Ma'lum bo'lishicha, mo'ljallangan *3*- orbitaning radiusi 11,9 Yer radiusidan katta bo'lsa, u holda bayon qilingan birinchi uch impulsli usul (*A-B-C*) bilan yo'ldoshni orbitaga chiqarish keyingi – ikki impulsli usulga (*A-D*) nisbatan energetik nuqtayi nazaridan tejamli bo'lib, mo'ljallangan orbitaning radiusi 11,9 Yer radiusidan kichik bo'lganda esa, aksincha, ikki impulsli usul, uch impulsliga nisbatan tejamli ekanligi hisoblashlardan ma'lum bo'ladi. Radiusi 11,9 Yer radiusiga ega bo'lgan chegaraviy orbitaga yo'ldoshni chiqarish zarur bo'lganda esa har ikkala usul bo'yicha ham tezliklar impulslarining yig'indisi bir xil qiymatni berishi bilan teng kuchli hisoblanadi.

3- §. SY orbita tekisligini burish

Zarur bo'lganda sun'iy yo'ldosh orbita tekisligini ma'lum burchakka burish katta energiya sarfi bilan amalga oshiriladi. Masalan, aylanma orbitada v tezlik bilan harakatlanayotgan SY tezligining qiymatini o'zgartirmagan holda, uning orbitasini α burchakka burish talab etilsin. Buning uchun zarur bo'lgan Δv tezlik impulsining kattaligi 27- rasmdagi tezliklarning teng yonli uchburchagiga ko'ra, ushbu formuladan topiladi:

$$\frac{\Delta v}{2} = v_0 \sin\frac{\alpha}{2},$$

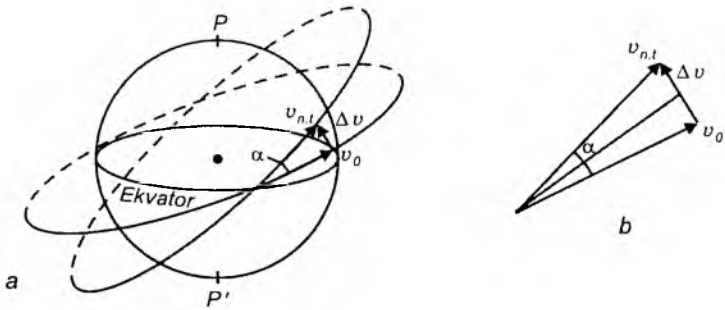
bundan

$$\Delta v = 2v_0 \sin\frac{\alpha}{2}. \qquad (23)$$

Agar yo'ldosh orbitasi tekisligini 90° li burchakka burish talab etilsa, u holda $\Delta v = 2\sin 45°$ yoki $\Delta v = \sqrt{2}v_0$.

Bu ifodadan yo'ldosh orbitasini 90° ga o'zgartirish uchun zarur bo'lgan tezlikning qiymati juda katta bo'lib, u taxminan ikkinchi kosmik tezlikka teng bo'lishi ma'lum bo'ladi.

Shu bois, yo'ldosh orbitasi tekisligini katta burchakka burish talab etilganda, uni «cheksizlik orqali burish» deyiluvchi boshqa bir usul orqali amalga oshirilsa, bu jarayon yoqilg'ining katta tejami bilan yuz beradi. Gap shundaki, yo'ldosh Yer atrofi aylanma orbitasidan parabolik orbitaga yaqin trayektoriyaga chiqarilsa, uning tezligi



27- rasm. SY ni orbitasini burchakka o'zgartirish.

nolga yaqin bo'lib, shu bois uning tekisligini cheksizlikda zarur bo'lgan burchakka burish uchun lozim bo'lgan tezlikning miqdori (Δv) ham (23) formulaga ko'ra nolga intiladi. U holda yo'ldosh orbitasining tekisligini cheksizlikda α burchakka burish uchun zarur bo'lgan tezlikning impulsi uning quyidagi tashkil etuvchilarning yig'indisidan iborat bo'ladi:

$$(\sqrt{2}v_0 - v_0) + \Delta v + (\sqrt{2}v_0 - v_0). \qquad (24)$$

Bu yerda birinchi qavs yo'ldoshni parabolik orbitaga o'tkazish uchun zarur tezlik impulsini, ikkinchi qo'shiluvchi Δv – cheksizlikda tezlikni α burchakka burish uchun zarur bo'lgan tezlik impulsini (bu yerda $v_0 \approx 0$ bo'lganidan, Δv ham nolga intiladi) va, nihoyat, uchinchi qavs, yo'ldosh cheksizlikdan qaytib kelgach, uning parabolik tezligini boshlang'ich v_0 tezlikkacha kamaytirish uchun zarur bo'lgan impulsni tavsiflaydi.

Shubhasiz, yo'ldosh orbitasini kichik burchakka burish uchun talab etiladigan tezlikning qiymati (23) ga ko'ra, $2v_0 \sin\frac{\alpha}{2}$ ga teng bo'lishini e'tiborga olsak, u holda yo'ldoshning orbita tekisligini α burchakka burish uchun, qanday kattalikdagi burchakkacha uni o'z o'rnida burish «cheksizlik orqali burish» dan qancha afzalligini aniqlashga imkon beradi. Buning uchun (23) va (24) ifodalarni tenglab, osongina chegaraviy burchak α ni topish mumkin:

$$(\sqrt{2}v_0 - v_0) + \Delta v + (\sqrt{2}v_0 - v_0) = 2v_0 \sin\frac{\alpha}{2}. \qquad (25)$$

Tenglamadagi Δv cheksizlikda nolga intilganidan

$$2v_0(\sqrt{2}-1) = 2v_0 \sin\frac{\alpha}{2}$$

bo'ladi yoki $\sin\frac{\alpha}{2} = 0{,}414$,

bu yerdan $\frac{\alpha}{2} = 24°27'$

ga teng bo'lib, $\alpha = 48°54'$

ni tashkil etadi. Binobarin, bunday holda orbitani α burchakka burish uchun talab etilgan tezliklarning impulslari har ikkala hol uchun teng bo'lib, orbitani bundan katta burchakka burishda, uni «cheksizlik orqali burish» har doim tejamli bo'ladi. Aksincha, uni 48°54′ dan kichik burchakka burish talab etilsa, uni shu joyning o'zida burish energetik jihatdan tejamli kechadi.

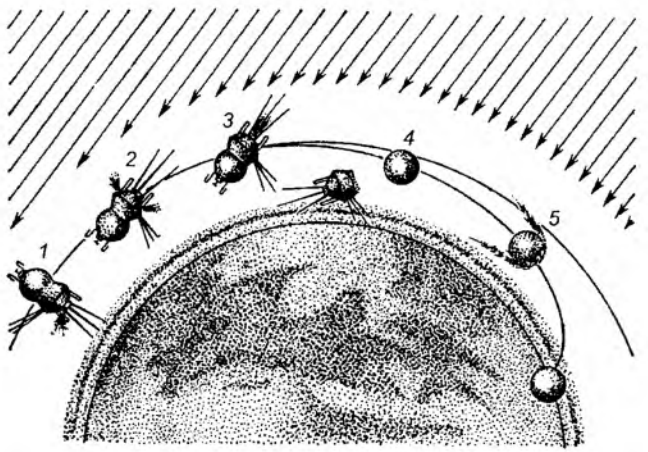
Agar yo'ldosh orbitasini ma'lum joydan berilgan impuls yordamida 48°54′ dan katta burchakka burish bilan birga uning orbitasini yuqori balandlikka ko'tarish ham talab etilsa, uni «cheksizlik orqali burish» energetik nuqtayi nazardan yanayam samarali bo'lishini tushunish qiyin emas.

4- §. SY ni orbitadan tushirish

Orbital manyovrlar ichida eng soddasi kosmik kemani orbitadan Yerga tushirish hisoblanadi. Odatda, KA ni Yerga tushirish trayektoriyasini uchta xarakterli qismga bo'lish mumkin (28- rasm).

Bulardan birinchisi *o'tish uchastkasi* deyilib, u yo'ldoshning orbitadan chiqish nuqtasidan to atmosferaning qalin qatlamiga kirgungacha bo'lgan uchastkani o'z ichiga oladi. Atmosferaning qalin qatlamining yuqori qismi sifatida, shartli ravishda, Yer sirtidan taxminan 100 kilometr uzoqlikdagi sirt olinadi.

Tushish uchastkasining ikkinchisi — *Yerning qalin atmosferasidan o'tish qismi* — ana shu 100 kilometrli balandlikdan boshlanib, bunda kosmik apparat va uning ekipaji og'irlik kuchidan bir necha marta ortiq aerodinamik kuchni «his» qiladi. Mazkur uchastkada ekipaj katta zo'riqish (peregruzka) sezib, atmosfera bilan ishqalanish tufayli kema korpusining keskin qizishi ro'y beradi. Bunday hol kema va uning ekipaji uchun ma'lum xavf tug'diradi.



28- rasm. SY ni orbitadan tushirish jarayoni:
1–3 – tormozlovchi impuls; *4* – aylanma orbitadan chiqish; *5* – aerodinamik tormozlanish va parashut yordamida qo'nish.

Tushishning uchinchi uchastkasida kosmik apparatning trayektoriyasi Yer markazi tomon keskin buriladi va, oxir-oqibatda, qarshilik kuchi harakat yo'nalishi bo'yicha og'irlik kuchining proyeksiyasiga tenglashib, kosmik apparatning Yerga tomon erkin tushishini ta'minlaydi.

Tushishning birinchi uchastkasida orbitadan KA juda kichik burchak ostida Yerga tomon egiladi va atmosferaning keskin qarshiligiga uchramaslikning yo'lini qiladi. Agar bunda burilish keskin bo'lsa, atmosferaning qarshilik kuchi ham, mos ravishda, keskin ortib, kosmonavtlar hayotini halokatga eltuvchi zo'riqishni boshlaridan kechirishga majbur qilardi.

Odatda, tushish uchun eng qulay sharoit – KA ni atmosferaning qalin qatlamiga kirish nuqtasi uning orbitadan chiqish nuqtasidan taxminan 180° li yoyga teng bo'lgandagina kuzatiladi. Bunda yoqilg'ini tejash uchun raketaga tormozlovchi impuls, uning harakat yo'nalishiga qarama-qarshi tomonga emas, balki kemaning tezlik vektoriga o'tmas burchak ostida berilganda ma'qul bo'lib, aksariyat KA ni atmosferaning qalin qatlamiga kirishi taxminan 5° burchak ostida amalga oshiriladi. Orbitadan chiqishda esa kosmik kemaga beriladigan tezlikning tormozli impulsi 150–200 m/s ni tashkil etmog'i lozim bo'ladi. Atmosferaning qalin qatlamidan o'tishida, aerodinamik

tormozlanish tufayli kosmik kemaning tezligi birinchi kosmik tezlikdan to 150–250 m/s gacha tushib boradi. Bunda tormozlanish, Yer atmosferasining qarshiligi tufayli kuzatilganidan,raketa dvigateli ishga tushirilmay yoqilg'i tejami samarali bo'ladi.

Shundan so'ng kemaning qo'nishigacha uning tormozlanishi parashyut, erkin aylanuvchi rotor yoxud kichik raketa dvigateli yordamida amalga oshiriladi.

Sobiq Ittifoqning dastlabki «Vostok» kemalarida Yer sirtiga 7 km lar chamasi yo'l qolganda kosmonavt katapulta orqali kemadan otilib chiqib, so'ngra maxsus parashut yordamida Yerga qo'ngan. Qo'ndiriluvchi apparat esa (ilmiy apparaturalari bilan) Yer sirtidan 4 km lar chamasi balandlikda ochiladigan maxsus parashut tizimi yordamida Yerga ohista qo'ndirilgan.

Yerga qo'nishning bayon qilingan usulida atmosferaning qarshilik kuchidan tashqari, uning ko'taruvchi kuchi ham mavjud bo'lib, u orqali zo'riqishni keskin kamaytirilib, so'ngra kemani Yerga aerodinamik sifat bilan qo'ndirish mumkin bo'ladi. Agar kemani qo'ndirishda, aerodinamik kuch faqat qarshilik kuchidan iborat bo'lib, u ko'tarish kuchidan xoli bo'lsa, kemaning erga tushirilishi *ballistik usul* deyiladi. Bunda zo'riqishning keskin katta bo'lishi tufayli kema bortining keskin qizishi va ekipaj hayoti uchun katta xavf tug'dilishi mumkin. Shuning uchun ham, odatda, ekipajsiz kemalargina ballistik usulda qo'ndirilishi mumkin.

Kemani qo'ndirishda *aerodinamik sifat* deb, ko'tarish kuchining qarshilik kuchiga nisbati bilan o'lchanadigan kattalikka aytiladi. Har ikkala kattalik ham havoning zichligi va tezligining kvadratiga bog'liq bo'lib, ushbu formulalar bilan ifodalanadi:

$$F_{\text{qarsh}} = c_x \cdot S\frac{\rho v_{\text{nis}}^2}{2},\ F_{\text{ko'tar}} = c_y \cdot S\frac{\rho v_{\text{nis}}^2}{2}, \qquad (22)$$

bu yerda c_x va c_y lar, mos ravishda, qarshilik va ko'tarish kuchlarining koeffitsiyentlarini, S – yo'ldoshning maksimal ko'ndalang kesim yuzasini, v_{nis} – yo'ldoshning tashqi muhitga nisbatan tezligini ifodalaydi. U holda, tushishning aerodinamik sifatini tavsiflovchi koeffitsiyent k ushbu formula bilan belgilanadi:

$$k = F_{\text{ko'tar}}/F_{\text{qarsh}} = c_y/c_x.$$

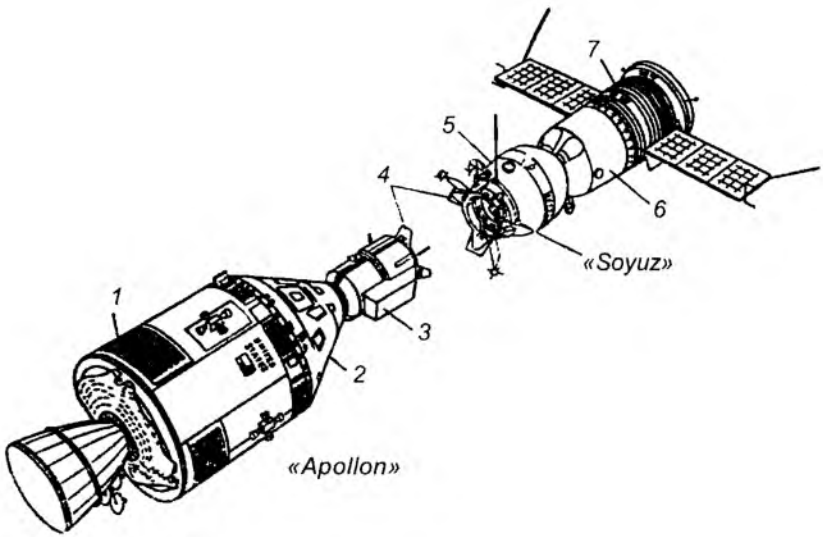
Agar c_y =0 bo'lsa, kemaning tushishi *aerodinamik sifatsiz* yoxud *ballistik* deyiladi. Aerodinamik tushishda zo'riqish koeffitsiyenti 3–4 ni

tashkil etgani holda, ballistik ko'rinishda Yerga tushishda u 8–10 ni tashkil etadi. Xususan «Soyuz» turidagi avtomatik stansiyalarni erga tushirish, Yer sirtidan 9,5 kilometr balandlikda ishga tushiriladigan parashyut tizimi yordamida amalga oshirilgan. Kema er sirtiga 1 m qolganda, uning qo'ndiriluvchi qismining qattiq yoqilg'ili raketa dvigateli (QYoRD) avtomatik ravishda ishga tushib, kemani yerga atigi 3–4 m/s tezlik bilangina to'qnashishini, ya'ni ohista qo'ndirilishini ta'minlaydi.

5- §. Orbitada SY larning uchrashuvi va ularni tutashtirish

Sun'iy yo'ldoshlarni orbitada uchrashtirish bir qancha maqsadlarni ko'zlaydi. Xususan, bunda Yerdan orbitadagi kosmonavtlar istiqomat qiladigan stansiyaga yuk kemasi ular uchun suv, oziq-ovqat, ilmiy aparatura olib borishi yoxud ishlash muddati tugallangan ekipaj a'zolarini almashtirish ishlari amalga oshiriladi. Aloqa avtomatik yo'ldoshiga esa, ekipajli kema ishdan chiqqan yoxud ta'mir talab jihozlarni tuzatish uchun yangi apparatlar yoki uskunalar olib kelishi mumkin. Shuningdek, ba'zan, avariya hollarida, kema ekipajiga shoshilinch yordam uyushtirish, zaruriy yuk va jihozlar bilan yordamga borish, zaruriyati tug'ilganda, yo'ldoshlarni orbitada uchrashtirish lozim bo'ladi va h.k. Ikki orbitada uchrashtirilishi lozim bo'lgan apparatlardan biri odatda *passiv*, ikkinchisi esa *aktiv* deb ataladi. Bunda passiv apparat (PA) orbitada erkin harakatlanadigan, kosmik kemani, aktiv apparat (AA) esa KA o'z dvigateli yordamida turli manyovrlarni bajara olish imkoniga ega bo'ladi. Orbitada uchrashish deganda, aktiv apparatning passiv apparatga yaqinlashuvi tushuniladi. 29-rasmda 1975-yilda amalga oshirilgan «Soyuz» va «Apollon» kemalarining fazodagi uchrashuvi tasvirlangan (yaqinlashish tezligi 0,25 m/s).

Bunda AA ning PA ga yetib borishi yoki undan o'tib ketishi anglashilmay, balki ularning umumiy orbitada birga harakatlanishi tushuniladi. Unga erishish uchun AA o'zi harakatlanayotgan orbitasini tashlab, yoxud Yerdan start olib, PA ga yetgach, tezlikning ma'lum impulsi yordamida o'z tezlik vektorini PA tezligi vektoriga tenglashtirishi kerak. Amalda bunday ikki impulsli harakat dastlab AA ni PA atrof zonasiga, so'ngra PA orbitasi yaqiniga olib chiqadi. Aktiv apparatni passiv apparat joylashgan nuqta yaqinidagi orbitaga olib chiqishning quyidagi bir necha usullari mavjud:



29- rasm. «Soyuz» va «Apollon» kemalari o'zaro bevosita tutashtirish oldidan:
1 – xizmat qilish bo'linmasi; *2* – komanda bo'linmasi; *3* – tutashtiruvchi modul; *4* – moslashtirilgan tutashtiruvchi qurilmalar; *5* – orbital bo'linma; *6* – qo'ndiriluvchi bo'linma; *7* – ilmiy apparatura – agregat bo'linmasi.

1. Ma'lum kosmodromdan yoxud boshqa-boshqa kosmodromlardan passiv va aktiv apparatlarning bir vaqtdagi startlari yordamida uchirish orqali uchrashtirish. Bunday yo'ldoshlar bir vaqtda fazodagi umumiy orbitaning bir nuqtasiga chiqishlarini va yaqinlashib uchrashishlarini tashkil etish zarur bo'ladi.

2. Aktiv apparat, passiv apparat orbitasiga ma'lum bir yoxud boshqa-boshqa kosmodromlardan orqama-orqa uchirilib, uchrashishlarini tashkil etishni mo'ljallaydi. Bunda aktiv apparatning startini, uning uchish kosmodromi, passiv apparat orbitasini kesib o'tayotgan paytda amalga oshirish maqsadga muvofiq bo'ladi. Agar apparatlarning startlari aniq bir kosmodromdan amalga oshirilsa, unda mazkur kosmodromning passiv apparat orbitasini kesib o'tishi har yarim sutkadan yoki bir to'la sutkadan yoxud juft yarim sutkalik vaqtlardan keyin qaytarilishini unutmaslik lozim. Biroq bunda aktiv apparat passiv apparat orbitasining ma'lum nuqtasiga chiqqanda, uni topolmay qolishi ham mumkin, boshqacha aytganda, u bu nuqtadan o'tib

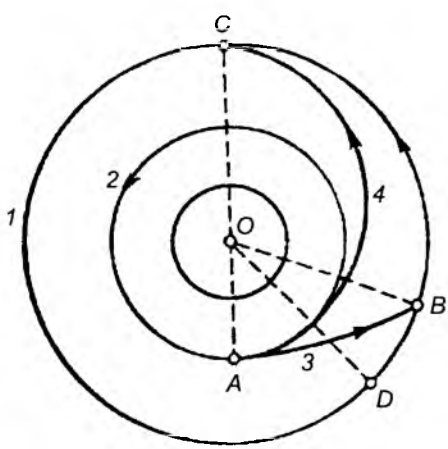
ketgan yoxud yetib kelmagan bo'lishi mumkin. Shuning uchun ham passiv apparatning aylanish davrini oldindan shunday tanlash lozimki, u Yer atrofida bir necha bor aylangach, unga tomon startga chiqqan aktiv apparat passiv apparat bilan fazoning ma'lum bir nuqtasida uchrashish imkoniga ega bo'lsin.

Odatda, aktiv apparatning starti passiv apparat orbitasi tekisligini kesib o'tishidan oldinroq yoki uni kesib o'tgandan biroz keyingacha amalga oshiriladi. Boshqacha aytganda, apparatning energetik resurslari uning passiv apparat orbitasini kesib o'tish momenti arafasida, ya'ni ma'lum vaqt intervalida («uchish koridorida») uchirishga imkon beradi.

Mo'ljallangan orbita tekisligining Yer ekvatoriga og'maligi qancha katta bo'lsa, bu interval shuncha kichik bo'ladi. Og'malik kichik bo'lganda esa, aksincha, uchish uchun vaqt intervali nisbatan katta bo'ladi.

3. Aktiv apparatni oldindan passiv apparat orbita tekisligida yotuvchi — kutish orbitasiga chiqarilib, so'ngra uning manyovri yordamida passiv apparat orbitasiga yo'naltiriladi va oqibatda u bilan uchrashtiriladi.

Endi passiv va aktiv apparatlarning orbitalari, mos ravishda, birinchi va ikkinchi aylanma orbitalar bo'lgan sodda usulni ko'rib o'taylik (30- rasm). Bunda ikkinchi AA orbitasidan birinchi PA orbitasiga o'tishi uchun cheksiz ko'p ikki impulsli orbitalar mavjud. Bulardan biriga ko'ra, *2*-orbitada harakatlanayotgan AA ni uning *A* nuqtasidan berilgan qo'shimcha tezlik impulsi orqali o'tish trayektoriyasi *3* ga o'tkaziladi; bunda AA ga, PA ning *1*-orbitasini kesib o'tish nuqtasida (*B*) tormozlovchi impuls berilib, u yordamida AA ni *1*- orbitaga o'tkaziladi. O'tish trayektoriyasi, o'tish burchagi, *AOB* uzoqlik burchagi bilan tavsiflanadi. Biroq bunday o'tish trayektoriyasi energetik nuqtayi nazaridan tejamli bo'lmaydi.



30- rasm. Kutish orbitasidan foydalanib, AA va PA larni yaqinlashtirish va uchrashtirish jarayoni.

Bu masalada AA ning PA orbitasiga tejamli o'tish trayektoriyasi mavjud bo'lib, bunda xarakteristik o'tish tezliklarining yig'indisi minimal bo'ladi. Bu holda o'tish trayektoriyasi *4*, ellipsning teng yarmi bo'lib (perigeyi *A*, apogeyi *C* nuqtada bo'lgan), uning uzoqlik burchagi 180° ni tashkil etadi. O'tish trayektoriyasi *4* yarim elliptik yoxud uni topgan nemis olimi Gomon sharafiga *gomon trayektoriyasi* deb ataladi.

Gomon trayektoriyasi bo'yicha uchish vaqti, *2*-orbita bo'ylab uchish vaqtining yarmidan katta, *1*-orbitanikidan esa, aksincha, kichik bo'ladi. Shuning uchun ham *2*-orbita bo'ylab uchuvchi kosmik apparat *A* nuqtadan start olayotganda, *1*- orbitadagi PA o'z orbitasining *C* nuqtasidan oldinroqdagi shunday *D* nuqtada bo'lishi lozimki, bunda u *DC* yoyni o'tguncha, *4*- o'tish orbitasi bo'ylab uchuvchi aktiv apparat *A* nuqtadan *C* nuqtaga yetib borishi ta'minlansin. Shunday qilib, *1*- orbitada yo'ldoshlar uchrashishi uchun *2*- orbitaning *A* nuqtasidan AA start olayotganda, har ikkala yo'ldosh o'z orbitalarida eslatilgan konfiguratsion holatda bo'lishlari shart. Bunday burchak (30- rasmda $\angle AOD$) *boshlang'ich konfiguratsiya burchagi* deyiladi. Binobarin, ma'lum paytda *A* nuqtadan KA start olish imkoniga ega bo'lishi uchun aniq bir vaqt oralig'ida bunday konfiguratsiya holatini kutish zarur bo'lar ekan. Boshqacha aytganda, AA PA bilab uchrashishi uchun navbatdagi manyovrni ma'lum vaqt kutishi talab etiladi.

Mo'ljallangan uchishni amalga oshirish uchun boshlang'ich konfiguratsiya burchagini hisoblab ko'raylik. Agar *1*- va *2*- orbitalar bo'ylab yo'ldoshlar harakatining burchak tezliklari $\omega_1 = \frac{2\pi}{P_1}$ va $\omega_2 = \frac{2\pi}{P_2}$ (P_1 va P_2 lar yo'ldoshlarning aylanish davrlarini xarakterlaydi) bo'lsa, unda ikkinchi yo'ldosh birinchisini $\omega_2 - \omega_1$ burchak tezlik bilan quvib boradi. Agar bunda gomon trayektoriyasi bo'yicha uchishga to'g'ri kelgan boshlang'ich konfiguratsiya burchagi ψ bo'lib, bu momentdagi Yer markazidan birinchi va ikkinchi yo'nalishlar orasidagi burchak φ bo'lsa, u holda kutish vaqti

$$t_{\text{kutish}} = \frac{\varphi - \psi}{\omega_2 - \omega_1}$$

ifodadan topiladi. $\varphi = \psi$ bo'lsa, gomon orbitasi bo'yicha uchish momenti boshlangan bo'ladi. Darvoqe, formulaga ko'ra kutish vaqti nolga teng chiqib, ya'ni $t_{\text{kutish}} = 0$ bo'ladi.

Agar yaqindagina gomon orbitasi bo'yicha start momenti o'tkazib yuborilgan bo'lsa, u holda kutish vaqti maksimumga teng bo'ladi. Bunda $\psi - \varphi = 2\pi$ bo'lib, maksimal kutish vaqti

$$t_{\text{kutish}} = \frac{2\pi}{\omega_2 - \omega_1} \quad \text{yoki} \quad t_{\text{kutish}} = \frac{360^\circ}{\omega_2 - \omega_1}$$

ifodadan topiladi. Bunday konsentrik aylanalar bo'yicha harakatlanuvchi yo'ldoshlar uchun ularning ma'lum konfiguratsion holatlarining qaytarilishi davriy hol ekanligini nazarda tutib, $t_{\max}$ uchun ularning sinodik davrini olish mumkin (umumiy astronomiya kursidan ma'lum), ya'ni ikkinchi yo'ldoshning birinchisiga nisbatan sinodik davri

$$t_{\max} = \frac{P_1 \cdot P_2}{P_2 - P_1}$$

ifodadan topiladi.

Endi apparatlarni tutashtirish masalasiga kelsak, aktiv apparat, passiv apparat orbitasida uning yaqiniga chiqqach, ular bir-birlarini radiolokator yordamida ushlaydi. Bu davrda ularning orasidagi masofa bir kilometrdan bir necha kilometrgacha bo'lganidan ekipajlar illyuminatorlar orqali bir-birlarini bemalol ko'rishlari mumkin. Shu ahvolda, Yerdagi stansiyalar yordamida, ular erkin trayektoriyalar metodi bo'yicha, bir-birlariga 2–5 m/s tezlik bilan yaqinlasha oladilar. Masofa bir kilometrcha qolganda, bunday yaqinlashish xavfining oldini olish uchun bort tormozlovchi dvigateli ishga tushiriladi va oqibatda ularning bir-birlariga nisbatan tezliklari bir necha metrni tashkil etib, kemalarni xavf-xatarsiz o'zaro tutashtirish imkoni tug'iladi. Stansiyalarni tutashtirish avtomatik ravishda yoki qo'l yordamida amalga oshirilishi mumkin. Ba'zan tutashtirish (passiv apparatni yoqilg'i yoki kislorod bilan ta'minlash zarur bo'lganda) maxsus shlang yordamida amalga oshiriladi.

Savol va topshiriqlar

1. Orbital manyovrlar deganda nimani tushunasiz?
2. SY orbitasini ma'lum α burchakka burish uchun (orbital tezligini o'zgartirmagan holda) talab etiladigan tezlik impulsi qaysi ifodadan topiladi?
3. «Cheksizlik orqali burish» deganda nimani tushunasiz? Bunda talab etiladigan tezlik impulsining kattaligi qanday ifodadan topiladi?
4. Orbitani qanday kattalikdagi burchakka burishda har ikkala usul bir xil effekt beradi?

VI BOB. OYGA UCHISH ASOSLARI

1- §. Oyga uchishning tekislikli masalasi

Avtomatik stansiya yoki ekipajli kosmik kemaning Oy bilan yaqinlashuvi (unga qo'nish, aylanib o'tish yoxud, eng kamida, yaqindan o'tib ketish jarayonlarini ko'zlab) biz uchun foydali va muhim axborotlarni uzatish imkonini beradi. Bularning hammasi *Oy bilan yaqinlashish* deyilib, Oy ta'sir sferasining ichida yotuvchi ixtiyoriy nuqtaga kosmik apparatning etib borishiga aytiladi. Kosmik apparatning Yer atrofini bir marta aylanishidan oldin, Oyning ta'sir sferasiga eltuvchi trayektoriyasi *yaqinlashish trayektoriyasi* deyiladi.

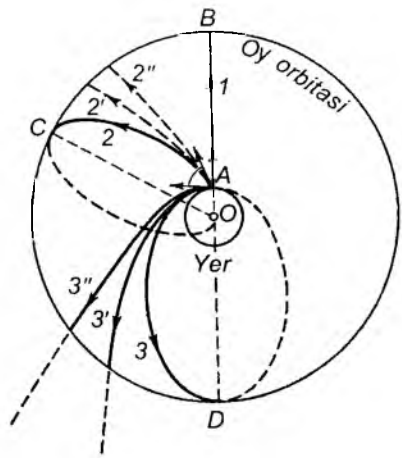
Yaqinlashish trayektoriyalari ichida *Oyga etish* trayektoriyasi yoki Oyga tushish trayektoriyasi, amaliy ahamiyati jihatidan eng katta qiziqish o'yg'otadi. Oyga uchishning asosiy qonuniyatlarini aniqlash uchun mazkur masalani quyidagicha soddalashtiramiz. Oyni, tortishish kuchiga ega bo'lmagan, biroq Oy bilan usta-ust tushuvchi va Yer atrofida o'rtacha 384 400 km li radius bilan harakatlanuvchi nuqta deb hisoblaymiz. Unda Oyga yetishish uchun keplercha trayektoriyalarning barcha turlaridan (to'g'ri chiziqli, elliptik, parabolik va giperbolik) foydalanish mumkin. Bunda Oyga tushish uchun mazkur trayektoriyalar Oy orbitasini kesib o'tishi yoxud, eng kamida, unga tegib o'tishi lozim.

Agar bunday trayektoriya sifatida elliptik trayektoriya tanlangan bo'lsa, u Oy orbitasini o'z apogeyiga yetmasdan yoxud apogeyidan qaytishda kesib o'tishi mumkin. Oy bilan apparatning uchrashish nuqtasi, bunda nishon sifatida hisob-kitob bilan Oydan oldinda shunday nuqta tanlanadiki, natijada Oy o'z orbitasi bo'ylab harakatlanib, apparatning Oyga uchib borish vaqtiga teng vaqtda u ham tanlangan nuqtaga yetib kelsin.

Dastlab Oyga uchishning Oy orbita tekisligida yotuvchi trayektoriyalari bilan tanishamiz. Kosmik apparatni Oyga uchirish trayektoriyasi, Oyning orbita tekisligida yotgan holda o'rganiladigan masala, *Oyga uchishning tekislikli masalasi* deb yuritiladi. Bunday trayektoriyalar to'g'ri chiziqli, elliptik, parabolik va giperbolik trayektoriyalar (gorizontga α burchak ostida yoki gorizont bo'ylab) bo'lishi mum-

kin. 31- rasmda Oyga uchishning *1*- to'g'ri chiziqli yohud, mos ravishda, elliptik, parabolik va giperbolik (*2*, *2'*, *2''* va *3*, *3'*, *3''*) trayektoriyalari ko'rsatilgan.

Bu yerda $v_1 > v_2 < v_3$ bo'lib, $v_1 < v_3$ va bunda v_1 v_3 dan atigi 1,6 m/s gagina ortiq bo'ladi. Shuning uchun ham Oy orbitasiga urinib o'tadigan barcha trayektoriyalar *minimal tezlik trayektoriyalari* deyilib, KA Yer sirtidan Oyga start olganda 11,09 km/s ni, 200 km balandlikdagi orbitadan start olganda esa 10,9 km/s ni tashkil etadi. Gorizontga nisbatan burchak qancha ortib borsa, uzoqlik burchagi ham shunchalik kamayib boradi.

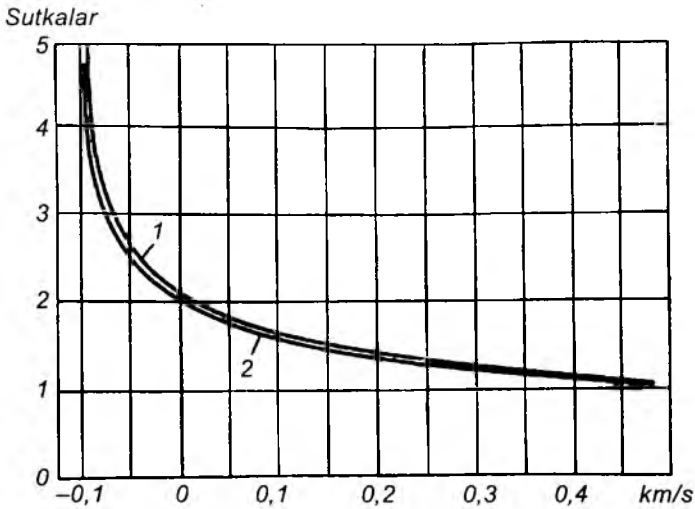


31- rasm. Oyga uchishning tekislikli masalasini bayoniga doir chizma.

1- trayektoriya uchun uzoqlik burchagi 0° bo'lib, *2*- trayektoriya uchun u *AOC* burchakka teng va 180° dan kichik, *3*- trayektoriya uchun esa $\angle AOD$=180° ga teng bo'ladi. Gorizontal boshlang'ich tezlik bilan boshlangan parabolik trayektoriya uchun uzoqlik burchagi 165° ni tashkil etadi.

Shunday qilib, uzoqlik burchagi qancha katta bo'lsa, Oyga uchish energetik nuqtayi nazardan shuncha qulay bo'lib, bunda uchish uchun nisbatan kichik boshlang'ich tezlik talab qilinar ekan. Oyga uchishda uzoqlik burchagi 180° bo'lgan eng qulay yagona orbita mavjud bo'lib u yarim elliptik ko'rinishda bo'ladi. Shuningdek, Oyga uchish trayektoriyasini tanlashda uchish vaqti qanchaga teng bo'lishini hisobga olish ham muhim rol o'ynaydi.

Oyga uchishda uzoqlik burchagi katta bo'lgan trayektoriya tanlashga harakat qilinadi. Chunki bunday trayektoriya, eslatilganidek, energetik qulayligi bilan ajralib turadi. Trayektoriya tanlashda uchish vaqti ham muhim rol o'ynaydi. Yerdan gorizontal va vertikal boshlang'ich tezliklar bilan Oyga uchirilgan yo'ldoshlarning uchish uchun ketgan vaqtlari chizmada keltirilgan (32- rasm). Boshlang'ich parabolik tezlik bilan yo'ldosh Oyga uchirilganda, uchish vaqti ikki sutkani tashkil qiladi. Bunda KA harakati *1*- gorizontal va *2*- vertikal bosh-



32- rasm. Yerdan gorizontal va vertikal boshlangich tezliklar bilan Oyga uchirilgan yo'ldoshlarning uchish uchun ketgan vaqtlari.

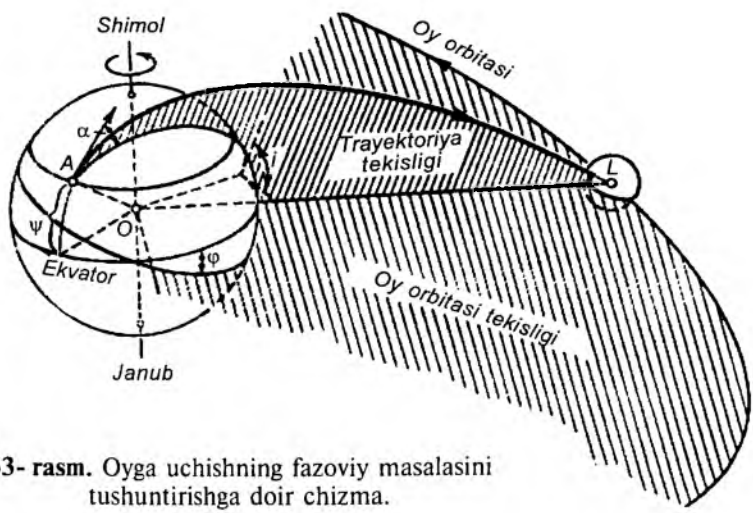
lang'ich tezliklar bilan boshlanganda, uchish vaqtini qanchaga teng bo'lishligini aks ettirgan chizmadan ko'rinishicha, minimal tezlik bilan Oyga uchirilgan yo'ldosh unga besh sutkada yetib boradi. Shuningdek, boshlang'ich minimal tezlik atigi 50 m/s orttirilganda, uchish vaqti ikki baravar qisqarishini ko'ramiz. Oyga parabolik trayektoriya bilan uchishda esa tezlik 0,5 km/s orttirilganda, Oyga uchish vaqti 1 sutkagacha qisqarishi mumkinligi ham chizmadan yaqqol ko'rinadi. Oy orbitasi tekisligining Yer ekvatorining tekisligiga og'maligi 18°18′ dan 28°36′ ga qadar (9,3 yil davomida) ortib, so'ngra yana kamayadigan xususiyatga ega. Shularni inobatga olsak, Oyga uning orbitasi tekisligida yotuvchi trayektoriya bo'ylab uchish uchun, kosmodrom Yer ekvatori tekisligiga +28°36′ dan (shimoliy yarimsharda) −28°36′ gacha (janubiy yarimsharda) og'ishga ega bo'lgan parallellar orasidagi zonada bo'lganda, energetik qulay bo'lishi oson anglashiladi.

Ayniqsa, kosmodrom shu kenglamalarning o'zida yotgan bo'lsa, Oyga uchush juda qulay bo'ib, uzoqlik burchagi 180° gacha boradi. Shunga qaramay, bu zonadagi kosmodromlardan Oyga uchish har doim ham mumkin bo'lavermay,ular Oy orbitasi tekisligini kesib o'tayotgandagina (ya'ni sutkada ikki martagina) mumkin bo'ladi.

2- §. Oyga uchishning fazoviy masalasi

Yer ekvator zonasidan tashqaridagi kengliklardan, ya'ni Oyga uchish uchun qulay bo'lmagan zonalardan Oyga uchish masalasi amalda qanday hal qilinishi bilan qiziqadigan bo'lsak, bunday masala, *Oyga uchishning fazoviy masalasi* deb nom olgan.

Endi Yerdan ekvator zonasidan tashqarida yotuvchi kengliklardagi kosmodromlardan Oyga uchun sharoiti qanday bo'lishi bilan tanishaylik. Faraz qilaylik, bu nuqta 47° li shimoliy kenglamada yotuvchi Boyqo'ng'ir (Qozog'iston) kosmodromi bo'lsin. Oy o'z orbitasi bo'yicha harakatlanayotganda u, esalatilganidek, ±18°18′ dan ±28°36′ gacha og'ishlar chegarasida harakatlanib, bu kosmodromga nisbatan u hech qachon nadirda (kuzatuvchining «oyog'i ostida») bo'la olmaydi, binobarin, unga 180° li uzoqlik burchagi, ya'ni yarimelliptik trayektoriya bilan kosmik apparatni uchirishning iloji yo'q. 33- rasmdan ko'rinishicha, Yerdagi A kosmodromdan Oyga (L) tomon uchgan kosmik apparatning trayektoriyasi, osmonning eng janubiy nuqtasida yotgan Oyga AOL – eng katta uzoqlik burchagi orqali, ya'ni Yer o'qi tekisligi orqali uchib o'tib (Yer ekvatori tekisligiga 90° li burchak ostida), Yer aylanish tezligidan «bahra ola olmaydi». Kosmodromdan sharqqa tomon uchirilgan yo'ldosh, Yerning aylanish tezligidan foydalansa-da, biroq uning uzoqlik burchagi kichik bo'lganligi bilan noqulay trayektoriya hisoblanadi.



33- rasm. Oyga uchishning fazoviy masalasini tushuntirishga doir chizma.

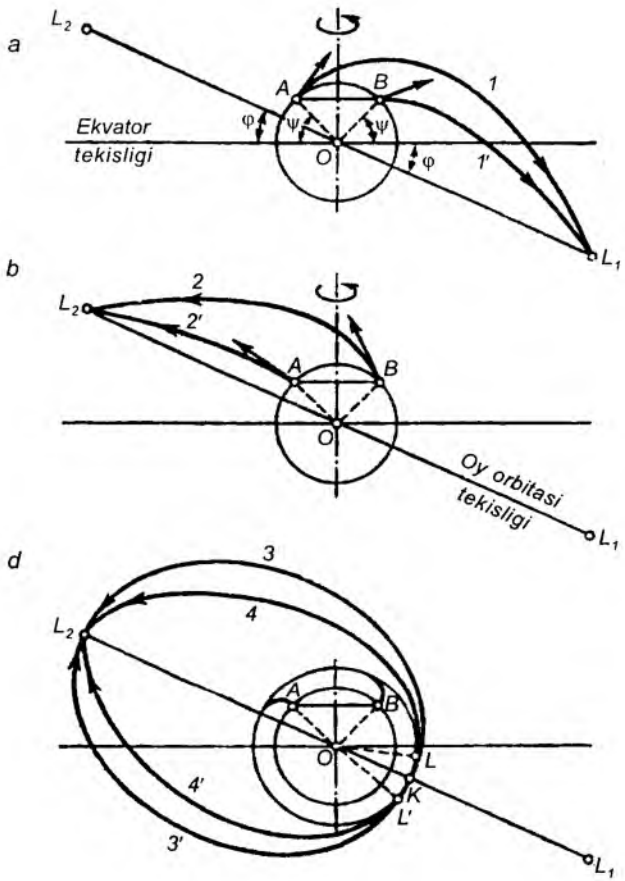
Ma'lumki, sutka davomida kosmodrom Yerning paralleli bo'yicha siljib, fazoda turli — A va B holatlarni (34-*a* va *b* rasmlarda) egallaydi. Chizmadan ko'rinishicha (34-*a* rasm), agar nishon (ya'ni Oy) Yerning janubiy yarimsharida ekvatordan maksimal og'ish holida yotgan bo'lsa, A kosmodromdan unga eng katta uzoqlik burchagi bilan uchish mumkin bo'lib, B nuqtadan uchganda esa uzoqlik burchagi nisbatan kichik bo'ladi. Keyingi 34-*b* rasmdagi chizmaga ko'ra esa, Oy o'z orbitasining eng shimoliy nuqtasida bo'lganidan, B kosmodromdan uchirilgan KA Oyga eng katta uzoqlik burchakli trayektoriya bo'ylab boradi.

Bunda birinchi holda yo'ldosh A kosmodromdan Oyga (L_1) uchirilsa, SY trayektoriyasining uzoqlik burchagi AOL_1 burchak bilan o'lchanib, bunda maksimal uzoqlik burchagi $\angle AOL_1 = 180° + \varphi - \psi$ ifodadan topiladi, bu yerda L_1 nuqta — KA ni uchrashish paytida Oyning o'rnini, ψ — kosmodromning kenglamasini, φ esa Yer ekvatori va Oy orbitasi tekisliklari orasidagi burchakni tavsiflaydi. Uchirish uchun eng qulay paytida, ya'ni Oyning ekvatorga og'ish burchagi ~28°30′ ga teng bo'lganda, Boyqo'ng'irning kengligi (ψ=47°) uchun aniqlangan uzoqlik burchagi $\angle AOL_1 \approx 162°$ ni tashkil etadi. Bordi-yu, bunda Oy eng kichik og'ish burchagiga teng bo'lganda (18°18′), Boyqo'ng'irdan KA ni unga 151° li maksimal uzoqlik burchagi bilan uchirish mumkin bo'ladi.

Oy birinchi chizmadagidek janubiy yarimsharda (L_1) bo'lganda unga B nuqtadan unga uchirilgan yo'ldosh uchun uzoqlik burchagi, A nuqtadan uchirilganidan ancha kichik bo'lib, u $\angle BOL_1 = \varphi + \psi$ ifodadan topiladi. Bunda uzoqlik burchagi taxminan 76° ni tashkil etadi.

Endi Oyning ikkinchi chizmadagidek shimoliy yarimsharda eng katta og'ishga ega bo'lgan holatidagi L_2 o'rniga (34-*b* rasm), kosmik apparat B kosmodromdan uchirilsa, unda maksimal uzoqlik burchagi $\angle BOL_2 = 180° - \varphi - \psi$ ifodadan topiladi. Bordi-yu, bunda Oyning shimoliy yarim shardagi L_2 o'rniga kosmik apparat A nuqtadan uchirilsa, bunda uzoqlik burchagi, uning B nuqtadan uchirilgandagidan kichik bo'lib, $\angle AOL_2 = \psi - \varphi$ ni tashkil etadi.

AQSH ning Kanaveral kosmodromi uchun (ψ=28°27′) esa, Oy janubiy yarimsharda ekvatordan maksimum og'ishga ega bo'lgan eng qulay davrda (φ=28°35′) uning uzoqlik burchagi 180° gacha borishi bilan eng tejamli uchishlarni amalga oshirishga imkon beradi.



34- rasm. Oyga uchishda uzoqlik burchagini hisoblash va unga tejamli oraliq orbita bo'ylab uchirish usulini tushuntirish uchun chizma.

Xulosa qilib aytganda, birinchi chizmada Oy o'z orbitasining eng janubiy, ikkinchi chizmada esa u orbitasining eng shimoliy nuqtasida bo'lganda, kosmodromlardan unga KA ni uchirish trayektoriyalarining uzoqlik burchaklari maksimumga erishib, bunda KA ning Oyga uchirish energetik nuqtayi nazardan qulay davr bo'ladi. Boshqacha aytganda, 34- rasmdan ko'rinishicha, kosmodrom kenglamasida Oy janubiy yarimsharda ekvatordan maksimal og'ishga (28°35') ega bo'lgan davrda unga kosmik apparatni uchirish uchun eng qulay vaziyat vujudga kelar ekan.

Biroq olimlar Oyga uchishda, kosmodrom joylashgan joyning geografik kenglamasi bilan bog'liq noqulaylikdan qutilishning imkonini allaqachon topishgan. Buning uchun KA dastlab *A* yoki *B* kosmodromdan Yer atrofi past (balandligi ~200 km) oraliq aylanma orbitasiga chiqariladi (34-*d* rasm). Bunda yo'ldoshning Yer atrofida bir aylanishi (taxminan 1,5 soat) davomida uning orbital tezlik-vektori gorizontal holda saqlanib va orbita tekisligida yotib, istalgan yo'nalishni ola oladi. Shu bois, uchish davomida yo'ldosh orbitaning ixtiyoriy nuqtasidan uchish yo'nalishi bo'yicha chiqib, Oyga xohlagan burchak uzoqligidagi uchish trayektoriyasi bo'yicha borishi mumkin.

Masalan, orbitaning *K* nuqtasidan minimal tezlik bilan chiqqan yo'ldosh yarim elliptik trayektoriya *3* bo'yicha, ya'ni 180° uzoqlik burchagi bilan Oyga chiqishi mumkin. Agar yo'ldosh *L* nuqtasida orbitadan uzoqlik burchagini $\angle LOL_2 = 165°$ qilib tanlab Oyga tomon ko'tarilsa, u parabolik trayektoriya *4* bo'yicha Oyga borish imkoniga ega bo'ladi. Agar bunda orbitaning balandligi 200 km qilib olinsa, u holda yo'ldoshning 7,79 km/s li orbital tezligiga 10,9 − 7,79=3,11 km/s tezlikni, ikkinchi holda esa 11,02 − 7,79 = 3,93 km/s (200 km balandlikda parabolik orbitaga chiqarish uchun 11,02 km/s talab qilinadi) tezlikni qo'shish kerak bo'ladi. Yo'ldoshning qarama-qarshi harakat yo'nalishida *K'* va *L'* nuqtalardan Oyga chiqish parabolik *4'* va yarim elliptik *3'* trayektoriyalar bo'yicha amalga oshiriladi.

3- §. Oyga uchish trayektoriyalari

KA larni Oyga uchirishning trayektoriyalari ko'p xil bo'lib, bular ichidan eng soddasi − Oy orbita tekisligida yotuvchi trayektoriya bilan tanishamiz. Shuningdek, bu masalani yana ham soddalashtirish uchun Oyning Yer atrofidagi orbitasini radiusi 384 400 km li aylanadan iborat deb qaraymiz (aslida u ellips bo'lib, apogeyida Yerdan bu masofadan 21 ming km ga nari ketib, perigeyida 21 ming km yaqin keladi). KAni Oyga uchirish uchun dastlab u, Yer atrofidaga Oy orbitasi tekisligida yotuvchi (kamida 200 km balandlikdagi) orbitaga chiqariladi (34-*d* rasm). Eslatilganidek, kosmonavtikada o'tish orbitalari (misolimizda − Yer atrofi orbitasidan Oy orbitasiga o'tish orbitasi) ichida kam energiya sarfi bilan kechadigan orbitalarga katta ehtiyoj seziladi. Oyga uchishda, bunday trayektoriya oraliq orbitadan (h=200 km) boshlanib, radiusi 384 400 km li Oy orbitasida tugaydi-

gan yarim elliptik trayektoriya sanaladi. Bunday o'tish trayektoriyasi, eslatilganidek, uning ixtirochisi sharafiga gomon orbitasi deb yuritiladi.

Shu xildagi Oyga uchish trayektoriyasining hisob-kitobini qilaylik. Buning uchun dastlab Yer atrofida 200 km balandlikdagi oraliq orbitada harakatlanayotgan KAning tezligini Yerning gravitatsion parametri $K = 4 \cdot 10^5$ km^3/s^2 va orbita radiusi $r = R_0 + 200$ km $=$ $= (6370+200)$ km $= 6570$ km ga ko'ra aniqlaymiz:

$$v_1 = \sqrt{\frac{K_0}{R_0 + h}} = 7{,}789 \text{ km/s} \approx 7{,}79 \text{ km/s}.$$

Oyning orbital tezligi esa $v_s = 1{,}018$ km/s.

O'tish trayektoriyasi hisoblangan yarimelliptik orbitaning katta yarim o'qi:

$$a = \frac{r_{orb} + R_\oplus + h}{2} = 195485 \text{ km}.$$

Gomon trayektoriyasining perigeyidagi tezligi:

$$v_p = \sqrt{K_\oplus \left(\frac{2}{R_\oplus + h} - \frac{1}{a}\right)};\ v_p = 10{,}923 \text{ km/s},$$

binobarin oraliq orbitadan o'tish orbitasiga o'tish uchun KA ga $\Delta v = (10{,}923 - 7{,}789)$ km/s $= 3{,}134$ km/s qo'shimcha tezlik berish lozim bo'ladi.

Gomon trayektoriyasining apogeyida KA Oy orbitasiga yetganda

$$v_a = \sqrt{K_\oplus \left(\frac{2}{r_{orb}} - \frac{1}{a}\right)};\ v_a = 0{,}187 \text{ km/s}$$

tezlikka ega bo'ladi. Bundan ko'rinadiki, KA Oy orbitasining biror nuqtasiga yetib borganda, uning Oyga nisbatan tezligi (Oyga tushish tezligi)

$$\Delta v = v_\text{☾} - v_a = (1{,}018 - 0{,}187)\text{km/s} = 0{,}871 \text{ km/s}$$

bo'ladi. Endi Oyga uchib borish vaqtiga kelsak, u KAning Oy orbitasiga urinib o'tuvchi gomon-elliptik orbitasi bo'ylab to'la aylanish davrining yarmiga teng bo'lishini topish qiyin emas. Bu davr Kepler qonuniga ko'ra

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{K_\oplus}} a^{3/2}$$

yoki $K_\oplus$ va π larning qiymatlariga ko'ra:

$$T = \frac{a\sqrt{a}}{6028{,}92} \text{ min} = 9 \text{ sutka } 22 \text{ soat } 56 \text{ min.}$$

KA ning t uchish vaqti T davrning yarmiga tengligidan $t = \frac{T}{2} = 4$ sutka 23 soat 28 minutni tashkil etadi. Apogeyida Oy orbitasigacha ko'tariladigan yarim elliptik o'tish orbitalari KA ning oraliq orbitadan gorizontal ko'tarilish tezligining kattaligiga bog'liq bo'lib, u ±2 m/s xatolik bilan oraliq orbitadan ko'tarilsa, apogeyda uning balandligi ±8000 km ga o'zgaradi.

Oy diametrini bu qiymat (±8000 km) bilan solishtirsak, ±2 m/s li xatolik bilan KA uchirish, Oyni mo'ljalga olishda kattagina xatolik ekanligi ayon bo'ladi.

Oy apogeyda bo'lganda, u Yerdan Oygacha bo'lgan o'rtacha masofadan (384 400 km) 21 ming kilometr narida bo'lib, unga etish uchun KAning minimal boshlang'ich tezligini 5 m/s ga orttirish lozimligi ma'lum bo'ladi.

Sobiq Ittifoqning dastlabki «Luna-1»,»Luna-2», «Luna-3» avtomatik stansiyalari 1959-yilda Oyga oralik orbitasiz, keyingi bir qancha stansiyalari unga oraliq orbitalar yordamida uchirilgan.

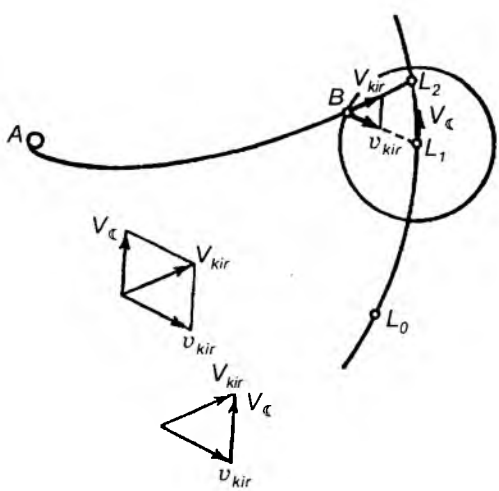
AQSHning «Pioner-1», »Pioner-2»,»Pioner -3» avtomatik stansiyalari 1958–1959-yillarda Oyga oraliq orbitasiz uchirilganda, ulardan birinchi ikkitasi Oygacha bo'lgan masofaning 1/3 qismini o'tgach, Yerga qulab tushgan. «Pioner-3» esa Oydan 60 000 km naridan o'tishga muvofiq bo'lgan edi.

4- §. Oy orbitasining elliptikligi, Oyning tortishish kuchi va Oyning o'lchamlarini hisobga olish

1. To shu paytga qadar Oyga yetish trayektoriyalari o'rganilayotganda biz Oyni Yer atrofida undan 384 400 km li radius bilan aylanuvchi geometrik nuqta deb qabul qildik. Aslida esa Oy, Yer atrofida elliptik orbita bo'ylab aylanayotib, u o'z orbitasining perigeyida bo'lganda, eslatganimizdek, Yerdan 363 300 km, apogeyida bo'lganda esa 405 500 km narida bo'ladi. Bu masofalar Oygacha bo'lgan o'rtacha masofadan ±21 000 km narida yotadi. Bulardan tashqari, Oy moddiy nuqta bo'lib, uning massasi, Yer massasining 1/81,3 qismini, diametri esa 3474 km ni tashkil qiladi. Oyning gravitatsion parametri $K_{\text{☾}} = 4{,}903 \cdot 10^3 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ga teng.

Shu boisdan, Oyga uchishda uning orbitasining elliptikligini hisobga olish zarur bo'ladi. Biroq Oyga uchishning energetik sharoitlarida uning orbitasining elliptikligi juda kam rol o'ynaydi. Chunki KA ni Oyga uchirishda uning boshlang'ich tezligini 1 m/s ga oshirilsa, unga tomon elliptik uchish trayektoriyasi apogeyining balandligi 4000 km ga ortadi. Binobarin, Oy perigeyida bo'lganda, unga uchish uchun talab etiladigan tezlik, u o'rtacha 384 400 km li masofada bo'lgandagi boshlang'ich tezlikdan 5 m/s ga kam, apogeyida bo'lganda esa undan 5 m/s ga ortiq bo'lishi talab qilinadi. Agar Oy Yerdan o'rtacha masofada bo'lganda unga parabolik tezlik bilan uchish uchun bir yarim sutka vaqt talab etilsa, u perigeyida bo'lganda bu uchish vaqti taxminan 3 soatgacha kamayadi.

2. Endi kosmik apparatga Oyning tortishish kuchi qanday ta'sir qilishi bilan tanishaylik. Faraz qilaylik, sun'iy yo'ldoshning Oyga tomon Yerdagi A kosmodromdan start olishida, Oy o'z orbitasining L_0 nuqtasida bo'lsin (35- rasm). Kosmik apparat Oyning ta'sir sferasi chegarasidagi B nuqtaga yetganda, Oy orbitasining L_1 nuqtasida 1,02 km/s tezlik bilan uchayotgan bo'ladi. Bunda kosmik apparatning trayektoriyasi yo'nalishida Oy ta'sir sferasiga geosentrik trayektoriya bo'ylab kirish tezligi V_{kir}, absolut tezlik sifatida qaralib, u Oyning orbital tezligi $V_{\leftmoon}$ va kosmik apparatning selenosentrik tezligining υ_{kir} vektorial yig'indisidan iborat bo'ladi. Tezliklarning teng ta'sir etuvchisi, yuqoridagi tezliklardan tashkil topgan paralellogramm diagonali ko'rinishida yoki bu tezliklarning uchburchagi ko'rinishida bo'lishi mumkin (35-rasmga q.). Bu holda selenosentrik kirish tezligi υ_{kir} aniq Oyga tomon yo'nalsada, aslida kosmik apparatning tezligi fazoda aniq

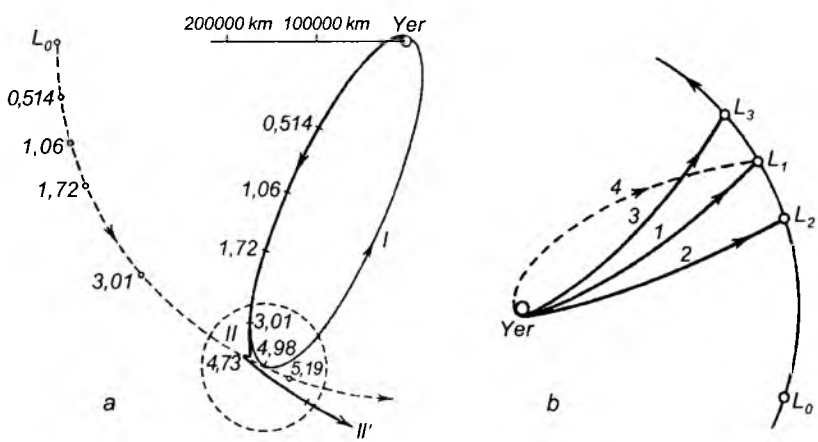


35- rasm. Tortayotgan Oyga tomon raketaning tushishi (Oy ta'sir doirasi ichida tezliklarning parallelogramm va uchburchakli qo'shilish sxemasi berilgan).

bir to'g'ri chiziq (BL_1) bo'ylab kuzatilmay, balki u ayni vaqtning o'zida Oyning ta'sir sferasi bilan birga uning orbitasi bo'ylab siljib boradi. Oqibatda, bunday harakat tufayli KA BL_2 trayektoriya bo'ylab harakatlanadi. Hisob-kitobning ko'rsatishicha,geosentrik harakat trayektoriyasi amalda AB trayektoriyaning davomidan keskin farq qilmaydi. Boshqacha aytganda, Oyning tortishi, amalda uning tortishi va o'lchamlarini hisobga olgandagi trayektoriyasidan farq qilmas ekan.

Boshqacha aytganda, Oyning tortishish kuchi amalda yo'ldoshning geosentrik harakatiga deyarli ta'sir etmaydi. Faqat bu trayektoriya Oy yaqinida unga peshvoz chiqish uchun unga tomon ozroq buriladi (36- rasm), biroq Oy nuqta bo'lmaganidan kosmik apparat baribir Oyga tushadi. Oyning tortishish kuchi tufayli ro'y beradigan apparat tezlanishining ma'lum miqdorga ortishi, Oyga uchish vaqtini, boshlang'ich parabolik tezlikli hol uchun taxminan 30 minutgagina qisqartira olishi mumkin, xolos.

Biroq Oyga uchishda KA passiv harakatining biror-bir boshlang'ich shartining (boshlang'ich uchish nuqtasining balandligi, boshlang'ich tezlikning qiymati va yo'nalishi) hisoblab topilgan qiymatlaridan ozroq bo'lsa-da chetga chiqishi, trayektoriyaning buzilishiga va mo'ljallangan nuqtada uni Oy bilan uchrasha olmasligiga olib keladi. Shuningdek, Oy diametri 3474 km li kattagina shar bo'lganidan boshlang'ich shartlarga tegishli arzimas xatoliklar tufayli buzilgan trayektoriya, baribir, Oy sirti bilan uchrasha oladi.



36- rasm. Oyga uchishda uning orbitasining elliptikligi, tortish kuchi, o'lchamlari va boshlang'ich tezlikning qiymatini hisobga olish.

Endi boshlang'ich shartlar bo'yicha yo'l qo'yilgan xatoliklarning qanchagacha bo'lgan maksimum qiymatlarida KA ning Oy bilan uchrashuv ta'minlangan bo'lishi bilan tanishaylik.

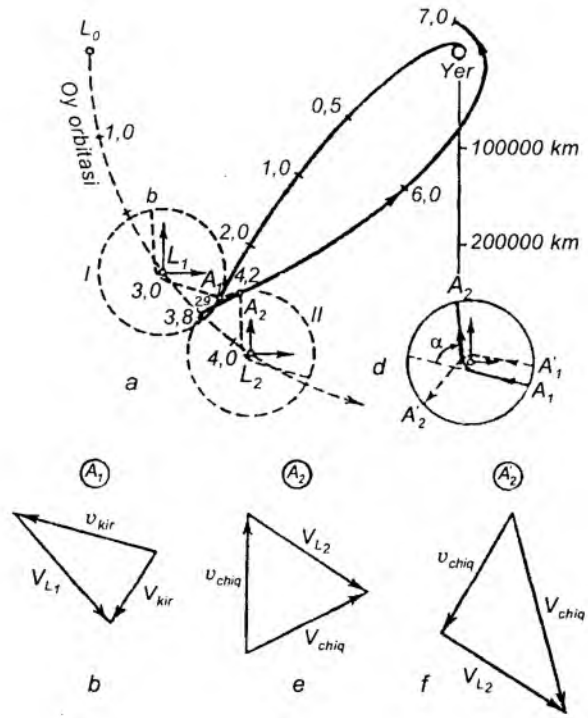
1. Agar xatolik boshlang'ich tezlikning qiymati bo'yicha yo'l qo'yilgan bo'lib, uning vektor yo'nalishi bo'yicha to'g'ri tanlangan bo'lsa, unda trayektoriya, hisoblanganga ko'ra ko'proq yoki kamroq egilib, Oy trayektoriyasidagi Oyning o'rnidan ancha oldingi nuqtada (L_3), yoxud orqadagi (Oy o'tib ketgan) nuqtada (L_2) orbitaga urinadi (36-b rasm). Bunda birinchi trayektoriya bo'yicha uchish vaqti, hisoblanganidan kamroq, ikkinchi holda, aksincha, ko'proq bo'ladi. Hisob-kitobga ko'ra, Oyga uchishning normal trayektoriyasi *1* mo'ljallangan nuqtaning o'ziga (L_1), hisoblangan vaqtda yetib boradi. Bunda KA ga Yerdan start berilganda Oy o'z orbitasining L_0 nuqtasida bo'ladi.

Bunda trayektoriyaning ko'rinishi, ayniqsa, boshlang'ich minimal tezlikning kattaligiga sezgir hisoblanadi. Eslatilgandek, boshlang'ich tezlikning 1 m/s ga orttirilishi yarimelliptik uchish trayektoriyasi apogeyining 4 000 km ko'tarilishiga olib keladi. Bunda uchish vaqti keskin kamayib, KA Oy orbitasining L_3 nuqtasiga yetib undan o'tayotganda, Oy hali bu nuqtaga yetib kelmagan bo'ladi. Aksincha, boshlang'ich tezlik (uning vektor yo'nalishi to'g'ri tanlanganda) hisoblanganidan 1 m/s ga kam bo'lsa, u holda uning uchish vaqti cho'zilib, Oy orbitasining L_2 nuqtasiga yetganda, Oy bu nuqtadan o'tib ketgan bo'ladi va ularni uchratish maqsadi amalga oshmay qoladi.

5- §. Oyni aylanib o'tish trayektoriyalari

Kosmonavtikani Oyga borish masalalaridan tashqari, kosmik apparatni Oy yaqinidan o'tkazish, jumladan, uni aylanib o'tish va bunda KA tomonidan Oyning tortish kuchini qanday «his» etishi masalalari ham juda qiziqtiradi. Bunday trayektoriyalar, ilmiy tadqiqotlar nuqtayi nazaridan juda e'tiborli bo'lib, kosmonavtikaning boshqa murakkab vazifalarini hal etishda muhim ahamiyat kasb etadi.

Aniq bir hol uchun kosmik apparatning Oyni aylanib o'tishi qanday kechishi bilan tanishaylik. Oy o'z orbitasining aniq bir nuqtasida (L_0) bo'lganda (37-*a* rasm), kosmik apparat taxminan 200 km balandlikdagi orbitadan gorizontal yo'nalishda, mahalliy orbital tezlikdan 0,5 km/s ortiqcha tezlik bilan Oyga tomon uchirilgan deb faraz qilaylik. Kosmik apparat 2,9 sutka o'tgandan so'ng, yarim elliptik or-



37- rasm. Oyga uchirilgan KAning Oyni aylanib o'tish trayektoriyasini tushuntiruvchi chizma (ostida mos nuqtalarga tegishli tezliklar uchburchaklari).

bita bo'ylab uchib, Oy ta'sir sferasining A_1 nuqtasiga yetib boradi (bunda Oy L_1 nuqtada bo'ladi). Oy harakatlanganligi tufayli apparat uning ta'sir sferasiga selenosentrik kirish tezligi (v_{kir}) bilan kiradi.

Bu tezlikning yo'nalishi tezliklar uchburchagi yordamida topiladi (37-*b* rasm). Bunda apparatning ta'sir sferasiga geosentrik kirish tezligi V_{kir}, uning selenosentrik kirish tezligi v_{kir} va Oyning orbital tezliklarning $V_{☾}$ (u 1,02 km/s bo'lib, yo'nalishi aniq) vektorial yig'indisidan iborat bo'ladi, ya'ni:

$$\vec{V}_{kir} = \vec{v}_{kir} + \vec{V}_{☾}.$$

KA ning selenosentrik tezligining qiymati va yo'nalishini bilgach, biz uning ta'sir sferasi ichidagi selenosentrik trayektoriyasini chiqara olamiz. Bu trayektoriya, oldin ko'rganimizdek, giperbola ko'rinishi-

da bo'ladi. Mazkur misolda KA uchun nishoniy masofa Oy radiusidan katta bo'lganidan giperbolaning uchi Oy sirtidan ancha balanddan o'tadi va qariyb 4,2 sutkadan so'ng KA, ya'ni ta'sir sferasining A_2 chegarasiga yetib keladi (37-*d* rasm). KA ning ta'sir sferasi bo'ylab harakatining simmetrikligini inobatga olsak, uning ta'sir sferasidan chiqish tezligi v_{chiq} qiymatiga ko'ra v_{kir} ga teng, biroq unga nisbatan α burchakka og'gan bo'ladi va u burchak giperbola asimptotalari orasidagi burchakka teng bo'ladi. α burchak Oyning ta'sir sferasi ichidagi o'tish trayektoriyasining asosiy xarakteristikasini belgilaydi. Nishoniy masofa qancha kichik bo'lsa, burchak shuncha katta bo'ladi. Uning maksimal qiymati 120° gacha borib, bunda KA Oyning ta'sir sferasiga minimal tezlik (0,8 km/s) bilan kirib, giperbolaning uchi Oy sirtiga urinib o'tish holatiga mos keladi.

Endi geosentrik fazoda A_2 nuqta, undan kosmik apparat chiqayotganda, qaysi nuqtada bo'lishi bilan qiziqaylik. Buning uchun Oyning ta'sir sferasi bilan o'z orbitasi bo'ylab 4,2 sutkadan so'ng qancha masofaga siljishi bilan qiziqamiz. Bunda A_1 nuqtadan KA A_2 nuqtaga borguncha qanday geosentrik trayektoriyaga ega bo'lishi chiqadi. Buning uchun bir qog'ozga KA ning selenosentrik giperbolik trayektoriyasini chizib, Oyni orbitasi bo'yicha L_1 dan L_2 gacha siljitayotganda, KA o'rnini (selenosentrik trayektoriyada) igna bilan teshib borsak, chizmada qidirilayotgan KAning geosentrik trayektoriyasi kelib chiqib, u «sakkizga» o'xshash egri chiziqni beradi (chizmaga qarang). Bu, KA ning Oyni aylanib o'tish trayektoriyasini tavsiflaydi.

Shundan so'ng KA ning Oy ta'sir sferasidan chiqqach, qanday trayektoriya bilan Yerga qaytishini topish mumkin. Buning uchun A_2 nuqtada tezliklar uchburchagi yordamida geosentrik chiqish tezligi V_{chiq} ni topamiz (bu nuqtada tezliklar uchburchagiga ko'ra, $\vec{V}_{chiq} = \vec{V}_{☾} + \vec{v}_{chiq}$ bo'ladi). Shuningdek bu nuqtada Oyning orbital tezligi $V_{☾}$, KA uning ta'sir sferasi ichida siljishi davomida ma'lum burchakka (360° : 27,3 = 13,2°/sut) burilganligini ko'ramiz. Natijada bu nuqtada geosentrik V_{chiq} chiqish tezligi bu nuqtadagi tezliklar uchburchagiga ko'ra, eslatilganidek, $V_{chiq} = V_{☾} + v_{chiq}$ ifodadan topiladi. Tezliklar uchburchagidan ko'rinishicha, bu nuqtada V_{chiq} belgilaydigan geosentrik trayektoriya Yer tomon egilib, yo'ldoshning geosentrik elliptik trayektoriyasini beradi.

Agar apparatning A_2 nuqtadagi V_{chiq} geosentrik tezligi Yerga nisbatan parabolik tezlikka teng yoki undan ortiq chiqsa, u holda KA harakatlanib, Yer ta'sir sferasini tashlab ketadi.

Yana shuni aytish joizki, agar KA Oy ta'sir sferasiga Oyning chap tomonidan emas, balki o'ng tomonidan A_1' nuqtadan kirsa, uning Oy ta'sir sferasidan chiqish nuqtasi A_2' nuqtaga to'g'ri kelib (37-*d* rasm), u holda geosentrik chiqish tezligi, tezliklar uchburchagidan ko'rinishicha, giperbolik bo'lgan bo'lar edi (37-*f* rasm).

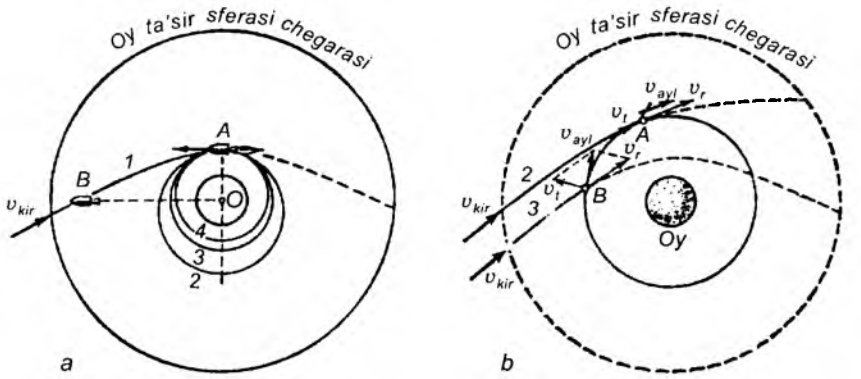
6- §. Oy sun'iy yo'ldoshlarini uchirish

Amaliyot nuqtayi nazaridan, Oy yo'ldoshi orbitasiga kosmik apparatni chiqarish, Oyning ta'sir sferasiga kirgan yo'ldoshning selenosentrik harakatlari paytida uning giperbolik tezligini tormozlovchi impuls yordamida elliptik tezlikkacha tushirish usuli yordamida bajariladi. Bunda elliptik orbitaning aposeleniyesining balandligini uning ta'sir sferasining radiusidan kichik bo'lishiga erishmoq zarur bo'ladi, aks holda, u Yerning chetlantiruvchi tezlanishi ta'sirida Oyni tashlab ketishi mumkin bo'ladi. Tezlikni kamaytirish apparat bortidagi tormozlovchi dvigatel yordamida bajariladi.

Faraz qilaylik, KA Oyning ta'sir sferasiga v_{kir} tezligi bilan kirib, uning ichida Oyga nisbatan giperbolik trayektoriya bo'ylab harakatlansa (38-*a* rasm), bunda u, energiya integrali formulasiga ko'ra, giperbolik orbitaning A periseleniyesida quyidagi maksimal tezlikka erishadi:

$$v_A^2 = v_0^2 + v_{erk}^2\left(1 - \frac{R_☾ + h}{r_{t.s.}}\right),$$

bu yerda $v_0 = v_{kir}$, $r_{t.s.} = 66000$ km – Oy ta'sir sferasining radiusi, $r_A = R_☾ + h$ ($R_☾$ – Oyning radiusi), $v_{erk} = 2{,}35$ km/s, Oyga nisbatan erkinlik (ikkinchi kosmik) tezligi hisoblanadi. Bu tezlik tormozlovchi impuls yordamida elliptik tezlikkacha kamaytirilishi lozim, buning uchun dvigatelning tortish kuchi apparatning tezlik vektori yo'nalishiga qarama-qarshi yo'naltiriladi. Dvigatelni B nuqtada (bu nuqta giperbolaning periseleniyesida raketa harakat tezligi vektoriga Oy markazidan o'tkazilgan parallelning Oyning ta'sir sferasi ichidagi KA trayektoriyasi bilan kesishish nuqtasi) dvigatelni BO yo'nalishi bo'yicha oriyentirlab (soploni old tomonga qaratib), so'ngra u to A nuqtaga borguncha, kemaning oriyentatsiya tizimi raketa korpusining holatini aynan shu holatda saqlaydi. Bunda stabilizatsiya tizimi dvigatelni butun ish faoliyati davomida tortish kuchining yo'nalishini o'zgartirmay saqlab turadi.



38- rasm. Oy atrofidagi turli orbitalarga sun'iy yo'ldoshlarni chiqarish.

Tormozlovchi impulsning ma'lum qiymati v_t da, biz pereseleniyesi *A* nuqtada bo'lgan *2-* elliptik orbitaga erishamiz (38-*a* rasmga q.), uning kattaroq qiymatida *3-* aylanma orbitaga, yanada kattaroq qiymatida esa yana *4-* elliptik (aposeleniyesi *A* nuqtada bo'lgan) orbitaga erishamiz.

Yo'ldoshni Oy atrofidagi ma'lum *1-* aylanma orbitaga chiqarishda, shunday giperbolik trayektoriyani tanlash kerakki, u giperbolaning periseleniyesida mo'ljallangan aylanma orbitaga urinib o'tsin (38-*b* rasm).

Bordi-yu, ta'sir sferasi ichida KA 3- giperbolik orbita bo'ylab harakatlanayotib, uning tezlik vektori Oy atrofidagi mo'ljallangan aylanma orbitaga urinmay, uni *B* nuqtada kesib o'tadigan bo'lsa, unda yo'ldoshni mo'ljallangan aylanma orbitaga chiqarish uchun uning tezlik vektori yo'nalishiga o'tmas burchak ostida tormozlovchi tezlik impulsini shunday berish kerakki, bunda ularning tezliklarining vektorial yig'indisi $v_r + v_t$ mo'ljallangan orbitaga urinib o'tuvchi v_{ayl} tezlikni berishi lozim bo'lsin, ya'ni $v_r + v_t = v_{ayl}$ ga teng bo'lsin. 38-*b* rasmdan ko'rinishicha, *B* nuqtadagi tormozlovchi impuls v_t, *A* nuqta yo'ldoshni mahalliy aylanma orbitaga o'tkazuvchi tormozlovchi tezlikdan katta bo'lar ekan. Oy yo'ldoshi orbitasi tekisligi, chetlanishlarni hisobga olmaganda, har doim fazodagi vaziyatini o'zgartirmagan holda saqlaydi va u tormozlash tugagan keyingi selenosentrik tezlik vektori va Oy markazidan o'tadi. Agar tormozlovchi tezlik vektori selenosentrik harakat tekisligida qolsa, Oy yo'ldoshi orbitasi ham shu tekislikda qoladi.

7- §. Oy sirtiga qo'nish

KA ning Oy yaqinidagi harakatini, unga nisbatan birinchi va ikkinchi kosmik tezliklarga tayanib tahlil qilish mumkin. Oyning gravitatsion parametriga ($K_☾ = 4{,}9 \cdot 10^3$ km^3/s^2) va radiusiga ($R_☾ = 1737$ km) ko'ra 1- va 2- kosmik tezliklar quyidagi ifodalardan topiladi:

$$v_{\text{I}} = \sqrt{\frac{K_☾}{R_☾}} = 1{,}680 \text{ km/s};$$

$$v_{\text{II}} = \sqrt{\frac{2K_☾}{R_☾}} = 2{,}375 \text{ km/s}.$$

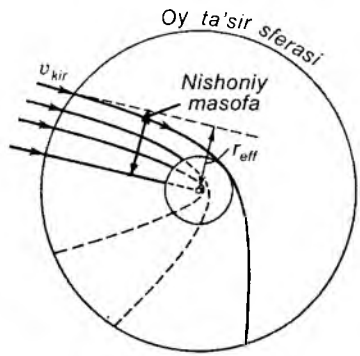
Agar Oy sirtidan biror jism 2- kosmik tezlik (2,375 km/s) bilan uloqtirilsa, u Oyga nisbatan parabolik tezlik bilan harakatlanib, uning ta'sir sferasi chegarasida ($r_{\text{t.s.}} = 66\,000$ km) ushbu tezlikka erishadi:

$$v_{\text{par}} = \sqrt{\frac{2K_☾}{r_{\text{t.s.}}}} = 0{,}385 \text{ km/s}.$$

Bordi-yu, jism Oyning ta'sir sferasiga $v = 0{,}385$ km/c boshlang'ich tezlik bilan kirib, keyin Oy sirtiga tushadigan bo'lsa, Oy tortish kuchi ta'sirida tezligi orta borib, uning sirtiga yetganda tezligi energiyaning saqlanish qonuniga ko'ra, Oy uchun ikkinchi kosmik tezlikka (2,375 km/s) erishadi. Endi gomon orbitasi bo'ylab Oyga yetib borgan KA ning elliptik orbita apogeyida uning geosentrik tezligi 0,187 km/s ga tushib qolishini va u Oy ta'sir sferasiga, Oyga nisbatan taxminan 0,833 km/s (ya'ni 1,02 − 0,187 = 0,835 km/s) tezlik bilan kirishini (oldingi paragrafga qarang) e'tiborga olsak, u Oy sirtiga ikkinchi kosmik tezlikdan katta tezlik bilan tushishini anglash qiyin emas. Shu tufayli KAning Oy sirtiga ohista qo'ndirish uchun tormozlovchi impuls yordamida uning tezligini so'ndirishga to'g'ri keladi.

Yana shuni aytish joizki, Oy ta'sir sferasi chegarasida, Oy tortish kuchidan erkinlikka (parabolik orbitaga) chiqish tezligi 0,385 m/s ni (buni $v_{\text{erk}} = \sqrt{\frac{2K_☾}{R_☾ + h}}$ formuladan oson topish mumkin) tashkil etadi. Binobarin, KA Oy ta'sir sferasiga minimal selenosentrik tezlik (0,8 km/s) bilan kirilganda ham, u Oyga yetgunga qadar, unga nis-

batan parabolik tezlikdan yetarlicha katta tezlikka bemalol erisha oladi. Bundan ko'rinishicha, KA ning ta'sir sferasi ichidagi selenosentrik trayektoriyasi giperbolik bo'lishini tushunish qiyin bo'lmaydi.



39- rasm. Oy atrofini aylanib o'tishda unga urilib ketmaslikni tushintiruvchi effektiv radius kattaligini aniqlash.

Avtomatik stansiyaning Oy sirtiga ohista qo'ndirish uchun uning qo'nish tezligini deyarli to'la so'ndirish lozim bo'ladi. Oy atmosferaga ega bo'lmaganligi tufayli uning tezligini faqat tormozlovchi dvigatelni ishga tushirish yo'li bilan amalga oshiriladi. Buning uchun kosmik kema bortidagi qattiq yoqilg'ili dvigatel qurilmasining yoqilg'i zaxirasi qancha bo'lishi lozimligini hisob-kitob qilaylik. Agar buning uchun so'ndiriluvchi tezlik va gravitatsiya sarfini hisobga olgan xarakteristik tormozlovchi tezlikning kattaligini 3 km/s deb olsak hamda yonish mahsulotlarini raketa soplosidan chiqish tezligining kattaligini ham 3 km/s bo'lgan deyilsa, u holda Siolkovskiy formulasiga ko'ra, tormozlashning boshida kosmik apparatning massasi tormozlash so'ngidagi uning massasidan 2,7 marta ortiq bo'lishi lozimligi aniq bo'ladi. Boshqacha aytganda, yoqilg'i kosmik apparatning to'la massasining 67% ini tashkil etishi topiladi.

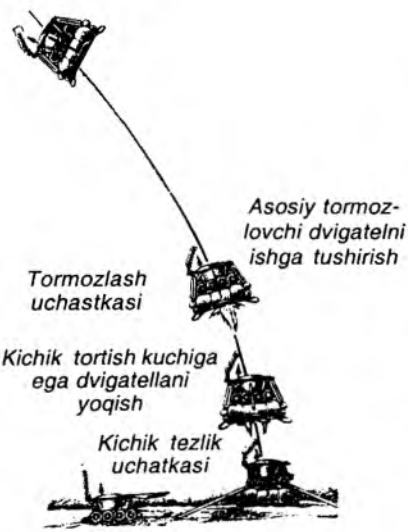
Tormozlash paytida, yoqilg'i sarfini minimumga tushirish uchun kosmik stansiyani Oyga tomon uchish trayektoriyasiga minimal boshlang'ich tezlik bilan chiqarish lozim bo'ladi. Shuningdek, bu jarayonda, yoqilg'i sarfini kamaytirish uchun, nazariy hisoblashlarga ko'ra, tormozlashni Oyga yaqin (minimal) masofadan boshlash lozim bo'ladi. Tormozlash qancha uzoq davom etsa, gravitatsion sarf ham shuncha katta bo'ladi.

Oyga yumshoq qo'nishning yorqin misoli, 1966-yili 3-fevralda Oyga qo'ndirilgan «Luna-9» avtomatik stansiyasining qo'nishida kuzatildi. Oy sirtiga birinchi ohista qo'ndirilgan planetalararo bu avtomatik stansiyaning Oy sirtidan 75 km balandlikda uni tormozlovchi raketa dvigateli ishga tushirilib, balandlik to 150 m qolgunga qadar davriy ravishda ishlatilib turildi (40-*a* rasm). Tezlikning keyingi so'ndirilishi harakat yo'nalishiga tuzatish kirituvchi kichik bort dvigatellari yordamida amalga oshirildi.

«Luna» rusumidagi ko'pchilik stansiyalar Oy sirtiga shunday yo'l bilan qo'ndirilgan bo'lib, «Luna-13» dan keyingi stansiyalarning Oy sirtiga ohista qo'ndirilishi, Oy sun'iy yo'ldoshi orbitasida berilgan tormozlovchi impulslar yordamida bajarilgan.

Sobiq Ittifoqning «Luna-16, 20, 24» apparatlari Oy sirtidan namunalar olib qaytganda, uning «Luna-17, 21» kosmik kemalari Oy sirtida «Lunaxod-1» va «Lunaxod-2» avtomatik stansiyalarini qoldirdi.

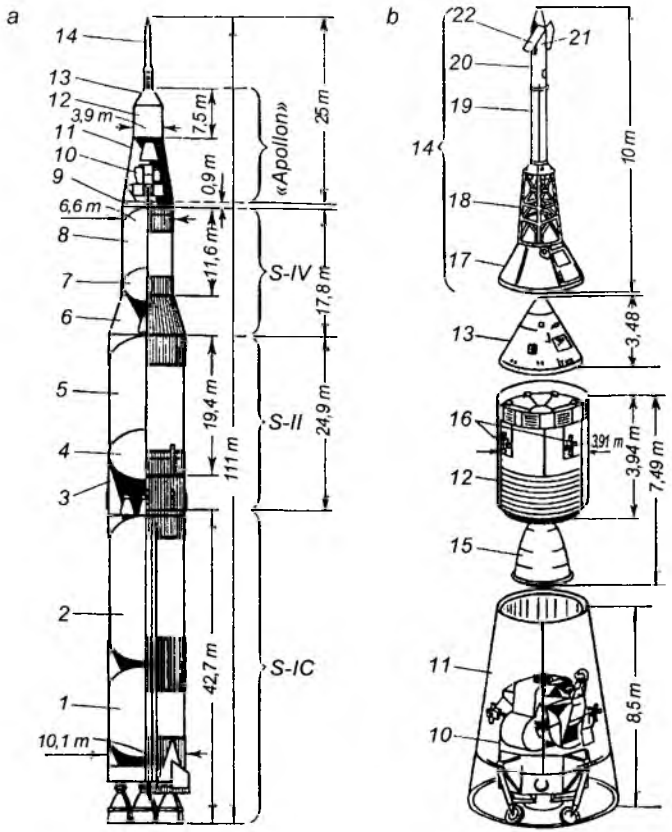
Oyni bevosita o'rganish o'tgan asrning 60-yillarida AQSH ning «Apollon» programmasi asosida amalga oshirildi. Bu programma bo'yicha 6 ta ekspeditsya («Apollon-11, 12, 14, 15, 16, 17) muvaffaqiyatli amalga oshirilib, faqat bittasi («Apollon-13») Oyga qo'na olmay qaytdi. 41- rasmda «Apollon-11» ekipaji a'zosi N.Armstrongning Oyga birinchi qadami aks ettirilgan. Mazkur programmaning amalga oshishida quvvatli «Saturn-5» raketasining roli katta bo'ldi. «Saturn-5»—«Apollon» raketa-kosmik tizimining uzunligi 111 m, boshlang'ich massasi 2950 t bo'lib, sistema asosiy qismlari 42-rasmda keltirilgan. 1-jadvalda «Apollon» tizimi bo'yicha uchirilgan kosmik kemalarning xarakteristik kattaliklari va ularni uchirish bilan bog'liq ma'lumotlar keltirilgan.



40- rasm. Oyga tushirishda bajarilgan manyovrlar.



41- rasm. Oy sirtiga insonning birinchi qadami («Apollon-11» ekipaji, N.Armstrong).



42- rasm. «Saturn-5 – Apollon» raketa-kosmik stansiyasi;
a – sistemaning to'laligicha strukturasi; *b* – «Apollon» kemasining tuzilishi: S-1C – birinchi bosqich; S-II – ikkinchi bosqich; S-IVB – uchinchi bosqich; *1* – birinchi bosqich yoqilg'i baki; *2* – birinchi bosqich achitqi baki; *3* – birinchi va ikkinchi bosqichlar orasidagi o'tish yo'li; *4* – ikkinchi bosqich achitqi baki; *5* – yoqilg'i baki; *6* – ikkinchi va uchinchi bosqichlar orasidagi o'tish yo'li; *7* – uchinchi bosqich achitqi baki; *8* – uchinchi bosqich yoqilg'i baki; *9* – IU asboblar bo'linmasi; *10* – Oy bo'linmasi; *11* – LMA o'tish yo'li; *12* – xizmat bo'linmasi; *13* – komanda bo'linmasi; *14* – avariyadan saqlanish sistemasi (ASS); *15* – xizmat bo'linmasi marsh dvigatellari; *16* – oriyentatsiya va stabilizatsiya sistemasi dvigatellari bloki; *17* – issiqlikdan himoyalash ekrani; *18* – SAS fermasi; *19* – SAS ning qattiq yoqilg'ili raketa dvigateli (QYRD); *20* – avariyadan saqlanish sistemasini uloqtirish uchun QYRD; *21* – yordamchi QYRD; *22* – ASS ning aerodinamik ruli (boshqarish vositasi).

1-jadval

«Apollon» kemalarining uchishlari

Asosiy bosqichlar	«Apollon-11»	«Apollon-12»	«Apollon-14»	«Apollon-15»	«Apollon-16»	«Apollon-17»
1	2	3	4	5	6	7
Start kuni	16.7.69	14.11.69	31.1.71	26.7.71	16.4.72	7.12.72
Grinvich vaqti	13 soat 32 m	16 soat 22 m	21 soat 03 m	13 soat 34 m	17 soat 54 m	8 soat 33 m
Uchish vaqti (soat:min:s)	00:00:00	00:00:00	00:00:00	00:00:00	00:00:00	00:00:00
Oraliq orbitaga o'tish	00:11:42	00:11:40		00:11:44	00:12:00	00:12:00
Orbita, perigey/apogey, km	184,2/190,3	186/189	186/192	166,7/169,6		167/171
Og'maligi	32,51°	33°		26°		32,56°
S-IVB bosqichni qayta ishga tushirish	02:44:22	02:47:20,6	02:28:49	02:49	02:30	03:12:54
Dvigatelning ishlash vaqti	5 min 48 s	5 min 44 s	5 min 52 s	5 min 56 s		5 min 42 s
Tezlikning oshirilishi, m/s	3041	3210				
Oyga uchishda boshlang'ich tezlik, m/s	10839,2		10833	10850,05		
Bo'linmalarning qayta joylashtirishni boshi	03:15		03:03	03		03:27
Korreksiya	26:45		30:36	28:40		35:30
Uning impulsi, m/s	6,4		22	1,5	3,8	3
Impulsning davomiyligi, s	3		10,3	0,7	2	1,58
Ikkinchi korrektsiya	—					—
Uning impulsi, m/s	—		1,15	1,8		
Impulsning davomiyligi, s	—		0,6	0,81		

Davomi

1	2	3	4	5	6	7
Boshlang'ich Oy atrofi orbitasiga chiqish uchun dvigatelni ishlatish	75:49:28	83:25:22	82:36:42,7			86:16
Tormozlovchi impuls, m/s	~800	892	921	915		~900
Impulsning davomiyligi	6 min 2 s	6 min	6 min 12,23 s	6 min 38 s	6 min 15 s	6 min 30 s
Boshlang'ich Oy atrofi orbitasi pereselenie/aposelenie, km	112,7/313,8	111/312	106,5/311	106,8/314,7	107/315	94/316
Tushish orbitasi, pereselenie/aposelenie,km	15,8/106	15/	17,2/109	15,9/107,7	19/107	24/106
Qo'nish	102:45:40	110:3235	108:55:00		104:2400	110:2159
Koordinatalari	0°41′15″ sh.k. 23°26′ sh.u.	3°29′06² j.k. 23°24′57,6″ g'.u.	3°40′27″ j.k. 17°27′58″ g'.u.	26°04′54″ sh.k. 3°39′30″ sh.u.	9°00′01″ j. k. 15°30′59″ sh.u.	20°09′41″ sh.k. 30°45′26″ sh.u.
Rayon	Sokinlik dengizi	FraMauroning sh.g'. tomonidagi Anglanish dengizi	FraMauro-dan 48 km shimolda	Apinnin tog'lari	Dekart kraterining shimoli	Littro krateri yaqinidagi Tavr tog'lari
Hisoblangan joyidan uzoqlashganligi	6,5 km	89 metr	26,5 metr	450 metr	50 metr	210 metr
1- chiqishning davomiyligi	2 soat 10 min	3 soat 52 min	4 soat 44 min	6 soat 32 min	7 soat 11 min	7 soat 15 min
Vezdexod yo'li, km	–	–	–	8,8	4,2	2,9
2- chiqishning davomiyligi	–	~4 soat	4 soat 45 min	7 soat 14 min	7 soat 23 min	7 soat 17 min
Vezdexod yo'li, km	–	–	–	12,5	11,5	19,6
3- chiqishning davomiyligi	–	–	–	4 soat 50 min	5 soat 40 min	7 soat 15 min
Vezdexod yo'li, km	–	–	–	5,7	11,4	13,5

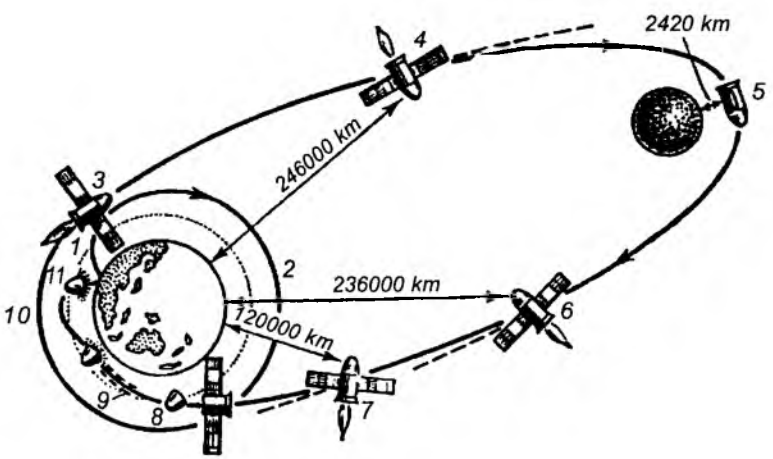
Davomi

1	2	3	4	5	6	7
Chiqishlarning umumiy davomiyligi	2 soat 10min	taxm. 8 soat	9 soat 29 min	18 soat 36 min	20 soat 14 min	22 soat 05 min
Vezdexodning umumiy yo'li, km	–			27,0	27,1	36,0
Yig'ilgan namunalar, kg	28	34	42,64	77,5	96,4	125
Oyda bo'lish vaqti	21 soat 36 min	31 soat 31 min	33 soat 30 min	66 soat 55 min	71 soat 02 min	74 soat 59 min
Oydan start olish	124:21:56	142:03:47	142:25:42	171:37:22	175:31	185:21:37
Asosiy dvigatelning ishlash vaqti	7 min 18 s	145:35:34	7 min 12 s	7 min 15 s		
Tutashuv	128:03		144:12:	173:36	177:32	taxm. 7 min
Oyga chiqish bosqichining ajralishi	131:33	147:59:30	149:14:00	179:30	150	187:37
Yerga tomon start	135:24:05	172:27:16		223:49		
Impulsning davomiyligi, s			147		Yerdan	191:18
Tezlik impulsi, m/s	149		1051	137,8	330000 km masofada	233:59
Yerga tomon uchishda korreksiya	1001,6	27,9	165:37:00	291:57		
Korrektsiya impulsi,m/s	Yerdan 30400 km	0,67 –	3	1,5	8 Yerdan	147 922,6
Uning davomiyligi, s	1,4	–	215:32	294:46:	44000 km masofada	298:238
Ikkinchi korreksiya	–					
Xizmat bo'linmasining ajralishi	–					301:24
Suvga qo'nish	195:17:53	244:36:24	216:02:	295:11:42		301:51:05
Ekspeditsiya narxi, mln doll	355	375	400	445	265:51	

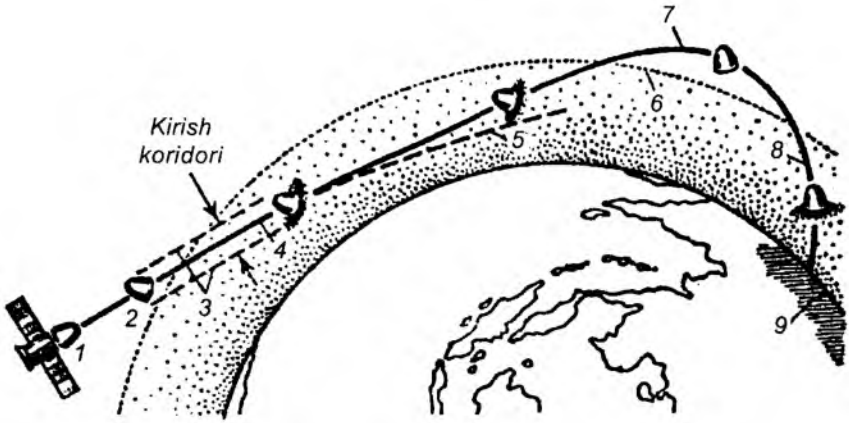
8- §. Oyni aylanib o'tuvchi KA larning Yerga qaytishi

1968-yilning 10-noyabrida Yer atrofi aylanma orbitasidan raketa, ikkinchi bosqichi dvigatelini qayta ishga tushirish orqali, sobiq Ittifoqning «Zond-6» avtomatik stansiyasi Oyni aylanib o'tish trayektoriyasiga chiqarildi. Avtomatik stansiya Oyga borishda va qaytishda uning trayektoriyasida 3 marta korreksiyalovchi dvigatellari ishga tushirdi (43-rasm, *4, 6* va *7* nuqtalarda). Bunda oxirgi korreksiyalovchi impuls KA ni oldindan hisoblangan kengligi 20 km bo'lgan Yer atmosferasidagi koridorga kirishini ta'minladi, koridorning o'rta chizig'i, Yer sirtidan 45 km balandlikda shartli perigey rolini o'taydi. KA ning koridorga kelish vaqti ham yuqori aniqlik talab etib, xatolik 5—10 minutga yetganda, Yerning aylanishi tufayli uning qo'nish nuqtasi 300 km ga siljishi mumkin. Kosmik kema Oyni aylanib o'tgach, Yerga qaytdi va 17-noyabr kuni Yer atmosferasiga kirdi.

Koridorga kirishdan oldin uning bortida *astrooriyentatsiya* tizimi ishga tushirilib, keyin undan qo'ndiriluvchi apparat ajratiladi. Bunda uning tebranishi, stabilizatsiya qurilmasi yordamida so'ndirilib, shu tizimning o'zi atmosferada zaruriy ko'tarish kuchini hosil qilish uchun uni kerakli ataka burchagiga buriladi. Apparatni ko'tarish kuchisiz mo'ljallangan nuqtaga qo'ndirish mushkul bo'lib, tushayotgan apparatni boshqarish aynan shu ko'tarish kuchi yo'nalishining o'zga-



43- rasm. KA ning Oyga borishda va qaytishida uning trayektoriyasini korreksiyalash (manyovrlar yordamida tuzatib borish) jarayonlari.



44- rasm. Oydan qaytgan KA ning Yer atmosferasigakirish koridorini belgilash (*2, 3, 4*) va unda manyovr jarayonlari (*5, 7, 8*).

rishi orqali amalga oshiriladi. Agar apparat hisoblangan trayektoriyadan pastga uchganda, uni qayta yuqoriga yo'nalgan ko'tarish kuchi bilan, yuqorida uchganda esa, aksincha, pastga yo'nalgan ko'tarish kuchi bilan unga ta'sir qilinadi.

Ko'tarish kuchining mavjudligi tufayli atmosferaga shung'igan qo'ndiriluvchi apparat, ballistik qo'nishdagi kabi pastga egilmay, balki yuqoriga ko'tariladi (44- rasm). Shundan so'ng atmosferaning qalin qatlamidan chiqib, keyin boshqarilmaydigan ballistik uchastkaga o'tadi. Atmosferaga birinchi sho'ng'iganda uning tezligi 11 km/s dan 7,6 km/s gacha tushadi (44-rasm, *4*- holat). Kosmik stansiya atmosferaga qayta kirishdan oldin apparat aniq bir holatga burilib stabillashtiriladi (44- rasm, *8*- holat). Bunday holatda tushayotgan apparat keskin qizimaydi. 7,5 km balandlikda apparatning tezligi 200 m/s gacha tushirilib, so'ngra parashyut tizimi yordamida yerga qo'ndiriladi (*9*- holat).

Savol va topshiriqlar

1. Oyga uchishning tekislikli masalasi deb qanday uchishlarga aytiladi?
2. Bu trayektoriyalar ichida minimal tezlikli trayektoriya deb qanday trayektoriyaga aytiladi?
3. Qanday uzoqlik burchagi ostida Oyga uchish energetik qulay uchishlardan hisoblanadi?

4. Oyga vertikal yoki gorizontal yo'nalishlarda uchishlarda uchish vaqti boshlang'ich tezlik bilan qanday bog'lanishda bo'ladi?
5. Oyga uchishning fazoviy masalasida kosmodromning Yerda joylashishiga ko'ra, Oyning qaysi yarimshar ustida qanday og'ishda bo'lishining ahamiyati bormi? Bo'lsa qanday?
6. Oy shimoliy yarimsharda yoxud janubiy yarim sharda bo'lganda, shimoliy yarimshardagi kosmodromning kenglamasiga ko'ra uchishning uzoqlik burchaklarini 34- rasmdagi chizmalarga ko'ra aniqlang.
7. Kosmodrom qayerda bo'lishidan qat'iy nazar Oyga 180° li uzoqlik burchagi bilan uchishning imkoni bormi? Bo'lsa, qanday qilib?
8. Oyga uchishda Oy orbitasining elliptikligi va uning tortish kuchi qanday inobatga olinadi?
9. Oyga uchishda uchish vaqti va tezlik yo'nalishini o'zgartirmagan holda uning kattaligini o'zgartirish uchish trayektoriyasiga qanday ta'sir qiladi?
10. Gorizontga nisbatan uchish burchagini o'zgartirish hisobiga, Oyga uchish trektoriyalarining ishlatilishida, elliptik trayektoriyalar bo'yicha uchish katta xatolikka yo'l qo'yadimi yoki parabolik trayektoriyalar bo'yichami?
11. Oyga uchishda gorizontga nisbatan uchish burchagi va boshlang'ich tezligi o'zgarganda, start vaqti bo'yicha uchish vaqtinng o'zgarishi tufayli uning aniqligi ta'minlanadimi?
12. Oy ta'sir sferasiga kirishda «nishoniy burchak» deb qanday burchakka aytiladi?
13. Oy ta'sir sferasiga kirishda « Oyning effektiv radiusi» deb qanday radiusga aytiladi va u qanday topiladi?
14. Oyga borishda Oy ta'sir sferasiga kirgan apparatning bu sfera ichidagi trayektoriyasining ko'rinishi qanday bo'ladi?
15. Oyga qo'nishda kosmik stansiyaning tezligi qanday so'ndiriladi?
16. Oy sirtiga yumshoq va qattiq qo'nishlar qanday amalga oshiriladi?
17. Oyni aylanib o'tish trayektoriyasi chizmasiga ko'ra KA ning Oy ta'sir sferasi ichidagi selenosentrik trayektoriyasi qanday bo'lishini ayting.
18. Unga ko'ra KA ning Oy ta'sir sferasiga kirishida v_{kir} , V_{kir} va Oyning orbital tezliklarining uchburchagi qanday bo'lishini tushuntiring.
19. Kosmik apparatning geosentrik tezligi trayektoriyasini tushuntiring.
20. Oy ta'sir sferasida harakatlanayotgan yo'ldoshni, uning giperbolik trayektoriyasi pereseleniyasi balandligiga teng balandlikda aylanuvchi Oy yo'ldoshiga aylantirish qanday amalga oshirilishini bayon qiling.
21. KA ma'lum selenosentrik tezlik bilan Oy ta'sir sferasiga kirayotganda, bunday kirish tezligi uchun Oy atrofiga chiqariladigan aylanma orbita uchun optimal balandlik radiusi qanday formuladan topiladi?

VI BOB. PLANETALARGA UCHISH ASOSLARI

1- §. Planetalarga uchishning asosiy xususiyatlari

Shu paytga qadar biz KA larning Yer atrofidagi va Oy ta'sir sferasida uchishlari haqida hamda Yer atrofi, shuningdek, Oy va uning atrofidagi kosmik fazoni bunday apparatlar yordamida tadqiq etish ustida to'xtaldik. Endi planetalararo bo'shliqqa yo'l oluvchi kosmik apparatlarning uchish xususiyatlari bilan tanishamiz. Tadqiq qiladigan obektlarimiz esa Quyosh sistemasiga kiruvchi barcha osmon jismlarini o'z ichiga olishi bilan keng qamrovli tadqiqotlar sanaladi.

Planetalarga uchish uchun sanoqsiz orbitalar mavjud bo'lib, ular formalari, uchish vaqti, zaruriy energiya sarfi (birlik foydali yuklamaga to'g'ri keladigan) kabi parametrlari bilan bir-birlaridan keskin farq qiladi.

Kosmik apparatlarni planetalarga uchirish trayektoriyalarining hisob-kitobi yetarlicha murakkab bo'lib, agar planetalar Quyosh atrofida ma'lum bir tekislikda aylanma orbitalar bo'ylab harakatlanadi deb qaralsa, masalaning yechimi ancha yengillashadi. Darvoqe, Quyosh atrofida harakatlanuvchi barcha yirik planetalarning orbitalari ellips ko'rinishida bo'lib, aksariyat hollarda, ularning orbita tekisliklari Yer orbita tekisligi bilan (ya'ni, ekliptika tekisligi bilan) juda kichik burchak tashkil etadi.

Agar planetalarning Quyoshdan o'rtacha uzoqliklari kilometrlarda, ularning tezliklari esa km/s larda ifodalansa, Quyoshning gravitatsion parametri $K_\odot = GM_\odot = 1{,}327 \cdot 10^{11}$ km^3/s^2 ga teng bo'ladi.

Quyida keltirilgan 2–3- jadvallarda planetalar, Quyosh va Oyning orbita elementlari va fizik xarakteristikalariga tegishli talay ma'lumotlar keltirilgan bo'lib, ularning ko'plaridan biz kelgusi mashg'ulotlarimizda foydalanamiz. Xususan, 2- jadvalning ustunlarida keltirilgan ma'lumotlar «Astronomik kalendar»ning doimiy qismida keltirilgan, masofalariga tegishli ma'lumotlar esa Xalqaro Astronomik Ittifoqning (XAI) 1976-yili Grenoblda (Fransiya) o'tkazilgan 16- Bosh Assambleyasida qabul qilingan ma'lumotlar asosida tuzilgan. Uning 5- va 6- ustunlarida keltirilgan ma'lumotlar ushbu

$$V_{pl} = \sqrt{K/R_{pl}} = V_{\oplus}\sqrt{R_{\oplus}/R_{pl}}$$

formuladan foydalanib hisoblab topilgan.

3- jadvalning 2- va 3- ustuni ma'lumotlar XAI ning 16- Assambleyasi materiallari asosida tuzilgan bo'lib, 4- va 5- ustunlar, mos ravishda, ushbu Yer ta'sir va tazyiq sferalarining radiuslarini topish formulalaridan aniqlanadi:

$$\rho = a\left(\frac{m}{M}\right)^{\frac{2}{5}} \quad \text{va} \quad \rho = 1{,}15a\left(\frac{m}{M}\right)^{\frac{1}{3}}.$$

Jadvalning 6, 9, 10- ustunlari «Astronomik kalendar»ning doimiy qismi materiallari asosida, 7- ustuni esa 3 va 6- ustunlarda keltirilgan ma'lumotlar asosida formulalar yordamida hisoblangan.

Bu bobda, biz, quvvatli tortish kuchiga ega bo'lgan raketalar yordamida planetalarni avtomatik yo'l bilan tadqiq etuvchi kosmik apparatlar harakatlarining umumiy qonuniyatlari bilan tanishamiz. Bunda bizni, eng avvalo, mo'ljallangan planetaga borishini ta'minlash uchun Yerdan qanday minimal tezlik bilan ko'tarilish zarurligi masalasi qiziqtiradi. Shuningdek, biz Oyga uchish trayektoriyalarini hisoblashda qanday yo'l tutgan bo'lsak, planetalarga uchishda ham taxminan shunday taqribiy hisoblash metodlaridan foydalanamiz.

Planetalarga uchishning passiv trayektoriyalari, odatda, quyidagi uch qismga bo'lib o'rganiladi: 1) birinchi yuz kilometr balandlikda dvigatellarni o't oldirilgan start nuqtadan Yerning ta'sir sferasigacha; 2) Yerning ta'sir sferasi chegarasidan to mo'ljallangan planetaning ta'sir sferasigacha; 3) mo'ljallangan planetaning ta'sir sferasi chegarasidagi harakat.

Eslatilgan uchishning bo'lingan uchta uchastkasining birinchisida KA faqat Yerninggina ta'sirida, ikkinchisida Quyoshning tortish kuchi ta'sirida, uchinchisida esa faqat mo'ljallangan planetaning ta'sirida harakatlanadi, deb qaraladi.

Agar planetaning radius-vektori va orbitasi katta yarim o'qining qiymatlarini

$$V = \sqrt{K_{\odot}\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)}$$

energiya integrali ifodasiga qo'ysak, geliosentrik orbita bo'ylab harakatlanayotgan planetaning tezligini ushbu formuladan hisoblanadi:

2-jadval

Planetalar va Oy orbitalarining elementlari

Osmon jismi	Quyoshdan o'rtacha uzoqligi		Siderik aylanish davri,		O'rtacha orbital tezligi		O'rtacha sinodik davri, sutka	Orbita bo'ylab harakatining o'rtacha burchak tezligi, grad/sut	Ekssentrisitet	Ekliptikaga og'maligi, grad
	a. b.	mln. km	yil	sutka	$V_3 = 1$	km/s				
Merkuriy	0,387	57,91		87,97	1,6073	47,873	115,88	4,0923	0,20563	7,004
Venera	0,723	108,2		224,7	1,1758	35,021	583,92	1,6021	0,00679	3,394
Yer	1,00	149,6	1	0,006	1	29,785	–	0,9856	0,01672	–
Mars	1,524	227,9	1	321,7	0,8101	24,129	779,94	0,5240	0,09338	1,850
Yupiter	5,203	778,3	11	314,8	0,4384	13,058	398,88	0,0831	0,04845	1,306
Saturn	9,539	1427	29	167,0	0,3238	9,644	378,09	0,0335	0,05565	2,491
Uran	19,19	2871	84	007,45	0,2282	6,798	369,66	0,0117	0,04724	0,773
Neptun	30,07	4498	164	280,3	0,1824	5,432	367,48	0,0060	0,00858	1,774
Oy	–	0,384 (Yerdan)		27,322	–	1,023	29,531	13,176	0,05490	5,145 (o'rtacha)

3-jadval

Planetalar, Oy va Quyoshning fizik va kosmodinamik xarakteristikalari

Osmon jismi	Quyosh massasining osmon jismi massasiga nisbati	Gravitatsion parametr K, km^3/s^2	Ta'sir sferasining o'rtacha radiusi, mln. km	Tazyiq sferasining o'rtacha radiusi, mln. km	O'rtacha radiusi, km	Sirtida erkinlik tezligi V_{erk}, km/sek.	Aylanishni hisobga olinmaganda, sirtida og'irlik kuchining tezlanishi, g-birliklarida	O'z o'qi atrofida aylanish davri	Orbitasining ekvatorga og'maligi
Merkuriy	6023600	22032	0,112	0,366	2439	4,250	0,38	58,6 sutka	(0)°
Venera	408523,0	324858,8	0,616	1,677	6050	10,363	0,90	243,16 sutka	176°
Yer	332946,0	398600,5	0,925	2,482	6371	11,18	1,00	23 soat 56 min 04 s	23°27′
Mars	3098710	42828,29	0.577	1,798	3388	5,028	0,38	24 soat 37 min 23 s	24°48′
Yupiter	1047,355	126712000	48,21	88,14	69400	60,43	2,68	9 soat 50,5 min	3°7′
Saturn	3498,5	37934100	54,56	108,10	57800	36,23	1,16	10 soat 14,5 min	26°45′
Uran	22869	5803160	51,80	116,32	25170	21,47	0,93	10 soat 42 min	98,0°
Neptun	19314	6871308	86,84	192,82	24540	23,66	1,16	15 soat 48 min	29°
Oy		4902,79	0,66	0,102	1737	2,376	0,165	27,322 sutka	6°40,7′
Quyosh	1	$1,32712438 \cdot 10^{11}$	$9 \cdot 10^6$		696000	618	27,9	25,38 sutka (ekvatorda)	7°15′ (ekliptikaga)

$$V = 29{,}785\sqrt{\frac{2}{r} - \frac{1}{a}}$$

bu yerda r va a lar astronomik birliklarda ifodalangan.

2- §. Yerning ta'sir sferasi ichidagi harakat

Quyida 45-rasmdagi chizmalarda Yerning geliosentrik va KA ning geliosentrik hamda geosentrik harakat trayektoriyalari keltirilgan. Shuningdek, bu rasmda Yerning ta'sir sferasi (Yer atrofida doirachalar) ichida KA ning geosentrik harakati ham tasvirlangan. Yuqoridagi *a* chizmada KA Yer ta'sir sferasi ichida harakatlanib, uning chegarasiga yetgach, undan chiqish yo'nalishi tasvirlangan. Bu davrda Yer o'z orbitasining Y_0 nuqtasidan chiqib, Y_1 nuqtasiga yetib keladi. KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish paytidagi geosentrik tezligi υ_{chiq}, geliosentrik tezligi esa V_{chiq} bilan belgilangan.

Bu tezliklarning Yer orbital (geliosentrik) tezligi bilan bog'liqligi

$$\vec{V}_{\text{chiq}} = \vec{V}_{\oplus} + \vec{\upsilon}_{\text{chiq}} \qquad (1)$$

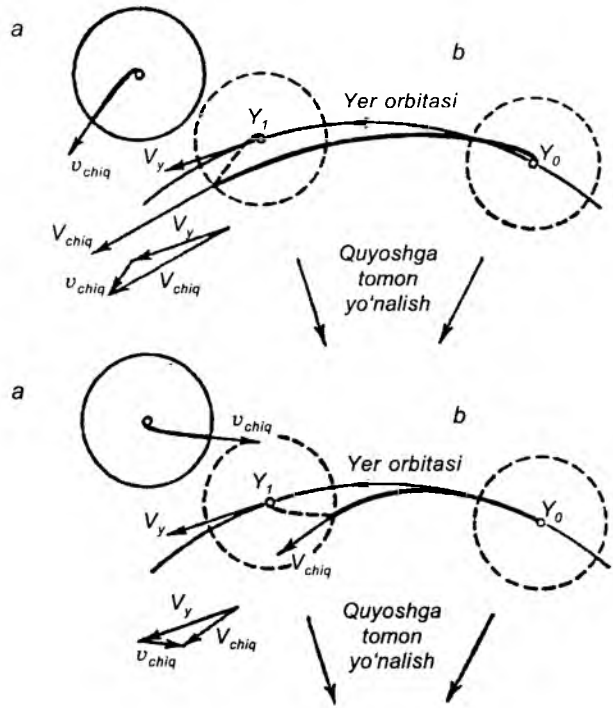
orqali topilishi tezliklar uchburchagidan ko'rinib turibdi. Bunda KA Yer ta'sir sferasining old tomonidan chiqib Yerdan ilgarilab ketadi (yuqoridagi *b* chizma).

Pastdagi *a* chizmada esa KA Yerdan ko'tarilib, uning ta'sir sferasiga yetganda, Yer o'z orbitasining Y_0 nuqtasidan Y_1 nuqtaga kelib, ta'sir sferasining orqa tomonidan chiqadi va Yerdan orqada qoladi (pastki *b* chizma). Birinchi holda KA tashqi planetani mo'ljallab yo'lga chiqqani holda, ikkinchi holda u ichki planetalardan birini (Merkuriy, Venera) mo'ljallab yo'lga chiqqan bo'ladi. Bu hollarda KA erishgan tezliklar tezliklar uchburchagidan ko'rinib turibdi.

Kosmik apparat Yerdan uzoqlashgani sayin uning tezligining qiymati kamaya borib, Yer ta'sir sferasining chegarasiga yetganda, u boshlang'ich tezlikka (υ_0) nisbatan quyidagicha topiladi:

$$\upsilon_{\text{chiq}}^2 = \upsilon_0^2 - \frac{2K_{\oplus}}{r_0}\left(1 - \frac{r_0}{r_{\text{Y.t.s}}}\right) \qquad (2)$$

yoki



45- rasm. KA ning Yer ta'sir sferasidagi harakati: *a* va *b* (tepada) – tashqi planetalarga uchish; *a* va *b* (pastda) – ichki planetalarga uchish sxemalari.

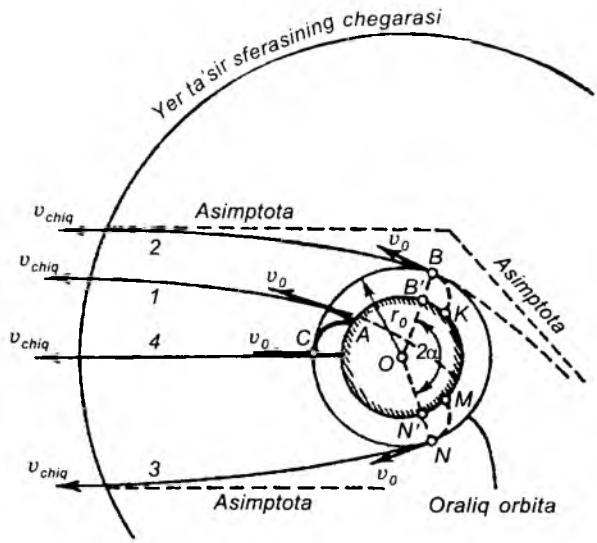
$$v_{chiq}^2 = v_0^2 - v_{par}^2\left(1 - \frac{r_0}{r_{Y.t.s}}\right), \qquad (2^*)$$

bu yerda $r_0 = R_\otimes$ – Yerning radiusi. $r_{Y.t.s.}$ – Yer ta'sir sferasining radiusi.

$r_{Y.t.s.} >> R_\otimes$ bo'lganidan yuqoridagi ifodani quyidagicha yozish mumkin:

$$v_{chiq}^2 = v_0^2 - v_{par}^2 \quad \text{yoki} \quad v_{chiq}^2 = v_0^2 - \frac{2K_\otimes}{R_\otimes}. \qquad (3)$$

Bu formuladan Yer ta'sir sferasi ichida $v_0 > v_{par}$ ligidan u yerda KA ning trayektoriyasini giperbolik deb olaolamiz. Bunda ma'lum bir



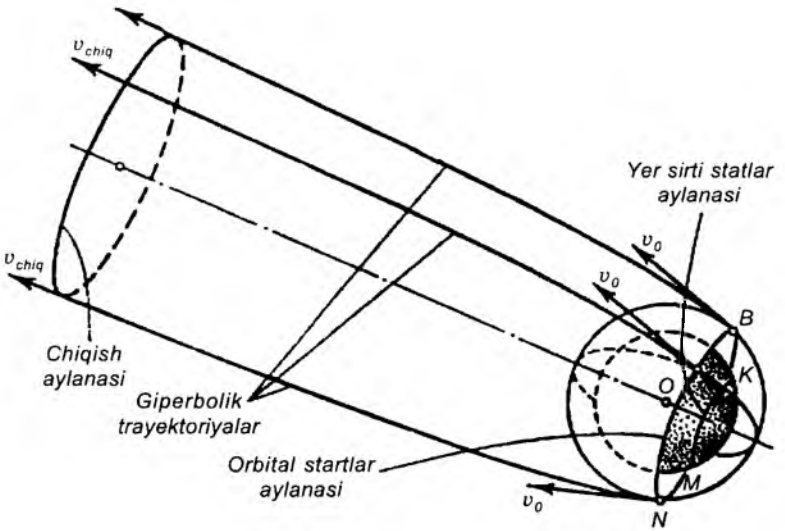
46- rasm. Planetalarga uchishda Yer ta'sir sferasi chegarasida KA uchun mumkin bo'lgan chiqish trayektoriyalari (bu yerda *1, 2, 3* – giperbolik trayektoriyalar, *4* – to'g'ri chiziqli trayektoriya).

planetaga yo'l olgan KA uchun u ta'sir sferasining qaysi nuqtasidan chiqib ketishi uncha muhim bo'lmay, balki qanday yo'nalishda va qanday tezlik bilan chiqib ketganligi muhim bo'ladi.

Planetalarga uchishda bunday ma'lum yo'nalishdagi va aniq tezlikdagi giperbolik trayektoriyalar cheksiz ko'p bo'lishi keltirilgan chizmadan oson ayon bo'ladi (46- rasm). Bulardan tashqari, chizmadan planetalarga uchishda bitta to'g'ri chiziqli trayektoriya (*4*) ham mavjudligi ko'rinadi.

Bu orbitalar bo'ylab harakatlangan KA ta'sir sferasi chegarasini berilgan yo'nalishda, Yerga nisbatan taxminan bir xil kattalikdagi tezlikda kesib o'tadi. Yer sirtidan yotiq orbita bilan ko'tarilish energetik qulay bo'lsada, biroq har doim ham bunga erishish oson bo'lavermaydi (Yer sirtida kosmodrom qulay geografik kenglamada joylashmaganligi tufayli shunday bo'ladi).

Bu qiyinchilikdan bizni oraliq orbita qutqaradi. Energetik qulay oraliq orbita tekisligini planetaga tomon to'g'ri chiziqli trayektoriya tekisligida yotuvchi barcha aylanma orbitalar ichidan tanlash mumkin bo'ladi. Bunda, Yer ta'sir sferasidan chiqish mumkin bo'lgan bar-



47- rasm. Yer ta'sir sferasi chegarasiga chiquvchi trayektoriyalaridan shakllangan sirt (giperbolik trayektoriyalar majmuyi), orbital va yersirti startlar aylanalari.

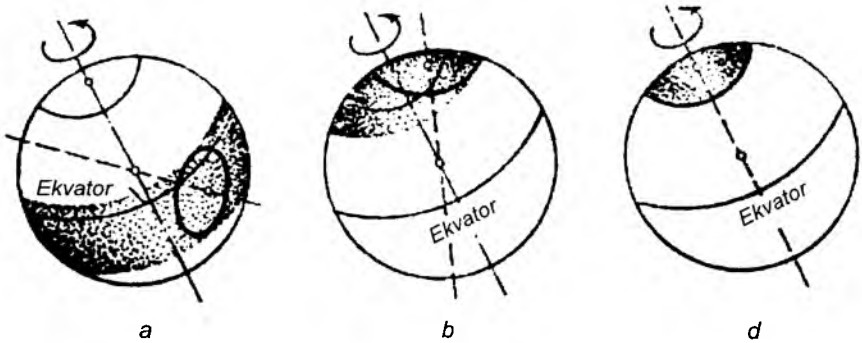
cha giperbolik trayektoriyalarning ta'sir sferasi chegarasini kesib o'tish nuqtalari geometrik o'rinlarining majmuyi — aylanani chizadi (47-rasm). KA bu trayektoriyalarning ikkinchi uchlaridan (rasmda *B* va *N* nuqtalar) ko'tarilgan bo'lib, KA u nuqtalarning geometrik o'rinlari ham aylanani beradi. Bu aylana *orbital startlar aylanasi* deb yuritiladi. Uning yoyiqligi $\angle BON = 2\alpha$ burchak bilan tavsiflanib, uning yarmi

$$\cos\alpha = \frac{1}{(v_{chiq}/v_{ayl})^2 + 1} \qquad (4)$$

ifoda orqali topiladi (46-rasmga q.).

Agar kosmodrom Yer sirtidagi *K* yoki *M* nuqtalardan o'tuvchi aylanada bo'lganda edi, unda mo'ljallangan planetaga uchish uchun oraliq orbitalarga ehtiyoj bo'lmagan bo'lar edi. Yer sirtidagi bunday nuqtalar majmuyi ham, eslatilganidek, aylanani berib, u *Yer sirti startlar aylanasi* deb yuritiladi (47- rasmga q.).

Yer sirti startlar aylanasining markazi giperbolik trayektoriyalar sirtining o'qida yotadi. Bu o'q KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish



48- rasm. Yer sirti startlar aylanasining turli kenglamalarda joylashish hollari. Yerning qoraytirilgan sohalaridan sutka davomida, oraliq orbitadan foydalanmay turib, mo'ljallangan planetalarga KA ni uchirish mumkin bo'ladi.

tezligi yo'nalishiga paralel bo'ladi. Shubhasiz, chiqish tezliklarining yo'nalishi (ma'lum mo'ljallangan planetaga nisbatan) Quyosh, Yer va planetaning o'zaro qanday joylashishiga bog'liq bo'ladi.

Yer o'z o'qi atrofida aylanganligi tufayli, bir sutka ichida uning talay nuqtalari Yer sirti startlar aylanasini ikki marta kesib o'tadi. Agar bu nuqtalar ichida kosmodrom joylashgan nuqta ham bo'lsa, u holda uning Yer sirti startlar aylanasini kesib o'tish paytida KA ni, oraliq orbitadan foydalanmay turib, kerakli trayektoriyaga chiqarish mumkin bo'ladi (48- rasm).

Yer sirti startlar aylanasi Yer to'la sirtiga nisbatan juda kichik bo'lganidan, uning juda katta qismiga tegishli nuqtalari Yer aylanganda mazkur startlar aylanasini kesib o'tmaydi. Agar kosmodrom startlar aylanasini kesib o'tmasa, u holda mo'ljallangan planetaga bu kosmodromdan KA ni bevosita uchirishning imkoni bo'lmay, yo'ldoshni planetaga uchirish, Yer atrofi oraliq orbitasi orqali amalga oshiriladi. 48-*a* rasmda Yer sirti startlar aylanasi ekvator zonasida, Yer qutbi atrofi zonasida va ayni qutb zonasida joylashgan hollar tasvirlangan. Bu hollarda shtrixlar bilan chegaralangan zonadagi ixtiyoriy kosmodromdan mo'ljallangan orbitaga bir sutkada ikki marta (chunki bunda kosmodrom startlar aylanasini ikki marta kesib o'tadi) KA ni uchirish mumkin bo'ladi. Kosmodrom shtrixlangan Yer tasmasidan tashqarida bo'lsa, unda, eslatilganidek, mo'ljallangan planetaga kosmik apparatni faqat oraliq orbitadan foydalangan holdagina uchirish mumkin bo'ladi.

3- §. KA ning Yer ta'sir sferasidan tashqaridagi harakati

Endi KA ni mo'ljallangan planetaga uchirishda uning passiv trayektoriyasining ikkinchi – eng uzun uchastkasini tahlil etaylik. Yuqorida biz, KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish geliosentrik tezligi (V_{chiq}) geosentrik chiqish tezligi (υ_{chiq}) bilan qanday bog'langanishini ko'rdik, u

$$\vec{V}_{chiq} = \vec{V}_{\oplus} + \vec{\upsilon}_{chiq} \qquad (5)$$

ko'rinishida bo'lib, bu yerda $V_{\oplus}$ – Yerning geliosentrik tezligini ifodalaydi.Bu o'rinda dastlab oldindan hisoblangan ma'lum geliosentrik chiqish tezligining qiymatiga (V_{chiq}) ko'ra, (5) ifodadan geosentrik chiqish tezligi υ_{chiq} topiladi. So'ngra (2*) ifoda yordamida KA ning boshlang'ich, ya'ni Yer sirtidan ko'tarilish geosentrik start tezligi topiladi. V_{chiq} ning kattaligiga ko'ra, KA ning geliosentrik orbitasi elliptik, parabolik, giperbolik (ya'ni cheksizlikda to'g'ri chiziqli) bo'lishi topiladi.

Birinchi holda KA Yer ta'sir sferasidan chiqib, Quyoshning sun'iy yo'ldoshiga (sun'iy planetaga) aylanadi. Ikkinchi va uchinchi hollarda esa, KA Quyoshni butunlay tashlab ketadi. Yerning Quyoshdan o'rtacha uzoqligida uning Quyoshga ko'ra parabolik tezlikning qiymati

$$V_p = \frac{\sqrt{2K_{\odot}}}{R_{Y.orb.}} = 29{,}785\sqrt{2} = 42{,}122 \text{ km/s} \qquad (6)$$

ga teng bo'ladi.

Agar KA Yer ta'sir sferasidan chiqish paytida uning υ_{chiq} geosentrik chiqish tezligi Yerning geliosentrik tezligi bilan bir xil yo'nalishda bo'lsa, u holda υ_{chiq} ning kattaligi:

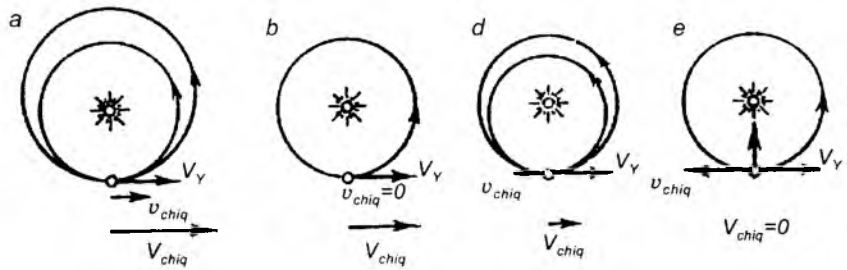
$$\upsilon_{chiq} = V_p - V_{\oplus} = 12{,}337 \text{ km/s} \qquad (7)$$

ifodadan topiladi. Endi KA ning Yer sirtidan ko'tarilish tezligini (3) orqali aniqlasak, unda boshlang'ich tezlikning qiymati

$$\upsilon_0^2 = \sqrt{\upsilon_{chiq}^2 + \upsilon_{erk}^2} = \sqrt{12{,}337^2 + 11{,}186^2} = 16{,}659 \text{ km/s}$$

bo'lib, u ko'pincha *uchinchi kosmik tezlik* deb yuritiladi.

$V_{chiq} < V_{par}$ bo'lgan barcha hollarda KA sun'iy planetaga aylanib, unda u quyidagi trayektoriyalarga erishishi mumkin (49-rasm):



49- rasm. KAning Yer ta'sir sferasidan geliosentrik chiqish tezligining Yerning tezligiga nisbatan qiymatiga ko'ra erishgan orbitalari.

1. v_{chiq} ning yo'nalishi Yer tezligi $V_{\oplus}$ bilan ustma-ust tushsin, u holda $V_{chiq} > V_{\oplus}$ bo'lib, sun'iy planeta orbitasi Yer orbitasidan tashqarida yotadi (49-*a* rasm).

2. $v_{chiq} = 0$ bo'lsa, $V_{chiq} = V_{\oplus}$ bo'ladi. Unda sun'iy planeta Quyosh atrofida Yer bilan birga uchadi (49-*b* rasm).

3. v_{chiq} Yerning harakat yo'nalishiga qarama-qarshi yo'nalgan, unda $V_{chiq} < V_{\oplus}$ bo'lib, sun'iy planetaning orbitasi Yer orbitasining ichki kismida yotadi (49-*d* rasm).

4- jadval

Yerdan uchirilgan KA to'rtta kosmik tezligining qiymatlari

Tezlik	Birinchi	Ikkinchi	Uchinchi	To'rtinchi
Yer sirtida, km/s Balandlikda 200 km, km/s	7,910 7,789	11,186 11,015	16,659 16,539	31,816 31,756
Balandlikda orbitadan chiqish impulsi 200 km, km/s	0	3,226	8,750	23,967
Yer ta'sir sferasidan chiqish geosentrik tezligi (v_∞), km/s	–	0	12,337	29,785
Yer ta'sir sferasidan chiqish geliosentrik tezligi, km/s	0	29,785	42,122	0
Yer sirtida «solishtirma energiya», km^2/s^2	−62,565	0	152,20	887,15
200 km balandlikda solishtirma «energiya», km^2/s^2	−60,661	0	152,20	887,15

4. $v_{chiq} = V_{\oplus}$ bo'lib, v_{chiq} Yerning harakat yo'nalishiga qarama-qarshi yo'nalgan. Bunda sun'iy planetaning geliosentrik tezligi $V_{chiq} = 0$ bo'lib, u tikka Quyoshga tomon tusha boshlaydi va 64 sutkadan so'ng Quyoshga borib uriladi (49-*e* rasm).

Bu hol uchun KA ning Yer sirtidan ko'tarilish tezligi

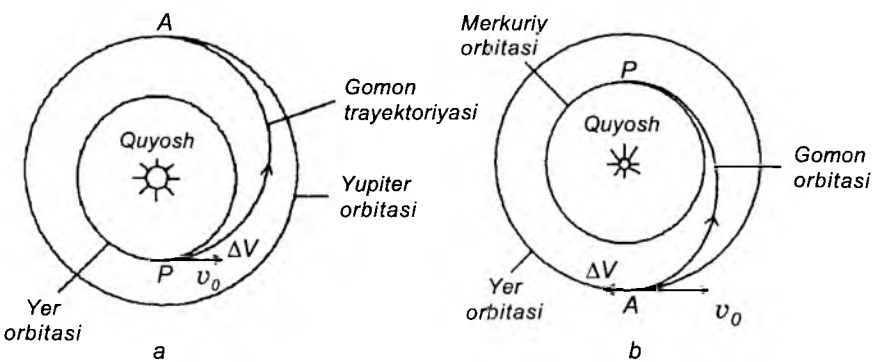
$$v_0 = \sqrt{29{,}785^2 + 11{,}186^2} = 31{,}816 \text{ km/s}$$

ga teng bo'lib, u ba'zan *to'rtinchi kosmik tezlik* deb ham yuritiladi.

4- jadvalda turli hollar uchun tezlikning qiymatlari keltirilgan.

4- §. Gomon va parabolik orbitalar bo'ylab uchishlar

Soddalik uchun planetalarning orbitalarini aylana deb, hamda ularning orbita tekisliklari ekliptika tekisligi (ya'ni Yer orbita tekisligi) bilan ustma-ust tushadi deb faraz qilaylik. Planetalararo avtomatik stansiyani Yerdan mo'ljallangan planetaga eltuvchi trayektoriyani odatda *o'tish orbitasi*, deyiladi. Oldingi paragrafda ko'rgan – Yerdan KA ni sun'iy planeta orbitasiga chiqarishning to'rtta holidan birinchisiga ko'ra, o'tish orbitasining afeliyi Quyoshdan uzoqlashib, uchinchisida esa orbita perigeliyi Quyoshga yaqinlashib kelardi. Shunga ko'ra, tashqi planetalarga uchirishda, uning boshlang'ich tezligining aniq qiymatlarida, birinchi hol uchun o'tish yarim elliptik orbitasining afeliyi tashqi planeta orbitasiga (50-*a* rasm), ikkinchi holda esa, o'tish yarim elliptik orbitasining perigeliyi ichki planeta orbitasiga urinib o'tishi (50-*b* rasm) energetik jihatdan eng qulay hisoblanadi.



50- rasm. *a* – tashqi planetalarga gomon orbitasi bo'yicha uchish; *b* – ichki planetalarga gomon orbitasi bo'yicha uchish.

Agar Yer orbitasining P nuqtasida berilgan qo'shimcha tezlikning impulsi Yerning harakat yo'nalishi bilan bir xil bo'lsa, unda KA ning chiqish geliosentrik tezligi V_{chiq} Yerning orbital tezligidan son jihatdan katta bo'lib, tashqi planetalardan birini nishonga oladi. Bordi-yu, Yer orbitasining P nuqtasida berilgan qo'shimcha tezlik impulsi Yerning tezligiga qarama-qarshi, ya'ni tormozlovchi bo'lsa, unda KA ichki planetalardan birini nishonga olib, uning geliosentrik tezligi Yernikidan kichik bo'ladi. KAning Yer ta'sir sferasidan chiqish paytidagi, tashqi ma'lum planetaga uchish uchun zarur bo'lgan v_{chiq} minimal tezligi bilan Yer sirtidan boshlang'ich v_0 tezligi orasidagi bog'lanishning ushbu

$$v_0^2 = \sqrt{v_{chiq}^2 + v_{erk}^2}$$

ifodadan topiladigan qiymati Yer va mo'ljallangan planeta orbitalariga urinib o'tadigan geliosentrik o'tish orbitasiga mos keladi. Bunda o'tish orbitasining ko'rinishi har ikkala hol uchun ham yarim elliptik orbitaga mos keladi (50-*a* va *b* rasmlar).

Shu bois, bunday orbita *gomon orbitasi* yoki *yarimelliptik orbita* deyiladi. Chizmadan ko'rinishicha, gomon orbitalari bo'ylab Yer ta'sir sferasidan chiqish geosentrik va geliosentrik tezliklari v_{chiq} va V_{chiq} bir xil yo'nalgan bo'lib, ular o'zaro quyidagi munosabatlarda bo'ladilar:

tashqi planetalar uchun $$v_{chiq} = V_{chiq} - V_{\oplus}, \qquad (8)$$

ichki planetalar uchun $$v_{chiq} = V_{\oplus} - V_{chiq} \qquad (9)$$

yoki umumiy holda vektor ko'rinishida

$$\vec{v}_{chiq} = \vec{V}_{chiq} - \vec{V}_{\oplus} \qquad (10)$$

bo'ladi, bu tenglamadagi V_{chiq} tezlikning qiymatini ikki jism masalasidagi (5) tenglamaga ko'ra

$$V_{chiq}^2 = K_{\odot}\left(\frac{2}{R_{\oplus orb}} - \frac{1}{a}\right) \qquad (11)$$

ifoda orqali hisoblash mumkin, bu yerda $K_{\odot}$ — Quyoshning gravitatsion parametrini, a esa gomon orbitasining (yarim elliptik orbitaning) katta yarim o'qini ifodalab, ushbu

$$a = \frac{R_{\oplus\,\mathrm{orb}} + R_{\mathrm{pl.orb}}}{2}$$

formuladan topiladi. a ning qiymatini (11) ga quyib, V_{chiq} ga nisbatan ushbuni topamiz (5-jadval ma'lumotlari bilan solishtiring):

$$V_{\mathrm{chiq}} = \sqrt{\frac{2K_{\odot}}{R_{\oplus\,\mathrm{orb}}}} \cdot \sqrt{\frac{R_{\mathrm{pl.orb}}}{R_{\oplus\,\mathrm{orb}}\,(R_{\oplus\,\mathrm{orb}} + R_{\mathrm{pl.orb}})}}, \qquad (12)$$

bu yerda

$$\sqrt{2K_{\odot}/R_{\oplus\,\mathrm{orb}}} = \sqrt{2V_{\oplus}} = 42{,}122 \text{ km/s}$$

ligidan, planetalar orbitalari radiuslarini astronomik birliklarda ifodalasak, V_{chiq}:

$$V_{\mathrm{chiq}} = 42{,}122\sqrt{\frac{R_{\mathrm{pl.orb}}}{1+R_{\mathrm{pl.orb}}}} \qquad (13)$$

bo'ladi. Gomon orbitasi bo'yicha uchish vaqti, yarim elliptik orbitani ellipsga to'ldirganda, KA ning bu ellips bo'ylab aylanish davrining yarmiga teng bo'lishini tushunish qiyin emas. Binobarin:

$$t_{\mathrm{gom}} = \frac{T}{2} = \frac{\pi}{\sqrt{K_{\odot}}}\sqrt{\left(\frac{R_{\oplus\,\mathrm{orb}} + R_{\mathrm{pl.orb}}}{2}\right)^3}. \qquad (14)$$

Masofani a.b. larda, vaqtni yulduz yilida ifodalasak va Yerning Quyosh atrofida bir to'la aylanish davri uchun

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{K_{\odot}}}\sqrt{a^3}$$

ifodadan foydalansak, u holda

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{K_{\odot}}}\sqrt{1^3} \quad \text{yoki} \quad \sqrt{K_{\odot}} = 2\pi \qquad (15)$$

ekanligin aniqlaymiz. Shunga ko'ra gomon orbitasi bo'yicha ma'lum planetaga uchish vaqti ushbu

$$t_{\mathrm{gom}} = \frac{\sqrt{2}}{8}\sqrt{(1 + R_{\mathrm{pl.orb}})^3} = 0{,}177\sqrt{(1 + R_{\mathrm{pl.orb}})^3} \qquad (16)$$

5-jadval

Planetalar , Quyosh va Oyga gomon trayektoriyalari bo'yicha uchishlar

Osmon jismi	Boshlang'ich tezlik, km/s			Yer ta'sir sferasidan chiqish geosentrik tezligi V_{chiq}, km/s	Yer ta'sir sferasidan chiqish geliotsentrik tezligi V_{chiq}, km/s	Mo'ljallangan planeta orbitasiga kirish tezligi V_{kir}, km/s	Uchishning davomiyligi		Boshlag'ich konfigurat-siya burchagi φ, grad	Start momentidan to quyi qo'shilishgacha yoki qarama-qarshi turishgacha ketgan vaqt, sutka
	Yer sirtida	200 km balandlikda	200 km balandlikdagi orbitadan chiqish				Sutka	Yulduz yillari		
Merkuriy	13,486	13,343	5,554	7,532	22,253	57,486	105,5	0,29	−251,7	81,0
Venera	11,461	11,293	3,504	2,494	27,291	37,730	146,1	0,34	−54,1	87,8
Mars	11,567	11,401	3,612	2,944	32,729	21,480	258,9	0,71	44,3	96,0
Yupiter	14,238	14,093	6,304	8,792	38,577	7,415	997,4	2,73	91,1	100,9
Saturn	15,188	15,066	7,277	10,279	40,074	4,201	2209,1	6,05	106,0	111,3
Uran	15,886	15,766	7,977	11,280	41,065	2,140	5858,0	16,04	111,51	114,5
Neptun	16,154	16,036	8,247	11,654	41,439	1,378	11182,1	30,62	112,9	115,3
Pluton	16,270	16,153	8,364	110,815	41,600	1,052	16653,6	45,60	113,4	115,5
Quyosh	29,151	29,086	21,297	26,219	2,866	615	65,05	0,18	–	–
Oy	11,09	10,9	3,1	–	–	0,2	5	0,014	–	–

ifodadan aniqlanib, u yulduz yilida chiqadi. Bunda $R_{\text{pl. orb}}$ ni a.b. ifodalab, yulduz yilini Quyosh sutkalarida ifodalasak (1 *yo.y.* = 365,256236 *o'rtacha Quyosh sutkasi*) uchish vaqti:

$$t_{\text{gom}} = 64{,}569\sqrt{\left(1 - R_{\text{pl.orb}}\right)^3} \text{ sutka} \qquad (17)$$

ga teng bo'ladi. Gomon orbitalari uchun burchak uzoqligi $\varphi = 180°$ ga tengligidan Yer va mo'ljallangan planetaning Quyoshga nisbatan boshlang'ich konfiguratsiya burchagi ψ

$$\psi = 180° - \alpha \qquad (18)$$

bo'ladi, bu yerda α – mo'ljallangan planeta orbitasidagi uchish vaqti davomida, planeta bosib o'tadigan yoyni (P_0P_1 va $P'_0P'_1$) xarakterlaydi (24- rasmga q.).

Boshlang'ich konfiguratsiya holati, ichki planeta Yerni «quvib» Quyosh–Yer chizig'ini kesib o'tgunga qadar (planetaning Quyosh bilan qo'shilish konfiguratsiyasi) yoki Yer tashqi planetani «quvib» yetib, Quyosh–planeta chizig'ini kesib o'tgunga qadar (tashqi planeta uchun qarama-qarshi turish holati) boshlang'ich konfiguratsiya holatining ro'y berishi uchun ketgan vaqt ushbu ifodadan topiladi:

$$\tau = \frac{\psi}{\omega_{\oplus} - \omega_{\text{pl}}}, \qquad (19)$$

bu yerda $\omega_{\oplus}$ va ω_{pl} – mos ravishda, Yer va mo'ljallangan planetaning bir sutkalik siljish yoylaridir.

Boshqacha aytganda, mo'ljallangan planetalarning boshlang'ich konfiguratsiya holatlari, planetalarning ushbu – sinodik davrlarini ifodalovchi davr bilan qaytarilib turadi:

tashqi planetalar uchun $$T_{\text{sin}} = \frac{T_{\text{pl}} \cdot T_{\oplus}}{T_{\text{pl}} - T_{\oplus}}, \qquad (20)$$

ichki planetalar uchun $$T_{\text{sin}} = \frac{T_{\text{pl}} \cdot T_{\oplus}}{T_{\oplus} - T_{\text{pl}}}. \qquad (21)$$

Agar tashqi planetalarga Yer sirtidan uchish uchinchi kosmik tezlik (16,653 km/s) bilan amalga oshirilsa, unda v = 42,122 km/s tezlik bilan parabolik orbita bo'ylab tashqi planeta orbitasiga uchish vaqti (6- jadval ma'lumotlari bilan solishtiring)

6-jadval

Planetalar va Oyga uchishlarning parabolik trayektoriyalari

Osmon jismi	Mo'ljallangan planeta orbitasiga kirish tezligi V_{kir}, km/s	Uchishning davomiyligi		Burchak uzoqligi ω, grad	Boshlang'ich konfiguratsiya burchagi ψ, grad	Start momentidan to quyi qo'shilishgacha yoki qarama-qarshi turishgacha ketgan vaqt τ, sutka
		Sutka	Yulduz yillari, sutka			
Mars	34,124	69,9	0,19	71,8	35,2	76,3
Yupiter	18,467	404,6	1,11	128,0	94,4	104,6
Saturn	13,639	924,0	2,53	142,2	111,3	116,9
Uran	9,614	2476,8	6,78	153,6	124,6	127,9
Neptun	7,682	4738,8	12,97	159,0	130,6	133,3
Pluton	6,702	7061,9	19,33	161,7	133,4	135,9
Oy	1,440	2		165,2	–	–

$$t_{uch} = \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{K_\odot}} R_\oplus \sqrt{\frac{R_{pl}}{R_\oplus} - 1}\left[1 + \frac{1}{3}\left(\frac{R_{pl}}{R_\oplus} - 1\right)\right] \qquad (22)$$

ifodadan topiladi (isbotsiz keltiramiz). Agar uchish vaqti sutkalarda ifodalanilishi talab etilsa, u holda quyidagi ifodadan topiladi:

$$t_{uch} = 82{,}212\sqrt{R_{pl} + 1}\left[1 + \frac{1}{3}\left(\frac{R_{pl}}{R_\oplus} - 1\right)\right] \text{ sutka}, \qquad (23)$$

bu yerda R_{pl} – *a.b.* larda ifodalanadi, $R_\oplus = 1$ a.b.

Parabolik uchish paytida uzoqlik burchagining kattaligi

$$\varphi_{par} = 2\arccos\sqrt{1/R_{pl.orb}} \qquad (24)$$

ifodadan topiladi, bu yerda ham $R_{pl.orb}$ – a.b. larda ifodalanadi.

5- §. KA ning mo'ljallangan planeta ta'sir sferasidagi harakati

Mo'ljallangan planetaning ta'sir sferasida harakatlanayotgan KA ning harakat trayektoriyasining hisob-kitobini qilish uchun dast-

lab, gomon trayektoriyasi bo'ylab harakatlanayotgan KA ning mo'ljallangan planeta ta'sir sferasiga kirish tezligini (V_{kir}) topish zarur bo'ladi. Buning uchun planetaning ta'sir sferasiga kirish geliosentrik tezligi sifatida KAning mo'ljallangan planetaga yaqinlashish tezligi olinadi. Tashqi planetalarga (Mars, Yupiter, Saturn va boshqalar) KAning yaqinlashish tezligi, bu planetalarning orbital tezliklaridan kichik bo'lgani holda, ichki planetalarga (Merkuriy, Venera) KA ning yaqinlashish tezligi ularning tezligidan katta bo'ladi. Shuning uchun ham, KA tashqi planetalarning ta'sir sferasiga old tomondan, ichki planetalar ta'sir sferasiga esa, orqa tomondan kirib boradi. Planetalar ta'sir sferasining o'tish orbitalarining o'lchamlariga nisbatan juda kichikligi tufayli, KAlarning planetaning ta'sir sferasiga kirish tezliklari (V_{kir}) planetaning orbital tezligi bilan deyarli bir to'g'ri chiziqda yotadi deb qarash mumkin. U holda planetosentrik kirish tezligi v_{kir} geliosentrik kirish tezligi V_{kir} va mo'ljallangan planetaning orbital tezligi V_{pl} orasida quyidagicha bog'lanish bo'lishini tushunish qiyin emas. Unda tashqi planetalar uchun

$$v_{kir} = V_{pl} - V_{kir}, \tag{25}$$

ichki planetalar uchun esa

$$v_{kir} = V_{kir} - V_{pl} \tag{26}$$

bo'ladi. Umumiy holda bu kattaliklar uchun quyidagi vektorial bog'lanish o'rinli bo'ladi:

$$\vec{v}_{kir} = \vec{V}_{kir} - \vec{V}_{pl}, \tag{27}$$

yanada ochiqroq hisoblash talab etilib, V_{kir} va V_{pl} orasida θ burchak (juda kichik) mavjud deb qaralsa, tezliklar uchburchagi yasalib, kosinuslar teoremasidan quyidagi tenglamani olamiz:

$$v_{kir}^2 = V_{kir}^2 + V_{pl}^2 - 2V_{kir} \cdot V_{pl} \cdot \cos\theta, \tag{28}$$

bu yerdagi V_{kir} tezligining kattaligi energiyaning saqlanish qonunidan (yoki energiya integralidan) ushbu ifoda orqali topiladi:

$$V_{kir}^2 = V_0^2 - \frac{2K_\odot}{R_\oplus}\left(1 - \frac{R_\oplus}{R_{kir}}\right). \tag{29}$$

Bu formuladagi $K_\odot$ –Quyoshning gravitatsion parametri, V_0 – Yer ta'sir sferasidan chiqishdagi boshlang'ich geliosentrik tezlik, $R_\oplus = 1$ a.b. – Yerning Quyoshdan o'rtacha uzoqligi (boshlang'ich momentda),

R_{kir} va $R_{pl.orb}$, mos ravishda, planeta va KA ning mo'ljallangan bu planeta ta'sir sferasiga kirish paytidagi Quyoshdan uzoqliklari bo'lib, uni planeta orbitasining radiusi (R_{pl}) sifatida olish mumkin, ya'ni $R_{kir} \approx R_{pl}$.

Agar mo'ljallangan planeta orbitasi aylanadan iborat deb qaralsa, u holda eslatilgan θ burchak geliosentrik kirish tezligi vektori V_{kir} bilan tranversal orasidagi α burchakka mos keladi va uni harakat miqdori momentining saqlanish qonunidan quyidagicha topish mumkin:

$$R_0 V_0 \cos\alpha_0 = R_{pl} V_{kir} \cdot \cos\theta \qquad (30)$$

bu munosabat ixtiyoriy o'tish orbitasi uchun o'rinlidir. Bordi-yu, o'tish trayektoriyasi Yer orbitasiga o'rinib o'tsa, u holda $\alpha_0 = 0$ bo'lganidan

$$\cos\theta = \frac{R_\oplus V_0}{R_{pl} V_{kir}} \qquad (31)$$

ifodadan topiladi. Buning ustiga u mo'ljallangan planeta orbitasiga ham urinadigan bo'lsa (ya'ni $\theta = 0$), u holda:

$$V_{kir} = V_0 \frac{R_\oplus}{R_{pl}} = \frac{V_0 \cdot 1}{R_{pl}\,(a.b)}. \qquad (32)$$

Bu formula yordamida topilgan V_{kir} ning qiymati 7- jadvalning 7- ustunida keltirilgan. KA Yerdan uchinchi kosmik tezlik (16,653 km/s) tezlik bilan uchirilsa, uning ixtiyoriy mo'ljallangan planetaning ta'sir sferasiga yaqinlashish geliosentrik tezligi, planetaning orbitasi aylana deb qaralsa,

$$V_{kir} = V_{pl} \cdot \sqrt{2} \qquad (33)$$

ga teng bo'ladi, u holda (28) tenglama quyidagicha ko'rinish oladi:

$$v_{kir} = V_{pl} \cdot \sqrt{3 - 2\sqrt{2}\cos\theta}. \qquad (34)$$

$\cos\theta = \frac{V_{pl}}{V_\oplus}$ bo'lganidan (34) tenglama quyidagicha ifodalanadi:

$$v_{kir} = V_{pl} \cdot \sqrt{3 - 2\sqrt{2} V_{pl}/V_\oplus}. \qquad (35)$$

7- jadval

Gomon orbitasi bo'ylab uchishda planetosentrik harakat

Osmon jismi	Planeta ta'sir sferasiga kirishda planetosentrik kirish tezligi V_{kir}, km/s	Planetaning effektiv radiusi r_{eff}		Planeta sirtiga urilish v_{ur}, km/s	Yumshoq qo'nishda yig'indi xarakteristik tezlik V, km/s		Planetosentrik tezlik vektorining maksimal burilish tezligi V_{max}, km/s	Tezlikning minimal ortishi Δv_{max} ($=\Delta V_{max}$), km/s
		Planeta radiusi r^* birliklarida	km larda		Start, Yer sirtidan	Start Yer atrofi orbitasidan (balandligi 200 km)		
Merkuriy	9,613	1,092	2663	10,510	26,2	16,7	10	1,712
Venera	2,709	3,954	23920	10,713	13,1	3,504	123	4,766
Mars	2,649	2,146	7271	5,684	13,2	3,612	80	3,407
Yupiter	5,643	10,755	746400	60,686	15,8	6,304	159	11,092
Saturn	5,443	6,731	389000	36,636	16,8	7,277	146	10,415
Uran	4,658	4,714	118650	21,959	17,5	7,977	132	8,513
Neptun	4,053	5,924	145370	24,018	17,8	8,247	142	7,659
Oy	0,8	3,134	5444	2,51	15,5	5,8	109	1,304

Planetosentrik kirish tezligi v_{kir} planetaning ta'sir sferasi chegarasidagi tortishish maydoniga mos keladigan parabolik tezlikdan har doim katta bo'ladi. *Shu boisdan, KAning mo'ljallangan planeta ta'sir sferasi ichidagi planetosentrik trayektoriyasi har doim giperbola bo'ladi.* Natijada KA ta'sir sferasi ichida planeta sirtiga borib urilmasa, ma'lum vaqtdan so'ng albatta ta'sir sferasini tark etadi.

KA ni planetaning sirtiga tushirish uchun uning planeta ta'sir sferasiga kirish tezligi yo'nalishini davom ettiruvchi to'g'ri chiziq, planeta markazidan unga parallel chiqarilgan to'g'ri chiziqdan shunday masofadan (bu masofa *nishoniy masofa* deyiladi) o'tishi kerakki, natijada ta'sir sferasi ichidagi KA trayektoriyasining egilishi KA ning planeta sirti bilan uchrashuvini (KA ni Oyga qo'ndirilgandagi kabi) ta'minlasin (39- rasm q.).

8-jadval

Parabolik trayektoriya bo'ylab uchishda planetotsentrik harakat

Osmon jismi	Planetosentrik kirish tezligi V_{kir}, km/s	Planetaning effektiv radiusi, r_{eff}		Planeta sirtiga tushish (atmosferasiga kirish) tezligi v_1, km/s	Erkin qo'nishda yig'indi xarakteristik tezlik V, km/s		Planetosentrik tezlik vektorining maksimal burilish tezligi V_{max}, km/s	Tezlikning minimal ortishi Δv_{max} ($=\Delta V_{max}$), km/s
		Planeta radiusi r^* birliklarida	km larda		Start Yer sirtidan	Start Yer atrofi orbitasidan (balandligi 200 km)		
Mars	20,313	1,030	3439	20,927	18,3	8,750	3	1,208
Yupiter	17,324	3,628	251800	62,858	18,3	8,750	118	29,740
Saturn	13,923	2,782	160800	38,804	18,3	8,750	101	21,503
Uran	10,431	2,288	57580	23,860	18,3	8,750	86	14,165
Neptun	8,561	2,941	72160	25,174	18,3	8,750	105	13,558
Oy	1,7–1,9		3000	2,9–3,0	16,0	6,0	60–52	1,7

Ya'ni bunda nishoniy masofa effektiv radius deb ataladigan masofadan katta bo'lmasligi kerak. Ma'lum tezlik bilan planeta ta'sir sferasiga kirgan KA egilib, planeta sirtiga urinib o'tadigan bo'lsa, bunday nishoniy masofa *effektiv radius* deyilib, uning kattaligi ma'lum planeta uchun ushbu ifodadan topiladi (VI bobning 7-§ idagi kabi):

$$r_{eff}^2 = r_{pl}\left(\frac{2K_{pl}}{v_{kir}^2} + r_{pl}\right) \tag{36}$$

yoki

$$r_{eff}^2 = r_{pl}^2\left[\left(\frac{v_{erk}}{v_{kir}}\right)^2 + 1\right], \tag{37}$$

bu yerda K_{pl} – planetaning gravitatsion parametrini, r_{pl} – planeta radiusini, $v_{kir} = v_{\infty}$ planetosentrik kirish (ta'sir sferasiga) tezligini, v_{erk} – planeta sirtidan KA ga erkinlik beraoladigan tezlikni (2- kosmik tezlikni) ifodalaydi.

Quyosh sistemasi planetalariga qo'nish ikki yo'l bilan amalga oshiriladi. Bulardan biri atmosferadan xoli bo'lgan Merkuriy va planetalarning yo'ldoshlariga (jumladan, Oyga) qo'ndirish yo'li bo'lib, bunda KAning osmon jismi sirtiga tushish tezligi tormozlovchi reaktiv dvigatel yordamida so'ndiriladi (VI bobdagi 40-rasm). KA ning planeta sirtiga tushish (aniqrog'i urilish) tezligi:

$$v_{ur} = \sqrt{v_{kir}^2 + v_{erk}^2} \qquad (38)$$

ifodadan topiladi.

Atmosferasi mavjud planetaga KA ni qo'ndirish esa, ko'p hollarda, Oydan qaytgan KA ni Yerga qo'ndirishga juda o'xshaydi (VI bobdagi 44- rasmga q.). Bu planetalarning massalariga va atmosferalarining zichligiga juda bog'liq bo'lib, har bir planeta uchun alohida shart-sharoit mavjud bo'ladi. Planeta atmosferasiga *kirish koridorining* kengligi ham turlicha talab etiladi. Uchish ekipaj yordamida bajarilgan bo'lsa, kirish koridorining kengligi, ruxsat etilgan zo'riqishning qiymatiga ko'ra (uning koeffitsiyenti shartli ravishda 10 gacha boradi) tanlanadi. Uzoq uchishlarda kosmonavtlar toliqqanligini e'tiborga olib, bu koeffitsiyent 3 va 4 orasida tanlanadi va bu kirish koridorining keskin toraytirishga olib keladi.

Savol va topshiriqlar

1. Planetalarga uchishda passiv trayektoriya qanday qismlarga bo'linib o'rganiladi?
2. Yer ta'sir sferasida KAning harakat trayektoriyalari geliosentrik va geosentrik bo'lib, ko'rinishlari bilan qanday farqlanishini chizmada tasvirlang.
3. Yer ta'sir sferasidan tashqarida KAning trayektoriyasi qanday ko'rinishlar oladi?
4. Gomon trayektoriyasi deb qanday trayektoriyaga aytiladi?
5. Gomon trayektoriyasi bo'ylab tashqi va ichki planetalarga uchish vaqtini topish formulasini toping.
6. «Yer sirti startlar aylanasi» deb qanday aylanaga aytialdi?
7. «Orbital startlar aylanasi» deb-chi?

8. Boshlang'ich konfiguratsiya burchagiga ko'ra, raketaning start momentini kutish vaqti qanday topiladi?
9. KA ning mo'ljallangan planeta ta'sir sferasi ichidagi harakat trayektoriyasi har doim qanday ko'rinishda bo'ladi?
10. Mo'ljallangan planeta ta'sir sferasiga kosmik apparatning kirishida «nishoniy masofa» deb nimaga aytiladi?
11. Planetaning «effektiv radiusi» deb nimaga aytiladi?
12. Planetaga KA ni qo'ndirish yoxud uning sun'iy yo'ldoshiga aylantirish uchun «nishoniy masofa»ni «effektiv radius»ga nisbatan munosabati qanday tanlanadi?
13. «Kirish koridori» (planetaga KA ni qo'ndirishda) deganda nimani tushunasiz? Uning tor yoxud kengligi nimaga bog'liq bo'ladi?

6- §. Planetalarga uchishda Yer va mo'ljallangan planetaning tortish kuchini hisobga olish

Eslatilganidek, ikki aylanma trayektoriya bo'ylab harakatlanayotgan SY lar orbitalari orasida amalga oshiriladigan gomon o'tish orbitasi, raketa yonilg'isini tejash nuqtayi nazaridan qaralganda, eng optimal orbita hisoblanadi.

Gomon trayektoriyasi bo'ylab biror planetani mo'ljallab avtomatik stansiyani uchirishda, planetalarning (Yer va mo'ljallangan planetaning) yetarlicha katta qiymatga ega bo'lgan tortish kuchlarini ham e'tiborga olish juda zarur bo'lib, o'tish trayektoriyasining hisob-kitobi Yer va mo'ljallangan planeta ta'sir sferalarini ham hisobga olishni nazarda tutadi. Bunday yondoshuvda, gomon trayektoriyasining faqat shu ikki planetaning (Yer va mo'ljallangan planeta) ta'siri sferalari orasidagi qisminigina optimal deb qaralishi mumkin.

Shuni e'tiborga olib, Yupiterga uchirishda, planetalararo KA gomon orbitasiga chiqishi uchun Yer ta'siri sferasida uni tezlashtirishning optimal sharoitini aniqlaylik. O'tgan paragrafda, Yupiterga uchishda, Yer orbitasidan gomon orbitasiga chiqish uchun zarur bo'lgan qo'shimcha tezlik kattaligi 8,935 km/s bo'lishini aniqlagan edik. Shu bilan birga KA Yerning tortish kuchidan ozod bo'lishi uchun uni ikkinchi kosmik tezlikkacha (11,187 km/s) tezlashtirish lozimligi ham tushunarli. Bu tezlik bilan raketa Yer ta'siri sferasi chegarasini kesib o'tgach, unga tezlikning qo'shimcha impulsi (8,935 km/s) berilib, gomon orbitasiga chiqariladi. Garchi KAni ikki impulsli bunday xarakteristik tezlik (20,122 km/s=11,187 km/s+8,935 km/s) bilan

gomon o'tish orbitasiga chiqarish mumkin bo'lsa-da, biroq uni hali optimal trayektoriya deb bo'lmaydi. Chunki xuddi shunday natijaga, bundan ancha kichik xarakteristik tezlik bilan ham erishish mumkin. Buning uchun KA ni to'la tezlatishga, iloji boricha, Yer sirtiga yaqin nuqtada erishish lozim bo'ladi. Darvoqe, oldin ko'rganimizdek, boshlang'ich start paytidagi tezlik ikkinchi kosmik tezlik va tezlikning giperbolik orttirmasi bilan quyidagicha bog'lanishda bo'ladi:

$$v_0 = \sqrt{v_{erk}^2 + v_{gip.ort}^2}\ . \qquad (39)$$

Binobarin, Yer sirti yaqinida planetalararo avtomatik stansiyaga

$$v_0 = \sqrt{(11{,}187\ \text{km/s})^2 + (8{,}935\ \text{km/s})^2} = \sqrt{(125{,}149 + 79{,}834)\ \text{km/s}} =$$
$$= \sqrt{204{,}983\ \text{km/s}} = 14{,}315\ \text{km/s}$$

tezlik berilsa, u Yerdan 8,935 km/s li giperbolik orttirma bilan ketib, Yupiterga olib boradigan gomon o'tish orbitasi bo'yicha harakatlanishini ta'minlash mumkin bo'ladi. Keltirilgan hisob-kitob, faqat Yupiterga borish uchun zarur bo'lgan minimal nazariy qiymatlarni berib, aslida xarakteristik bu tezlik, tezlikning gravitatsion sarfi va atmosferaning qarshiligi tufayli yo'qotilishini hisobga olgan va nazariy hisoblab topilgan qiymatlardan 1,5–2 km/s ga ortiq bo'ladi.

Quyidagi 9- jadvalda planetalarga uchish uchun zarur bo'lgan qo'shimcha tezliklar (ikkinchi ustun) va planetalarga uchish uchun nazariy yo'l bilan topilgan minimal start tezliklarning qiymati keltirilgan.

Endi ma'lum planetaga KA ni gomon orbitasi bo'yicha uchirishda bu planetaning qanday konfiguratsion holati (Yerga va Quyoshga nisbatan) paytida start berish lozimligini aniqlaylik. Yana misol tariqasida avtomatik stansiyani Yupiterga uchirish qanday belgilanishi bilan qiziqaylik. Ma'lumki, planetalarga uchishda gomon orbitasining ko'rinishi – fokusida Quyosh yotgan ellipsning yarim ko'rinishida bo'ladi. Shuning uchun ham Keplerning 3- qonuniga ko'ra, KA ning uchib borish vaqti (t) mazkur ellips bo'ylab uning aylanish davrining (T) yarmiga teng bo'ladi, ya'ni $t = \frac{T}{2}$, bu yerda T ni Keplerning uchinchi qonunining ushbu ifodasidan topamiz: $\frac{a^3}{T^2} = 1{,}0\ \frac{(\text{a.b.})}{\text{yil}^3}$ (o'ng

9-jadval

Tashqi planetalarga uchishda talab qilingan minimal nazariy tezlik

№	Mo'ljallangan planeta	Yer ta'sir sferasidan chiqayotganda KA erishishi lozim bo'lgan tezlik, km/s	Talab qilingan minimal nazariy tezlik, km/s
1	Merkuriy	−7,53	13,49
2	Venera	−2,49	11,46
3	Mars	2,94	11,57
4	Yupiter	8,79	14,22
5	Saturn	10,29	15,19
6	Uran	11,27	15,88
7	Neptun	11,64	16,14

tomonidagi ifoda Yer uchun) bu yerda a – gomon orbitasining katta yarim o'qini (astronomik birliklarda), T – kosmik apparatning bu orbita bo'ylab aylanishi vaqtini yillarda ifodalaydi, u holda uchish vaqti

$$t = \frac{T}{2} = \frac{\sqrt{a^3}}{2} = \sqrt{\frac{(1+5{,}2)^3}{2}} = \frac{\sqrt{(3{,}1)^3}}{2} = \frac{3{,}1 \cdot 1{,}76}{2} = 2{,}73 \text{ yil} \approx 996{,}8 \text{ sutka}$$

ga teng bo'ladi.

Endi KA gomon orbitasining apogeyida Yupiter bilan uchrashishi uchun, Yupiterning ma'lum 0,0831 grad/sut burchak tezligi bilan t vaqt ichida $\theta = 0{,}0831 \cdot 996{,}8 = 82{,}8°$ yoyni o'ta olishi mumkinligini bilgan holda mulohazamizni davom ettirsak, u holda KA Yerdan start olayotgan paytda, Yupiter Yerdan φ geliosentrik burchakka teng miqdorda oldinda ketayotganligi ma'lum bo'ladi: $\varphi = 180° - 82{,}8° = 97{,}2°$.

Bundan, Yerning burchak tezligi Yupiternikidan ancha ortiqligi tufayli, u Yupiterni har sutkada $\Delta\varphi = 0{,}9856° - 0{,}0831° = 0{,}9025°$ miqdordagi burchakka quvib borib, start momenti, Yupiterning qarama-qarshi turishidan $97{,}2° : 0{,}9025° = 107{,}7$ sutka oldin berilishi lozimligi yuqoridagi hisob-kitobdan aniq bo'ladi. Yupiterning Quyoshga nisbatan ma'lum holati (qarama-qarshi turishi yoki qo'shilishi) planetaning sinodik davri bilan qaytarilib turishini e'tiborga olsak, optimal gomon trayektoriyasi bo'yicha Yupiterga uchish uchun qulay moment ana shu sinodik davr bilan qaytarilib turishini ham tushunish qiyin bo'lmaydi.

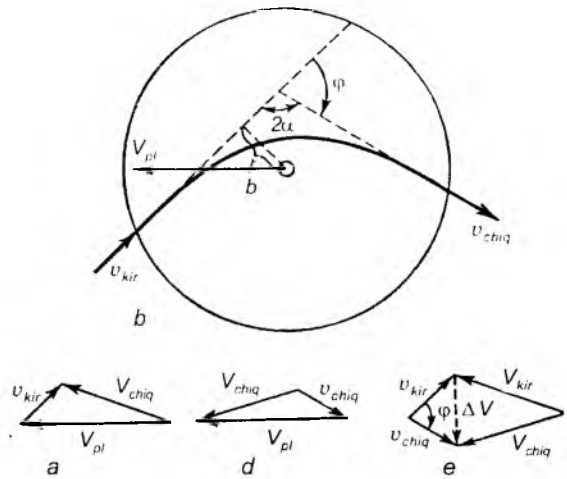
7- §. Planetalararo perturbatsion manyovrlar

Planetalararo uchishlarda, Quyosh sistemasi jismlarini aylanib o'tish trayektoriyalari xilma-xil bo'lib, Oyni aylanib o'tish trayektoriyalaridan keskin farq qiladi. Gigant planetalar guruhiga kiruvchi sayyoralarning quvvatli gravitatsiya maydoni kosmik apparatlarni geliosentrik giperbolik trayektoriyalarga erishtirishdek katta tezliklarga erishtira oladigan darajada samarali hisoblanadi. Bu o'rinda biz kosmonavtika uchun muhim bo'lgan ko'p planetalar yaqinidan o'tuvchi trayektoriyalar, jumladan, kamida ikkita planetaning (start berilgan planetani hisobga olmaganda)ta'sir sferasidan o'tuvchi trayektoriyalar haqida to'xtalamiz.

Perturbatsion manyovrlar deb ataluvchi bunday manyovrlar paytida kosmik stansiyalarning plenatalar ta'sir sferasi ichida harakatlanish vaqti, planetalararo geliosentrik harakat muddatining arzimas qismini tashkil etganidan, odatda, biz uni hisobga olmasligimiz ham mumkin. Shuningdek, bu qisqa vaqt ichida mazkur planeta harakat tezligining yo'nalishi va kattaligi ham o'zgarmagan deb qarash mumkin. Bu degan so'z, KA planeta yaqinidan o'tayotganda, uning tortish maydoni ta'sirida go'yo oniy bir zarba oladi, deb qarashga imkon beradi.

Planetalararo perturbatsion manyovrlar tufayli avtomatik stansiya planetaga yaqinlashayotganda uning geliosentrik tezligi dastlab kamaya borib, so'ngra – planetani aylanib o'tgandan so'ng uning ta'sir sferasi ichida tezlashadi (tashqi planetalarga yaqinlashganda) yoki, aksincha, dastlab tezlashib, so'ngra kamayadi (ichki planetalar ta'sir sferasida). Masalan, KA Mars bilan uchrashganda, planeta KA dan orqada bo'lganidan o'zining quvvatli tortish kuchi bilan KA tezligini kamaytiradi. KA Marsning ta'sir sferasiga kirgandan keyin esa planetaning tortish kuchi uni tezlatadi. Ichki planetalarga (Merkuriy, Venera) uchishda esa, aksincha, ular uchrashishidan oldin planetaning tortish kuchi KA ni tezlatadi, ta'sir sferasidan o'tayotganda esa KA tezligini kamaytiradi. Natijada geliosentrik trayektoriya bo'ylab KA ning uchish vaqti o'zgarmaydi. Endi planetosentrik va geliosentrik tezliklarning planeta gravitatsion maydoni ta'sirida tabiiy holda erishadigan manyovrlari natijalari bilan tanishaylik.

51- rasmda KA ning planeta ta'sir sferasiga kirishi (v_{kir}) va planeta tomonidan olingan manyovrdan so'ng chiqishi (v_{chiq}) ko'rsatilgan. Bu yerda tezliklar kattaliklari jihatidan teng, ya'ni $v_{kir} = v_{chiq}$ bo'lib,



51- rasm. Planetani aylanib o'tishda KA trayektoriyasi:
a – planeta (tashqi planeta) ta'sir sferasiga kirishda tezliklar uchburchagi; *b* – planetotsentrik harakat; *d* – planeta ta'sir serasidan chiqishda tezliklar uchburchagi; *e* –perturbatsion manyovr tufayli KA geliosentrik tezligining (ΔV) o'zgarishi.

ta'sir sferasi ichida planetosentrik trayektoriya tezlik vektorining burilish burchagi φ, v_{kir} kirish tezligi va *b* nishoniy masofagagına bog'liq bo'lib, u

$$\operatorname{tg}\frac{\varphi}{2} = \frac{K_{pl}}{b \cdot v_{kir}^2} \tag{39}$$

ifodadan topiladi, bu yerda K_{pl} – planetaning gravitatsion parametri. Tezliklar uchburchagidan ko'rinishicha (51-*e* rasm), geliosentrik tezlik vektorining ta'sir sferasi ichidagi o'zgarishi (punktir chiziq) ta'sir sferasi ichidagi harakat vaqtidagi KA ning planetosentrik tezligining orttirmasi bilan mos keladi. U planeta tortish maydoni tomonidan KA ga berilgan tezlik impulsi ΔV ni (planeta o'z o'rnida bo'lmaganda, ya'ni uning ta'siri nolga teng deb faraz qilinsa) geliosentrik harakat trayektoriyasini shunday o'zgartirish uchun raketaning bort dvigateli yordamida ΔV tezlik impulsini berish kerak bo'ladi. Tezlikning bu orttirmasi rasmdan quyidagicha topiladi:

$$\Delta V = 2 \cdot v_{kir} \cdot \sin\frac{\varphi}{2}, \tag{40}$$

chunki, chizmada, chap tomondagi uchburchak (asosi ΔV) tengyonli, va $v_{kir} = v_{chiq}$ bo'lib, bunda nishoniy masofa qancha kichik bo'lsa, geliosentrik trayektoriyaga planeta shuncha kuchli ta'sir etadi. Juda kichik nishoniy masofada, kosmik apparatni planeta ta'sirida kirish yo'nalishiga qarama-qarshi tomonga burishi ($\Delta V = 2v_{kir}$ bo'lganda) ham mumkin edi. Biroq nishoniy masofa effektiv radiusdan kichik bo'lmaganligi tufayli (aksincha KA planeta sirtiga urilgan bo'lardi) berilgan planetotsentrik kirish tezligining kattaligi uchun maksimal burish burchagining qiymati quyidagi ifodadan

$$\sin\frac{\varphi_{max}}{2} = \frac{1}{1+2(v_{kir}/v_{erk})^2}, \qquad (41)$$

unga mos tezlik orttirmasining maksimum qiymati esa ushbu ifodadan topiladi:

$$\Delta V_{max} = \frac{v_{kir}}{1+2(v_{kir}/v_{erk})^2}. \qquad (42)$$

Aslida, planetalararo uchishda φ_{max} va ΔV_{max} qiymatlaridan har doim ham foydalanilmaydi. φ va ΔV ning zaruriy qiymatlarini olish uchun KA planetaning ta'sir sferasiga kirishdan oldin, nishoniy masofaning zaruriy qiymati geliosentrik trayektoriyani korreksiyalash (tuzatish kiritish) yo'li bilan amalga oshiriladi. Amalda v_{kir} tezligini kattalashtirish yo'li bilan φ_{max} ni kichraytirish mumkin bo'ladi.

Odatda, v_{kir} tezligining qanday maksimal qiymatlarida planeta tortish maydoni ta'sirida vujudga kelgan tezlik orttirmasining maksimal qiymati eng katta bo'la oladi?, degan savol tug'iladi.

Ma'lum bo'lishicha, v_{kir} tezligining qiymati, planeta sirtidagi mahalliy v_{ayl} aylanma tezlikning miqdoriga teng bo'lganda, ΔV tezlik orttirmasining qiymati v_{ayl} ga teng bo'lib, kirish tezligining burilish burchagi 60° ni tashkil etadi.

10- jadvalda KA ning planetalar va Oy ta'sir sferasi orqali o'tayotganda tezlik vektori ortishlarining maksimal kattaliklari keltirilgan.

8- §. Planetalarga sun'iy yo'ldoshlarni uchirish

Kosmik apparatni planetaning sun'iy yo'ldoshiga aylantirish uchun uning planetosentrik (planeta ta'sir sferasining ichidagi) harakatining aniq bir nuqtasida tormozlovchi impuls yordamida KA tez-

12-jadval

KAning planetalar va Oy ta'sir sferasi dan o'tayotganda tezlik qiymatining mumkin bo'lgan maksimal ortishi, km/s

Planetalar	v_{max}, km/s	Planetalar	v_{max}, km/s
Merkuriy	3,005	Yupiter	42,73
Venera	7,328	Saturn	25,62
Yer	7,910	Uran	15,18
Oy	1,680	Neptun	16,73
Mars	3,550	Pluton	1,09

ligini giperbolik qiymatidan elliptik qiymatiga qadar kamaytirish lozim bo'ladi. Avvalo biz bir impulsli yo'l bilan planeta yo'ldoshini uchirish bilan tanishaylik. Buning uchun Oyga yo'ldosh chiqarish qanday amalga oshirganligini eslaylik. O'shanda aytilganidek, buning uchun yo'ldoshni Oyning ta'sir sferasiga kiritishni shunday rejalashtirish zarur ediki, oqibatda Oy ta'sir sferasi ichidagi yo'ldoshning giperbolik trayektoriyasi pereseleniyasining balandligi uning atrofidagi mo'ljallangan yo'ldosh orbitasining balandligiga teng bo'lsin. Shundan so'ng giperbola perisentrda berilgan tormozlovchi impuls yordamida apparatni bemalol yo'ldosh orbitasiga o'tkazish mumkin bo'lardi.

Shunga ko'ra, KA ning planeta ta'sir sferasiga kirish planetosentrik tezligi v_{kir} yo'nalishi va qiymatiga ko'ra ma'lum bo'lsa, u holda uning ta'sir sferasiga kirish nuqtasini topish zarur bo'ladi. Buning uchun biz KA ni ta'sir sferasiga ixtiyoriy nishoniy masofa bilan kiritib, u orqali planeta atrofidagi ixtiyoriy orbitaga yo'ldoshni chiqarish imkoniga ega bo'lamiz.

Ma'lumki, bunda uchirishning asosiy mezoni bo'lib, yoqilg'ini tejash hisoblanadi. Shunga ko'ra, bir impulsli manyovr yordamida planeta yo'ldoshini optimal radiusli orbitaga chiqarish uchun ushbu ifodadan foydalaniladi:

$$r_{opt} = \frac{2K_{pl}}{v_{kir}^2} \quad \text{yoki} \quad r_{opt} = r^* \left(\frac{v_{erk}^*}{v_{kir}} \right)^2, \tag{43}$$

bu yerda K_{pl} – planetaning gravitsion parametrini, v_{kir} – kirish tezligini r^* va v_{erk}^* esa, mos ravishda, planetaning radiusini va uning sirtiga tegishli erkinlik (2-kosmik) tezlikni xarakterlaydi.

(43) formuladan ko'rinishicha, agar $v_{kir} > v_{erk}$ bo'lsa, u holda optimal orbita planeta sirtining ostida yotadi. Boshqacha aytganda eng kichik mumkin bo'lgan orbita eng kichik tormozlovchi impulsni talab qiladi. Masalani yanada oydinlashtirish uchun quyidagi belgilashlarni kiritamiz: v_{ayl} – giperbolik tezlik kamaya borib, uning perisentrda erishgan tezligi; v_g – perisentrdagi giperbolik tezlik qiymati; v_t – tormozlovchi tezlik impuls qiymati, v_p esa, o'sha perisentrga to'g'ri keladigan parabolik tezlik kattaligi. Bunda tormozlovchi impuls yordamida giperbolik tezlikni optimal aylanma orbitaga o'tkazish uchun quyidagi shartlar bajarilishi zarur bo'ladi:

$$v_{ayl} = \frac{1}{2}v_g, \quad \text{ya'ni} \quad v_t = v_g - v_{ayl} = \frac{1}{2}v_g. \tag{44}$$

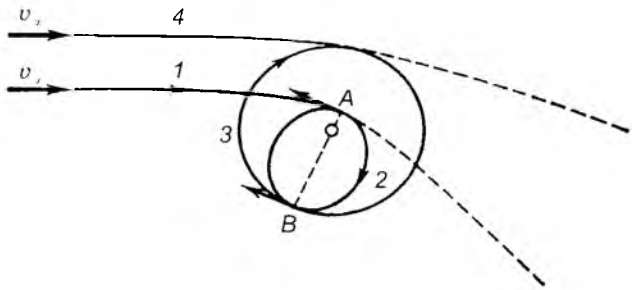
Demak, tormozlovchi impuls, KA trayektoriyasini aylanma orbitaga aylantirganda, giperbolik tezlikni ikki marta kamaytiradi.

$$v_p = v_\infty, \text{ ya'ni } \sqrt{2} \cdot v_{ayl} = v_\infty \text{ yoki } v_{ayl} = \frac{\sqrt{2}}{2}v_\infty, \ (v_{ayl} = 0{,}707v_\infty) \tag{45}$$

ya'ni aylanma tezlik cheksizlikdagi tezlikning ~70,7% ini, tormozlovchi tezlik impulsi ham shuncha miqdorni tashkil etar ekan. Optimal aylanma orbita tushunchasi giperbolik trayektoriyadan aylanma orbitaga o'tishda muhim nazariy ahamiyat kasb etadi. KA ning giperbolik trayektoriyadan aylanma orbitaga ikki impulsli manyovr yordamida o'tkazish qulay bo'lgan bir necha xil usul mavjud bo'lib, ular bilan tanishamiz.

1- hol. Faraz qilaylik, ma'lum planetaga yo'ldosh chiqarishda uning orbitasining radiusi r ma'lum bo'lib, planeta ta'sir sferasiga kirish chizig'ining yo'nalishi ixtiyoriy bo'lsin. Agar bunda $r = r_{opt}$ bo'lsa, ya'ni aylanma orbita optimal bo'lsa, unda bir impulsli manyovr yordamida, (45) formulaga ko'ra $v_t = 0{,}707v_\infty$ bilan mo'ljallangan orbitaga o'tish mumkin bo'ladi (52- rasmda *4-* orbita).

Agar mo'ljallangan orbita, optimaldan balandda bo'lsa, aylanma orbitaning tezligi $v_{ayl} < \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot v_\infty = 0{,}707v_\infty$ bo'lganidan, unga 52-rasmda ko'rsatilganidek, ikki impulsli manyovr yordamida mo'ljallangan orbitaga o'tish qulay bo'ladi. Bunda *1-* giperbolik trayektoriya bilan planeta ta'sir sferasiga kirgan kosmik apparatni orbitaning perisentri *A* da berilgan tormozlovchi impuls yordamida, aposentri *B* nuqtada



52- rasm. Ikki impulsli manyovr yordamida giperbolik orbitadan aylanma orbitaga o'tish.

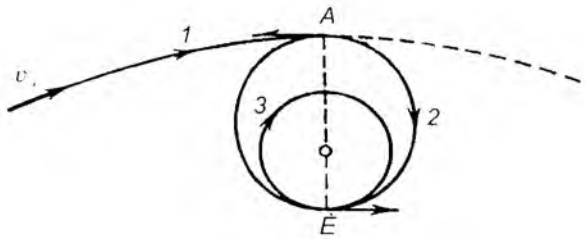
bo'lgan *2*- elliptik orbitaga o'tkazadi. So'ngra *B* nuqtada berilgan ikkinchi qo'shimcha tezlikning impulsi yordamida KA mo'ljallangan aylanma *3* ga o'tkaziladi.

Ma'lum bo'lishicha, *A* va *B* nuqtalardagi tezliklar impulslarining yig'indisi, bu orbitaga trayektoriya *4* orqali o'tgan KA ning bir impulsi tormozlovchi tezligidan ancha kichik bo'lib, energetik qulay bo'lar ekan.

2- hol. Faraz qilaylik yo'ldosh chiqarilishi mo'ljallanilayotgan aylanma orbitaning radiusi va KA ning planeta ta'sir sferasiga kirish chizig'ining yo'nalishi berilgan bo'lib, perisenri berilmagan bo'lsin.

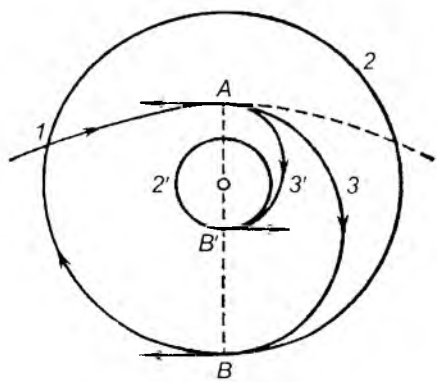
Bordiyu bunda, giperbolaning perisentrida KA mo'ljallangan aylanma orbitaga urinib o'tadigan bo'lsa (52- rasm, *4*- orbita), unda bu nuqtada berilgan birgina tormozlovchi impuls yordamida KAni mo'ljallangan aylanma orbitaga o'tib olishi mumkin bo'ladi. Agar giperbolik trayektoriyaning perisentri *A* mo'ljallangan *3*- aylanma orbitaning ustidan o'tadigan, ya'ni undan baland bo'lsa, unda tormozlovchi impulsni shunday katta tanlash kerakki, natijada giperbola perisentri, *2*- elliptik o'tish orbitasining aposentrida yotib, *2*- ellipsning perisentri yo'ldoshning mo'ljallangan *3*- aylanma orbitasiga urinib o'tsin. Unda *2*- elliptik orbitaning *E* nuqtasida qo'shimcha tezlik impulsi yordamida yo'ldoshni mo'ljallangan orbitaga o'tkazish mumkin bo'ladi.

3- hol. Endi, faraz qilaylik, planeta ta'sir sferasiga kirish chizig'ining yo'nalishi berilgan bo'lib, biroq u aynan qanday aylanma yo'ldosh orbitasiga chiqarilishi noma'lum bo'lsin. 54-rasmda planeta yo'ldoshining aylanma orbitaga o'tishining eng qulay usullari ko'rsatilgan bo'lib, ulardan biri — *2*, KA ning ta'sir sferasi ichidagi *1*- gi-



53- rasm. Giperbolik orbita mo'ljallangan aylanma orbitani kesmaganda mo'ljallangan orbitaga ikki impulsli manyovr yordamida o'tish.

perbolik trayektoriyasini kesib o'tadi. Bunda mo'ljallangan aylanma orbitaga *3*- o'tish trayektoriyasi orqali (*A* va *B* nuqtalarda berilgan tezlik impulslari yordamida), ikkinchi mo'ljallangan aylanma orbita *2'* ga esa, *3'*- yarim elliptik o'tish trayektoriyasi (giperbolaning *A* perisentrida berilgan birinchi tormozlovchi va *B'* nuqtada berilgan ikkinchi tormozlovchi tezliklarning impulslari) orqali chiqiladi.



54- rasm. Giperbolik orbita yo'nalishi berilgan bo'lib, mo'ljallangan aylanma orbita ixtiyoriy olinganda uchish.

4- hol. Faraz qilaylik, KA ning na planeta ta'sir sferasiga kirish yo'nalishi va na uning atrofida mo'ljallangan aylanma orbitaning radiusi berilgan bo'lsin. Bu holda KA ning kirish giperbolik trayektoriyasi *1* ni (52- rasm) planeta sirtiga yaqin yo'naltirilib, uning perisentrida unga tormozlovchi impuls beriladi. Shu yo'l bilan KA *2*- elliptik o'tish orbitasiga chiqariladi, so'ngra uning apotsentrida KA ga qo'shimcha tezlik impulsi berilib, u mo'ljallangan *3*- aylanma orbitaga chiqariladi.

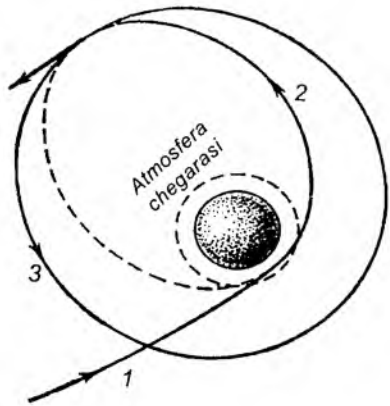
Bordi-yu, planeta atmosferaga ega bo'lsa, aerodinamik tormozlanishdan foydalanib, yetarlicha katta miqdorda yoqilg'ini tejash imkoni tug'iladi. Bunda kosmik apparat atmosferaning yuqori qatlamiga *1*- giperbolik trayektoriya bo'ylab kirayotib (55- rasm), aerodinamik qarshilik tufayli uning tezligi *2*- elliptik orbitani ta'minlaydigan

11-jadval

Planetalar va Oyning past orbitali sun'iy yo'ldoshlari

Osmon jismi	Aylanish davri, min	Orbital tezligi, km/s	Gomon orbitasi bo'ylab uchish					Parabolik orbita bo'ylab uchish				
			Tormozlovchi impuls, km/s	Yig'indi xarakteristik tezlik				Tormozlovchi impuls, km/s	Yig'indi xarakteristik tezlik			
				Reaktiv tormozlash		Aerodinamik tormozlash			Reaktiv tormozlash		Aerodinamik tormozlash	
				Start, Yer sirtidan	Start balandligi 200 km bo'lgan orbitadan	Start, Yer sirtidan	Start balandligi 200 km bo'lgan orbitadan		Start, Yer sirtidan	Start balandligi 200 km bo'lgan orbitadan	Start, Yer sirtidan	Start balandligi 200 km bo'lgan orbitadan
Merkuriy	85,0	3,005	7,505	22,6	13,059	–	–	–	–	–	–	–
Venera	86,5	7,328	3,385	16,4	6,889	13,1	3,504	–	–	–	–	–
Mars	99,8	3,556	2,128	15,3	5,740	13,2	3,612	17,371	35,6	26,121	18,3	8,750
Yupiter	170,1	42,73	17,96	33,8	24,26	15,8	6,304	20,13	38,4	28,88	18,3	8,750
Saturn	236,3	25,62	11,02	27,8	18,30	16,8	7,277	13,18	31,4	21,93	18,3	8,750
Uran	173,8	15,17	6,79	24,3	14,77	17,5	7,977	8,69	26,9	17,44	18,3	8,750
Neptun	153,5	16,74	7,28	25,0	15,53	17,8	8,247	8,43	26,7	17,18	18,3	8,750
Oy	108,3	1,680	1,83	14,5	4,9	–	–	1,2–1,3	14,0	4,4–4,5	–	–

darajada pasayadi. Ellipsning apogeyida berilgan kichik miqdordagi qo'shimcha tezlikning impulsi, uning perisentrini ko'tarib, Yer atmosferasidan yetarlicha katta balandlikka olib chiqadi va yo'ldoshning «yashash» muddatini keskin orttiradi (*3*- orbita). Agar perisentrning balandligi apotsentrning balandligi qadar ko'tarilsa, u holda yo'ldoshning orbitasi aylanma orbitaga aylanadi. Mo'ljallangan aylanma orbita balandligi qancha katta bo'lsa, energiyaning sarfi, binobarin, yoqilg'i sarfi shuncha kam talab qilinishi sxemadan aniq ko'rinib turibdi. 11-jadvalda planetalar va Oy yo'ldoshlarining past orbitalarining xarakteristikalari keltirilgan. Past orbita deganda, radiusi taxminan planeta radiusiga teng bo'lgan aylanma orbitalar tushuniladi. Jadvalning 4- ustunchasidagi tormozlovchi tezlik, bir impulsli manyovrlar uchun berilgan bo'lib, bunda KA ni tormozlashdan oldingi giperbolik tezlik, planetaga urilish tezligining kattaligi teng qilib olingan. Kemaning Yerdan start olish paytidagi gravitatsion yo'qotish tezligi barcha planetalar uchun 1,6 km/s ga teng deb qabul qilingan.



55- rasm. Planetaga yo'ldosh chiqarishda uning atmosferasidan foydalanish: orbita *1* – giperbolik trayektoriya, *2*- o'tish trayektorisi, KA qo'shimcha tezlikdan so'ng erishilgan *3*- orbitasi.

Savol va topshiriqlar

1. Planetalar va Oy orbitasi elementlari jadvalida ularga tegishli qanday parametrlar aks etgan?
2. Planetalar, Oy va Quyoshga tegishli fizik va kosmodinamik xarakteristikalarda ularga tegishli parametrlarni jadvalga qarab tushuntiring.
3. Planetaga uchishda KA ning Yer ta'sir sferasidagi harakatining xususiyatlarini gapirib bering (ichki va tashqi planetalarga uchishda uning ta'sir sferasidan chiqishi, undan chiqish tezligini hisoblash va h.k.)
4. Yer ta'sir sferasidan chiqayotgan KA larning planetalar tomon qanday trayektoriyalar bilan uchish imkoni borligi haqida gapiring.

5. «Yer sirti startlar aylanasi» deganda nimani tushunasiz, ularning planetalarga uchish trayektoriyalariga nisbatan Yerdagi holati qanday bo'ladi?
6. «Yer sirti startlar aylanasi» geografik joylashishiga ko'ra planetalarga uchishda qanday rol o'ynashi mumkin?
7. «Orbital startlar aylanasi» va uning planetalarga uchishda ahamiyati.
8. Yer ta'sir sferasidan chiqishda KA ning geliosentrik harakati KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish tezligi yo'nalishiga ko'ra qanday xususiyatlar kasb etadi?
9. 3- va 4- tezliklar haqida nimalar deya olasiz? Yerdan uchayotgan KA uchun u qanday qiymatlarga ega bo'ladi?
10. Planetalarga gomon trayektoriyalari bo'yicha uchishda KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish geosentrik va geliosentrik hamda Yerning tezligi orasida qanday bog'lanish mavjud?
11. Bunda KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqish tezligi V_{chiq} uning boshlang'ich tezligiga ko'ra qanday ifoda bilan topiladi?
12. KA ning Yer ta'sir sferasidan chiqayotgandagi geliosentrik tezligi V_{chiq} qanday topiladi?
13. Gomon orbitasi bilan planetalarga uchishda uchish vaqti qanday ifodadan topiladi?
14. Planetalar, Quyosh va Oyga uchishda gomon trayektoriyalarining xususiyatlarini jadvaldan tushuntiring.
15. Bunda «boshlang'ich konfiguratsiya burchagi» deb qanday burchakka aytiladi?
16. Boshlang'ich konfiguratsiya burchagiga ko'ra planetaga uchish uchun qancha vaqt kuzatiladi?
17. Gomon orbitasi bo'yicha planetalarga uchish vaqti qanday topiladi?
18. Parabolik orbita bo'ylab planetalarga uchishda uzoqlik burchagi qanday ifodadan topiladi?
19. Planeta ta'sir sferasi ichida uchishda KA ning mazkur sferaga kirish planetosentrik tezligi v_{kir} va geliosentrik tezligi V_{kir} hamda planetaning tezligi V_{pl} orasida tezliklar uchburchagi bu momentda qanday ko'rinish oladi?
20. Uchish gomon orbitasi bo'yicha bo'lganda, bu tezliklar vektori munosabati qanday ko'rinishda bo'ladi?
21. Bunda v_{kir} tezligi qanday topiladi? V_{kir} tezligi-chi?
22. KA ning planeta ta'sir sferasi ichidagi planetosentrik tezligi har doim giperbolik bo'lishini tushuntiring.
23. Planetaning effektiv radiusi deb nimaga aytiladi?

24. Bunda planetaning radiusi r^*, uning gravitatsion parametri K_{pl} va KA ning ta'sir sferasiga planetosentrik kirish tezligi v_{kir} ga ko'ra planetaning effektiv radiusi qanday topiladi?
25. Bu holda KAning planeta sirtiga urinishi sodir bo'ladigan bo'lsa, u qanday formuladan topiladi?
26. Planetaga gomon trayektoriyalari bilan borishda ularning planetosentrik harakatlariga oid jadval ma'lumotlarini tushuntiring.
27. Planetaga parabolik trayektoriyalar bilan borishda ularning planetosentrik harakatlariga oid jadval ma'lumotlarini tushuntiring.
28. Planeta ta'sir sferasida KA «his etadigan» perturbatsion manyovr haqida nima bilasiz?
29. Planeta ta'sir sferasidan o'tishda KA uning «gravitatsion zarbi» tufayli o'z yo'nalishini o'zgartirish burchagi. U qanday ifodadan topiladi?
30. Planeta ta'sir sferasiga KA ning kirish tezligi v_{kir} va planetaning erkinlik tezligi v^*_{erk} ga ko'ra planetosentrik tezlikning maksimal burilish tezligi V_{max} qanday formuladan topiladi?
31. Planeta ta'sir sferasidan o'tayotgan KA tezligining ortish kattaligi ΔV qanday ifodadan topiladi?
32. Planeta ta'sir sferasidan o'tayotgan KA tezlikning maksimal ortish tezligini ΔV_{max}, v_{kir} va v^*_{erk} qiymatlariga ko'ra aniqlanish formulasini yozing.

VIII BOB. YER SUN'IY YO'LDOSHLARI VA ORBITAL STANSIYALAR, ULARNING XALQ XO'JALIGIDA QO'LLANILISHI

1- §. Boshqariluvchi yo'ldosh kemalar va orbital stansiyalar

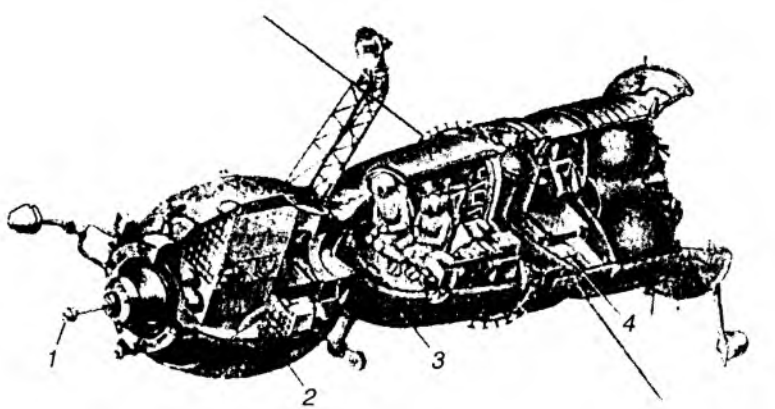
Insonning kosmosni o'zlashtirishi bilan bog'liq faoliyati unga planetamiz Yerning geologik boyliklarini, tabiatini va iqlimini o'zlashtirishga katta imkoniyatlar yaratdi. Inson Koinotdan Yerga nazar solib, uni naqadar mitti, noyob va go'zal qarorgoh ekanligini angladi. Shu bilan birga bu nazar orqali u, planetamiz hayotiga tahdid solayotgan global ekologik, energetik va demografik muammolarini ham butun bo'y-basti bilan ko'ra oldi.

Oxirgi o'n yillar ichida kosmonavtikaning taraqqiyoti, Yerdagi bu muammolarni bartaraf qilishning yo'l-yo'riqlarini insonga qo'rsatibgina qolmay, balki bu ishda kosmonavtikaning o'zi ham aktiv ishtirok etishi mumkinligini ma'lum qildi. Xususan, Yerda energetik halokatning oldini olish uchun Quyosh energiyasidan foydalanish imkonini beruvchi yirik kosmik inshootlarning loyihalari, demografik halokatdan qutulish uchun esa Yer atrofi zonasini «o'zlashtirish» programmasi, kosmik «mustamlakalar» qurishning rejalari to'la hisob-kitobi bilan dunyo olimlari tomonidan ishlab chiqildi. Ayniqsa, Yerdagi hayotga katta tahdid solayotgan global ekologik muammolarning oldini olishda insoniyat kosmonavtikaning yordamiga katta ehtiyoj sezadi.

Sobiq Ittifoq va AQSH ning 1961-yildan boshlab orbitaga chiqariladigan bir, ikki va uch o'rinli kosmik kemalari va orbital stansiyalari 200 km dan 500 km gacha bo'lgan nisbatan tor Yer atrofi fazosi qismiga orbitaga chiqarilgan. Sobiq Ittifoq, jumladan, hozirgi Rossiya Federatsiyasi kosmonavtlari «Vostok», «Vosxod», »Soyuz» seriyali kosmik kemalar va «Salyut» va «Mir» tipidagi stansiyalarda, amerikalilar «Merkuriy», «Djemenay» seriyali kemalar, «Apollon» transport kemalari, «Skayleb» rusumidagi orbital stansiyalarda, ayni paytda esa Yevropa kosmik agentligi RF va AQSH kosmik agentliklari bilan birga Xalqaro kosmik stansiyada xalq xo'jaligi va qishloq xo'jaligiga doir

muhim amaliy va ilmiy tadqiqot ishlarini bajarmoqdalar. Kosmosda talay meteorologik, aloqa, geologiya-qidiruv, Yerning tabiiy resurslari va planetamizning ekologik holatini o'rganuvchi maxsus stansiyalar faoliyat ko'rsatmoqdalar. Ularning ikki tipik vakillarining tuzilishi, imkoniyatlari va faoliyatlari bilan tanishaylik.

«Soyuz» ekipajli kosmik kemasi. Bu kemaning massasi 6,8 t, uzunligi 9,4 m, maksimal diametri 2,72 m bo'lib, u uchta otsekdan (bo'linmadan) tashkil topadi (56- rasm). Hajmi 6,5 kub metr bo'lgan *orbital otsek* kosmonavtlar uchun ishlash va dam olish joyi sifatida xizmat qiladi. 2800 kg massali *qo'ndiriluchi apparat (otsek)* ichida ekipaj a'zolari faqat Yerga qaytishdagina emas, balki ularni orbitaga olib chiqishda, stansiya bilan qo'shilishda, umuman, kemani boshqarishda ishtirok qiladilar. Va, nihoyat, uning *asbob-agregat otsekida* avtonom uchishni, orbital stansiyaga yaqinlashishi va u bilan qo'shilishni, birga uchishni va Yerga qaytishdan oldin undan ajralishni ta'minlovchi asosiy xizmat sistemalari joylashgan. Uning *o'tish seksiyasida* harbiri 10 kg·k tortish kuchiga ega bo'lgan uchrashish va yaqinlashish hamda trayektoriyani oriyentatsiyasi uchun 10 ta dvigatel joylashtirilgan. Germetik *asboblar seksiyasida* — turli ilmiy apparaturalar, *agregatlar seksiyasida* yaqinlashtiruvchi va korreksiyalovchi dvigatel, tashqarida 4 ta (tortish kuchi kg·k) yaqinlashish va oriyentsiyalovchi dvigatel va 8 ta (1 kg·k li) oriyentatsiyalovchi dvigatel joy olgan.



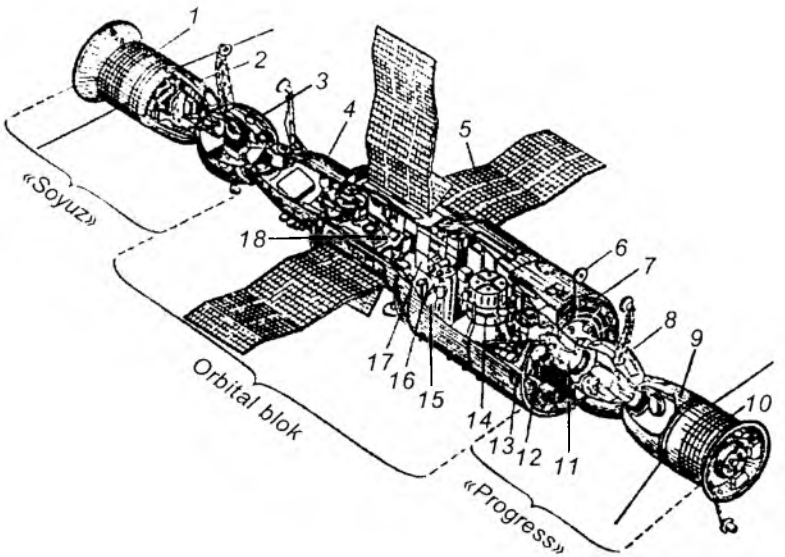
56- rasm. «Soyuz» transport kosmik kemasi:
1 — qo'shiluvchi agregat; *2* — orbital bo'linma; *3* — qo'ndiriluvchi apparat; *4* — ilmiy asboblar va agregatlar bo'linmasi.

«Progress» yuk kemasi. U «Soyuz» kosmik kemasi bazasida qurilgan bo'lib, uning uchun foydalanilgan raketa yordamida orbitaga chiqariladi. Uning uzunligi va diametri «Soyuz»nikiga mos bo'lib, yuklangan holdagi massasi 7 tonnani tashkil etadi. Bu kema ham, tashqi tomondan «Soyuz»nikiga juda o'xshash 3 ta otsekdan iborat bo'lib, uning yuk otsekida (hajmi 6,6 kub metr) quruq yuklar, suv (1,3 tonna), shuningdek, unda normal bosimdagi havo mavjud.

Uning germetik yoqilg'i otsekida ikki bakda achitqi (okislitel) va ikki bakda yoqilg'i (har birida 1 tonnadan), shuningdek bu bakdagi yoqilg'ilarni stansiyalarga haydash uchun nasos mexanizmlar va ikkita truboprovod mavjud. Bunday kema boshqaruvchilarsiz yuk kemasi bo'lganidan Yerga qaytmaydi, bo'shatilgandan so'ng stansiya chiqindilari va foydalanib bo'lingan materiallari bilan Yer atmosferasida yonib ketadi.

«Salyut» orbital stansiyasi (OS). 1971-yildan 1977-yillargacha 200–275 km balandliklarda sobiq Ittifoqning oltita «Salyut» tipidagi orbital stansiyalari ishladi. 1977-yilning 29-sentabrida uchirilgan «Salyut-6» orbital stansiyasi bu tipdagi stansiyalarning eng so'nggi modifikatsiyasi bo'lib, unga tutashtirilgan transport kemalari bilan massasi 32,5 tonnani, shundan 25 tonnasi ilmiy apparatlar, ekipaji 6 kishigacha, uzunligi 24,5 m ni tashkil qiladi. Ekipajsiz uning massasi 18,9 tonnaga, uzunligi esa 15 m ga teng bo'ladi (57- rasm). Stansiyaning maksimal diametri 4,5 m ni, ishchi orbitasining balandligi 350 km ni, ekvatorga og'maligi esa 51,6° ni tashkil qiladi.

Stansiyaning old tomoniga tutashtirilgan kemadan kosmonavtlar lyuk orqali «suzib» chiqib, *oraliq-o'tish otsekiga*, keyin yana lyuk orqali orbital blokning kichik diametri 2,9 m li *ishchi bo'linmaga*, undan tashqi diametri 4 m va unga kesilgan konus formasidagi – *ilmiy apparaturalar otseki* (unda teleskop joylashtirilgan) o'tishadi, shundan so'ng kosmonavt lyuk orqali *oraliq kameraga* o'tib, eng so'ngida yana lyuk orqali stansiyaning orqa tomonida unga tutashtirilgan yuk kemasiga o'tadi. Oraliq kamera atrofida germetik bo'lmagan va 2 ta korrektirlovchi, 32 ta stansiyani oriyentirlovchi dvigatellar, yoqilg'i baki zapravka qilish tizimi, kompressorlari joylashtirilgan. Ishchi otsek tashqarisida uning atrofida aylanib turuvchi Quyosh batareyalari bilan jihozlangan uchta yirik panel mustahkamlangan. «Salyut» rusumidagi avtomatik stansiyalar uzoq davom etgan Yer atrofi zonasi sharoitining inson organizmiga ta'siri bilan bog'liq tibbiy-biologik tadqiqotlar hamda turli elektromagnit to'lqin uzunligidagi nurlanish-



57- rasm. «Salyut-6» orbital stansiyasi kosmik kemalar bilan tutashtirilgan holda:

1 – «Soyuz» kemasining asboblar va agregat bo'linmasi; 2 – kemaning qo'ndiriluvchi apparati; *3* – «Soyuz»ning orbital bo'linmasi; *4* – stansiyaning o'tish bo'linmasi; *5* – Quyosh batareyalari; *6* – yaqinlashish tizimi antennalari; *7* – stansiyaning agregat bo'linmasi; *8* – «Progress»ning yuk bo'linmasi; *9* – qo'shimcha zapravka qilish qismi; *10* – asboblar va agregat bo'linmasi; *11* – oraliq kamera; *12* – orbital blokning korrekturalovchi dvigatellari; *13* – oriyentatsiya dvigatellari; *14* – ilmiy apparaturalar bo'linmasi; *15* – dush; *16* – МКФ-6М fotoapparati; *17* – ishchi bo'linma; *18* – boshqarishning markaziy pulti.

larda astrofizik tadqiqotlar olib borish, vaznsizlik holatida ayrim texnologik jarayonlarni o'z ichiga olgan ilmiy-texnikaviy eksperimentlar o'tkazishga mo'ljallangan. Orbitaga «Salyut» tipidagi orbital stansiya «Salyut-7» oxirgi marta taxminan 1982-yilning 19-aprelida uchirildi. Uning haqiqiy uzunligi 13,6–16 m ga borib, yozilgan Quyosh batareyalarining diametri 16,5 m, ekipaj yashab faoliyat ko'rsatadigan otseklarining umumiy hajmi esa 82,5 m^3 ga teng bo'lgan. Uning o'tish otseki ($d \approx 2$ m, tutashtirish agregati bilan uzunligi esa 3 m, hajmi 8,1 m^3 (germetik korpusni ichki devoriga ko'ra), erkin hajmi 7 m^3 ni tashkil qiladi. Stansiya ishchi otsekining maksimal diametri 4,15 m ni, uzunligi 9,1 m, otsekning ichki devoriga ko'ra hajmi 74 m^3 ni (erkin hajmi 39 m^3 ni) tashkil qiladi.

Otsek ichida stansiyani boshqarish tizimining hayotni ta'minlash, termoregulatsiya qilish, energiya bilan ta'minlash, radioaloqa agregatlari va asboblari va boshqa tadqiqotlar qilish uchun ilmiy apparaturalar joylashtirilgan. Stansiyada ilmiy apparaturalarni va stansiyaning o'zini boshqarish uchun 6 ta ishlash posti mavjud. Uning agregat bo'linmasi silindr shaklida bo'lib (diametri 4,15 m, uzunligi 3,5 m), unda ichimlik suv uchun katta hajmdagi bak, uning korpusi tashqarisida Quyosh batareyalari, antennalar, yangi birlashtirilgan dvigatel qurilmasi, yaqinlashtirish tizimi uchun bir qator asboblar joylashgan.

Oraliq kamera (maksimal diametri 2 m, uzunligi 1,6 m, ichki germetik devori bo'yicha hajmi 4,5 m^3) ishchi bo'linma orqasiga tutashtirilgan bo'lib, u bilan lyuk orqali birlashtirilgan. Oraliq kameraning qarama-qarshi tomonida ikkinchi tutashtiruvchi agregat joylashtirilgan. Uning ichida bir qator ilmiy apparaturalar ham o'rnatilgan.

1971–1973-yillarda kosmosga 7 ta «Salyut» orbital stansiyasi uchirildi, shulardan «Salyut-2» faqat avtomatik rejimda, «Salyut», «Salyut-3», «Salyut-7» ham avtomatik hamda kemani ekipaji tomonidan boshqariladigan rejimda ishlagan. Bular ichida eng unumli ishlagan «Salyut-6» bo'lib, unda 31 ta ekspeditsiya qabul qilingan, 5 ta asosiysida ekipajlar kosmosda uzoq qolib, 96, 139, 174, 185 va 74 sutkadan bo'lganlar, 11 tasida esa ekipaj a'zolari kosmosda 3 sutkadan 12 sutkagacha bo'lganlar, xolos. Shuningdek, unda 4 ta «Soyuz-T» tipidagi, 12 ta «Progress» tipidagi kemalar va 1 ta «Kosmos-1267» Yer sun'iy yo'ldoshi «mehmon» bo'lgan.

«Mir» – Rossiyaning orbital stansiyasi. «Mir» orbital kompleksi orbitada 1986-yil 26-fevraldan 2001-yil 23-martgacha faoliyat ko'rsatdi. Dastlabki programma bo'yicha uni 5 yil davomida uchirish mo'ljallangan edi. Jami bo'lib «Mir» stansiyasida 1986–2000- yillarda 55 ta maqsadli ilmiy tadqiqot dasturi amalga oshirildi. Shulardan 29 tasi xalqaro hamkorlikda bajarildi. Bular tibbiy-biologik, geofizik, tabiiy resurslar va energiya tizimlari hamda dvigatellar qurilishi bo'yicha ilmiy tadqiqot yo'nalishlariga qaratilgan edi. Stansiyaning butun faoliyati davomida unda turli rusumdagi kosmik kema va modullar bo'lib, 109 ta kosmik uchish *modullari* unga xizmat qildi.

Tashqi ko'rinishiga ko'ra «Mir»ni oldingi «Salyut-6» (57- rasm) va «Salyut-7» orbital stansiyalaridan oson farqlash mumkin. Beshta tutashtirish agregati va o'tish bo'linmasi, yashash bo'linmasining kichik diametrlari qismi ustida ikkita maydoni kattalashtirilgan Quyosh batareyalari, agregat bo'linmasiga o'rnatilgan «Luch» retranslator yo'l-

doshi bilan aloqa qilish radiotizimining aniq yo'naltirilgan antennasining kosasi, bularning hammasi stansiyaning oldingilaridan farqlovchi asosiy belgilardan hisoblanadi. «Mir»ning oltita kemani tutashtirish uzeli bo'lib, u «Soyuz» va «Progress» kosmik kemalaridan tashqari yana to'rt-beshta maxsus ilmiy modullarni o'ziga tutashtirish imkoniga ega. Bu modullar teleskoplar (astrofizik tadqiqotlar uchun), Yerning tabiiy resurslarini o'rganish uchun fotografik jihozlar, sof kristallar, qotishmalar va biopreparatlar olish uchun texnologik qurilmalarni o'z ichiga oladi. Orbital kompleksni qurishning modulli prinsipi, kosmik qurilmalar insonning kosmik taldqiqotlar o'tkazish bo'yicha imkonini keskin oshirishi bilan muhim. Stansiyaning xizmat va ilmiy apparaturalarini energiya bilan ta'minlash oldingilarga qaraganda ikki marta orttirilgan. Ilmiy tadqiqotlar uchun maxsus modullarning orbitaga chiqarilishi ekipajning stansiyada ishlash va dam olish sharoitlarining keskin yaxshilanishiga olib keldi. Stansiyaga o'rnatilgan aniq yo'naltirilgan antennali radiokompleks «Luch» statsionar retranslator yo'ldoshi orqali uchishni boshqarish Markazi bilan bog'lanish, bu masalada katta qulaylik tug'dirib, u bilan uzluksiz aloqa qilish vaqtini 20—25 minutdan 50—60 minutgacha uzaytirish imkonini berdi.

Shuningdek, unda ko'p sonli ilmiy apparaturalar, xizmat tizimlari, aloqa va oriyentatsion boshqarish uchun ettita elektron hisoblash mashinasidan iborat quvvatli bort hisoblash kompleksi ishga tushirilgan. Quyidagi qurilmalarning yaratilishi hisobiga stansiyani boshqarish qulay va ishonchli holga keldi. Birlashtirilgan dvigatel qurilmasi, stansiya ichida haroratni va zaruriy gaz tarkibini ta'minlash mexanizmi, telemetriya televizion tizimi va tovushli bog'lanish tizimining (bu yangi tizim — har bir kosmonavtga Yer bilan turli chastotalarda bir vaqtning o'zida dialog o'rnatish imkonini bera oladi) yaratilishi shular jumlasidandir. 1986-yili 15-martda «Mir» bilan tutashtirilgan «Soyuz T-15» kemasi tarixda birinchi bo'lib, kosmonavtga orbitalararo o'tish trayektoriyasi orqali «Salyut-7» ga uchib o'tishga imkon berdi va 1986-yilning 5-mayida u bilan tutashtirildi. «Salyut-7»da ilmiy tadqiqotlar bo'yicha programmani yakunlab, «Soyuz T-15» ekipaji (L.A. Kizim va V.A. Solovyov) «Salyut-7» va unga tutashtirilgan «Kosmos-1686» da konservatsiya ishlarini bajarib, 1986-yil 25—26- iyunda ikkinchi orbitalararo uchib o'tishni (faqat bu daf'a «Salyut-7» dan «Mir» stansiyasiga) amalga oshirdi. Ular «Mir» stansiyasiga «Sa-

lyut-7» dan o'rnatilgan tadqiqot materiallari va spektrometrlar, kinokamera va fotoapparatlar, kosmonavtlar ochiq kosmosda foydalangan skafandrlar va boshqa ko'plab apparatlarni ko'chirdilar.

«Mir» kosmik bazaga aylantirildi. Xalqaro hamkorlik sohasida «Mir» orbital kompleksni ekspluatatsiyasi hisobidan 1998-yilning o'zida «Rosaviakosmos» agentligi o'z foydasiga 870 million dollar pul tushirdi. Bu Rossiyaning yillik kosmik byudjetidan ortiqligi bilan e'tiborlidir.

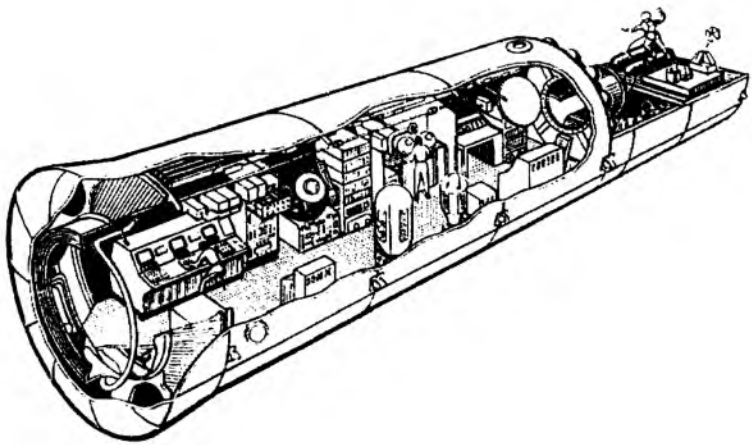
«Mir» o'n besh yil davomida Yerni kosmos bilan bog'lovchi qayta ishlash sferada xizmat qilib, o'z vazifasini ortig'i bilan ado etdi. 15 yillik faoliyati davomida «Mir» normal faoliyat ko'rsatib, o'z texnik resurslarini to'la ishlatib bo'ldi va shu bois navbatdagi kamchiliklarni tuzatish uchun katta mablag' sarf bo'lishini e'tiborga olib, «Rosaviakosmos» agentligi boshqarilgan holda uni Tinch okeanga tushirishga qaror qildi. «Mir» kompleksini orbitadan chiqarish va uni suvga cho'ktirish uch bosqichda olib borildi: 23-mart kuni Moskva vaqti bilan soat 3:33, 5:02 va 8:00 larda stansiyaning raketa dvigatellari ishga tushirilib tormozlovchi impulslar hisobiga bu operatsiyalar bajarildi.

«Speysleb» kosmik laboratoriyasi. Yevropa kosmik agentligi tomonidan xo'jalik va boshqa amaliy vazifalarni hal qilish uchun eksperiment va tadqiqotlar o'tkazish maqsadida ishlab chiqilgan kosmik laboratoriyadir. U ko'p marta foydalanish va kosmosda uzoq muddatga bemalol yashashga mo'ljalangan blok bo'lib, amerikaning orbitalararo transport aloqalari o'rnatishi uchun yaratilgan (58- rasm).

12- jadval

«Speysleb» laboratoriyasi bo'linmalari va ularga doir ma'lumotlar

№	Bo'linma nomi	Foydali yuksiz massasi, tonna	Foydali yukning maksimal massasi, tonna	Bo'linma uzunligi, metr	Bo'linma diametri, metr
1	Standart, germetiklashtirilgan bo'linma	~ 4	~ 2,5	2,68	4,18
2	Uzaytirilgan, germetiklashtirilgan bo'linma	~ 8	5,5	5,36	4,18
3	Nogermetik bo'linma	0,635	3,5	2,97	4,36



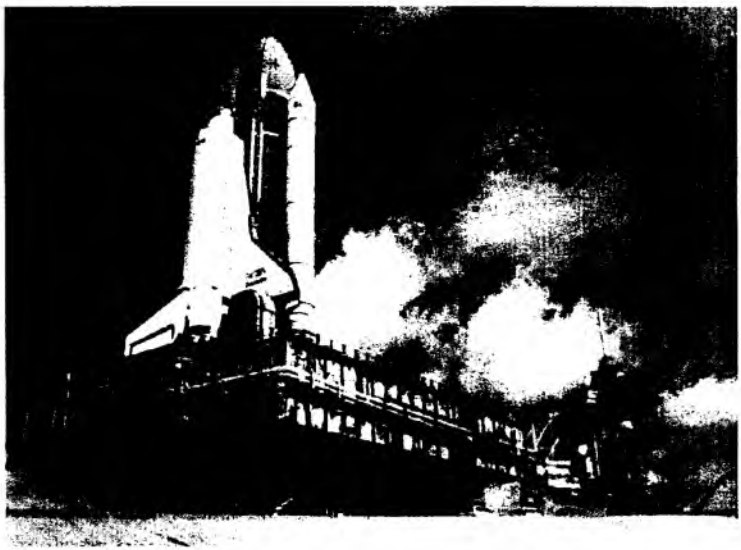
58- rasm. «Speysleb» laboratoriyasining ichki ko'rinishi.

«Speysleb» ko'p marta uchirishga mo'ljallangan «Speys Shattl» kosmik kemasiga o'rnatiladigan laboratoriya bo'lib, Yer bilan ikki tomonlama aloqaga ega. Hayotni ta'minlash tizimi va termoregulatsiya tizimi mavjud. «Speysleb» 2–4 kosmonavtga mo'ljallangan. Unda uchish 7 sutkadan 30 sutkagacha (bu orada kema 50 marta Yer atrofida uchib ulguradi) bo'lib, uchish muddati 10 yilni tashkil etadi. U turli bo'linmachalarga ega bo'lib, ularning Yerga olib tushadigan foydali yuki bilan birgalikdagi massasi 14,1 tonnadan ortmasligi lozim.

«Spaysleb» birinchi marta 1983-yilning noyabrida sobiq GFR lik U.Merbold – kosmonavt-eksperimentator bilan uchirilgan. Yevropa kosmik agentligi (EKA) mamlakatlari (14 ta yirik, rivojlangan mamlakatlarni o'zida birlashtirardi) bu kosmik laboratoriya uchun (Yerda boshqarish markazi va Yevropa astronavtlari guruhini yaratish ham uning vazifasiga kiradi) bir milliard dollar sarfladilar.

2- §. Boshqariluvchi transport kosmik kemalari (TKK)

«Speys Shattl» transport kemasi. Bunday kemalar AQSH da ko'p ishlatiluvchi «Speys shattl» (inglizcha Space Shattle – Kosmik chelnok (yoki moki) nomi bilan yuritilib, 200–500 km gacha balandlikda ilmiy tadqiqotlar, texnik eksperimentlar (jumladan, harbiy xarakterdagi) olib boradigan, shuningdek, orbita bo'ylab harakatlanayotgan kosmik kemalarga xizmat qiladigan, Yerga KA lar va boshqa SY lar

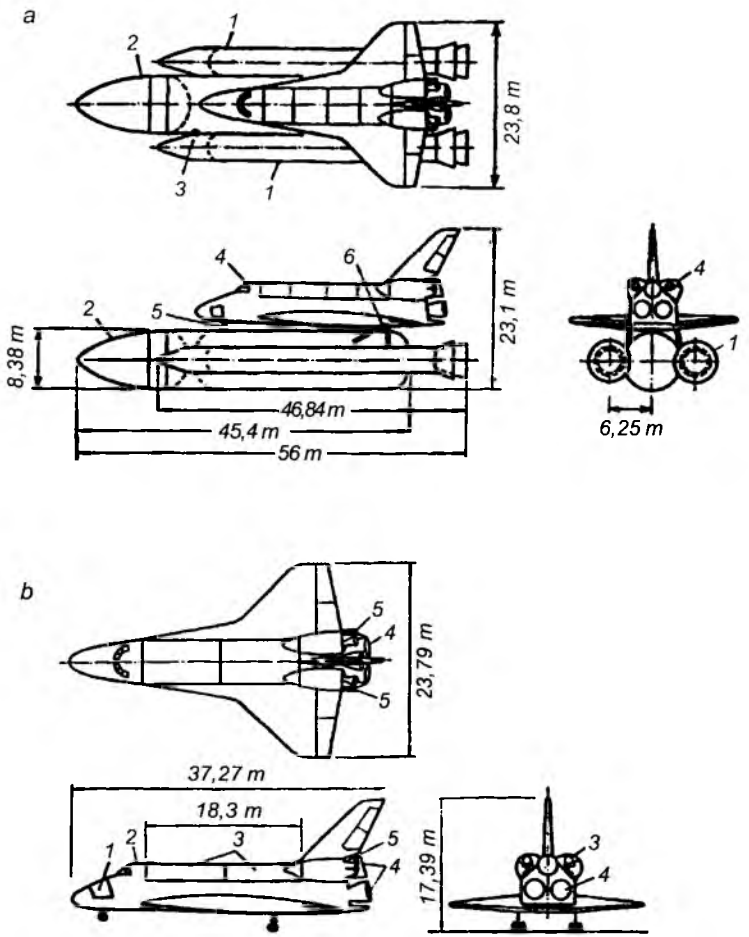


59- rasm. Ko'p marta uchirishga mo'ljallangan AQSH ning «Speys Shattl» transport kosmik kemasi.

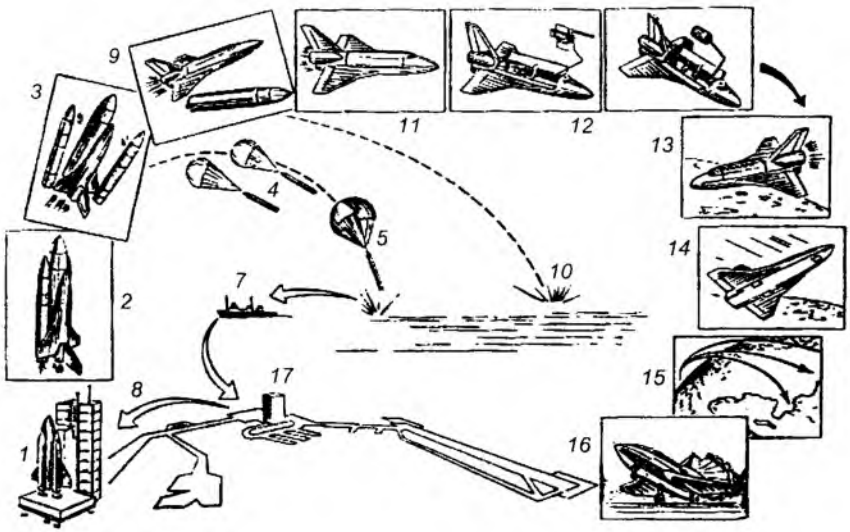
o'tkazgan tadqiqotlar va eksperimentlarning natijalarini yetkazadigan kosmik kemalardan hisoblanadi (59- rasm).

Mazkur transport kemalari, kosmik transport sistemasiga kirib, foydali yukni quyi geosentrik trayektoriyadan yuqori geosentrik trayektoriyagacha tashuvchi, orbitalararo buksir vazifasini o'tashi ham mumkin. Odatda, bunday kosmik kemalar imkoniyatidan harbiy sohada keng foydalanish ham ko'zda tutiladi: xususan, Yer atrofi fazosiga harbiy aloqa, meteorologik, razvedkachi yo'ldoshlar, harbiy maqsadda uchirilgan apparatlarning orbitasini o'zgartirish uchun buksir-kemalar, harbiy bazalar, komanda punktlari, raketalarga qarshi kosmik himoya bazalar qurish va h.k.

«Speys Shattl»ning maksimal foydali yuki 29,5 tonna atrofida bo'lib, uning ekvatorga og'maligi 28,5°, balandligi 185 km bo'lgan aylanma orbitadan Yerga tashiy oladigan maksimal yuki 14,5 tonnani tashkil etadi. Maksimal yuki bilan hisoblaganda bo'linmaning o'lchamlari 18,3 m×4,6 m (60- rasm). Bunday orbital transport kosmik kemasining (TKK) trayektoriya bo'ylab nominal uchish vaqti 7 sutka, foydalanuvchi materiallarning qo'shimcha zaxirasi bo'lgan holda esa bu vaqt 30 sutkagacha borishi mumkin.



60- rasm. «Speys Shattl» transport kemasi:
a – kemaning uchta tekislikdagi proyeksiyasi: *1* – qattiq yoqilg'ili raketa dvigateli (QYoRD, *d*=3,7 m); *2* – tashqi kislorod-vodorodli yoqilg'i baki (*d*=8,4 m); *3* – QYoRD ning tashqi bakka mahkamlangan uzeli; *4* – orbital bosqich; *5* – orbital bosqichni tashqi bakka mustahkamlashning old tuguni; *6* – orqa mustahkamlash uzeli; *b* – «Shattl» orbital bosqichi uchta proyeksiyada: *1* – suyuq yoqilg'ili oriyentatsiya dvigatelining old bloki; *2* – kabina; *3* – yuk bo'linmasining eshigi; *4* – uchta uchish suyuq yoqilg'i dvigatellari (SYoD); *5* – orbital va oriyentatsiyalovchi SYoD larning ikki orqa bloki.



61- rasm. «Shattl» kemasining uchish va qo'nish jarayonlarining sxemasi.

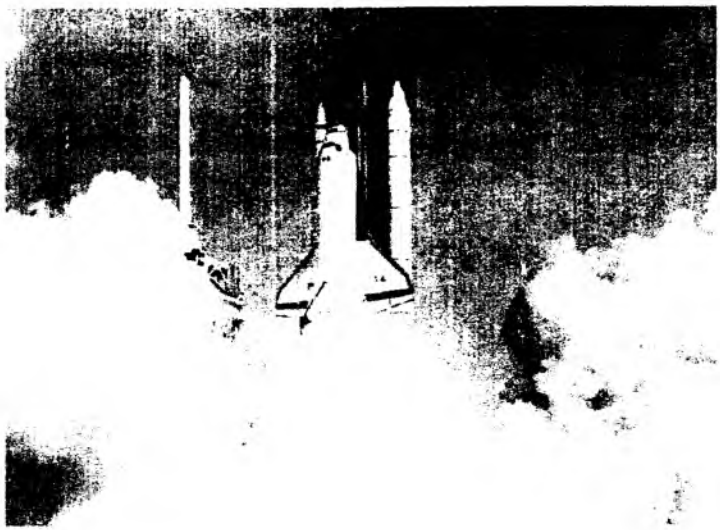
Ekipaj a'zolarining soni 7 kishidan iborat bo'lib, shundan 4 tasi tadqiqotchi va eksperimentatorlardir. «Speys Shattl»ning start oldi massasi 2000 t, uzunligi 56 m. U o'zaro parallel joylashgan ikki bosqichli va sxemadagi ko'rinishda joylashgan raketa dvigatellari yordamida uchiriladi (60- rasm). Birinchi bosqich qattiq yoqilg'ili raketa dvigatellaridan (QYoRD, *1*) tashkil topib, ikkinchi bosqich esa qanotli boshqariluvchi dvigatelning markaziy qismi *2* da joylashgan.

Orbitalararo TKK ning uchish va qo'nish jarayonlarining ketma-ketligining yuqoridagi rasmiy sxemasi keltirilgan (61- rasm). Dastlab TKK ning 2 ta qattiq yoqilg'ili dvigateli va 3 ta suyuq yoqilg'ili dvigateli ishga tushirilib (to'la tortish kuchi — 2835 t), vertikal yo'nalishda start (*1*) oldiriladi. 6 sekunddan so'ng kemaning burilishi va egilishiga (*2*) komanda beriladi. Taxminan 125 s dan so'ng 43 km balandlikda, 1,44 km/s tezlikda va trayektoriyaning ekvatordan 28° og'maligida QYRD larining bo'sh korpuslari orbital kemadan ajratiladi (*3*) va Tinch okeaniga parashyutlar orqali qo'ndriladi (*4—6* larda qo'ndirilayotgan kemaning suvga urilish tezligi — 24 m/s), keyin dvigatellar suv kemasi bortiga ortilib, start—qo'nish kompleksi tomon buksir qilinadi (*7*) va qayta (100 martagacha) foydalaniladi. Startdan so'ng

490 s o'tgach, orbitaga chiqish uchun zarur bo'lgan tezlikka 30 m/s qolganda kemaning SYoD o'chiriladi va tashqi, yoqilg'idan bo'shagan baki kemadan ajratiladi. Shundan so'ng kam tortish quvvatiga ega bo'lgan va manyovr uchun muljallangan suyuq yoqilg'ili bort dvigateli ishga tushiriladi. Yoqilg'i baki Hind okeanining uzoq rayoniga uloqtiriladi (chizmada *10*, dvigatelning narxi 1,4 mln dollar).

Kosmik apparat startidan 700 sekund o'tgach, 120 km balandlikda orbital bosqich elliptik orbitaga o'tkaziladi (*11*), orbitaning apogeyida qo'shimcha tezlik impulsi yordamida u aylanma orbitaga chiqariladi. Orbital operatsiyalar bir necha soatdan to bir oygacha davom etadi (*12*). Orbitadan chiqish uchun orbital bosqichning orqa – dum tomoni old tomonga qaratilib, suyuq yoqilg'ili dvigatel yordamida tormozlovchi tezlik impulsi beriladi (*13*). Keyin u 180° burilib yana to'g'ri turib olganda, kuchli atmosfera qarshiligiga uchraydi. So'ngra 2000 km kenglikdagi polosa ichida u yonbosh manyovrni amalga oshiradi (15). Yerdan 21 km balandlikda tushishning oxirgi uchastkasi boshlanadi va bunda uning tezligi 560–610 km/soatni tashkil qiladi. 3,5 minutdan so'ng 3 km balandlikda (536 km/soat) qo'nish «koridoriga» kirish boshlanadi. «Speys Shattl» orbitadan chiqqach, asosiy bo'linma atmosferada planerli uchish orqali samolyot kabi pasayib, start kompleksi yaqinidagi maxsus aerodromda ko'nishni amalga oshiradi. Qo'nish tezligi 330–350 km/soat chamasi bo'ladi (*16*). 14 sutkadan so'ng (160 ish soati o'tgach), ya'ni orbital bosqichi ta'mirdan chiqqach, u yana uchishga tayyor turishi kerak bo'ladi. Orbital bosqich 500 marta foydalanishga mo'ljallangan.

Alohida olingan qattiq yoqilg'ili birinchi blok bosqichining massasi 584 t, uzunligi 45,7 m, diametri 3,71 m. O'rtacha tortish kuchi 12,4 MN, ishlash vaqti 122 s. TKK ning orbital bosqichi 111 t, uzunligi 37,3 m, kil bo'yicha balandligi 17,3 m, qanotini yoyganda uning uzunligi 23,8 m bo'lib, tovush tezligidan katta tezlik bilan uchishda va aerodinamik sifat bilan kemaning qo'nishida katta ahamiyat kasb etadi. Orbital bosqichning asosiy dvigateli uchta kislorod va vodorodli suyuq yoqilg'ili raketa dvigateli bo'lib, uzluksiz ishlash vaqti 8 minutni tashkil qiladi, umumiy ish resursi 7,5 soat bo'lib, uning SYoD i 55 marta uchishga mo'ljallangan. Bu bosqichdagi turli manyovrlarga mo'ljallangan, tortish kuchlari 27 kN dan bo'lgan 2 ta SYoD va 44 ta shunday yoqilg'ili va tortish kuchi 3, 9 yoki 11 kN gacha bo'lgan oriyentirlovchi dvigatellar azotning to'rt oksidi va monometil-gidrozinda ishlaydi. Ekipaj xonasida ikki gazli (20% O va 80% li N) at-



62- rasm. «Speys Shattl»ning kosmosga start payti.

mosfera, 100 kPa bosimda (100 kPA ≈ 1 atm) yaratiladi. Tashqi yoqilg'i bakining massasi 736 t, uzunligi 46,8 m, diametri 8,4 m. U orbital otsekdan deyarli o'shanday tezlik bilan ajragach, Yer atmosferasida ballistik trayektoriya bo'yicha tushayotib, qisman yemiriladi va okeanga qulab tushadi.

Adabiyotlarda «Speys Shattl» orbitalararo transport kosmik kemasining «Kolumbiya», «Chilenjer» va »Diskaveri» rusumidagi kosmik apparatlari uchganligi yoritilgan.

«Energiya—Bo'ron» orbital kemasi. Sobiq Ittifoq 1987-yilning noyabrida orbitaga quvvatli «Energiya» raketasi yordamida o'zining birinchi ko'p marta foydalanuvchi «Bo'ron» orbital kemasini uchirdi. Tashqi ko'rinishidan u «Speys Shattl»ni eslatsa-da, aslida u ikki bosqichli parallel holda joylashgan raketa bosqichlari va orbital kemadan tashkil topgan. Yerga qaytib keladigan kema samolyot shaklida yasalgan. Kemaning bunday shakli uni aerodinamika, mustahkamlik va yuqori haroratdan himoya qilish, uchishda boshqarish va muqimligini saqlash yuzasidan talablarga javob berishini mo'ljallab qilingan.

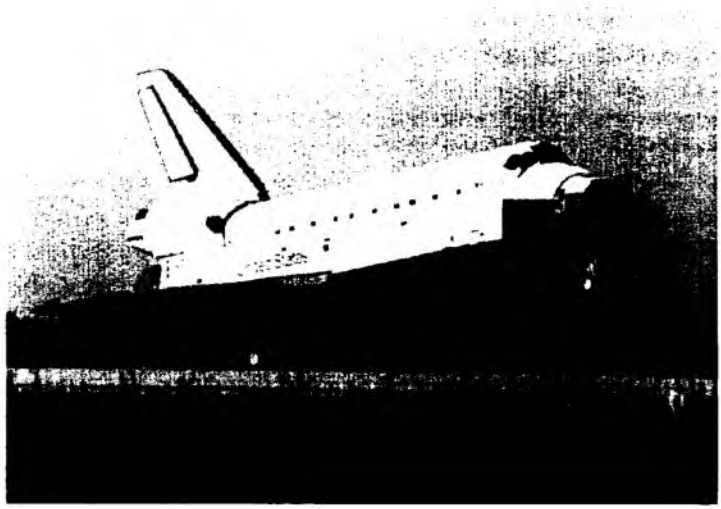
Orbitalararo transport kosmik kemasi (TKK) «Speys Shattl»dan farqli o'laroq, transport «Energiya—Bo'ron» kemasida ikkinchi bos-

qichning dvigatellari (marsh dvigatellari) kemada emas, balki raketa blokida joylashgan. Qattiq yoqilg'ili birinchi bosqich dvigatellari o'rniga uyg'unlashtirilgan raketa bloki kislorod va uglevodorod suyuqliklarida ishlaydi. Orbital kemada uni uchirish va qo'ndirishning avtomatik tizimi qo'llanilgan.

Universal «Energiya—Bo'ron» kosmik tizimi qator qulayliklar va noyob imkoniyatlarga ega. U yukli variantda (orbital kemasiz) orbitaga 100 tonnagacha foydali yukni olib chiqa oladi, boshqacha aytganda u yuqori quvvatli «Proton» raketasining orbitaga olib chiqa oladigan yukidan 5 baravar ortiq yukni orbitaga olib chiqa oladi. Unga maxsus tezlatuvchi blok o'rnatilganda esa u geostatsionar orbitaga olib chiqadigan foydali yukning massasi 18 t ni tashkil etib, Oyga uchishda 32 t ni, Mars yoki Veneraga yo'l olganda esa bir necha o'n tonnani tashkil eta oladi. «Bo'ron» orbital kosmik kemasining yuk bo'linmasi temiryo'l vagoni kabi yirik bo'lib, u Yer atrofi orbitasiga 30 tonnagacha foydali yukni olib chiqishi mumkin. Mo'ljallangan ekipaj soni 2—4 tagacha bo'lishiga qaramay, turli ishlarni bajarish uchun u orbitaga bir necha mutaxassisni olib chiqa oladi. Kemani dastlabki bosqichda avtonom uchirish 7 sutkaga mo'ljallangan bo'lib, keyinchalik, bu muddat 30 sutkagacha borishi mumkin.

Kosmik kemani orbitaga olib chiqish sxemasiga ko'ra, u suborbital tezlikka erishgach, uchiruvchi-raketani ajratib, uni Tinch okeani akvatoriysiga qo'ndirish ham nazarda tutilgan. Bu yo'l orqali kosmosni yirik gabaritli raketa bosqichlari bilan ifloslantirishning oldi olinadi. Stansiyani zaruriy orbital tezlikkacha tezlashtirish kemaning maxsus dvigatel qurilmasi yordamida amalga oshiriladi. Agar unga o'z orbitasidan boshqa orbitaga o'tish yoki orbitadan chiqib Yerga tushish zaruriyati tug'ilsa, unda kerakli manyovrlar, yoqilg'i zaxirasi hisobiga bort dvigatellari yordamida amalga oshiriladi. Orbital samolyotning Yerga qo'nishi oddiy samolyotning qo'nishi kabi bajariladi. Buning uchun Boyqo'ng'ir kosmodromi yaqinida uzunligi 5 km, kengligi 80 m bo'lgan qo'nish polosasi tayorlangan. 63- rasmda AQSH orbital samolyotining avtonom qo'ndirilishi payti tasvirlangan.

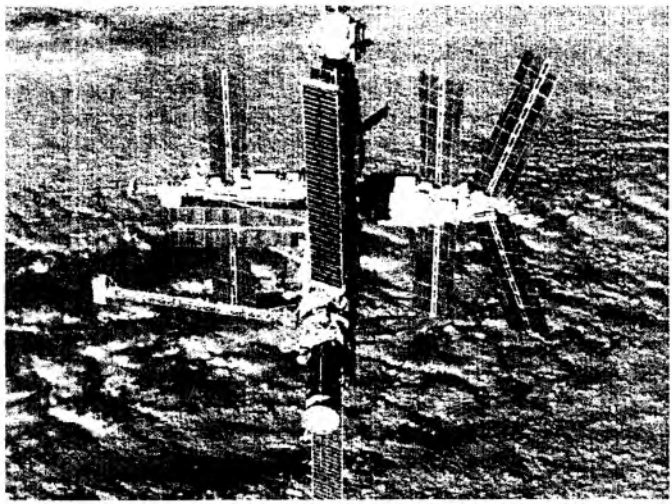
Apparatni uchirishda uning ekspluatatsiya sarfini keskin kamaytirish maqsadida, birinchi bosqich raketasini asrab qolish uchun uning bloklaridan qayta foydalanish yo'lga qo'yilgan. Shunga qaramay, «Energiya—Bo'ron» tizimi juda qimmatbaho bo'lib, uning yaratilishiga 13 mlrd dollar sarflangan.



63- rasm. Orbital samolyotning yerga qo'ndirilishi.

Xalqaro kosmik stansiya (XKS). «Salyut», »Skayleb» va «Mir» orbital stansiyalaridan so'ng Yevropa kosmik agentligi AQSHning NASA va Rossiya Federatsiyasining kosmik agentliklari yordamida birinchi Xalqaro kosmik stansiyani qurishga kirishdilar.Uning baza xizmatini o'tovchi «Zarya» orbital stansiyasi Rossiyaning «Salyut» konstruktorlik byurosi va M.V. Xrunichev nomidagi davlat kosmik ilmiy ishlab chiqarish markazi zavodi tomonidan loyihalashtirilib, so'ngra uning qoshida tayorlandi va sinovdan o'tkazildi. Xalqaro kosmik stansiya asosini tashkil etgan va ba'zan «Alfa» ham deb yuritiladigan «Zarya» orbital stansiyasi kosmosga 1998-yili muvaffaqiyatli uchirildi. Uning Quyosh batareyalarining umumiy maydoni yuzlab kvadrat metrni tashkil etadi (64- rasm).

1998-yilning oxirida amerikaning ko'p marta uchiriluvchi transport kosmik kemasi «Shattl» XKS orbitasiga «Yuniti» (Birlik) deb ataluvchi amerika modulini olib chiqib, maxsus bort manipulyatori yordamida, oldindan orbitaga chiqarilgan Rossiyaning «Zarya» moduli bilan tutashtirilishiga muvaffaq bo'lindi. «Zarya» modulining diametri 4,1 m, uzunligi 12,6 m, massasi 20 t, ichki hajmi esa 80 m^3 bo'lib, orbitada kafolatlangan ishlash vaqti 15 yilni tashkil etadi. «Zarya» «Yuniti» moduli bilan tutashtirilgach, ularning umumiy uzunligi 23 m ga yetdi.



64- rasm. Xalqaro kosmik stansiyaning (XKS) tashqi ko'rinishi.

Xalqaro kosmik stansiyaning Rossiyada loyihalashtirilgan uchinchi «Zvezda» modulining uchirilishi mablag'ning yetishmasligi tufayli 1998-yildan 1999-yilning may oyiga, so'ngra mazkur yilning noyabr oyiga, keyinroq esa 2000-yilning yanvariga qoldirildi (ushbu modulning narxi 320 mln dollarni tashkil etadi). Va, nihoyat, «Zvezda» uchirilgach, uchta modulning birgalikdagi massasi 50 tonnani, uzunligi 31 m ni tashkil etdi. Jami bo'lib, XKS ga 30 ga yaqin modul chiqarilishi mo'ljallangan, unda uning to'la massasi 450 tonnani, kengligi 74 m, ichki hajmi 1200 m^3 ni, uzunligi esa 117 m ni tashkil yetib, 16 mamlakat ishtirokidagi stansiyani qurish bo'yicha xarajatlar 100—114 mlrd dollarni tashkil etadi (RF sining ulushi 3,5 mlrd dollarga teng). Rossiyaning «Zvezda» modeli 3 ta germetik bo'linmadan iborat bo'lib, markaziy — eng katta bo'linmasida dvigatel qurilmalarini boshqarish pulti qulay joylashgan. Mazkur boshqarish pulti yordamida stansiyaning orbitasi balandligini ko'tarish va tushirish, manyovr operatsiyalarini bajarish mumkin. Shu yerning o'zida suv bilan ta'minlash uchun uning zahirasi, ovqatlanish stoli, individual kayutalar, tualet mavjud. Sharsimon ikkinchi bo'linma bir necha tutashtiruvchi agregatga ega. U yerga yuk tashuvchi «Progress» kemasi uzoq davom etadigan ekspeditsiya uchun zaruriy narsalarni olib keladi. 1999-yili orbitaga 7 kishilik ekipaji bo'lgan «Zarya»-«Yuniti» kosmik

kemasi tashrif buyurdi. 2000-yilning oxirida XKS birinchi marta stansiyada uzoq muddat bo'luvchi «Soyuz» tipidagi xalqaro ekipajni qabul qiladi. Keyinchalik, stansiyaga AQSH ning «Shattl» va Rossiyaning «Progress» yuk kemalari tashrif buyurdi. Stansiyani tashqi tomondan chiqib ko'rish va ta'mirlash zaruriyati tug'ilganda, relsli telejka ochiq kosmosda erkin harakatlana olishini ta'minlash maqsadida u yerga balkali prokladkalar yotqizilgan. Shuningdek, stansiya ichida tepa va pastlik haqida tasavvurni shakllantirish uchun stansiyaning ichki qismida devor bo'yicha vertikal shkaflar o'rnatilgan bo'lib, «poli» «shift»ga nisbatan to'qroq bo'yalganligi bilan ajralib turadi.

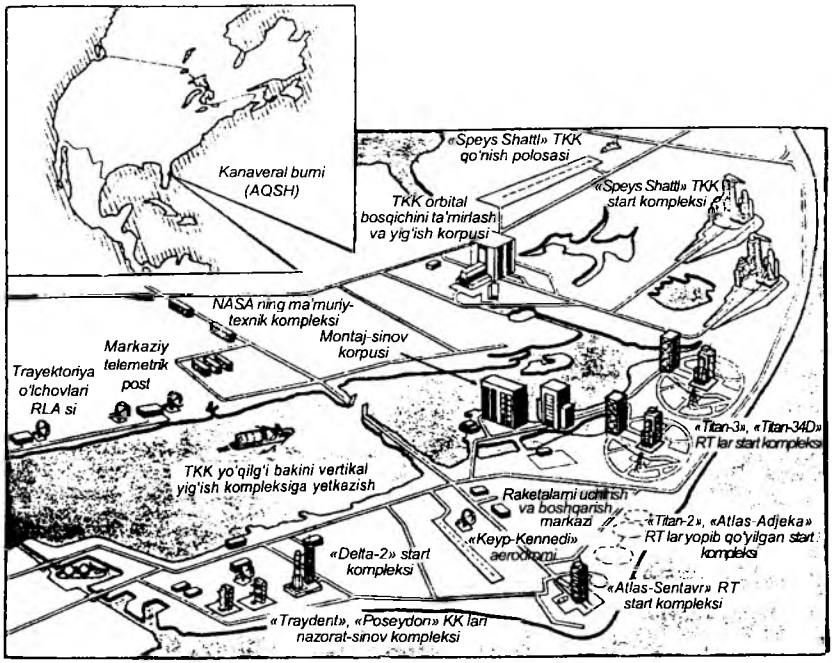
3- §. AQSH va Rossiyaning kosmodromlari

AQSH Xalqaro havo kuchlarining (XHK) *Sharqiy sinov poligoni* (SHSP) Florida yarimoroli qirg'oqlarida joylashgan bo'lib, 400 km^2 li maydonni egallaydi. Uning joylashish koordinatalari – geografik kengligi 28°30′, g'arbiy uzunligi 80°36′. Kosmodrom Kanaveral burni va Merrit orolida joylashgan bo'lib, 30 dan ortiq start kompleksiga ega (65- rasm).

Atlantika okeanining 20 km ga cho'zilgan qirg'og'i orollari va akvatoriylarida 15 taga yaqin komanda-o'lchov (komandno-izmeritelniy) komplekslari joy olgan. Ular kosmik apparatlarni orbitaga chiqarish jarayonini kuzatish uchun telemetrik axborotlarni olish, shuningdek, kosmik apparatlarning xavfsizligini ta'minlovchi optik, telemetrik va radiolokatsion qurilmalar bilan jihozlangan. Sharqiy sinov poligoni – AQSH XHK va Astronavtika va kosmik fazoni tadqiq etish bo'yicha Milliy boshqarmasining (NASA) raketa-kosmik markazi – kosmodromlari sanaladi.

Mazkur poligon uchun joy sifatida Kanaveral burni 1946-yildayoq tanlangan edi. 1950-yildan buyon bu yerda AQSH ning deyarli barcha boshqariluvchi ballistik raketalari sinovdan o'tkaziladi. 1961-yili AQSH Kongressi prezident Kennedining kosmik apparatlarni Oyga uchirish va unga kosmonavtlarni qo'ndirish rejasini tasdiqladi. Shu munosabat bilan NASA Kanaveral burnining shimoliy qismida va Merrit orolida o'zining xususiy kosmodromini qurishga kirishdi. Keyinchalik, NASA kosmodromi *Shimoliy sinov poligoni* territoriyasining 60% ini egalladi.

AQSH *G'arbiy sinov poligoni* Tinch okeanining qirg'oqlarida joylashgan bo'lib, Kaliforniya rayonidagi bir necha orolni o'z ichiga ola-



65- rasm. AQSH ning Kanaveral burnidadagi Sharqiy sinov poligoni (kosmodromi).

di. Uning geografik kengligi 34°40′, g'arbiy uzunligi esa, 120°40′ ni tashkil etadi. Bulardan tashqari, poligonga tegishli qurilmalar Gavayi orollari va Tinch okeanining 7 ta oroliga joylashtirilgan. G'arbiy sinov poligonining markazi Los-Anjeles shahridan 250 km shimoli-g'arb tomonda joylashgan Vandenberg bazasidan o'rin olgan. Mazkur kosmodromdan birinchi marta 1959-yil 28-fevralda «Diskaveri-1» uchirildi. Ayni paytda G'arbiy sinov poligoni 53 ta start kompleksiga ega.

G'arbiy sinov poligoni geografik o'rniga ko'ra, 82° dan 105° gacha og'malikda (ekvatorga nisbatan) Yerning sun'iy yo'ldoshlarini uchirish imkoniyatiga ega.

Uollops (Wallops) kosmodromi – Virjiniya shtati va Uollops orolidan joy olgan. AQSH ning bu kosmodromi geografik kengligi 37°50′ va g'arbiy uzunligi 75°30′. U Merelend shtatiga qarashli bo'lib, Solsberi shahridan 65 km janubi-sharqda joylashgan. 1945-yilning 4-iyulida undan birinchi raketa uchirilgan. Mazkur kosmodrom 1958-yili

NASA ning Uollops ilmiy-tadqiqot sinov Markaziga qo'shib olingan va 1974-yilda u Uollops kosmik uchishlar Markazi deb e'lon qilingan. Undan «Skaut» eltuvchi raketa yordamida uncha katta bo'lmagan birinchi sun'iy yo'ldosh orbitaga chiqarilgan. Uollops orolida 6 ta start kompleksi joylashgan. 1991-yildan Uollops kosmodromi Goddard ilmiy-tekshirish sinov Markazining tarkibiga kiritilgan.

Boyqo'ng'ir (Baykanur) kosmodromi. Sobiq Ittifoqning Qozog'iston Respublikasi Qizil O'rda viloyati territoriyasidagi kosmodromi, 1955-yilda asos solingan. Boyqo'ng'irning asosiy yordamchi obyektlari juda katta maydonni egallaydi. Kosmodromning asosiy obyektlari hisoblanmish raketalarning start komplekslari, komanda-o'lchov punktlari, maxsus texnologik qurilmalar, raketa va kosmik apparatlarni yig'ish binolari, ularni uchirish qurilmalariga eltishni ta'minlovchi yo'laklaridan, uchiriluvchi raketalar va kosmik apparatlarni yonilg'i bilan ta'minlash va sinash, shuningdek, ularni orbitaning aktiv uchastkalaridagi faoliyatlarini nazorat qiluvchi kosmodromning o'lchov-komplekslari vositalaridan tashkil topadi.

Yordamchi obyektlarga yoqilg'i komponentalarini asrash, suyuq kislorod va azot ishlab chiqarish zavodlari, ularni energiya, suv, aloqa va televideniye bilan ta'minlash tizimlari kiradi. Boyqonurdan kosmosga dunyoda birinchi kosmik raketa 1957-yilning 4-oktabrida yo'l olgan edi. U orbitaga birinchi Yer sun'iy yo'ldoshini olib chiqdi. Shuningdek bu yerdan Oyning, Quyoshning, Veneraning sun'iy yo'ldoshlari va boshqa ko'plab kosmik kemalar uchirilgan. Xususan, «Vostok», «Vosxod», «Soyuz», »Progress» kosmik kemalari, «Salyut», »Mir» orbital stansiyalari,»Kosmos» seriyali sun'iy yo'ldoshlar, «Meteor», «Zond», «Prognoz» rusumidagi meteorologik, «Molniya», «Ekran», «Gorizont», «Raduga» va boshqa shu tipdagi aloqa yo'ldoshlari orbitaga chiqarilgan. Planetalardan Venera, Mars va Oyni tadqiq etuvchi kosmik apparatlarning uchiruvchi raketalari ham Boyqonur kosmodromidan start olgan.

Kapustin-Yar kosmodromi – sobiq Ittifoqning 1946-yilda asos solingan kosmodromi bo'lib, 1948–1956-yillarda kosmodromda akademik S.P. Korolyov rahbarligida birinchi sovet ballistik va geofizik raketalari sinovdan o'tkazilgan. Mazkur kosmodromda «Kosmos» seriyasidagi, «Interkosmos» va geofizik hamda ilmiy-tadqiqot raketalarni uchirish uchun start komplekslari joylashgan. Shuningdek, orbitaga uchishning aktiv qismida uchiruvchi-raketalarning uchish para-

metrlarini o'lchash va nazorat qilish uchun radiotexnik sistemalar bilan qurollangan o'lchov punktlari mavjud.

Kosmodromdan «Vertikal »tipidagi geodezik, Hindistonning «Ariabxata» va «Bxaskara» hamda Fransiyaning «Sneg-3» rusumidagi sun'iy yo'ldoshlari uchirilgan.

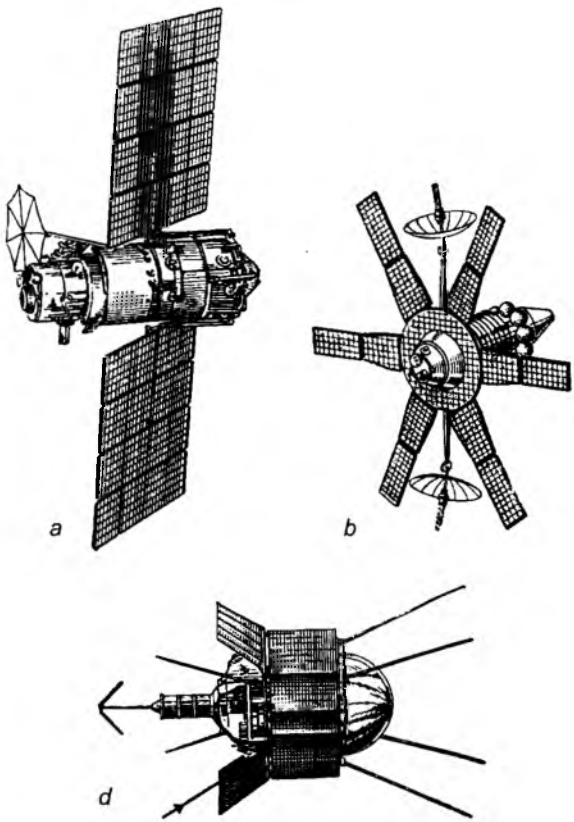
Plesesk kosmodromi – 1960-yilda tashkil etilgan sobiq Ittifoq kosmodromi. Pleseskda bir qator texnik pozitsiyalar, start komplekslari, Yer sun'iy yo'ldoshlari trayektoriyasining aktiv uchastkasida uchiruvchi raketalarning uchish bo'yicha parametrlarini radiotexnik yo'l bilan o'lchash sistemalari joylashgan. Plesesk kosmodromidan «Kosmos» seriyasidagi turli ilmiy-tadqiqot va tabiiy resurslarni o'rganish yo'ldoshlari, «Molniya» tipidagi aloqa, «Meteor» rusumidagi meteorologik va «Interkosmos» seriyasidagi ko'plab sun'iy yo'ldoshlar uchirilgan.

4- §. Yer sun'iy yo'ldoshlarining turlari va ularning amaliy ahamiyati

Yer sun'iy yo'ldoshlari maqsad va vazifalariga ko'ra, asosan, ikki guruhga bo'linadi. Yo'ldoshlarning katta guruhi amaliy maqsadlar uchun qo'llanilib,ularga aloqa yo'ldoshlari, planetamiz resurslarini o'rganish, meteorologik, geodezik va navigatsion yo'ldoshlar kiradi. Boshqa bir guruh yo'ldoshlar astronomik tadqiqotlar olib borishni maqsad qilganlar.

1. Meteorologik yo'ldoshlar va Yer resurslarini tadqiq qilish programmalari. Metereologik kuzatishlar uchun chiqarilgan yo'ldoshlar, Yer sharining aksariyat qismini kuzatishga ulgurib, ob-havo prognozi bo'yicha ham katta yutuqqa erishgan.

Metereologik sun'iy yo'ldoshning orbitasini tanlash YSY lari harakatlarining umumiy hisoblash qonuniyatlari va bunday yo'ldoshlardan olinishi mo'ljallanayotgan axborotning xarakterini hisobga olib amalga oshiriladi. Bunday yo'ldoshlar orbitalarining parametrlari, ularning texnik imkoniyatlaridan tashqari, bir vaqtning o'zida orbitada ishga tushirilgan SY larning soniga ko'ra ham tanlanadi. Yer sharining 70% iga yaqini suv bilan qoplanib, bu rayonlarda meteostansiyalarning yo'qligi tufayli meteoyo'ldoshlarning planetamizning ob-havosi to'g'risida bergan prognozlari muhim amaliy ahamiyat kasb etadi (66- rasm). Ob-havo to'g'risida oldindan e'lon qilingan ma'lumotlar chorvachilik, dengiz va havo kemalari harakati, dengiz va



66- rasm. Meteorologik sun'iy yo'ldoshlar:
a – «Meteor»; *b* – «Molniya-1»; *d* – «Kosmos-97».

ko'llarning muz bilan qoplanishi, shuningdek, turli bo'ron va shtormlar keltiradigan zararning oldini olishda katta iqtisodiy tejam berishi bilan foydali hisoblanadi. Ayniqsa, ob-havo haqida planetamiznig deyarli barcha rayonlari bo'yicha uzoq va qisqa muddatli prognozlari turli halokatli hodisalarning oldini olishga katta yordam beradi. AQSH kosmik tadqiqotlar markazi NASA ning xabar qilishicha, ob-havo prognozi haqidagi ma'lumotlarning Nimbus sun'iy yo'ldoshi tomonidan sifatli aniqlanishi yiliga 2 mln dollardan ortiq foyda beradi. Sobiq Ittifoqning «Meteor» rusumidagi bunday yo'ldoshlari Yer sirtini infraqizil radiometr (8–12 mkm va 11,10–18,70 mkm li

to'lqinlarda ishlaydigan) va televizion apparaturada (0,5–0,7 mkm li to'lqin uzunliklarida) juda katta regionlarining rasmini olishga ulguradi. Balandligi 900 km ni tashkil etgan aylanma orbitali bunday yo'ldosh («Meteor-2»)ning Yer atrofida aylanish davri 102,5 min bo'lib, bu davrda Yer, o'z o'qi atrofida 25,6° ga buriladi. Bu, ekvatorda taxminan 2800 km ga, Moskva kengligida esa 1500 km ga to'g'ri keladi.

Oqibatda, bunday yo'ldoshning ilmiy apparaturalari yordamida Yerni kuzatish kengligi juda katta bo'lib, TV-apparaturada 2100–2200 km ni, infraqizil apparaturada esa 2600 km ni tashkil etadi. Ikki yo'ldoshdan iborat meteorolik tizimni yaratishda, ularning chiqish uzellarining uzunligi bo'yicha farqi 90–100 km ni tashkil etgan, uchta SY dan yaratilgan tizimda esa bu farq 60 km ni tashkil etib, Yer sirtini to'la rasmga olishga va ob-havo to'g'risida yetarlicha aniq axborot berish imkoniga ega bo'ladi. Bunday yo'ldoshlarning aksariyati qutb atrofi (unga juda yaqindan o'tuvchi) orbitalar bo'lib, ularning ekvatorga og'maligi 81–82° ni tashkil etadi. Meteoyo'ldoshlarning boshqa bir turi *quyosh-sinxron yo'ldoshlar* deyilib, ular tekisliklarining Yer ekvatoriga og'maligi 90–100° atrofida bo'ladi. Bunday yo'ldoshlar sutkasiga Yer sirtining 70–80% qamragan qismdan ikki marta axborot uzatishi mumkin. Bunda planetaning ma'lum rayonidan informatsiyani har olti soatlik interval bilan qabul qilish imkoni vujudga keladi.

2. Nimbus meteorologik yo'ldoshi bazasida Yer tabiiy resurslarini o'rganish uchun ERTS (Yer sirti eksperimental tadqiqotchisi) amerika sun'iy yo'ldoshi uchirildi. Bunday yo'ldoshlar yordamida:

– qishloq xo'jaligi sohasida yig'ilgan axborot, yerdan foydalanishni rejalashtirish, don ekinlari kasalliklarini aniqlash, irrigatsiya tizimini rejalashtirishda keng qo'llaniladi;

– geologiya-qidiruv ishlari, yerdagi muzliklar va vulqonlar faoliyatini o'rganish, yer qimirlashlari haqida, neft va boshqa foydali minerallarning joylarini aniqlash bo'yicha ma'lumotlarni qo'lga kiritadilar;

– gidrologlar suv basseynlarining ifloslanish darajasi, ko'l va boshqa rezervuarlarda suvning sathi hamda qorliklar, yomg'ir suvlari sathini aniqlash va nazorat qilish, joylarni suv bosish xavfini oldindan aniqlash kabi muhim vazifalarni bajaradilar;

– okeanograflar, orbitadagi yo'ldoshlarga o'rnatilgan apparatlar yordamida, okean suvi harorati, baliqlarning to'dalanish joylari, sav-

do flotlari uchun dengizda ob-havo qulayligi, uzoq vaqtga qo'llanilishi mo'ljallangan dengiz xaritalarini tuzish, kemalar uchun shimolda muz qatlami qalinligini aniqlash, aysberglar bilan uchrashish xavfini oldini olish bo'yicha ma'lumotlar oladilar;

– yo'ldoshlardagi geografik datchiklar yer sirtining tabiat va inson faoliyati tomonidan o'zgartirilishi bois ro'y beradigan o'zgarishlarining xaritasini yaratadilar. Bunday xaritalar shaharlar qurilishi va transport vositalari uchun yo'l qurilishiga doir talay qimmatli ma'lumotlar bilan mutaxassislarni qurollantiradi.

Yer atrofiga 1972-yilning iyunida deyarli qutb tekisligidan o'tuvchi quyosh-sinxron orbitasiga chiqarilgan ERTS-1 yo'ldoshi Yer atrofini sutkasiga 14 marta aylanib va har 18 kunda Yerning aniq bir rayoni ustidan uchib o'tib, uning sirtini 90 metrlik aniqlikda kuzatadi va sutkasiga 188 ta rasm oldi. U taxminan 1 yilcha ishlatishga mo'ljallanib, 33 ta mamlakatning buyurtmasini bajardi. Bu davr oralig'ida yo'ldosh Yer sirtining 60 000 ga yaqin sifatli rasmlarini olishga ulgurdi. Yer sirtida, uning konturining xarakteri va rangiga ko'ra, Kanadada nikel konini, Pokistonda esa mis konini topishga ulgurdi. Bu seriyadagi shunga o'xshash uchirilgan ko'plab yo'ldoshlar Yerning tabiiy resurslari va ularning holatiga tegishli yuzlab yangiliklarni ochdilar.

3. Aloqa yo'ldoshlari. 1964-yildayoq qit'alararo yo'ldoshlar orqali aloqa Xalqaro tashkiloti (Intelstat) tuzilib, bunday aloqaning 95% i Amerika firmalari tomonidan amalga oshirildi. 1973-yildayoq, Intelstat tizimining boshqa «Intelstat-4» yo'ldoshi yordamida, uning yerdagi 73 stansiyasi (jami 91 antennali) yordamida 55 mamlakat orasida televizion aloqa amalga oshirildi.

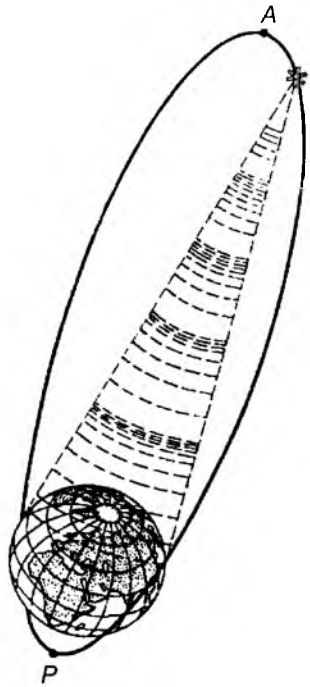
1977–1978- yillarda «Intelstat-5» tizimining aloqa yo'ldoshlari ishga tushirilib, uning yo'ldoshlaridan har biri bir vaqtning o'zida 30 000 gacha telefon aloqa kanaliga xizmat qila oldi. Bu tizimning programmasi, taxminan 266–305 million dollarga tushgan. 1970 yilda oddiy telefon aloqasi kabeli bo'yicha bir vaqtning o'zida atigi 720 tagina kanal bo'yicha aloqa amalga oshirilar edi xolos.

1960–1980-yillarda sobiq Ittifoqda ishga tushirilgan «Molniya» hamda «Orbita» aloqa tizimining «Raduga» va «Gorizont» rusumidagi elliptik va geostatsionar orbitalarga chiqarilgan yo'ldoshlari telefon tarmog'ining hajmi 450 dupleksli telefon kanaliga ega bo'lib, bu yerdagi telefon tarmog'ining 2,5 milliondan ortiq kanalokilometriga ekvivalentdir. «Orbita» stansiyasi tizimining parabolik antennasining diametri 12 m bo'lib, u azimut va balandlik bo'yicha erkin

harakatlana oladi va YSY larini katta aniqlikda (xatosi – atigi bir necha yoy minuti) kuzatadi.

Xususan, sobiq Ittifoqning «Molniya» tipidagi apparatlarning uzunligi 4,4 m, korpusining dametri 1,4 m, Quyosh batareyalari qanotlarining ochilgan holatidagi uzunligi 8,6 m ni tashkil etadi (66-*b* rasm).

Bunday rusumdagi bir qancha yo'ldoshlar, asosan, Yerning shimoliy yarimsharidagi mamlakatlar uchun TV-programmalarni va telefon, telegraf va fototelegraf bo'yicha radioaloqalarni amalga oshirishga qaratilgan. Bu yo'ldoshlar bort retranslatorlari bilan jihozlangan bo'lib, ular to'lqin uzunligi desimetrli dipazonda, ya'ni 800–1000 MHz li chastotalarda faoliyat ko'rsatadi. «Molniya» YSY lari apogeylari shimoliy yarimsharda juda katta balandliklarda joylashgan bo'lib, aksariyatining balandligi 40 000 km dan ortiq (perigeyi 450–460 km, ekvator tekisligiga og'maligi 62,8°–65,5°, davri 12 soat) bo'lgan elliptik sinxron orbitaga chiqariladi (67- rasm). Bunday sharoitda, yo'ldosh Yerning shimoliy yarimsharida yotgan sobiq Ittifoq va boshqa mamlakatlar uchun davomiyligi 8–10 soatga teng bo'lgan aloqa seansini ta'minlay oladi. Bunday orbitada joylashgan 3 ta YSY dan tashkil topgan tizim, uzluksiz ravishda sutka davomida aloqani tiklab tura oladi.



67- rasm. Salkam 35 800 km balandlikdan yerusti rayonlari orasidagi aloqalarni tiklaydigan sun'iy yo'ldoshlarning («Molniya», «Raduga», «Intelstat» va boshqalar) vakili orbitasi.

4. Astronomik yo'ldoshlar. Kosmik texnikaning keskin rivojlanishi astronomik tadqiqotlarning inqilobiga olib keldi. Gap shundaki, kosmonavtika ochgan imkoniyatlarga qadar, kosmik obyektlarni Yerdagi kuzatish asboblari, elektromagnit nurlanishlarining faqat optik va qisman radiodiapazonlardagina o'rganish imkonini berardi, xolos. Nurlanish spektrining infraqizil, ultrabinafsha, rentgen va gamma diapazonlariga tegishli nurlanishlar atmosfera tarkibiga kiruvchi suv bug'lari, azot, kislorod va boshqa havo molekulalari tomonidan yutib qoli-

nar edi. Uzun to'lqinli radionurlanishlar ham ionosferada qaytarilib, bunday zona ularni Yergacha yetib kelishlariga imkon bermaydi. Shu bois, faqat astronomik yo'ldoshlarni Yer atmosferasidan tashqariga chiqarish yordamidagina osmon jismlarini undan o'ta olmaydigan eslatilgan nurlarida o'rganish imkonini paydo qildi va astronomiyaning bu bo'limi *Yerdan tashqi astronomiya* degan nom oldi.

AQSH da bir guruh astronomik yo'ldoshlar, 1960-yillardan orbitaga chiqarila boshlandi. Bular, birinchi navbatda, orbital astronomik observatoriyalar (OAO), rentgen va gamma-diapazonlarda osmon obyektlarini o'rganish uchun uchirilgan Quyosh astrofizik stansiyalari (SAS), orbital Quyosh observatoriyalari (OSO) bo'ldi. Astronomlar OAO yo'ldoshlarida osmonni ultrabinafsha va rentgen nurlarida kuzatishni 1959-yilda boshladilar.

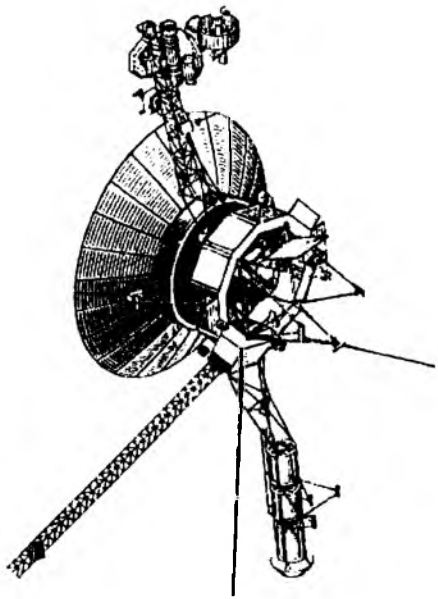
Planetalardan Venera, Mars, Yupiter, Saturn va Uranni ultrabinafsha va ko'zga ko'rinadigan nurlarda (jumladan, «Voyajer» tipidagi, 68- rasm) o'rganish 1960—1970-yillarda olib borildi. N. Kopernikning tug'ilganiga 500 yil to'lishi munosabati bilan uchirilgan ikki tonnalik «OAO-3» yo'ldoshida 80 santimetrlik ultrabinafsha teleskop (yo'nalish aniqligi 0,1), shuningdek, inglizlar tomonidan yaratilgan rentgen nurlanishlarda kuzatadigan teleskop o'rnatilgan bo'lib, uni orbitaga chiqarish 176 mln ga dollarga tushdi.

Spektrning rentgen va gamma diapazonlarida kosmik tadqiqotlar uchun maxsus chiqarilgan SAS yo'ldoshidan (ulardan birinchisi SAS A — «Uxuru» deb atalgan) 1970-yilning dekabrida ekvatorga 3° burchak ostida aylanma orbitaga chiqarildi. Uning og'irligi 175,5 kg bo'lib, shundan 70 kilogrami ikkita rentgen nurlanishni qayd qiluvchi detektorga to'g'ri keladi. Ungacha osmonda 35 tagina rentgen manba ochilgan bo'lsa, 1973-yilning oxiridagi ro'yxatda bunday obyektlar soni 163 taga yetdi. SAS A orbital stansiyasi yordamida Katta Magellan Bulutida topilgan mashhur MMO X-1 rentgen obyektining quvvati juda katta bo'lib, uning nurlanish energiyasi 10 erg/s ga teng bo'lib chiqdi. Mazkur stansiya galaktikamizdan tashqaridagi 40 dan ortiq rentgen obyektni topdi. Ayniqsa, ayrim galaktikalar g'uji chegarasida rentgen diapazonida kuzatilgan va juda katta maydonni egallagan obyektlarning topilishi olimlar uchun hozirgacha hayron qolarlidir.

5. Kosmosni o'zlashtirishning yaqin istiqbollari. Yer atrofi zonasini o'ta zaharli va radioaktiv chiqindilardan tozalash ham kosmonavtika tomonidan hal etilishi lozim bo'lgan bugungi kunning dolzarb masalalaridan hisoblanadi. Achinarli joyi shundaki, to hozirga qadar

o'ta zaharli va radioaktiv chiqindilardan qutulish maqsadida, ular Yerda maxsus ajratilgan «mozorlar»da (ishlatib bo'lingan shaxtalar, okean tubidan maxsus ajratilgan joylarda) ko'milar edi. Ammo bu tadbirlar minglab yillar davomida planetamiz biologik sferasi uchun katta xavfliligini saqlab qolishini inobatga olib, kelgusida bunday chiqindilarni Quyoshga yoxud Quyosh sistemasidan tashqariga «uloqtirish» masalasi ham kelgusida kosmonavtikaning zimmasiga yuklatilgan og'ir vazifalardan hisoblanadi.

Kosmosdan turib Yer biologik sferasining holati bilan tanishish, uning tabiiy resurslarini, o'rmon va qishloq xo'jaligi er maydonlarini o'rganish amaliy kosmonavtikaning eng muhim vazifalaridan hisoblanadi.



68- rasm. Yupiterdan Neptungacha bo'lgan gigant planetalarning fizik tabiatlarini sinchiklab o'rgangan AQSH ning taniqli «Voyajer» KK.

Planetamizning energetik muammosini hal qilish masalasida 1973-yildayoq, Yer atrofidagi geostatsionar orbitasida (aylanish tekisligi — Yer ekvator tekisligida yotib, Yer sirtidan 36,5 ming kilometr balandlikda, planetamizning aylanish davri bilan bir xil davrda aylanadigan yo'ldoshlar) harakatlanib, dastlab Quyosh nurlanishlarini qayd qilib, so'ngra o'ta yuqori chastotadagi nurlanishlarga yoki lazer nurlanishlariga aylantirib, Yerga uzatadigan yo'ldoshlar — Quyosh stansiyalarining loyihalari tayyorlangan edi. Bunday quvvati 5—10 milliard vattga (Krasnoyarsk GES ining quvvati 6 milliard vatt) teng. Yer atrofi orbitasida ishlaydigan stansiyaning Quyosh batareyalari 50—100 km^2 li maydonni egallab (ayrim qismlarining uzunligi 20—30 km gacha boradi), massasi 100 ming tonnagacha bo'lishi ko'zda tutilgan.

Biroq, bunday yirik inshootni kosmosda qurish texnik, iqtisodiy va ekologik jihatdan murakkabligini e'tiborga olib, bunday stansiya

qurilishining boshlanishini XX asrning 90-yillaridan XXI asrning birinchi choragiga ko'chirish olimlar tomonidan ma'qul deb topildi.

Shuningdek, kosmonavtika yaqin o'n yillar ichida kosmosda yirik energetik qurilmalardan tashqari xalq xo'jaligi uchun muhim sanalgan xomashyo resurslarini ishlab chiqarish, kosmosda shu bilan bog'liq turli mexanizm va kompleks qurilmalarini joylashtirish bo'yicha ishlarni ham mo'ljallamoqda. Bularning hammasi kelajakda, kosmik fazo, birinchi navbatda, Yer atrofi zonasi ham inson yashaydigan va faoliyat ko'rsatadigan muhitga aylantirilishidan darak beradi.

Yaqin kosmosni inson uchun xizmat qiladigan muhitga aylantirilishi, boshqacha aytganda, kosmosni ekologizatsiyalashtirish, ayni paytda ekologik inqirozlar global masshtablarda qamrab kelayotgan planetamizni ularning halokatli oqibatlaridan qutqarish borasida inson ko'rsatayotgan muhim faoliyatlaridan hisoblanadi.

Xususan, kosmosda – orbital stansiyalarda o'ta toza metall qotishmalarini olish, noyob kristallarni o'stirish, yuqori sifatli yangi qotishmalar va toza dorivor preparatlarni tayyorlash ishlari bo'yicha ham juda ko'p sonli eksperimentlar o'tkazilmoqda.

Xalq xo'jaligi uchun zarur bo'lgan ko'plab materiallarni ishlab chiqarishda, kelajakda Oy va ayrim asteroidlarning tarkibiy materiallaridan foydalanish bo'yicha ham katta ishlar rejalashtirilmoqda. Aynan shu maqsadlarni ko'zlab, Oyda aholi yashaydigan va ishlaydigan stansiyalarning loyihalari dunyo olimlari orasida bugun muhokama qilinmoqda.

Shuningdek, planetamiz ozonosferasining holatini, uning emirilish darajasi va dinamikasiga oid juda muhim ekologik muammolarni hal qilishdek dolzarb masalani kosmonavtikaning yordamisiz yechishning iloji yo'q. Shunday kosmik nazorat yordamida bu muammoning ayanchli oqibatlari bugun yaqqol ko'rinadi. Shu bois ularni bartaraf qilishga bag'ishlangan bir necha xalqaro anjumanlar o'tkazildi va muhim ijobiy tadbirlar belgilandi. Asrimizning dastlabki o'n yilliklaridanoq, xalq xo'jaligi sohasida ishlaydigan kosmik tizimlarning xizmatidan 160 mamlakat «bahramand» bo'lishi rejalashtirgan. Bu davrga kelib, dunyo miqyosida kosmonavtika sohasida turli oldi-sotdi tijorat operatsiyalarining hajmi yuzlab milliard dollardan ortishi ko'zda tutilmoqda.

1991–1995-yillari meterologik va ekologik maqsadlarda uchirilgan yo'ldoshlardan keladigan foyda 5,8 milliard dollarni tashkil etgani holda, 1996–2000-yillarda uchirilgan bunday yo'ldoshlar taxminan

9,6 milliard dollar foyda keltirganligi ma'lum. Ayni paytda kosmik fotografiya uchun sarflangan har bir dollar 5 dollar bo'lib qaytayotganligi bu to'g'rida e'lon qilingan rasmiy ma'lumotlarda qayd etilgan.

Kosmosda yarimo'tkazgichlar, tibbiyot preparatlari olishdan kelgan foyda 1990-yillarga qadar 20 milliard dollarni tashkil etgan. AQSH rasmiy axborot manbalarining ma'lum qilishicha, kosmonavtika uchun sarflangan har bir dollar 7 dollardan 14 dollargacha foyda keltirmoqda.

1960-yillarning oxiri va 70-yillarning boshlarida ishlagan «Apollon» programmasi uchun AQSH hukumati 25 milliard dollar sarfladi. Sanoatchilar, bu programmada ishtirok qilib qo'llagan yangi materiallari va texnologiyalari oqibatida 225 milliard dollarga yaqin sof foyda oldilar. 1972-yili AQSH kosmonavtika ehtiyojlari uchun 100 milliard dollar sarflagan bo'lsa, 1990-yilda shu maqsad uchun sarflagan mablag'i 200 milliard dollarni tashkil etdi.

Fransiya oxirgi 25 yilda 50 milliard frank, Italiya 1979–1988-yillarda 3 trillion 250 milliard lir, Avstraliya esa bu davrda 500 million dollar sarflagan. 1982-yilda uchirilgan sobiq Ittifoqning «Kosmos-1383» sun'iy yo'ldoshi bilan birinchi qidiruv va qutqarish tizimi ishga tushdi. Bunday tizimni ishga tushirish bo'yicha 70-yillarning oxirida AQSH, Fransiya, Kanada va sobiq Ittifoq mamlakatlarining «KOSPAS» (Космическая система поиска аварийных судов и самолетов), AQSH, Fransiya va Kanadaning «SARSAT» sistemalari ishga tushirildi.

Bir yilining o'zida «KOSPAS»–«SARSAT» qutqarish tizimlari yordamida 650 kishi halokatdan qutqarildi. Tog'larda, sahro-cho'llarda va okean deltalarida avariya holatlarida, kosmos orqali yordam so'rash uchun radioapparaturalar bilan jihozlangan 500 ming samolyot va kemadan bir necha yuziga «tez yordam» uyushtirildi.

Ayni paytda kosmosga chiqarilgan Yevropa kosmik agentligining yaqinda to'la ishga tushirilishi mo'ljallanayotgan «Glonass« tipidagi yo'ldoshlar tizimi bevosita oilada va turmushda qo'llanilishga mo'ljallangan va kishilarning qo'l mehnatlari, kundalik oilaviy ehtiyojlarini yengillatishga qaratilgan bo'lib, o'zlarining katta xizmati bilan muhim ahamiyat kasb etadi.

Shuningdek, uchta bir tekislikda yotmaydigan orbitalarga chaqirilgan 24 ta sun'iy yo'ldoshdan tashkil topgan ushbu «Glonass» tizimi transport vositalarining (kema, samolyot va boshqa turlari) Yerdagi koordinatalarini bir necha metrgacha aniqlikda qisqa vaqt ichi-

da belgilash imkonini berishi bilan diqqatga sazovor programmalardan sanaladi.

AQSH kosmik tadqiqotlar markazi (NASA) 2000-yillarda kosmonavtika bo'yicha quyidagi sistemalarni ishga tushirishni mo'ljallagan:

- «Speys Shattl» sistemasining yangi namunalarini ishlab chiqish va ishlatish (55 mlrd dollar);
- «Fridom» boshqariladigan orbital stansiyani ishga tushirish (30 mlrd dollar);
- «Boing 747» bazasida havo kosmik samolyotini ishga tushirish (10 mlrd dollar);
- 60—70 tonna yukni orbitaga olib chiquvchi uchiruvchi raketani ishga tushirish (8 mlrd dollar).

6. Kosmosni o'zlashtirish bilan bog'liq ayrim ekologik muammolar. Biroq shuni ham eslatish joizki, Yerdan turib kosmosni o'zlashtirishning afzalliklari ham Yerning tabiiy boyliklardan foydalanish kabi me'yorga ega. Boshqacha aytganda, kosmosdan foydalanishda, ko'p yillar tabiiy boyliklardan hisob-kitobsiz foydalanganimiz kabi foydalanilsa, uning imkoniyatlarini su'istemol qilinsa, bir qancha zararli oqibatlarni keltirib chiqarishi aniq. Aslida kosmosning «inson oyog'i yetgan» qismi Yerga juda yaqin bo'lib, u cheklangandir. Oqibatda, ayni paytdanoq, uchirilayotgan yo'ldoshlar va orbital stansiyalarning ko'pligi tufayli, Yer atrofi zonasi ularga «torlik» qilayotganligi kun sayin yaxshi sezilmoqda.

Shuningdek, insonning kosmosni o'zlashtirish bilan bog'liq bu yangi ijobiy faoliyatida qo'llaniladigan kosmik texnikaning planetamiz biologik sferasi uchun ayrim salbiy ta'sirlari ham borligidan ko'z yumish to'g'ri bo'lmaydi.

Massasi bir necha o'n tonna keladigan foydali yukni Yer atrofi orbitasiga olib chiqish uchun, zamonaviy raketalar bunday yuk massasidan 20—30 marta ortiq yoqilg'i sarflaydilar. Xususan, Amerikaning quvvatli raketasi «Start-5»ning start oldi massasi 2900 tonna bo'lib, orbitaga olib chiqa oladigan foydali yuki atigi 100 tonnani tashkil etadi. Binobarin, geostatsionar orbitada massasi taxminan 100 ming tonnalik ulkan bir stansiyani, boshqacha aytganda, «kosmik mustamlaka»ni yig'ish uchun bunday raketalardan 1000 ga yaqinini uchirish kerakligini tushunish qiyin emas. Bunda atmosferaga chiqariladigan raketa yoqilg'isining chiqindilari 6—9 million tonnani tashkil etadi.

O'tgan asrning 70-yillaridanoq, insoniyatning kosmosdagi faoliyatining sezilarli kengayishi natijasida, kosmosni sun'iy yo'ldoshlarning turli xildagi chiqindi jismlar bilan to'qnashuvining ehtimoli keskin orta boshladi. Xususan, 1976-yilning bahoriga qadar, Yer atrofi orbitalarida 3866 ta obyekt bo'lib, ulardan 25% ini haqiqiy yo'ldoshlar, qolgan 75% ini esa turli xildagi kosmik chiqindi jinslar (uchiruvchi raketalarning oxirgi bosqichlari, ularning himoya qobiqlari va ekranlari) tashkil etgan. Diametri 10 m li jismlarning u yerda to'qnashish ehtimoli o'n mingdan birga teng bo'lgan. Keyingi yillarda, geostatsionar orbitada ham kosmik to'qnashuvlar ro'y berishi mumkinligi borasida ancha xavfli holatlar yuzaga keldi. Ayni paytda mazkur orbitada harakatlanayotgan yo'ldoshlarning soni 200 ga yaqinlashadi. Buning ustiga bunday yo'ldoshlar, orbitaning asosan to'rtta qismida — 115° va 20° li g'arbiy uzunlamalar hamda 70° va 175° li sharqiy uzunlamalar ustida to'planganligi ularning to'qnashish ehtimollarini yanada oshirishi bilan xavflidir.

1982-yilning avgust oyida Birlashgan Millatlar Tashkiloti o'tkazgan kosmik fazodan tinchlik maqsadlarida foydalanish va tatbiq etish bo'yicha II Xalqaro konferensiyasida geostatsionar yo'ldoshlarning to'qnashuvi masalasi, radioto'lqinlarda o'zaro xalaqit qilish muammosi bilan qo'shib qaraldi. Konferensiyada, garchi ayni paytda bunday xavfning ehtimoli juda katta bo'lmasa-da, biroq kelajakda yirik orbital stansiyalarni orbitaga chiqarilishi munosabati bilan orbital jismlarning to'qnashish xavfi keskin ortishi mumkinligi alohida uqtirildi.

Insonning kosmos bilan bog'liq mazkur faoliyatlari oqibatda kelayotgan foyda va zarardan qay biri vazminroq ekanligini aniqlash maqsadida, 1976-yildayoq KOSPAR ning (Ilmiy ittifoqlarning Xalqaro Kengashi qoshidagi kosmik tadqiqotlar bo'yicha qo'mita) qarori bilan maxsus komissiya tuzilgan edi. 1982-yili bu komissiya bir nechta yo'nalishlar bo'yicha inson faoliyatining Yer atrofi fazosiga ta'siri haqida dastlabki erishilgan ma'lumotlarni e'lon qildi.

Xususan, kosmik apparatlarni uchirishda yongan yoqilg'i mahsulotlarining (gazsimon, suyuq va qattiq zarrachalarining) atmosferaga chiqarilishi tufayli atmosfera havosining qisman ifloslanishi kosmosni o'zlashtirishning salbiy tomonlaridan sanaladi. Biroq, shuni qayd qilish lozimki, insonning kosmosni o'rganish bo'yicha bunday faoliyati oqibatida atmosferaning ifloslanishi uning Yerdagi xo'jalik faoliyati

oqibatida atmosfera havosini ifloslantirishi oldida hisobga olmaydigan darajada kam miqdorni tashkil etadi.

XX asr 90- yillarining hisob-kitobiga ko'ra, Yer atrofi zonasining ifloslanishi darajasiga 10 yildan so'ng 500 km balandlikda har 100 m^2 maydonga o'lchami 1 sm bo'lgan bitta temir parchasi to'g'ri kelishi kerak edi. Ayni zamon kuzatishlari, kosmosda yig'ilgan «axlat» e'tirof qilinganidan 2 marta kamligi, biroq 800–1000 km li balandlikda, aksincha, mo'ljaldagidan ancha ortiqligini ma'lum qildi.

Xulosa qilib aytganda, eslatilgan salbiy tomonlarga qaramay, kosmosni o'rganish va XXI asrning boshlaridayoq Oyda ilmiy stansiyalarning ishga tushirilishi, keyinroq esa Marsga ekspeditsiya uyushtirilishi fantastikaga hech dahli bo'lmagan real rejalardir.

XXI asrda inson, o'zining ortib borayotgan ehtiyojlarini qondirish maqsadida, Yer atrofi zonasini o'zlashtirishi va unda bir necha o'n ming kishilik, keyinroq millionlab kishilar yashab ijod qiladigan sun'iy qarorgohlar – «kosmik mustamlakalar»ni ishga tushirishi tabiiy. Insonning o'zi yashaydigan uyi – Yerdan tashqariga chiqib yashashi va faoliyat ko'rsatishga intilishi, katta bo'lgach beshikni tashlab, tetapoya bilan tashqari tomon intilayotgan go'dakning intilishi kabi hech shubha tug'dirmaydigan real holdir.

Savol va topshiriqlar

1. Boshqariladigan kosmik kemalar va stansiyalar haqida nimalar bilasiz?
2. Orbital stansiyalar qanday vazifalarni maqsad qilgan? Ulardan ayrimlari haqida bilganlaringizni gapirib bering.
3. Ko'p marta uchiriluvchi kosmik kemalar, jumladan, «Speys Shattl» kemalari qanday qismlardan tuzilgan?
4. Bunday transport kemalarning orbital samolyotlari qanday vazifani bajaradi? Ularning orbitadan tushishi qanday amalga oshiriladi?
5. Xalqaro kosmik stansiya qanday qismlardan tuzilgan? Unda qanday ishlar bajariladi?
6. AQSHning qanday kosmodromlarini bilasiz? Kanaveral burnida o'rnatilgan kosmodromdan uchiriladigan KA lar qanday maqsadlarni ko'zlaydi?
7. Sobiq Ittifoqning kosmodromlaridan-chi? Boyqo'ng'ir kosmodromi qayerda qurilgan, qanday maqsadlarda undan YSY lari va orbital stansiyalar uchiriladi?

8. Xalq xo'jaligida qo'llanadigan yo'ldoshlardan qanday turlarini bilasiz?
9. Aloqa va meteorologik yo'ldoshlarva ularning xalq xo'jaligida tutgan o'rni haqida gapirib bering.
10. Yerning tabiiy resurslari qanday yo'ldoshlar yordamida o'rganiladi?
11. Astronomik tadqiqot yo'ldoshlarining qanday turlarini bilasiz? Osmon obyektlarining fizik tabiatini o'rganishda ularning roli qanday?
12. «Voyajer» rusumidagi yo'ldoshlar Quyosh sistemasining gigant yo'ldoshlarini o'rganishda qanday xizmat qildi?
13. Kosmosni o'zlashtirishning istiqbollari haqida so'zlab bering.
14. «Glonass» rusumidagi yo'ldoshlarning transport, yo'l xizmati, suv va havo kemalarining faoliyati hamda turmushda qo'llanilishi masalalaridagi faoliyati to'g'risida nimalar bilasiz?
15. Planetamizning ekologik muammolarini hal qilishda kosmik stansiyalarning xizmati qanday?
16. Kosmosni o'zlashtirish bilan bog'liq ekologik muammolar haqida nimalar bilasiz?

FOYDALANILGAN ADABIYOTLAR

1. *Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе.* Основы механики космического полета. – М., «Наука», 1990.
2. *В.И. Левантовский.* Механика космического полета. Изд. 3-е. – М., «Наука», 1980.
3. *А.Д.Марленский.* Основы космонавтики. Изд. 2-е. – М., «Просвещение», 1985.
4. *M. Mamadazimov.* Kosmonavtika asoslari (ma'ruzalar matni). – T., ТДПУ, 2000.
5. *М. Фертрегт.* Основы космонавтики. – М., «Просвещение», 1969.
6. *Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев.* Механика космического полета с малой тягой. – М., «Наука», 1966.
7. *Ю.А. Рябов.* Движения небесных тел. – М., «Наука», 1988.
8. *Л.В. Ксанфомалити.* Планеты, открытые заново. – М., «Наука», 1978.

MUNDARIJA

So'zboshi 3

KIRISH

1- §. Kosmos inson xizmatida 5
2- §. Kosmonavtika predmeti 6
3- §. Kosmonavtikaning shakllanishi haqida qisqacha tarixiy ocherk... 8

***I BOB.* KOSMODINAMIKA ASOSLARI**

1- §. Raketa harakati qonunlari 11
2- §. Raketaning strukturasi 14
3- §. Raketaning tarkibiy qismlari 16
4- §. Raketa dvigatellari 18

***II BOB.* TORTISHISH MAYDONIDA ERKIN HARAKAT**

1- §. Uchish paytida kosmik apparatga (KA) ta'sir etuvchi kuchlar.. 22
2- §. *n* jism masalasi va sonli integrallash metodi 23
3- §. Vaznsizlik 24
4- §. Tortishishning markaziy maydoni 25
5- §. Tortishishning markaziy maydonida jismning harakati 28
6- §. Chegaralanmagan ikki jism masalasi 33
7- §. Ta'sir sferasi va trayektoriyalarni taxminiy hisoblash metodi ... 34

***III BOB.* KOSMIK APPARATNING AKTIV HARAKATI**

1- §. Erkin uchish trayektoriyasiga chiqish 40
2- §. Zo'riqish (peregruzka) 42
3- §. Kosmik apparat harakatini boshqarish 44

***IV BOB.* YER SUN'IY YO'LDOSHLARINING HARAKATI**

1- §. Sun'iy yo'ldoshlarning orbita elementlari 46
2- §. Yo'ldosh harakatida chetlanishlar. Yerning nosferikligining yo'ldosh orbitasiga ta'siri 48
3- §. Yer atmosferasida yo'ldosh orbitasining evolutsiyasi 51
4- §. Sun'iy yo'ldosh harakatiga Quyosh va Oyning ta'siri 53
5- §. Libratsiya nuqtalarida SY lar 57
6- §. SY larning Yer sirtiga nisbatan harakati 60

V BOB. **YER ATROFIDA SUN'IY YO'LDOSHNING AKTIV HARAKATI**

1- §. Sun'iy yo'ldoshni past perigeyli orbitaga chiqarish 64
2- §. SY ni ko'p impulsli manyovrlar yordamida orbitaga chiqarish ... 66
3- §. SY orbita tekisligini burish 68
4- §. SY ni orbitadan tushirish 70
5- §. Orbitada SY larning uchrashuvi va ularni tutashtirish 73

VI BOB. **OYGA UCHISH ASOSLARI**

1- §. Oyga uchishning tekislikli masalasi 78
2- §. Oyga uchishning fazoviy masalasi 81
3- §. Oyga uchish trayektoriyalari 84
4- §. Oy orbitasining elliptikligi, Oyning tortishish kuchi va Oyning o'lchamlarini hisobga olish 86
5- §. Oyni aylanib o'tish trayektoriyalari 89
6- §. Oy sun'iy yo'ldoshlarini uchirish 92
7- §. Oy sirtiga qo'nish 94
8- §. Oyni aylanib o'tuvchi KA larning Yerga qaytishi 101

VII BOB. **PLANETALARGA UCHISH ASOSLARI**

1- §. Planetalarga uchishning asosiy xususiyatlari 104
2- §. Yerning ta'sir sferasi ichidagi harakat 108
3- §. KA ning Yer ta'sir sferasidan tashqaridagi harakati 113
4- §. Gomon va parabolik orbitalar bo'ylab uchishlar 115
5- §. KA ning mo'ljallangan planeta ta'sir sferasidagi harakati 120
6- §. Planetalarga uchishda Yer va mo'ljallangan planetaning tortish kuchini hisobga olish 126
7- §. Planetalararo perturbatsion manyovrlar 129
8- §. Planetalarga sun'iy yo'ldoshlarni uchirish 131

VIII BOB. **YER SUN'IY YO'LDOSHLARI VA ORBITAL STANSIYALAR, ULARNING XALQ XO'JALIGIDA QO'LLANILISHI**

1- §. Boshqariluvchi yo'ldosh kemalar va orbital stansiyalar 140
2- §. Boshqariluvchi transport kosmik kemalari (TKK) 147
3- §. AQSH va Rossiyaning kosmodromlari 156
4- §. Yer sun'iy yo'ldoshlarining turlari va ularning amaliy ahamiyati 159

Foydalanilgan adabiyotlar 172

MAMADMUSO MAMADAZIMOV

KOSMONAVTIKA ASOSLARI

Oliy o'quv yurtlarining 5140200 – «Fizika va astronomiya» ta'lim yo'nalishi ixtisosliklari uchun darslik

Toshkent – «Voris-nashriyot» – 2009

Muharrir *O'.Husanov*
Badiiy muharrir *B.Ibrohimov*
Sahifalovchi *Sh.Rahimqoriyev*

Original-maketdan bosishga 10.08.2009 da ruxsat etildi.
Bichimi $60\times84^{1}/_{16}$. Ofset bosma usulida bosildi. Bosma t. 11,0.
Shartli b.t. 10,23. Nashr t. 9,53. Adadi 500. Buyurtma № 353.

«Voris-nashriyot» MChJ, Toshkent, Shiroq ko'chasi, 100.
«Niso poligraf» ShKda chop etildi, Toshkent, H.Boyqaro, 41.

39.6
M 23

Mamadazimov M.

Kosmonavtika asoslari: Oliy o'quv yurtlarining 5140200-«Fizika va astronomiya» ta'lim yo'nalishi ixtisosliklari uchun darslik/ M.Mamadazimov; O'zR Oliy va o'rta-maxsus ta'lim vazirligi. – T.: «Voris-nashriyot», 2009. – 176 b.

BBK 39.6ya73