

## Problemi pristajanja svemirskih letilica u orbiti

Prilikom letova sovjetskih svemirskih brodova »VOSTOK« — 3» i »VOSTOK — 4», kao i »VOSTOK — 5» i »VOSTOK — 6» mnogo se govorilo o tome da su ovi letovi, pored ostalih zadataka, imali za cilj ispitivanje mogućnosti pristajanja jednog broda na drugi, kao i njihovo kasnije razdvajanje. Prema zvaničnim izjavama odgovornih svetskih krugova takva mogućnost je stvarno ispitivana ali samo djelomično; orbite obaju brodova su dovedene u skoro istu ravan u prostoru (uglavnom razlika između ravni obaju orbita iznosila je svega 2 lučna minuta) a minimalna duljina između brodova svedena je na svega oko 5 kilometara, tako da je između njih uspostavljena i vizuelna veza.

Problem pristajanja u orbiti veoma ozbiljno se proučava i u SAD u vezi sa pripremama za let svemirskog broda »APOLLO« sa tri čoveka posade na Mesec.

Premda nekim proučavanjima težina svemirskih letilica, namenjenih prema najbližim planetima, mora biti veoma velika. Za let oko Meseca (bez sletanja na njegovu površinu) sa letilicom za tri člana posade i povratak njene kabine težine oko 4 tone na Zemlju mora biti početna težina letilice nakon odvajanja od Zemlje oko 40 tona (od čega je 29 tona goriva). Pri sličnom letu uz sruštanje na površinu Meseca mora početna težina letilice biti već 176 tona, od čega 156 tona goriva.

Ako se želi uspostaviti svemirska stanica težine 176 tona u kružnoj orbiti oko Zemlje na visini 550 km potrebna je snažna višestepena raketa, čiji prvi stepen mora razvijati potisak od 5500 tona.

Ukoliko bi se pokušalo sastaviti takvu svemirsku stanicu u orbiti, koristeći dva sastavna dela, onda bi potisak raketnog motora prvog stepena trebao da bude 3400 tona. Očigledno da bi prenos svemirske stanice u orbitu u još manjim delovima omogućio primenu još slabijih raket. Nakon montaže u orbiti bilo bi potrebno da se svemirska stanica opremi zalihami goriva, hrana, vode, lekova, rezervnih delova itd. Ovo dopremanje mora se izvršiti takođe pomoću raket.

Ostvarenje takvih planova može uslediti tek onda kada će biti izrađeni uređaji, koji će garantirati sigurno i potpuno

približavanje svemirskih letilica i njihovo pristajanje jedne uz drugu.

U daljem razmatranju biće ukratko prikazani problemi dinamike međusobnog približavanja i pristajanja u Svetomiru. U zapadnoj štampi se takvi problemi ponekada nazivaju »problemi rendez-vous«, tj. problemi susreta.

Radi pojednostavljenja pojmljiva svemirska letilica koja treba da pristane na drugu letilicu biće u članku okategorisana kao »letilica gonilac«, a letilica na koju se pristaje kao »letilica meta«.

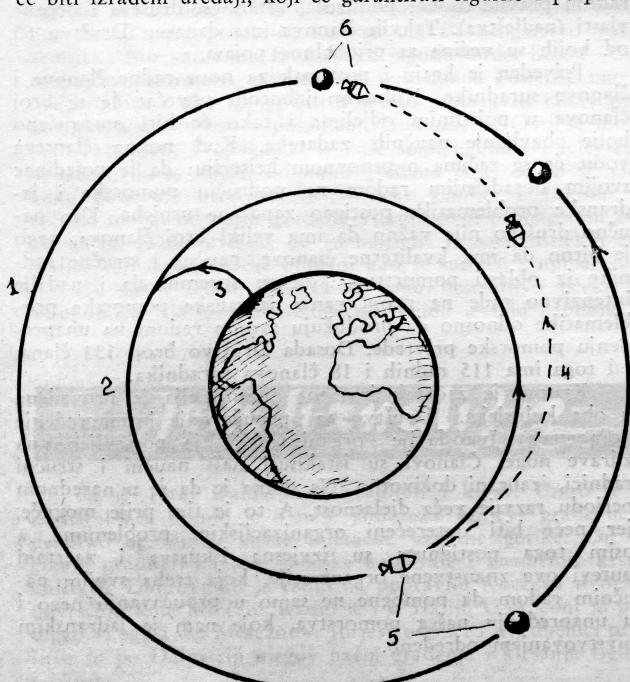
Orbiti gonioca i mete mogu ležati u istoj ili različitoj ravni u prostoru. Ako orbiti nisu u istoj ravni treba ih najpre poravnati, tj. dovesti do poklapanja. Ovo se može izvršiti pomoću impulsa posebnog bočnog raketnog motora, ali ovaj motor mora biti dosta snažan ako se želi skrenuti orbitu za veći iznos. Stoga je ekonomičnije ako su gonilac i meta već od početka ubaćeni u orbitu u istoj ravni i dalja razmatranja u ovom članku odnose se samo na ovaj slučaj.

Radi pojednostavljenja pretpostavlja se da se meta kreće uvek u potpuno kružnoj orbiti. Približavanje gonioca može se u takvom slučaju izvršiti na više načina.

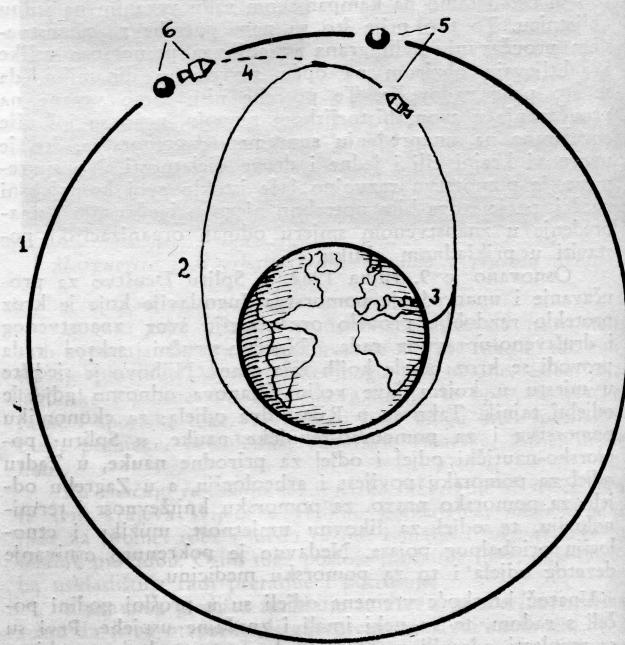
Jedan od ovih načina je približavanje gonioca iz kružne orbite za očekivanje (slika 1).

Pretpostavlja se da se meta već nalazi u kružnoj orbiti. Gonilac se najpre lansira u orbitu za očekivanje koja se može nalaziti iznad ili ispred orbite mete. Pošto su vremena potrebna za jednu revoluciju (jedan puni krug letilice oko Zemlje) gonioca i mete različita, te se i međusobni položaj gonioca i mete neprekidno menjaju. U smislu ekonomičnosti utroška goriva je najpovoljniji moment za prelaz gonioca iz orbite za očekivanje u orbitu mete onda kada se prelaz može izvršiti po prelaznoj eliptičnoj putanji čiji apogej leži na orbiti mete.

Za okret u prelaznu elipsu gonilac mora ukopčati motor. Ako je orbita za očekivanje niža od orbite mete motor mora povećati brzinu gonioca. Ukoliko je orbita za očekivanje iznad orbite mete motorom se mora kočiti, tj. smanjiti brzina gonioca.



Sl. 1. Približavanje gonioca iz kružne orbite za očekivanje.  
1. Orbita mete, — 2. Orbita za očekivanje, — 3. Putanja lansiranja gonioca u orbitu za očekivanje, — 4. Prelazna elipsa, — 5. Pozicije gonioca i mete kod početka približavanja, — 6. Pristajanje gonioca na metu.



Sl. 2. — Približavanje gonioca iz eliptične orbite za očekivanje.  
1. Orbita mete, — 2. Orbita za očekivanje, — 3. Putanja lansiranja gonioca u orbitu za očekivanje, — 4. Putanja približavanja, — 5. Pozicije gonioca i mete kod početka približavanja, — 6. Pristajanje gonioca na metu.

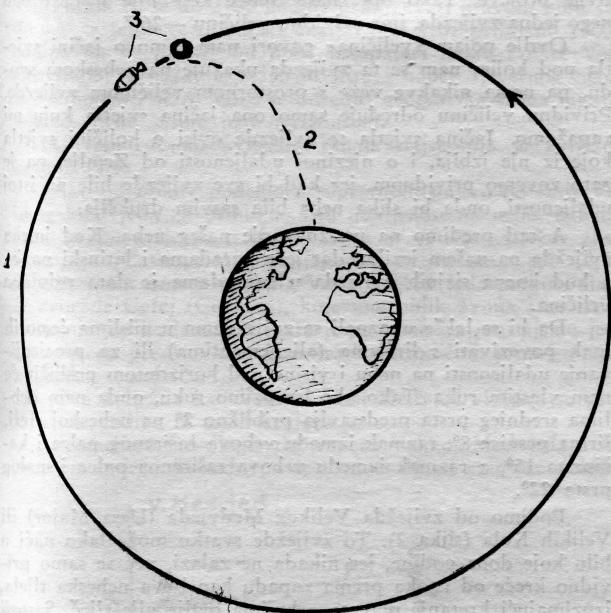
Nakon što se gonilac približi meti na nekoliko desetaka kilometara biće potrebno da se prede na dalje upravljanje letilicom-goniocem pomoću uređaja koji su smješteni u njoj (na pr: radari, elektronske računske mašine i slično). Datanjem manevrom upravljalo bi se sa Zemlje.

Kada se udaljenost između gonioca i mete smanji na svega nekoliko stotina metara, a relativna brzina (razlika između brzine gonioca i brzine mete) na svega nekoliko metara u sekundu mora se preći na ručno upravljanje letilicom-goniocem na osnovu osmatranja kozmonauta. Prema tome kozmonaut će sam upravljati svojom letilicom, kako bi vršio pristajanje na letilicu-metu blago i bez udara.

Drugi način približavanja vrši se iz eliptične orbite približavanja (slika 2).

Gonilac se lansira u eliptičnu putanju čiji apogej (najdaljenija tačka orbite od Zemlje) ili perigej (najbliza tačka od Zemlje) mora biti blizu orbite mete. Zbog razlika u revolucijama gonioca i mete nastupa momenat kada se gonilac u apogeju (ili perigeju) približava meti na malu daljinu, tako da se mogu ukopčati njegovi uređaji za manevar približavanja (na pr. radari, elektronske računske mašine itd.). Daljni manevar približavanja vrši se kao u prethodnom slučaju.

Treći način približavanja vrši se direktno lansiranjem gonioca, tj. bez orbite za očekivanje (slika 3).



Sl. 3. — Približavanje gonioca direktnim lansiranjem.

1. Približavanje mete, — 2. Putanja lansiranja gonioca, — 3. Početak približavanja.

Ako je orbita mete izabrana tako da prolazi iznad mesta odakle će se lansirati gonilac onda se može odrediti takva putanja za njegovo lansiranje da će na njenom kraju gonilac doći u blizinu mete. U ovom slučaju se zahteva lansiranje go-

nici u tačno određenom momentu i veoma precizno vođenje na putanji lansiranja. Upravo ovakav manevar primenjen je u SSSR kod lansiranja svemirskih brodova »VOSTOK — 3« i »VOSTOK — 4«, pri čemu je postignuto približavanje između brodova na svega 6,5 kilometara.

Na prvi pogled izgleda da upotreba dveju različitih orbita — posebna za gonioca i posebna za metu — samo komplicira manevar i bilo bi jednostavnije ubaciti obe letilice u istu orbitu, a zatim spojiti ih regulisanjem brzine jedne ili druge ili obeju letilice istovremeno. Međutim ovo se uopšte ne bi moglo ostvariti, jer su visina i brzina letilice međusobno povezane zakonima nebeske mehanike. Ako se menja jedan faktor, automatski se menja i drugi. Ako se poveća brzina letilice ona se odmah automatski penje, sve dok ne postigne tačno određenu visinu u novoj stabilnoj orbiti. Ako se brzina letilice smanji nova orbita biće niža.

Odnos visina i brzina letilica u kružnoj orbiti potčinjava se zakonitosti izraženoj formulom:

$$V_{2_1}^2 : V_{2_2}^2 = H_{1_1}^3 : H_{1_2}^3$$

gdje je:

- $V_1$  — brzina u prvobitnoj orbiti,
- $V_2$  — brzina u novoj orbiti,
- $H_1$  — pisina prvobitne orbite,
- $H_2$  — visina nove orbite.

Iz ovoga proizlazi da se kod manevriranja u Svemiru mora istovremeno uzimati u obzir i brzina i visina.

U svakom od tri navedena načina približavanja oštro se razlikuju tri etape.

U prvoj etapi, koja započinje u momentu početka približavanja, upravljanje letom gonioca vršiće se sa komandne stanice na Zemlji. Najpre će se praćenjem mete tačno odrediti oblik njene orbite, brzine i visine i na osnovu toga odabratи pogodan momenat za početak manevara. Isto tako će se odrediti brzina koju treba dati goniocu radi promene orbite. Ovaj rad obavljaje elektronske računske mašine uz pomoć ostale složene elektronske opreme.

Druga etapa nastupa kada se gonilac približi meti na nekoliko desetaka kilometara. Ovdje postaje upravljanje sa Zemlje nedovoljno tačno i potrebno je da se što tačnije odredi položaj gonioca u odnosu na metu. Ovdje će biti od velike koristi radar gonioca, a sve proračune za promenu visine i brzine vršiće ekektronske računske mašine smeštene u letilici-goniocu. Pri ovome kod pravilnog manevra može gonilac biti ispred ili pozadi mete u završnoj fazi manevra, ali u svakom slučaju mora upotrebiti motor za kočenje svoje brzine.

Konačno, na najmanjim daljinama — kada se sa gonioca meta vidi već golim okom — rad računara postaje suviše spor, a potrebna je trenutna reakcija. Ovo je razlog da će manevriranje u završnoj etapi vršiti kozmonauti na osnovu osmatranja mete golim okom.

Pripreme za ostvarenje manevara približavanja i pristajanje gonioca na metu u orbiti vrše se užurbano kako u SSSR, tako i u SAD. Već na početku članka napomenuto je da su sa sovjetskim svemirskim brodovima tipa »VOSTOK« vršeni prvi pokusi približavanja, pa se može očekivati da će se u skroj budućnosti preći i na pristajanje.

U SAD vrše se pripreme za let svemirskih brodova tipa »GEMINI« (sa dva člana posade) i »APOLLO« (sa tri člana posade), gde će biti neophodno najpre razdvajanje letilica u dva dela i zatim njihovo ponovno spajanje. Prema tome i ovde se radi o približavanju i pristajanju u orbiti.