

## POKOJOWE WYKORZYSTANIE SZTUCZNYCH SATELITÓW

### II

#### 9. ORBITA SZTUCZNEGO SATELITY ZIEMI

Sztuczne satelity są dziełem ręki ludzkiej, która nadaje im pewne właściwości fizyczne, jak: masę, kształt oraz początkową prędkość i początkowy kierunek. Lecz z chwilą umieszczenia na orbicie rakieta staje się ciałem niebieskim i podlega określonym prawom natury. Tor pocisku kosmicznego nie zależy od jego masy ani kształtu, lecz tylko od początkowo nadanej mu prędkości i kierunku w przestrzeni. Gdy prędkość ta jest za mała, pocisk opadnie na Ziemię lub z powodu zbyt małej odległości zostanie zniszczony przez tarcie atmosferyczne. Gdy prędkość początkowa (tj. poczynając od pewnej wysokości nad powierzchnią Ziemi) osiągnie wartość zwaną prędkością kołową, tor satelity może być kołowy lub eliptyczny, zależnie od początkowego kierunku. Prędkość minimalną potrzebną dla oderwania się pocisku od Ziemi nazywamy pierwszą prędkością kosmiczną; wynosi ona ok. 8 km/sek. Gdy prędkość początkowa jest większa niż kołowa, nazywamy ją prędkością eliptyczną, zaś tor pocisku jest wciąż jeszcze eliptyczny. Począwszy od pewnej prędkości, zwanej paraboliczną, tor satelity jest parabolą, pocisk opuszcza strefę przyciągania Ziemi i może być pochwycony w strefę grawitacyjną Księżyca lub innego ciała układu słonecznego. Gdy prędkość początkowa przekracza prędkość paraboliczną, staje się prędkością hiperboliczną, a tor satelity jest hiperbolą. Prędkość niezbędna dla opuszczania strefy przyciągania Ziemi nosi nazwę drugiej prędkości kosmicznej i wynosi 11,3 km/sek. Pocisk wreszcie może opuścić układ słoneczny wtedy, jeżeli prędkość początkowa przyjmuje wartość zwaną prędkością ucieczki. Minimalną prędkość potrzebną do opuszczenia układu słonecznego nazywamy trzecią prędkością kosmiczną, przy czym przy optymalnym skierowaniu toru pocisku wynosi ona 16,6 km/sek. W świetle powyższej umowy, sztuczny satelitę Ziemi sensu stricto stanowi pocisk mający tor kołowy lub ogólniej eliptyczny. Prawa mechaniki niebieskiej, które określają orbitalny ruch

sztucznych satelitów, znane pod nazwą praw Keplera, mają następujące brzmienie:

„Sztuczny satelita Ziemi porusza się w tej samej płaszczyźnie przechodzącej przez środek Ziemi, zaś położenie tej płaszczyzny w odniesieniu do gwiazd nie zmienia się; orbita satelity jest elipsą, której jedno ognisko znajduje się w środku mas ziemskich; okres obrotu satelity związany jest z jego odległością od środka Ziemi”.

Prawa powyższe mają swoją moc w założeniu, że Ziemia jest jednorodną kulą (lub materialnym punktem), izolowaną w przestrzeni.

Treść trzech praw keplerowskich dla tego wyidealizowanego przypadku można przedstawić za pomocą znanych wzorów:

$$\text{I prawo } r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos v}$$

$$\text{II prawo } r^2 \frac{dv}{dT} = C$$

$$\text{III prawo } \frac{a^3}{P^2} = \frac{fm^2}{4\pi^2} = \text{const}$$

We wzorach tych użyto następujących oznaczeń:

- r — promień wodzący orbity satelity
- e — mimośród orbity eliptycznej
- v — tzw. anomalia prawdziwa (patrz ryc. 1)
- C — tzw. stała powierzchni (połowa tej wartości stanowi tzw. prędkość sektorową, tj. pole powierzchni opisywanej przez promień r na jednostkę czasu)
- a — wielka półoś orbity eliptycznej
- P — okres obiegu satelity dokoła Ziemi
- m — masa Ziemi
- f — stała ciężenia powszechnego.

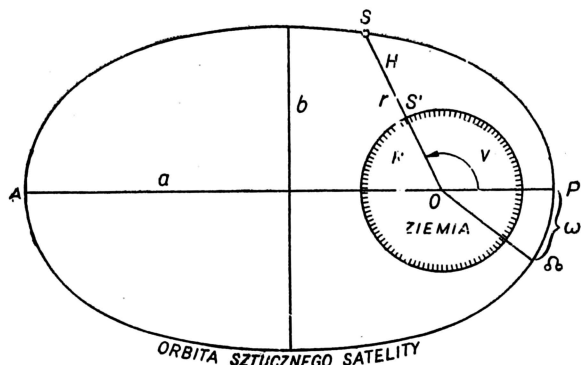
Elementy orbity eliptycznej sztucznego satelity są uwidocznione na ryc. 1 i 2, których dodatkowe oznaczenia podajemy niżej:

- Ω ω — znaki wyrażające położenia tzw. węzła wstępującego i węzła zstępującego orbity, tj. punktów przecięcia rzutu orbity na powierzchnię ziemską z równikiem,

- $\omega$  — tzw. argument perigeum, tj. odległość kątowa perigeum od węzła wstępującego,
- $\alpha$  — rektascenzja węzła wstępującego (odległość kątowa węzła wst. od punktu równonocy wiosennej  $\gamma$  — punktu Barana),
- P, A — perigeum i apogeum (punkt przyziemny i odziemny),
- $S_0$  — czas gwiazdowy Greenwich,
- $i$  — nachylenie orbity do równika,
- S — położenie sztucznego satelity na orbicie (rzut na sferę niebieską),
- G-G' — południk Greenwich.

Z rycin tych także wynikają wszelkie związki geometryczne zachodzące między elementami orbity satelitarnej. Spośród opisanych wyżej i pokazanych na rycinach wielkości — pięć nosi nazwę elementów orbity sztucznego satelity i jest zazwyczaj wyznaczane na podstawie pozycyjnych obserwacji, a następnie podawane do wiadomości zainteresowanych za pomocą specjalnych telegramów lub publikacji. Są to:  $a$  — wielka półoś orbity (zastępuje ją może okres  $P$  związany z nią związkiem III prawa Keplera),  $e$  — mimośród,  $i$  — nachylenie orbity do równika,  $\alpha\Omega$  — rektascenzja węzła wstępującego,  $\omega$  — argument perigeum,  $T_p$  — moment przejścia satelity przez perigeum. Dwa pierwsze elementy określają wielkość i kształt orbity, trzy następne określają położenie orbity w przestrzeni. Czas  $T_p$  wiąże położenie sztucznego satelity z czasem.

Opisana wyżej orbita odnosi się, jak to zaznaczyliśmy, do przypadku wyidealizowanego. Tymczasem wiadomo, iż lot sztucznych satelitów odbywa się w sferze działania grawitacyjnego Ziemi, która przedstawia spłaszczoną sferoidę o nieregularnych kształtach i niejednorodnej strukturze wewnętrznej; poza tym układ Ziemia-satelita znajduje się w sferze pewnego oddziaływania innych ciał układu słonecznego, jak Księżyc, Słońce i planety. W rezultacie zarówno orientacja przestrzenna orbity satelitarnej, jak jej kształt i rozmiary podlegają powolnym, ciągłym oraz okresowym zmianom, czyli perturbacjom, zwłaszcza jeżeli satelita nie jest zbyt odległy od Ziemi. Największe perturbacje orbity spowodowane są następującymi przyczynami:



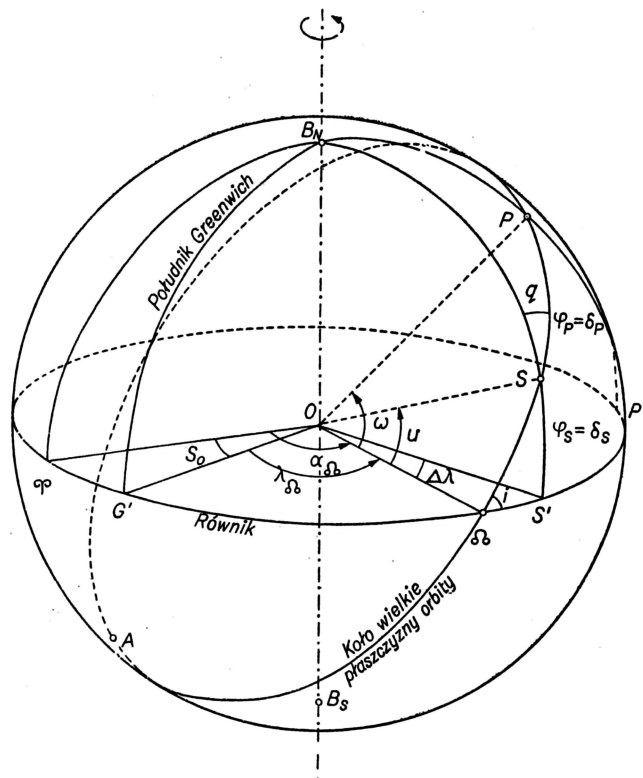
Ryc. 1.

1. Spłaszczenie Ziemi powoduje zmiany położenia węzła wstępującego na równiku oraz zmiany w położeniu perigeum, a więc wpływa na orientację orbity w przestrzeni; perturbacja ta jest nadto funkcją nachylenia orbity do równika.

2. Opór atmosfery powoduje zmiany prędkości satelity, a więc jego okresu obrotu dookoła Ziemi, dużej półosi oraz mimośrodu, jest więc przyczyną zmiany kształtu orbity i jej wielkości w sensie zmniejszania jej. Oczywiście wpływ ten występuje przemożnie jedynie w przypadku satelitów niskopułapowych (znacznie poniżej 500 km).

3. Pozostałe źródła perturbacji to: grawitacyjny wpływ Księżyca, Słońca i planet, asymetria Ziemi i niejednorodność jej struktury, tarcie przyływowe, ruch wirowy satelity, wzajemne oddziaływanie pól elektrostatycznych i elektromagnetycznych, rotacja atmosfery, pewne efekty teorii względności. Wymienione w punkcie 3 efekty są znacznie mniejsze niż skutki spłaszczenia Ziemi i oporu atmosfery, a ponadto są trudne do wykrycia i ilościowego wyznaczenia.

Nie trudno się domyślić, iż dokładne wyznaczanie tych perturbacji prowadzi do poznawania charakteru źródeł, które je powodują, oraz ich fizycznych parametrów. Obok powstania nowej metody badania struktury atmosfery w przypadku zagadnienia wpływu atmosferycznego na perturbacje orbity, podstawowe znaczenie ma badanie perturbacji satelitarnych dla geodezji. Zajmiemy się tym w następnym ustępie.



Ryc. 2. Sfera niebieska z rzutem na nią orbity sztucznego satelity.

10. BADANIE POLA GRAWITACYJNEGO ZIEMI  
I JEJ FIGURY

Tabela I

Zagadnienie ruchu satelity w polu grawitacyjnym spłaszczonej planety nie jest problemem nowym, ponieważ zostało rozwiązane w odniesieniu do teorii ruchu księżyców wielkich planet a także ruchu naturalnego satelity Ziemi. Jednak orbity sztucznych satelitów Ziemi mają szereg właściwości, które wyraźnie odróżniają je od orbit znanych dotychczas satelitów naturalnych. Główną rolę gra tu duże nachylenie płaszczyzn orbitalnych do płaszczyzny równika ziemskiego oraz znaczne zbliżenie do powierzchni Ziemi. Z tego powodu dotychczasowe teorie odniesione do satelitów o małym kącie nachylenia i o znacznym oddaleniu od macierzystego ciała centralnego nie mogą być wykorzystane dla teorii sztucznego satelity Ziemi. Dla pierwszych radzieckich sputników i niektórych satelitów amerykańskich, ze względu na ich stosunkowo niedużą odległość w perigeum — główną siłą perturbującą orbitę satelity dokoła środka masy jest opór atmosfery. Momenty grawitacyjne Ziemi stają się istotne dopiero w odniesieniu do satelitów mających dużą wysokość w perigeum. Dla sztucznych satelitów mających wysokość 500 km i większą (dotyczy to szeregu satelitów USA, których wykaz podajemy niżej) siły aerodynamiczne są nieznaczne i podstawowe znaczenie mają perturbacje pochodzenia grawitacyjnego.

Jednym z pierwszych wyznaczeń, na które pokusili się uczeni zarówno ZSRR i USA, jak i innych krajów, było określenie nową metodą satelitarną spłaszczenia Ziemi. Dokonali tego różni autorzy niezależnie i na podstawie wyników obserwacji rozmaitych satelitów. Analiza rachunkowa wychodziła z podstawowego założenia o ścisłej zależności zmian elementów orbity (przede wszystkim ruchu węzła wstępującego i ruchu perigeum) od wypukłości równikowej Ziemi. Tabela I podaje niektóre wyniki otrzymane tą nową metodą w ostatnich latach.

Autorytet	Rok	Satelita	Metoda	1 : $\alpha$
Buchar	1958	Sputnik 2	Ruch w.	297,9
King-Hele	1958	Sputnik 2 Vanguard 1	Ruch w.	298,1
Jaccia	1958	Sputnik 2 Vanguard 1	Ruch w.	298,28
King-Hele	1959	Sputnik 2 Vanguard 1	Ruch w.	298,20
O'Keefe	1959	Vanguard 1	Ruch w. Ruch p.	298,26
King-Hele	1960	Sputnik 2 Vanguard 1 Explorer 7	Ruch w.	298,24
Zongołowicz	1960	Sputnik 3 Sputnik 3	Ruch w. Ruch p.	298,18
Zongołowicz	1961	Sputnik 3	Ruch w. Ruch p.	298,26 298,18

Podobnie na podstawie wynikających z obserwacji małych deformacji i zmiany orbity wskutek prawdopodobnego istnienia trzech osi symetrii Ziemi lub gruszkowatego czy baryłkowatego jej kształtu, wyznaczono eksperymentalnie dane dotyczące figury geoidy i struktury jej wnętrza.

Badanie budowy pola grawitacyjnego Ziemi wyznacza się na zasadzie obserwacji wyznaczania odchylen drogi sztucznego satelity przechodzącego przez strefy o różnych wartościach  $g$ . Oczywiście mamy na uwadze odchylenie od drogi przewidywanej na podstawie potencjału teoretycznego. Zagadnienie to stanowi ośrodek zainteresowań wielu pracowni naukowych i znajduje się w stadium bardzo wnikliwych badań i porównań, ze wspomnę choćby o specjalnym międzynarodowym sympozjum zorganizowanym staraniem Międzynarodowej Unii Geodezyjnej i Geofizycznej oraz Komitetu Badań Przestrzeni (COSPAR) w Waszyngtonie, w kwietniu 1962 r. (ze strony Polski w konferencji tej brał udział autor tego artykułu).

Istnieją także metody wyznaczania geoidy za pomocą obserwacji satelitów przez klasyczne rozwinięcie geometryczne i stosowanie tzw. przekrojów. Opracowano teorie wyznaczania wielkości i kształtu najlepiej przylegającej bryły sferoidalnej do figury Ziemi oraz wyznaczania położenia środka masy Ziemi względem środka tej sferoidy. Dla realizacji tych wszystkich badań konieczna była dokładna służba obserwacyjna oraz sztuczne satelity, których orbity a także specjalna apa-

Tabela II

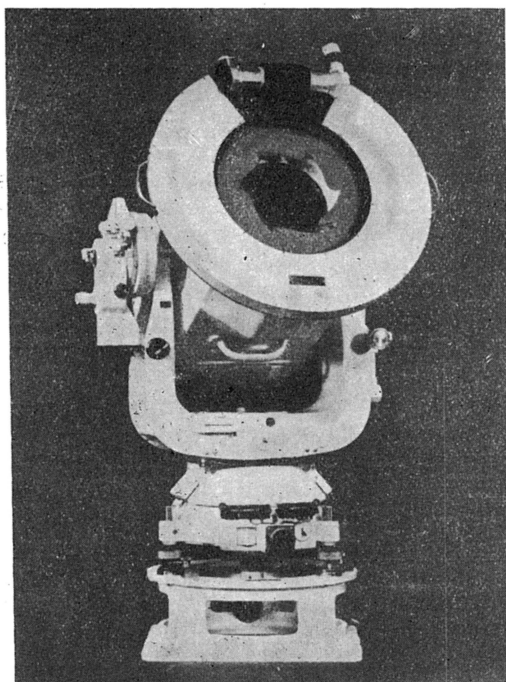
Nazwa	Numer	i	e	H <sub>p</sub>	Nazwa	Numer	i	e	H <sub>p</sub>
				km					km
Sputnik 2	1957 $\beta$	65°	0,07	230	Echo 1	1960 $\nu_1$	47°	0,02	1450
Vanguard 1	1958 $\beta_2$	34	0,19	650		1960 $\nu_2$	47	0,01	1530
Vanguard 2	1959 $\alpha_1$	33	0,16	560	Courier 1B	1960 $\nu_1$	28	0,02	810
Vanguard 3	1959 $\nu$	33	0,19	510	Tiros 2	1960 $\pi$	48	0,01	620
Explorer 7	1959 $\gamma_1$	50	0,03	550	Explorer 11	1961 $\nu$	29	0,10	490
Tiros 1	1960 $\beta_2$	48	0,00	690	Transit 4A	1061 $\alpha_1$	67	0,01	880
Transit 1B	1960 $\gamma_1$	51	0,03	290	Tiros 3	1961 $\rho_1$	48	0,01	730
Sputnik 4	1960 $\zeta_1$	65	0,03	280	Transit 4B	1961 $\alpha\eta_1$	32	0,03	936
Transit 2A	1960 $\eta_1$	67	0,03	630	Tiros 4	1962 $\beta_1$	48	0,01	758
	1960 $\eta_2$	67	0,03	610	Oso	1962 $\zeta$	33	0,00	553
					Ariel	1962 $\sigma$	54	0,02	389
					Anna 1B	1962 $\beta\mu$	50	0,01	1077

ratura sygnałowa na pokładzie spełniałyby pewne określone warunki. W praktyce rolę tę spełniły lub spełnić mogą satelity, których właściwości podajemy w tabeli II.

Uczni amerykańscy opracowali projekt specjalnego satelity geodezyjnego, który obiegając Ziemię na wysokości ok. 1000 km po orbicie prawie kołowej, ma na swoim pokładzie aparaturę sygnałową, która ma przekazywać na Ziemię zarówno serię sygnałów świetlnych, jak i radiowych. Satelita ten otrzymał nazwę ANNA od pierwszych liter nazw zainteresowanych instytucji (Army-Nasa-Navy-Air Force). Pierwszy obiekt tej serii został zniszczony podczas startu w maju 1962 r., drugi wystartował 31.X.1962 r.

#### 11. PRAKTYCZNE ZASTOSOWANIA SZTUCZNYCH SATELITÓW W GEODEZJI

Dzięki sztucznym satelitom powstała nowa droga do praktycznego rozwiązania nawiązań międzykontynentalnych za pomocą tzw. triangulacji trójwymiarowej. Triangulacja trójwymiarowa, zwana niekiedy triangulacją kosmiczną lub satelitarną, ma służyć do powiązania oddzielonych oceanami osobnych sieci geodezyjnych, które są zbyt odległe od siebie, by je można było połączyć triangulacją powierzchniową, klasyczną. Metoda ta wymaga przede wszystkim doskonałej znajomości elementów orbity sztucznego satelity, który zostaje użyty jako ruchomy cel do pozycyjnych obserwacji. Satelita ten stanowi ruchomy cel triangulacji przestrzennej, którego współrzędne w odniesieniu do każdego układu są obserwowane jednocześnie lub prawie jednocześnie. Dokładna synchronizacja obserwacji (najczęściej drogą fotograficzną) wymaga dużej precyzji w rejestracji czasu, ponieważ sa-



Ryc. 4. Kamera Wild BC 4.

telita porusza się z prędkością ok. 10 km/sek, zaś błąd 0,001 sek. w rejestracji czasu odpowiada błędowi wyznaczonych współrzędnych ok. 10 m. Na ryc. 3 uwidoczono projekt trójwymiarowej sieci triangulacyjnej, zaś na ryc. 4 kamerę Wild BC-4 (przeróbka górnej części teodolitu astronomicznego firmy Wild T4); pewna ilość takich kamer jest użyta w USA do prac w zakresie nawiązań kontynentalnych (ryc. 3 na okładce).

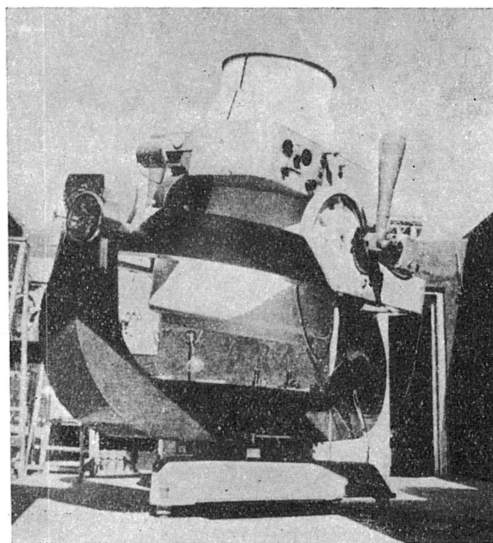
Dokładność wyznaczania położenia satelity w przestrzeni jest znacznie podniesiona, gdy zastosujemy precyzyjne pomiary odległości metodą radiową bądź za pomocą radaru, gdzie impuls sygnałowy jest odbijany, bądź techniką transpondencyjną, gdzie impulsy są retransmitowane. Ta ostatnia jest bardziej wydajna ze względu na dużą moc, jakiej potrzebuje radar. W obu przypadkach będziemy mieli do czynienia z tzw. trilateracją trójwymiarową lub przestrzenną.

Jest oczywiste, że satelita użyty do powyższych celów stanowi alternatywnie obiekt: „czynny” lub „bierny”. Listę satelitów mogących znaleźć zastosowanie do prac geodezyjnych podaliśmy w tab. II.

#### 12. INNE ZASTOSOWANIA SZTUCZNYCH SATELITÓW

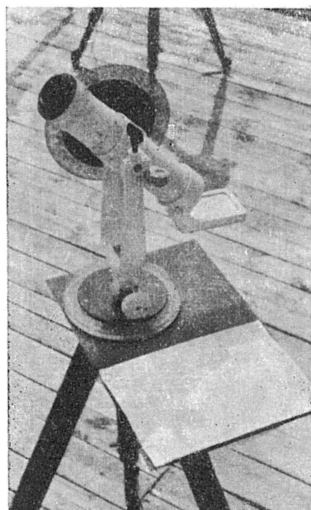
W ścisłym związku z eksperymentami dla geodezji a następnie kartografii terenów izolowanych rozwijane są prace w zakresie nawigacji. Do tego celu służy seria specjalnych satelitów nawigacyjnych Transit, z których każdy przekazuje na Ziemię radiowe sygnały. Już przed trzema laty udało się dzięki temu poprawić na mapach położenie geograficzne szeregu wysp na Pacyfiku.

Zastosowanie sztucznych satelitów miało doniosłe znaczenia dla światowej meteorologii. Umieszczona na pokładzie satelity aparatura fotograficzna uzyskuje niemal dla całego ob-



Ryc. 5. Kamera Baker-Nunn.

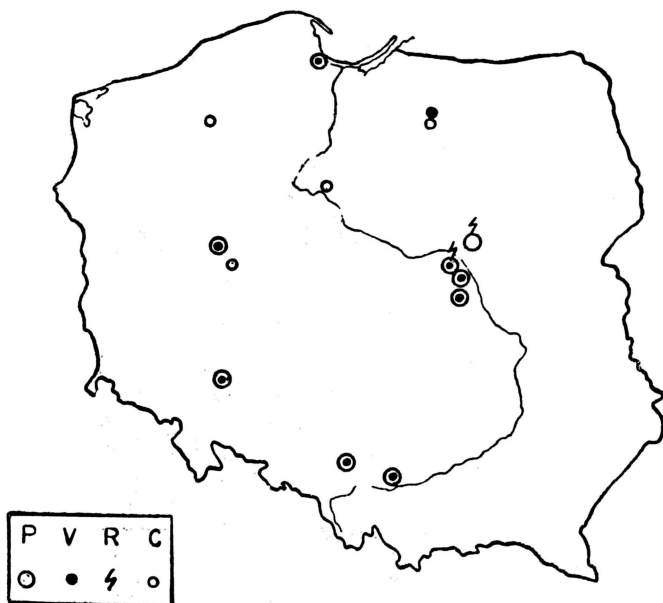




Ryc. 6. Lunetka AT 1.

szaru kuli ziemskiej fotografie zachmurzenia i stanu pogody, przyczyniając się tym samym do bardziej trafnego podawania jej prognozy. Rolę takich satelitów spełniają obiekty serii Tiros oraz projektowane satelity Nimbus.

Spośród praktycznych zastosowań sztucznych satelitów wyróżniają się tzw. satelity telekomunikacyjne, z których jedne stanowią przekaźniki bierne (jak np. Echo 1), inne zaś mają na pokładzie aparaturę; z tych ostatnich wymienić należy Telstar, który przez szereg miesięcy przekazywał przez Ocean Atlantycki nie tylko audycje radiowe, ale też rozmowy telefoniczne oraz obrazy telewizyjne. Nawet radioamatorzy otrzymali w grudniu 1961 r. satelitę Oscar przeznaczonego specjalnie dla amatorskiej łączności radiowej. Satelita ten krążący dokoła Ziemi nad obydwoma biegunami ma nadajnik o częstotliwości 145 Mhz. Również dla łączności radiowej dalekiego za-



Ryc. 7. Rozmieszczenie stacji obserwacji sztucznych satelitów w Polsce.

P - stacje obserwacji fotograficznych, V - wizualnych, R - radiowych, C - warunkowe i filie.

sięgu USA zrealizowały program wystrzelenia na orbitę pasa drobnych reflektorów-dipoli mikrofalowych na orbicie dużej wysokości. Projekt ten pod nazwą West Ford spotkał się z krytyką uczonych wielu krajów ze względu na przewidywane spowodowanie zakłóceń i szkodliwy wpływ dla niektórych gałęzi nauki. Ilość dipoli, z których każdy wynosił 1,77 cm długości i 0,00285 cm grubości, wyniosła  $3,5 \cdot 10^8$  elementów. Po pewnym czasie wskutek obniżenia się pasa w warstwy atmosfery ma on ulec zniszczeniu.

Spośród naukowych zastosowań sztucznych satelitów wymienimy na koniec możliwość eksperymentalnego sprawdzenia niektórych efektów teorii względności. Np. jeden rok obserwacji lotu sztucznego satelity stanowi równoważność obserwacji Merkurego w ciągu 40 lat, bowiem mniej więcej tyle razy relatywny efekt przesuwania się perigeum sztucznego satelity Ziemi jest większy niż ruch perihelium Merkurego.

### 13. SŁUŻBA OBSERWACJI SZTUCZNYCH SATELITÓW ZIEMI

Omówione zastosowania sztucznych satelitów, oparte na wynikach dokładnych obserwacji pozycyjnych, wymagają istnienia rozległej sieci stacji obserwacyjnych. W rzeczywistości zarówno Związek Radziecki, jak i Stany Zjednoczone służbę taką zorganizowały na swoich terenach i wciągnęły do niej kraje niemal całej kuli ziemskiej. Obecnie liczba wszystkich stacji na Ziemi wynosi około 500 i są one zarejestrowane w dwóch ośrodkach dyspozycyjnych ZSRR i USA. Stacje te zawiadamiwane telegraficznie przez ośrodki dyspozycyjne (w ZSRR — Biuro Rady Astronomicznej AN Kosmos, w USA w łonie organizacji Moonwatch, Smithsonian Institut), w wyniku obserwacji dostarczają dla każdego przelotu topocentryczne współrzędne równikowe lub horyzontalne i odpowiadające im momenty czasu. Dokładność tego typu obserwacji, wykonywanych za pomocą małych lunetek, teodolitów lub lornetek, jest rzędu  $0,1^\circ$ — $1^\circ$  (współrzędne) oraz  $0,1^s$ — $1^s$  (czas). Masowe obserwacje wizualne dostarczają uzupełniającego materiału dla wyznaczenia przybliżonych elementów orbity sztucznego satelity Ziemi oraz dla obliczenia efemeryd dla poszczególnych stacji.

Znacznie dokładniejsze rezultaty otrzymuje się za pomocą obserwacji przy użyciu fotograficznych kamer: odpowiednio  $0,01^\circ$ — $0,1^\circ$  i  $0,01^s$ — $0,1^s$ . Obserwacje te są nadto bardziej ekonomiczne, bowiem z jednej kliszy można odczytać do kilkunastu pozycji sztucznego satelity. Mankamentem metody fotograficznej jest ograniczoność jej stosowania w przypadku obiektów charakteryzujących się małą jasnością.

Ponadto w pasie bliskim równika rozmieszczone jest 12 stacji wyposażonych w wielkie

kamery fotograficzne Baker-Nunn o precyzyjnej konstrukcji, które pozwalają na osiągnięcie dokładności sięgających:  $0,001^{\circ}$  i  $0,001^s$ . Kamery Baker-Nunn ukazuje ryc. 5.

Polska służba obserwacji sztucznych satelitów, aczkolwiek nieoficjalnie, rozpoczęła się już w pierwszych dniach po wprowadzeniu na orbitę Sputnika 1. Stanowi ona jeden z punktów współpracy naukowej między Polską Akademią Nauk i Akademią Nauk ZSRR, z której ramienia bezpośrednio współpracuje z nami Rada Astronomiczna AN ZSRR i podlegające jej biuro Kosmos. Strona radziecka używała nam pewnej ilości lunetek AT1 (ryc. 6), służy doświadczeniami, przekazuje publikacje do polskich ośrodków, a przede wszystkim prowadzi regularną służbę przekazywania telegramów zawierających okoliczności przelotu satelitów nad polskimi stacjami. Stacje polskie wykonują pomiary pozycji sztucznych satelitów metodami wizualnymi, fotograficznymi i radiowymi i wyniki tych pomiarów przekaza-

zują za pomocą służby łączności Komitetu Międzynarodowej Współpracy Geofizycznej PAN do biura Kosmos w Moskwie. Wyniki polskich obserwacji są w surowej postaci publikowane w „Biuletynie polskich obserwacji sztucznych satelitów”, zaś po ich wyselekcjonowaniu także w biuletynach radzieckich. Obecnie polska służba obserwacji sztucznych satelitów obejmuje 11 stacji, z których 7 działa przy obserwatoriach astronomicznych lub geodezyjnych wyższych uczelni, 3 w instytucjach naukowych oraz jedna przy obserwatorium amatorskim. Stacje te są zarejestrowane w ośrodkach międzynarodowych pod numerami od 1151 do 1161. Oprócz tego istnieje kilka filii i stacji warunkowych. Rozmieszczenie polskich stacji pokazano na ryc. 7.

Od początku pełnienia służby 4.10.1957 do końca 1962 r. polska służba obserwacji sztucznych satelitów wykonała łącznie 20 000 obserwacji sztucznych satelitów.