

Literaturhinweise

- Dodel, Hans und Eberle, Sabrina, „Satellitenkommunikation“, ständiger Lehrgang DK2.08 der Carl Cranz Gesellschaft für technisch-wissenschaftliche Weiterbildung, Oberpfaffenhofen, Oberbayern
- Via Satellite, monatlich erscheinendes Fachjournal, Phillips Business Information, Inc., 7811 Montrose Road, Rockville, Maryland, USA; 2002
- Lutz, E., Werner, M., Jahn, A., „Satellite Systems for Personal and Broadband Communications“, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2000
- Morgan, Walter L., „Communications Satellite Handbook“, Wiley Interscience Publications, New York, 1998
- TeleSatellit, zweimonatlich erscheinendes Fachjournal, Prinzregentenstrasse 128, 81677 München (aktuelle Zusammenstellung der globalen Satellitensysteme); 2002
- William I. Orr, „OSCAR-I, A Summary of the World's First Radio Amateur Satellites“, W6SAL, QST, Sept. 1962
- Furthner, Johann et al „Satellitenavigation – Spezielle Anwendungen“, ständiger Lehrgang FA4.02 der Carl Cranz Gesellschaft für technisch-wissenschaftliche Weiterbildung, Oberpfaffenhofen, Oberbayern
- Dodel, Hans und Häupler, Dieter, „Satellitenavigation – Galileo, GPS, Glonass, Integrierte Navigationssysteme“, Hüthig Verlag Heidelberg; 2002
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., Collins, J., „Global Positioning System – Theory and Practice“, Springer, 2001

Satellitenbahnen und die Satellitenkontrolle

„... eppure si muove!“ („... und sie bewegt sich doch!“)

Abbildung 2.1 zeigt verschiedene Satellitenbahnen, vom geostationären Erd-Orbit GEO, überwiegend in der Kommunikation, der Fernschweitung und der Positionsbestimmung genutzt, bis zum polaren Erd-Orbit PEO der Erderkundung.

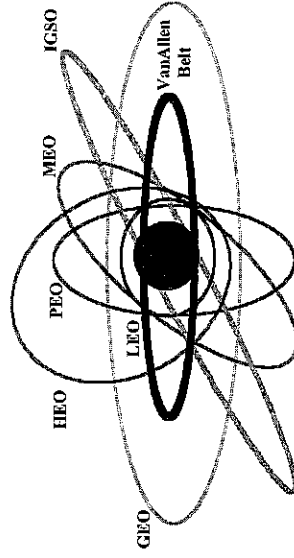


Abb. 2.1 Satellitenbahnen: Der Geostationäre Erd-Orbit (GEO), der Low Earth Orbit (LEO), inklinierte Bahnen mittlerer Flughöhe (MEO), der hochinklinierte elliptische Orbit (HEO), der inklinierte geosynchrone Orbit (IGSO) und der polare Erd-Orbit (PEO)

Mit der grundlegenden Himmelsmechanik von Ptolemäus (um 150, Alexandria) und Galileo Galilei (1564–1642, Pisa) deutete Johannes Kepler (1571–1630, Graz) die Planetenbahnen um die Sonne und entwickelte die Gesetze, die für Flugkörper im Raum gelten.

Er hatte entdeckt, dass die Umlaufgeschwindigkeit eines Satelliten auf einer elliptischen Bahn zyklischen Schwankungen unterliegt. Seine Gesetze lauten:

- i Die Bahnen der Planeten sind Ellipsen, in deren einem Brennpunkt die Sonne ist.
- ii Der Fahrstrahl zwischen Sonne und Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.
- iii Die Quadrate der Perioden sind proportional zu den Kuben der grossen Halbachsen.

Die beiden Jahrtausendforscher Galilei und Kepler wurden für ihre bahnbrechenden Arbeiten von der katholischen Kirche (im 16. Jh.) exkommuniziert und (schon) 1993 exoneriert. Relevant waren auch die Arbeiten von Newton (England) und bahnbrechend die von Ziolkowski (Russland), der sich 1895 in „Träume über die Erde und den Himmel“ mit künstlichen Erdsatelliten beschäftigte und 1903 in „Erforschung des Weltraums mit Reaktionsapparaten“ fast alle grundsätzlichen Probleme der heute angewandten Raumfahrt behandelte.

Im Jahr 1923 beschrieb der Raketenpionier Hermann Oberth die Ergebnisse seiner Forschung in „Die Rakete zu den Planetenräumen“ – noch heute ein Standardwerk der Raketentechnik, in dem er u.a. die Prinzipien der Flüssigkeitsrakete entwickelte.

Der erste Start einer Flüssigkeitsrakete gelang dem Physikprofessor Robert H. Goddard am 16.03.1926 in Auburn MAS, USA. Seine Rakete mit Benzin und flüssigem Sauerstoff legte 56 m zurück.

Ein Assistent Hermann Oberths, Wernher von Braun, erreichte am 3.10.1942 in Usedom mit der Aggregat-4-Rakete (11,2 t; 25 t Schub) 1 320 m/s über 190 km Entfernung bei einer maximalen Flughöhe von 83 km.

Als weiterer Pionier sei Dipl.-Ing. Karl Stöckel (Bölkow KG) genannt, der den leistungsstarken, treibstoffgekühlten Raketenantrieb T11 entwickelte. Dieser wurde später, in USA unter Lizenz gefertigt, zum Haupttriebwerk (*Main Engine*) des *Space Shuttle*. Diese Naturwissenschaftler legten den Grundstein für die Erschließung des Weltraums.

Nun verlangen unterschiedliche Missionen unterschiedliche Bahnen. In der Erderkundung fliegt man für die Bildauflösung so tief wie möglich (der territoriale Luftraum endet bei 83,82 km). Wenn es reicht, dass der Satellit alle zwei Wochen über der gleichen Ort fliegt, ist die Polarbahn (PEO) sinnvoll: Ein Satellit überfliegt in 14 Tagen die ganze Erdoberfläche (s. Abb. 2.2).

Für die Kommunikation fliegt man mit der kleinstmöglichen Zahl von Satelliten für die gewünschte Bedeckung (*Coverage*), also so hoch wie praktikabel. Beliebte

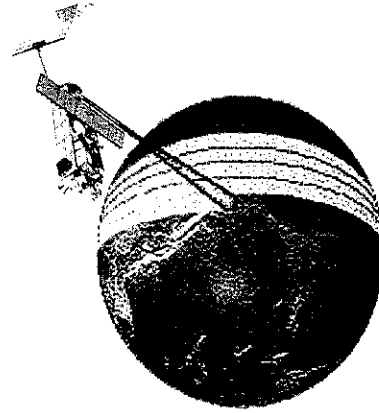


Abb. 2.2 Die Fussspur eines PEO-Satelliten

ist der geostationäre Erd-Orbit (GEO), der keine Nachführung der Bodenantenne benötigt.

Man bringt also Satelliten entsprechend ihrer Mission in geeignete Bahnen, die sich nach Form (Kreis, Ellipse), Höhe und Inklination zum Äquator unterscheiden.

2.1 Die Fluchtgeschwindigkeit

Ein Flugkörper muss die „erste Fluchtgeschwindigkeit“ aufbringen, um die Erde verlassen zu können. In Erdnähe ist für die Masse m in der Umlaufbahn die Gewichtskraft gleich der auf den Körper wirkenden Zentripetalkraft (R = Radius der Umlaufbahn):

$$m \cdot g = \frac{m \cdot v^2}{R} \quad (2.1)$$

Damit ist $v_1^2 = g \cdot R$; für den Erdradius¹ $R \equiv R_0 \approx 6378$ km ergibt sich die theoretisch niedrigste Umlaufbahn:

$$v_1 = \sqrt{9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 6378 \text{ km}} = 7,9 \frac{\text{km}}{\text{s}} \quad (2.2)$$

Dieser Geschwindigkeit v_1 entspräche in der Atmosphäre „mach 23“, die „erste kosmische (astronautische) Geschwindigkeit“.

► Die erste Fluchtgeschwindigkeit ist 7,9 km/s, unabhängig von der Masse des Satelliten (bzw. in England 17 777 Meilen/Stunde).

Die Umlaufdauer τ in dieser „Flughöhe“ würde betragen

$$\tau = \frac{2 \cdot \pi \cdot R_0}{v_1} = 84 \text{ min} \quad (2.3)$$

Der Nutzwert dieser Ziffer ist begrenzt, da der Flugkörper unmittelbar über der Erdoberfläche fliegen würde. Um aus diesem Erdumlauf die Erde verlassen zu können, muss die kinetische Energie grösser als die Gravitation sein:

$$\frac{m \cdot v^2}{2} > \frac{G \cdot m \cdot M_e}{r} \quad (2.4)$$

mit der Gravitationskonstanten $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg s}^2$, $M_e = 5,98 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ der Masse der Erde und r der Entfernung vom Erdmittelpunkt. Aus Gleichung 2.4 folgt für die Geschwindigkeit:

¹ Dies wurde 230 v. Chr. von Eratosthenes bestimmt; er beobachtete, dass am 21. Juni die Sonne in Syene (bei Assuan) zu Mittag senkrecht in einen Brunnen einfiel und vermass im 800 km nördlicheren Alexandria den Winkel des Schattens, den ein Pfahl zur Mittagsstunde warf, als 1/50 des Kreises (man wusste an beiden Orten exakt, wann 12 Uhr Mittag ist); damit ergab sich über die Wechselwinkel der Kreisumfang als $800 \text{ km} \cdot 50 = 40\,000 \text{ km}$ und $40\,000 \text{ km} / (2\pi) = R_0 = 6400 \text{ km}$ (6378 km exakt)

$$v_2 > \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_e}{r}} \quad \text{bzw.} \quad v_2 > \sqrt{2 \cdot 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-2} \cdot 5,97 \cdot 10^{24} \frac{\text{kg}}{\text{r}}} \quad (2.5)$$

Für

$$r = R_0 = 6378 \text{ km} \quad \text{wird} \quad v_2 = 11,2 \frac{\text{km}}{\text{s}}. \quad (2.6)$$

► Die zweite kosmische (astronautische) Geschwindigkeit v_2 ist 11,2 km/s.

Mit dem Einschuss vom Äquator im Drehsinn der Erde erhält man von ihr die Grundgeschwindigkeit von 0,46 km/s, so dass „nur“ noch 10,74 km/s notwendig sind.

Für die Sonne als Zentralkörper und die Erde als Ausgangspunkt erhält man die „dritte kosmische Geschwindigkeit“, um das Sonnensystem verlassen zu können:

$$v_3 = 16 \frac{\text{km}}{\text{s}}. \quad (2.7)$$

► Die dritte Fluchtgeschwindigkeit v_3 um das Sonnensystem zu verlassen, ist 16 km/s.

2.2 Die allgemeine Kreisbahn

Die Gravitationskraft, die Satelliten zur Erde zieht, und die entgegengesetzt gerichtete Zentrifugalkraft halten sich die Waage. Die Gravitation ist nach Newton gegeben:

$$K_{\text{grav}} = \frac{m \cdot M_e \cdot G}{r^2}, \quad (2.8)$$

mit m der Masse des Satelliten, M_e und G wie oben und r der Entfernung der beiden Körper voneinander. Die Zentrifugalkraft ist:

$$K_{\text{zent}} = m \cdot r \cdot \omega^2 = \frac{m \cdot v^2}{r} \quad (2.9)$$

mit der Winkelgeschwindigkeit $\omega = 2\pi/\tau$, τ der Umlaufdauer und v der Fluggeschwindigkeit. Gleichsetzung beider Kräfte ergibt $K_{\text{grav}} = K_{\text{zent}}$ und

$$\frac{m \cdot M_e \cdot g}{r^2} = m \cdot r \cdot \omega^2 \quad \text{bzw.} \quad \frac{M_e \cdot g}{r^2} = r \cdot \omega^2. \quad (2.10)$$

► Die Satellitenmasse m wurde eliminiert: sie hat keinen Einfluss auf den Orbit.

Es ist

$$r^3 = \frac{M_e \cdot G \cdot T^2}{(2 \cdot \pi)^2} \quad (2.11)$$

Die Umlaufdauer T der allgemeinen Kreisbahn (r in km, $\mu = 398\,601,8 \text{ km}^3/\text{s}^2$) ist

$$T = 2 \cdot \pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} = 9,952 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{r^3}{\text{km}^3}} \quad (2.12)$$

T ist in Sekunden gegeben². Die Sichtdauer ist gegeben durch

$$T_s = \frac{T \left(\cos^{-1} \left(\frac{R_0}{R_0 + H} \right) \right)}{\pi} \quad (2.13)$$

Tabelle 2.1 zeigt die Umlaufzeiten als Funktion der Orbithöhe.

Tabelle 2.1 Die Umlaufzeit T und Sichtdauer T_s als Funktion der Orbithöhe H über Grund

H in km	90	200	400	700	800	1 400	10 000	20 000	36 000
T in min	86,3	88,5	92,6	98,8	100,9	113,8	347,7	710,6	1 436,0
T_s in min	4,6	7,0	10,2	14,1	14,4	22,1	129,6	300,1	1 436,6

Zur Überflugzeit: Ein Satellit in der 700 km-Bahn sieht z.B. im urbanen Umfeld (zehngeschossige Häuser, zweispurige Strassen) ca. 6,3% der Periode (also 6 min) in die Strassenzeile. Mit sechs Satelliten in der Bahnebene dauert es 13,5 min bis der Nächste über die Strassenzeile fliegt. Diese Verfügbarkeit entspricht 38%. Ein GEO sieht nicht in die Strassenschlucht, ist aber für die auf dem Dach montierte Antenne 24 h pro Tag sichtbar.

2.2.1 Die geostationäre Kreisbahn

Die für Kommunikations- und Fernsehsatelliten wichtigste Bahn ist die geostationäre Kreisbahn über dem Äquator mit der Umlaufzeit gleich der Dauer einer Erumdrehung, so dass der Satellit stets über der gleichen Stelle der Erde steht. Für die Periode $\tau_0 = 23 \text{ h } 56 \text{ min } 4 \text{ s}$ (der Sternentag) ist der Radius $r = 42\,165 \text{ km}$ oder $6,611 R_0$ (R_0 der Erdradius).

Die Flughöhe des Satelliten im GEO ist $r - R_0$ oder $5,611 \cdot R_0 = 35\,790 \text{ km}$, die Fluggeschwindigkeit 5519 km/h (1500 m/s), die Flugleistung $48\,348\,729 \text{ km pro Jahr}$ (der 1976 gestartete MARISAT hat inzwischen über 1 Milliarde km zurückgelegt).

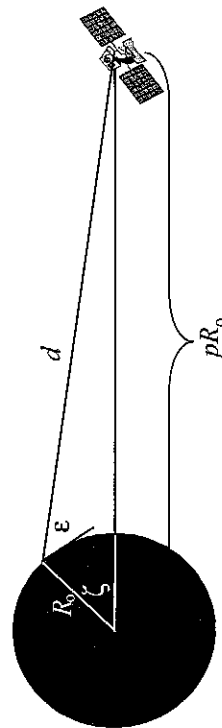


Abb. 2.3 Der Höhenwinkel ϵ und die Entfernung d zum Satelliten

² siehe auch „vis viva equation“

Der Höhenwinkel und die Entfernung

Die Entfernung d zum Satelliten, den Höhenwinkel ε (die Elevation, s. Abb. 2.3) und den Kurs α (Azimut) bestimmt man mit den Differenzen von Nutzer- und Satellitenlängengrad Δlon bzw. -breitengrad Δlat , wobei $p = R_{Bahn}/R_{Erde}$ ($p = 6,611$ für den GEO) und

$$\cos \zeta = \cos(\Delta lon) \cdot \cos(\Delta lat); d = R_{Erde} \sqrt{p^2 - 2 \cdot p \cdot \cos \zeta + 1} \quad (2.14)$$

$$\cos \varepsilon = \frac{p \cdot \sin \zeta}{\sqrt{p^2 - 2 \cdot p \cdot \cos \zeta + 1}} \quad (2.15)$$

$$\sin \alpha = \frac{-\sin(\Delta lon)}{\sin \zeta}. \quad (2.16)$$

Gerade in unseren Breiten ist es für den Betrieb mit geostationären Satelliten wichtig, sicher zu stellen, dass bei gegebenem Azimut die Sicht zum Satelliten (die Elevation) frei ist.

Die Sicht der Pole

Die Sicht der Erde vom geostationären Orbit ist bei $81,3^\circ$ Breite begrenzt. Der Elevationswinkel vom Satelliten zur Erdoberfläche ist $8,7^\circ$, die Entfernung d zu einem über dem Pol fliegenden Ballon ist $6,687 \cdot R_0$ oder $42\,648$ km, der Öffnungswinkel zur Erde $17,4^\circ$. Ein Repeater am Pol müsste $h = 74,14$ km hoch fliegen, um einen GEO sehen zu können; um den Pol sehen zu können, muss ein Satellit im IGSO mindestens $8,7^\circ$ Inklination haben. Mit $0,8^\circ$ natürlichem Inklinationaufbau pro Jahr dauert es 11 Jahre, um diese Inklination zu erreichen.

Die Elevation über Horizont zum geostationären Satelliten

Abbildung 2.5 zeigt den Elevationswinkel zum geostationären Satelliten gegen Δ -Länge (Längengrad des Satelliten minus Längengrad des Nutzers), für verschiedene nördliche oder südliche Breitengrade des Nutzers.

Der höchstmögliche Breitengrad mit Sicht des geostationären Orbits ist $81,3^\circ$ bei Δ -Länge = 0; die höchstmögliche Δ -Länge ist $81,3^\circ$ wenn der Nutzer am Äquator ist.

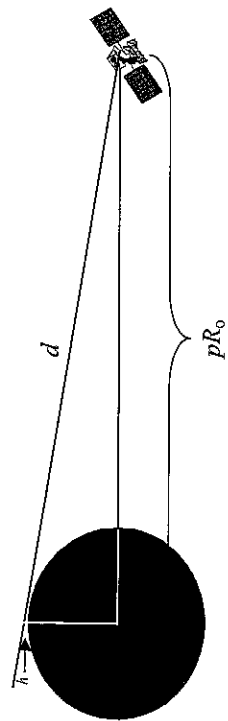


Abb. 2.4 Die Sicht der Pole aus dem geostationären Orbit

Bei Breitengraden wie in Deutschland ($> 48^\circ$) ist die Elevation zu Satelliten direkt im Süden nur noch 36° . Zu einem um 45° Längengrad separierten Satelliten schwindet die Elevation vom gleichen Standort auf 21° .

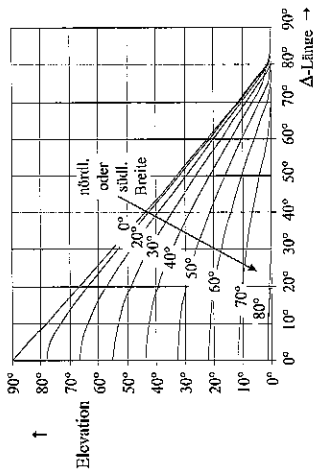


Abb. 2.5 Der Elevationswinkel zum GEO gegen Δ -Länge für verschiedene Breitengrade

Die Exzentrizität

Die „Kreisbahnen“ sind meist nicht exakt kreisförmig sondern haben auf Grund der ungleichförmigen Massenverteilung der Erde und der Anziehungskräfte der Gestirne eine gewisse Exzentrizität E , gegeben durch

$$E = \frac{F_1 F_2}{a} = \frac{\sqrt{a_2 - b_2}}{a} \quad (2.17)$$

mit F_1, F_2 dem Abstand der beiden Foci der Ellipse, a die grosse Halbachse und b die kleine Halbachse.

Je näher die beiden Foci beisammen sind, desto kleiner ist die Exzentrizität, desto mehr nähert sich die Ellipse einem Kreis. Eine typische Exzentrizität im GEO ist im Bereich von $0,5 \cdot 10^{-3}$, die zu einer Abweichung des Bahnradius von $42\,164$ km um 42 km und einer Ost/West-Wanderung des Satelliten von 84 km führt.

Die vorgeschriebene Positionstoleranz ist $\pm 0,1$ Längengrade ($\pm 73,6$ km) und $\pm 0,5$ Breitengrade (± 368 km). Eine Exzentrizität von $E = 0,5 \cdot 10^{-3}$ ist also regulatorisch zulässig.

Die Auslastung der geostationären Bahn

Tabelle 2.2 zeigt die Auslastung der geostationären Bahn in unserer Region, nur mit Fernmeldesatelliten – nur im Ku-Band.

Es wird deutlich, wie viele Satelliten dort jetzt schon sind, und wie Positionen bereits mehrfach besetzt sind. Ausgediente Satelliten müssen aus der Bahn entfernt werden, um für Nachfolger Platz zu machen. Der Orbitalabstand der Satelliten wird immer enger gerückt, um diese Ressource besser auszunutzen:

$-4,0^\circ$ im 04/06 GHz-Bereich (C-Band)	$-1,0^\circ$ im 20/30 GHz-Bereich (Ka-Band)
$-2,0^\circ$ im 11/14 GHz-Bereich (Ku-Band)	$-0,5^\circ$ im 40/50 GHz-Bereich (Ke-Band)

Tabelle 2.2 Geostationäre Fernmeldesatelliten im KU-Band, über EU

44°O	MELITASAT-1B, EUROPE*STAR, KYPROS-SAT-D, EMARSAT-1B, EUTELSAT-3
42°O	LUX, EUROPE*STAR, TURKSAT-K2, SEYSAT-1A, KAZAKHSAT, RASCOM-KU, TURKSAT-KA
40°O	LUX, PAKSAT-2, SIRIUS-41, ZOHREH-4, LOUTCH-7, EXPRESS-4
38°O	AMOS-1C, HELLAS-SAT, KYPROS-SAT-C, PAKSAT-1, SIRIUS-38
36°O	SEYSAT, LUX, GESATCOM, RASCOM, MEASAT, KYPROSAT, EUTELSAT, EUTELSAT-3, LUX
34°O	STATIONAR-M9, ZOHREH-1, DFS-II
32°O	INTELSAT-VI, -VII, -VIII, EUTELSAT-2, EUTELSAT-3, VIDEOSAT-4, LUX, TURKSAT-1B
30°O	TURKSAT-KA, SIRIUS-31, ARABSAT-2A, PAKSAT-C, BABYLONSAT-1, KYPROS-SAT-L2
28°O	AGRANI-1A, EMARSAT-1L, KEPLER-1, DFS-II, LUX, RASCOM-KU, KYPROS-SAT-L1, YAMAL-E2
26°O	INTERSPUTNIK-27, LUX, ZOHREH-2, DFS-6, ARABSAT-2B, EUTELSAT-1-8
24°O	LUX-24.2, EMARSAT, URKSAT, MOB, DFS-II, STATIONAR
22°O	ROSCOM-3, SEYSAT-3A, EAST-22, SICRAL-2B, EUTELSAT-1
20°O	EUTELSAT-3, ARTEMIS-1M, BABYLONSAT-3
18°O	GDL-6, GDL-7
16°O	RASCOM-KU, EMARSAT-1J, INTERSPUTNIK-17, SABS-1
14°O	ITALSAT-16.4, ARTEMIS-1M, SICRAL-2A, EAST-16, EUTELSAT-3, STATIONAR, RASCOM-14.5
12°O	ITALSAT-13.2, EAST-13, EUTELSAT-2, STATIONAR-M6
10°O	AGRANI-1, ITALSAT-10.2, EAST-10, EUTELSAT-2, -3
08°O	MEASAT-SA2, STATIONAR-M5
06°O	EUTELSAT-2, EUTELSAT-3, EAST-6, MEASAT-SAI
04°O	RASCOM-KU, SIRIUS, EUTELSAT-2, TELE-X, STATIONAR, KYPROSAT, EUTELSAT-3
02°O	TELECOM-2C, GESATCOM-E4, AMOS-1A, CERES-2
00°O	URKSAT-3, STATIONAR-M3
02°W	BIFROST, INTELSAT-VI, -VII, -VIII
04°W	UKRSAT-2, INTERSPUTNIK-3W, STATIONAR-M2, RASCOM-3.5W, AMOS-1B, CERES-1
06°W	TELECOM 2, VIDEOSAT-7, INTERSPUTNIK-6W
08°W	GESATCOM-E3, VIDEOSAT-5, RADIOSAT-5B, VIDEOSAT-6, TELECOM-2, RADIOSAT-6B
10°W	PROMETEEY-1, KUPON-3, SIRIUS-10W, GESATCOM-E5
12°W	LOUTCH-6, EXPRESS-3, F-SAT-2, USASAT-14L
14°W	EUTELSAT-3, SIRIUS, MELITASAT-1A, INSAT-EK, LOUTCH-1, EXPRESS-2, ROSCOM-1
16°W	EUTELSAT-3, GESATCOM-E2, EMARSAT-1E, EMARSAT-1E, ZSSRD-2, WSDRN, INTERSPUTNIK
18°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
20°W	L-SAT, TDF-1, TDF-2, INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
22°W	INTELSAT-K, INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
24°W	INTERSPUTNIK, INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
26°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII, INTELSAT-IX
28°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
30°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII, HISPASAT-2A, HISPASAT-2B, HISPASAT-2C
32°W	HISPASAT, INTELSAT-V, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII, BSB-1, INTERSPUTNIK-32.5
34°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
36°W	YAMAL-W2
38°W	USASAT-26A, EXPRESS-1
40°W	INTELSAT-VI, INTELSAT-VII, INTELSAT-VIII
42°W	USASAT-26, TDRS-E, ATDRS-41

Satelliten, die in verschiedenen Frequenzbändern arbeiten, werden schon heute auf der gleichen Position geparkt (sie sind dann immer noch viele km voneinander entfernt).

Satelliten, die in verschiedene Regionen der Erde schauen, können kolonisiert werden, wenn die Regionen hinreichend separiert sind. So kann z.B. mit scharf bündelnden Antennen der MagyarSat auf 4°W Ungarn bedienen und der AMOS von der gleichen Orbitposition aus Israel. Um eine Zelle mit Durchmesser D_{cell} aus der Flughöhe H bei der Frequenz f auszuleuchten, braucht es eine Satellitenantenne mit Durchmesser d_{ant} :

$$d_{\text{ant}} = \frac{H}{(3 \cdot f \cdot D_{\text{cell}})} \quad (2.18)$$

Tabelle 2.3 zeigt d_{ant} (in m) für $H = 35\,790$ km (GEO) und verschiedene Frequenzen f . Ein Zellendurchmesser D von 200 km bei 5 GHz oder von 20 km bei 50 GHz könnte mit einer 26 m-Antenne (Stand der Technik) realisiert werden.

Tabelle 2.3 Der Durchmesser d_{ant} der Satellitenantenne im GEO gegen die Frequenz f und verschiedene Zellendurchmesser D am Boden

Frequenz f [GHz]	Zellendurchmesser D [km]									
	1	2	5	10	20	50	100	200	500	1000
0,1										264
0,2									264	132
0,5							264	106	53	
1,0						264	132	66	26	13
2,0					264	106	53	26	11	5
5,0				264	132	66	26	13	7	3
10,0			264	106	53	26	13	7	3	1
20,0		264	132	66	26	11	5	3	1	1
50,0	264	132	66	26	13	7	3	1	1	0
100,0	264	132	66	26	13	7	3	1	1	0

Ein Antennenöffnungswinkel (*Halfpower Beamwidth*) von $\Theta_0 = 1^\circ$ projiziert aus dem GEO eine Kreisfläche von 1000 km Durchmesser bei 50° nördlicher Breite, unabhängig von der Frequenz. Die gleiche Antenne aus einem HEO in 35 790 km Höhe projiziert eine Kreisfläche von 620 km Durchmesser bei 50°N .

Für den Einschuss eines Satelliten in die geostationäre bzw. geosynchrone Bahn gibt es zwei Verfahren: Den Eigeneinschuss und den Direkteinschuss.

2.2.2 Eigeneinschuss

Beim Eigeneinschuss bringt der Träger den Satellit auf eine stark elliptische Aufstiegsbahn (Transferbahn). Diese ist um die geographische Breite des Abschussortes zur Äquatorebene inkliniert, beim Start vom Florida (USA) beträgt diese Inklination $28,3^\circ$, von Kourou in Französisch-Guyana 5° . Für Einschlüsse in den GEO wird

das Apogäum der Transferbahn in die Äquatorialebene gelegt, in einer Höhe von ca. 35 790 km, der Höhe des geplanten Orbits.

Im Apogäum wird der Apogäumsmotor des Satelliten gezündet – er „schießt sich selbst ein“. Dauer, Richtung und Stärke dieser Antriebsphase sind so berechnet, dass die elliptische Transferbahn zu einer Kreisbahn aufgeweitet und gleichzeitig Restinklination abgebaut wird: Der Satellit befindet sich nun auf einer Kreisbahn in der Äquatorebene (Driftorbit). Hier hat der näher am Äquator gelegene Einschluss aus Kourou eine Energieersparnis gegenüber dem des *Kennedy Space Centers* in Florida von 15%.

Auf dem Driftorbit „treibt“ der Satellit in seine Position. Die erreichte Kreisbahn wird *Geostationary Earth Orbit* (GEO) genannt. Der für den Eigeneinschluss benötigte, im Satelliten betankte Treibstoff, ist ungefähr so schwer wie der „trockene“ Satellit selbst.

2.2.3 Der Direkteinschuss

Trägerraketen wie die US-TITAN und die russische PROTON befördern Satelliten (zukünftig mehr) vom Kennedy Space Center (FLA, USA) und Baikonur (Kasachstan) direkt in die geostationäre Bahn. Die Oberstufe der Rakete verbleibt dabei im GEO als Schrott und Projektil, und kollidiert zuweilen mit GEO-Satelliten.

2.2.4 Der Super GEO, der Moon Slinger

Der Begriff *Super-GEO* bezeichnet die Beförderung eines Satelliten nach dem Start von einer Rampe nördlicher oder südlicher Breite auf eine Bahnhöhe über der des geostationären Orbits (*Geostationary Earth Orbit*; GEO). In seiner Übergangsbahn (*Transfer Orbit*) ist dieser Satellit um den Betrag der nördlichen oder südlichen Breite der Starttrampe gegen die Äquatorialebene, die als Zielbahnebene angestrebt wird, inkliniert. Diese Inklination muss also mit entsprechendem Leistungsaufwand (Treibstoffaufwand) abgebaut werden.

Nach den Gesetzen der Bahnmechanik ist der Abbau der Inklination eines Super-GEOs in die Äquatorialebene einschliesslich der Anhebung des Satelliten in den so genannten „Super-GEO“ und danach die Absenkung der Bahnhöhe zurück in die Höhe des GEO weniger treibstoffaufwendig („billiger“) als die Absenkung der Inklination des Satelliten in die niedrigere, geostationäre Sollbahnhöhe.

Man kann sich den Super-GEO-Effekt im mechanischen Vergleichsbeispiel so vorstellen, dass die gleiche Kraft in der höheren Bahn mit dem längeren Hebelarm arbeitet (Hebelarm ist hier gleich Bahnradius), also das grössere Moment (Moment ist gleich Kraft mal Hebelarm) hat.

Das Super-GEO-Manöver erwirkt eine Einsparung an Treibstoff des Satelliten. Der beim Einschluss eingesparte Treibstoff kann für die Lagehaltung des Satelliten im Betrieb eingesetzt werden, verlängert also die nutzbare Lebensdauer des Satelliten.

Die Nützlichkeit dieses Manövers wird beeinträchtigt durch die Unart vieler Satellitenbetreiber, ihre Satelliten in den „Super-GEO“ zu entsorgen, anstatt sie

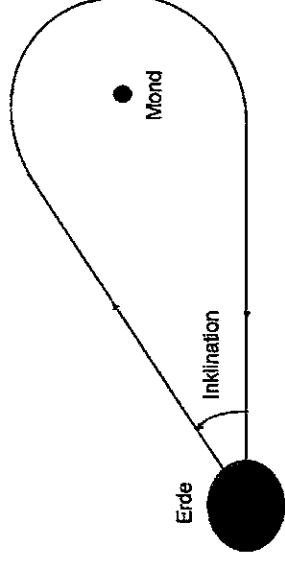


Abb. 2.6 Der Verlauf des „Moon Slingers“ von seinem hoch inklinierten elliptischen Orbit über den Mond, bis hin zu seiner zweckmässigen Endposition.

nach Missionsende ordnungsgemäss zurückzubringen und in der Erdatmosphäre verglühen zu lassen.

Es gibt also ein gewisses Risiko, dass der einzuschliessende Neuling mit einer Satellitenleiche im Super-GEO kollidiert. Die Betreiber von GEO-Satelliten bereiten sich durch diese Unart selbst betriebstechnische und insbesondere betriebswirtschaftliche Nachteile beim Einschluss der Folgesatelliten.

Des Weiteren kollidieren diese Satellitenleichen im Super-GEO gelegentlich auch untereinander, und Fragmente dieser Kollisionen haben auch schon Satelliten im GEO getroffen und beschädigt.

Dieses Risiko der Kollision im Super-GEO ist kürzlich INMARSAT mit dem Start des ersten INMARSAT-4 eingegangen. Sie startete das 6 t schwere Flugmodell 4F1 am 10.03.05 in den Super-GEO und sparte damit genügend *On-Board* Treibstoff, um den Satelliten mindestens 18 Jahre lang dort in der Position halten zu können – Jahre über die nominell geplante Missionsdauer hinaus.

Eine gigantische Weiterführung des Super-GEO Einschlussverfahrens grössten Ausmasses fand am 25.12.1997 statt. Der Satellit wurde mit einer Proton-K-Blok-DM3 vom Baikonur Cosmodrome in Kasachstan gestartet. Die vierte Stufe der Rakete versagte ihren Dienst und liess den Satelliten in einem elliptischen Orbit hoher (51,5°) Inklination zurück.

Die Einschlussleistung der Rakete mit maximal 2,40 t wurde durch den AsiaSat-3 mit seinen 2,53 t erkennbar überschritten – trotzdem beglichen die Versicherer den Schaden.

Die Umpositionierung des Satelliten in die Sollbahn mit dem Satellitentreibstoff war eine Alternative, die aber dazu geführt hätte, dass im Satellit nach Erreichung der Äquatorialebene kein Treibstoff mehr für die Lagehaltung übrig gewesen wäre; er wäre, am Ziel angelangt, gleichzeitig am Ende seiner Mission gewesen.

Zwei Ingenieure der Jet Propulsions Laboratories (JPL) haben der Satellitenherstellerfirma Hughes (heute Boeing) vorgeschlagen, den Satelliten mit einem Super-GEO-Verfahren in die Äquatorialebene zu bringen. Dazu musste der Satellit von seiner Bahnhöhe (unterhalb des geostationären Orbits, ca. 40 000 km) in die Umlaufbahn der Mondhöhe (ca. 400 000 km, die zehnfache GEO-Höhe), angehoben werden, den Mond zweimal umfliegen und konnte so, nach 6,4 Millionen Flugkilometern, durch diesen „*Moon Slinger*“ die Bahninklination auf 14° abbauen.

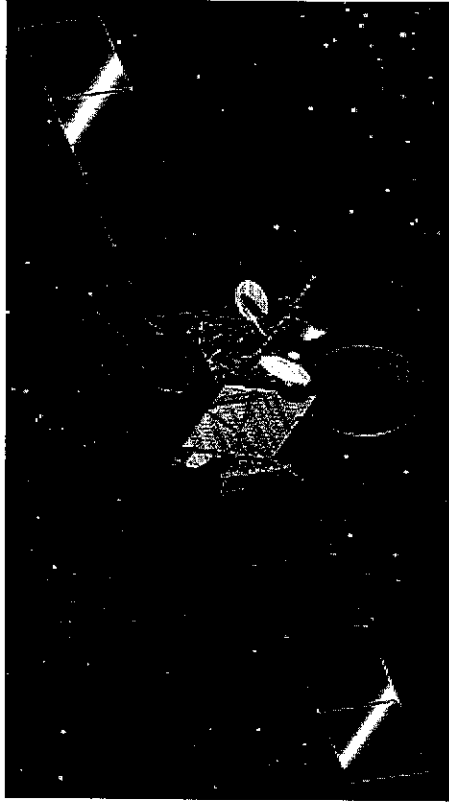


Abb. 2.7 Der Asiasat-3, alias HGS-1, alias PAS-22, der nach zwei Moon Slingers zur ersten kommerziellen Mondmission wurde.

Mit dieser Inklination konnte er dann auf eine „vernünftige“ Position gebracht werden, ohne dabei unnötig viel Treibstoff zu verbrauchen.

Dies war der erste kommerzielle Flug zum Mond, und danach verblieb dem Satelliten noch Treibstoff für mindestens drei Jahre kommerziellen Betriebs auf der Sollbahn.

Von dem ursprünglichen Besitzer, Asia Satellite Telecommunications Co. Ltd., war der Satellit nach dem Fehlstart an die Versicherer, die die Prämie ausbezahlt hatten, übergegangen. Die Fa. Hughes hat ihn dann den Versicherern wieder abgekauft, um den Mond geschleudert, und nach gelungenem Manöver ihn dann an die Fa. PanAmSat verkauft, die ihn auf 60°W setzte und als PAS-22 jahrelang betrieben hat.

2.2.5 Sea Launch

Neben den konventionellen Einschnüssen von einer Landbasis wurden schon lange auch Raketen von Flugzeugen (*Air Launch*), von Eisenbahnzügen (*Rail Launch*) und von Schiffen (*Sea Launch*) gestartet. Etwa 50% des Treibstoffes einer konventionellen Trägerrakete werden auf den ersten 10 km des Starts verbraucht. Deshalb macht der *Air Launch* Sinn, bei dem die Rakete auf 10 km Flughöhe gebracht und von dort gestartet wird. Eine Rakete auf einem Eisenbahnzug verdeckt zu führen macht militärisch Sinn, da der Gegner, in Unkenntnis auf welchem Zug sie sich befindet, sie nicht angreifen kann.

Der Einschnitt in den GEO ist vom Äquator aus am günstigsten. Bereits Cape Kennedy (28°N) ist ca. 15% aufwendiger als der europäisch genutzte Startplatz Kourou auf 5°S. Hier macht der *Sea Launch* Sinn, bei dem der Einschnitt von einer grossen Schwimmplattform erfolgt, die zum Äquator gezogen wird. Die Firma Boeing

betreibt einen solchen *Sea Launch*³ in Kalifornien, wo sie auch Satelliten fertigt. Für den in östlicher Richtung erfolgenden Start muss die Plattform aber bis kurz vor Hawaii geschleppt werden, damit im Falle eines Fehlstarts die möglicherweise herabfallenden Teile nicht auf Kalifornien treffen.

2.2.6 Das Ekliptik/Äquinoktium-Problem

Das Problem der Ekliptik zur Sonnenwende (21.03. und 21.09.; Tag/Nacht-Gleiche) ist, dass der Satellit auf der anderen Seite der Erde im Sonnenschatten steht, also mit Akkumulatoren (anstatt Solargeneratoren) betrieben werden muss. Dies wird heute technologisch beherrscht.

Das zweite Problem ist, wenn die Erdantenne in die Sonne schaut. Die Übertragung ist hier auf Grund der Sonnenraumtemperatur unterbrochen. Man kann die Unterbrechung hinnehmen, den Gesamtverkehr terrestrisch via-routen, oder den Verkehr so weit wie möglich abbauen und den Restverkehr terrestrisch via-routen.

Das dritte Problem ergibt sich, wenn die Sonne aus der Ekliptik herauskommt und an der Erde vorbei auf den Satelliten mit 6000 K einstrahlt. Dagegen kann sich der Satellit nur „wehren“, indem er sich mit seinen Empfangsantennen auf das Zielgebiet so konzentriert, dass er in Richtung Sonne um 20 dB unterdrückt; damit wird das Sonnenrauschen (um Mitternacht) 60 K, gegenüber den rund 1000 K Empfangsrauschen von der Erde, also ein $\Delta t/t$ von 6%.

2.3 Nicht-geostationäre Bahnen

2.3.1 Die inklinierte geosynchrone Kreisbahn, der Tanja-Orbit

Die inklinierte geosynchrone Kreisbahn (*Inclined Geo-Synchronous Orbit*; IGSO) ist quasi ein GEO, der gegen die Äquatorialebene inkliniert ist (z.B. 63,4°). Der Satellit verbleibt immer auf demselben Längengrad, durchwandert aber während einer Erddrehung zweimal den Hub der Inklination (z.B. von 63,4°N nach 63,4°S und zurück).

Die Fussspur des IGSO ist eine gerade Linie senkrecht zum Äquator, solange die Bahn exakt kreisförmig ist. Zeigt die Bahn eine Exzentrizität auf (sie wird zur Ellipse), dann liegt – für eine 24 h Bahn – das Perigäum innerhalb, das Apogäum ausserhalb der äquatorialen Kreisbahn. Während des Aufstiegs („S1“ in Abb. 2.8) eilt der Satellit mit einem kleinen „Bahnradius“ der Erddrehung voraus, verlangsamt dann im Abstieg („S3“ im Bild) mit dem grösseren „Bahnradius“, so dass er im Durchgang der Äquatorialebene wieder erdsynchron (*geosynchronous*) ist.

Fliegen vier oder mehr Satelliten wieder erdsynchron (*geosynchronous*) ist verwendet man sie nur in den beiden Kulminationen (z.B. Breitengrade über 30°), kann die Orbitkapazität (das Frequenzspektrum) verdreifacht werden.

³ Boeing Co., Seattle (Hersteller von Satelliten); Kvaerner A/S, Oslo (Hersteller der Plattform); NPO Yuzhnoye, Ukraine; und Energia, Korolev, Russland (Hersteller von Raketen)

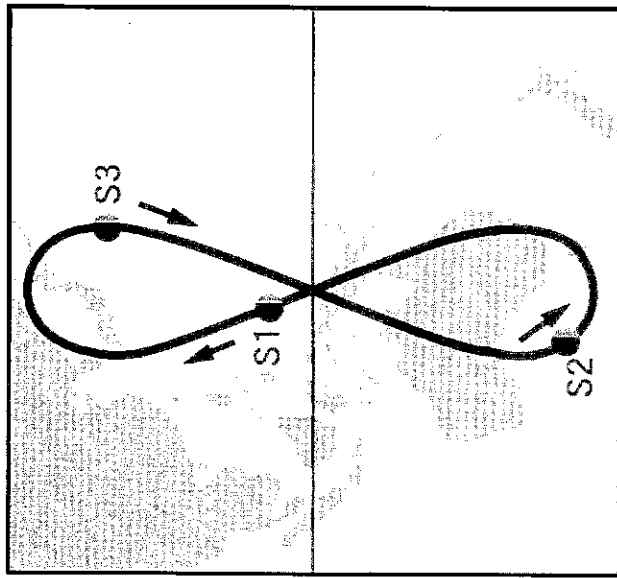


Abb. 2.8 Die ortsfeste IGSO Fuß-Spur

Ein virtueller Satellit arbeitet (z.B. bei 140°O) im Bereich von 30°N und $63,4^\circ\text{N}$ (über Japan), einer im Bereich von 30°S und $63,4^\circ\text{S}$ (über Australien) und ein dritter in der Äquatorialebene (in diesem Fall schräg über Indien; s. Abb. 2.8). Hinzu kommt als wesentlicher Vorteil, dass für die Satelliten in der Kulmination die Nutzerelevation auch in Nord-Japan und Süd-Australien nahezu vertikal ist.

2.3.2 Niedrig fliegende Satelliten; LEOs – PEOs

Satelliten in *Low Earth Orbits* (LEO) werden in der Erdbeobachtung genutzt, wo ihre Kameras die bessere Auflösung von militärischen Zielen auf der Erde bieten. Sie werden nicht erfolgreich für die Kommunikation eingesetzt. Dazu sind eine Serie von Satelliten notwendig (s. Abb. 2.9), die eine ständige Verfügbarkeit gewährleisten.

Die Vorteile der LEO-Satelliten sollen folgende sein: die Erweiterung der Orbitkapazität, kleinere Signallaufzeiten, steilere Elevationswinkel, bessere Übertragung als bei GEO-Satelliten auch in nördlichen Breiten (in denen GEO schlecht oder nicht mehr sichtbar ist) und billigerer Einschuss pro Satellit durch die niedrigere Bahnhöhe (s. dazu Kap. 10.1).

Wenn möglich, vermeidet man den Van-Allen-Strahlungsgürtel (von 800 bis 8000 km über der Erde auf Äquatorebene), da durch die dort vorherrschende Strahlung die Solargeneratoren des Satelliten Schaden nehmen und strahlungsempfindliche Bauteile von Plattform und Nutzlast zerstört werden können. Wenn es die Mission erfordert, ist es jedoch möglich, den Satelliten entsprechend zu härten, so dass er diese Belastung aushält.

Mit 98° Inklination überfliegt der Satellit die Pole (*Polar Earth Orbit*; PEO) so, dass er über den ganzen Jahreszyklus hinweg beim Überflug die gleiche Stelle der Erde unter dem gleichen Sonnenstand sieht, ein bedeutendes Attribut bei Erkundungsaufgaben.

Die die Pole überfliegenden Systeme zeigen die höchste Dichte über den unbewohnten Gebieten und die geringste in der Äquatorialregion. Konstellationen können so inkliniert werden, dass sie über dem dichtesten Bevölkerungsgürtel die höchste Satellitendichte haben. Verschiedene Satellitensysteme und Bahnen sind im Kapitel über PCN beschrieben. Die für eine globale Bedeckung notwendige Anzahl der Satelliten ist in Abb. 2.9 gegen Flughöhe und Elevationswinkel von 10° , 20° , 30° und 40° dargestellt.

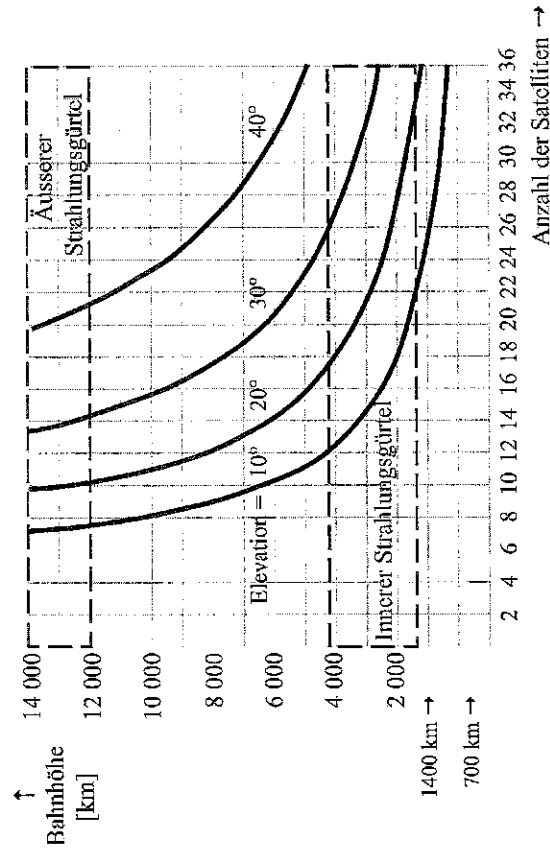


Abb. 2.9 Die Anzahl der für die globale Abdeckung notwendigen Satelliten als Funktion der Flughöhe

Beispiel: Für eine Konstellation in 14000 km Flughöhe (oberste Abszisse) und einem Elevationswinkel von 20° werden 10 Satelliten benötigt (ICO).

2.3.3 Hochelliptische Bahnen – HEOs, der Tundra-Orbit

Hochelliptische Bahnen (*Highly inclined Elliptical Orbits*; HEO) werden für spezielle Anforderungen eingesetzt. Die Apogäen dieser HEOs liegen in der Flughöhe geostationärer Satelliten. Ein Beispiel sind die Molnija-Bahnen in Nord-Sibirien. Durch das sehr hohe Apogäum sind sie lange Zeit sichtbar, so dass man mit wenigen Satelliten eine durchgängige Bedeckung hat.

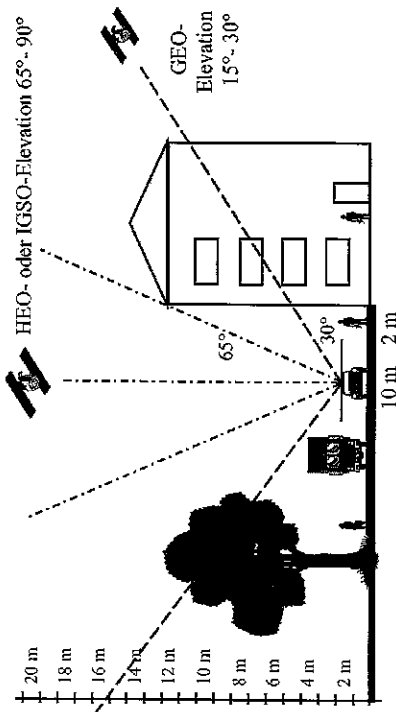
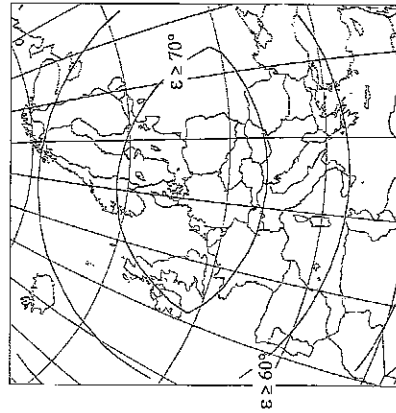


Abb. 2.10 Der Elevationswinkel zum GEO und zum HEO

Insbesondere erlauben diese HEOs steile Elevationswinkel zum Satelliten auch in nördlichen Breiten, so dass auch in der Strassenzeile und im Tal Empfang herrscht (s. Abb. 2.11 und 2.12).

Abb. 2.11 Die Molnija-Elevation auch bei höheren Breitengraden (fast ganz Europa hat $> 60^\circ$ Elevation; Zentraleuropa sogar $> 70^\circ$)

Die 24 h-Molnija-Bahn

Die klassische Molnija-Bahn hat 24 h Umlaufzeit und ist $63,4^\circ$ inkliniert. Für einen Beobachter auf der Erde beschreiben die Satelliten eine Schleife – z.B. über Europa. Das System vermeidet eine zweite Schleife auf der „Rückseite“ der Erde und bietet so die höchste Satellitendichte über der Zielregion (s. Abb. 2.13): Die Sicht des Satelliten in der Hemisphäre des Apogäums beträgt bis zu 23 Stunden, so dass nur zwei Satelliten für allzeitige Verfügbarkeit benötigt werden. Dieses Zwei-Satelliten-System ist bei SIRIUS in den USA mit Erfolg realisiert.

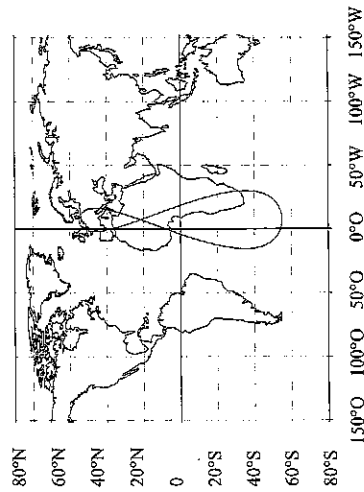


Abb. 2.12 Bodenspur der 24 h-Bahn

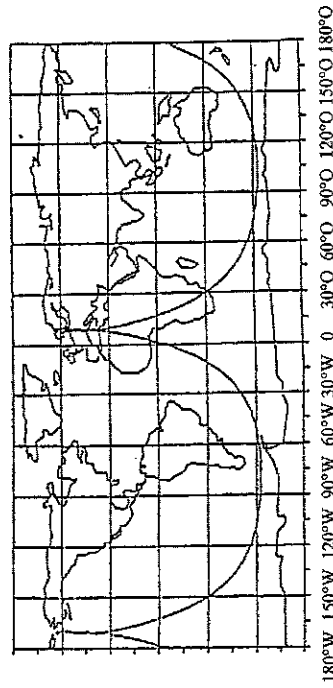


Abb. 2.13 Bodenspur der 12 h-Bahn

Die 12 h-Molnija-Bahn

Drei um 120° versetzte Satelliten durchlaufen elliptische (um $63,4^\circ$ inklinierte) Bahnen. Ihr Apogäum liegt ca. 40 000 km über der Erde, ihr Perigäum z.B. bei 1200 km. Der Satellit ist jeweils 8 Std. in einer Schleife (und arbeitet hier) und vier Stunden ausserhalb. Auf der Rückseite der Erde (180 Längengrade versetzt) gibt es eine zweite Schleife. Mit nur einer Erdfunkstelle pro Schleife kann der Satellit kontinuierlich betrieben werden.

Die 8 h-Molnija-Bahn

Statt zwei Schleifen können mit nur sechs Satelliten drei Schleifen gebildet werden. Die Bahnen haben ihr Perigäum bei 1200 km und ihr Apogäum bei 42 800 km über der Erde.

Die Umlaufzeit beträgt 8 Stunden. Das geringfügig höhere Apogäum (der um $63,4^\circ$ inklinierten Bahnen) erhöht die Signallaufzeit um 12 ms gegenüber der Zweischleifen-Bahn. Die Schleifen können aber so gelegt werden, dass sie – mit 10° , 130° O und 110° W – Europa, Japan und Nordamerika sehen. Die Keplerparameter sind:

1. Apogäumshöhe H_a	26 800 km	2. Perigäumshöhe H_p	1000 km
3. Große Halbachse a	20 278 km	4. Bahnperiode U	8 h
5. Bahnexzentrizität e	0,636	6. Inklination i der Bahnebene	63,4°
7. Perigäumsargument ω	270°	8. Rechtsaufsteigender Knoten Ω	50°

Die 14.4 h-Molniya-Bahn

Mit zwölf Satelliten können fünf Schleifen etabliert werden (mit 63,4° Inklination). Ihr Apogäum liegt bei 39 836 km über der Erde, das Perigäum bei 529 km und die Periode beträgt 14,4 Std.

2.3.4 Kreisbahnen mittlerer Höhe; MEO

Im Kontrast zu den elliptischen Umlaufbahnen liegen die kreisförmigen Bahnen meist bei Flughöhen zwischen 10 000 km und 20 000 km. Diese Orbits mittlerer Flughöhe (*Medium altitude circular Earth Orbits*; MEO) sind inkliniert. Eine Konstellation von neun Satelliten fliegt in drei Bahnebenen, die andere mit zehn Satelliten in zwei Bahnebenen, 45° inkliniert.

Diese Konstellationen mit 9 oder 10 MEOs sind ein optimaler Kompromiss zwischen 3 GEOs und 66 LEOs (wenngleich nicht im Sinne der Satellitenhersteller) wenn eine globale Bedeckung der Erde einschliesslich der Pole gefordert ist (von der Luftfahrt und allenfalls von Eisbrechern).

2.3.5 Kreisbahnen grösserer Höhe

Für den internationalen, transozeanischen Fernmeldeverkehr und Datenaustausch wäre ein Satellit in einer Kreisbahn grösserer Höhe – in einer 12-Stundenbahn – in der Äquatorialebene sinnvoll (eine heliosynchrone Kreisbahn). Er geht mit der Sonne auf und unter. So könnte er während der europäischen Tageszeit den Verkehr hier bedienen, gegen Abend den Europa/Amerika-Verkehr übertragen, dann dem amerikanischen Kontinent dienen, danach den Amerika/Japan/Australien-Verkehr vermitteln und danach den Japan/Australien/Europa-Verkehr etc.

Damit wäre dieser Satellit 24 Stunden am Tag ausgelastet, während einzelne geostationäre Satelliten über dem Atlantik, dem Pazifik und dem Indischen Ozean für die gleiche Aufgabe nur sehr partiell ausgelastet sind.

Die grössere Signallatenz eines solchen heliosynchronen Satelliten wäre für viele Arten des Datenaustausches nicht von Nachteil.

2.3.6 Die ortsfeste Fussspur

Umlaufende Satelliten haben eine ortsfeste Fussspur (*fixed ground track*) wenn

$$MT = N24 \text{ h}$$

mit M und N ganzzahlig ist. Zum Beispiel $M = N = 1$, die 24 h Bahn; $M = 2, N = 1$, die 12 h Bahn; $M = 5, N = 3$ m die 14,4 h Bahn, etc.

2.3.7 Die Walker Konstellationsparameter

Walker $T/P/F$ beschreibt (unzureichend) eine Konstellation von Kreisbahnen auf denen T Satelliten gleichmässig auf P Bahnebenen verteilt fliegen, die die gleichen Abstände haben. F zeigt die Synchronisierung der Bahnebenen an; für $F = 1$ gehen die Satelliten aller Bahnebenen gleichzeitig durch die Äquatorialebene. Zum Beispiel hat die Galileo-Konstellation die Walker Parameter: 27/3/1 (27 Satelliten auf drei Bahnen mit den gleichen Abständen). Walker sagt nichts über die wesentlichen Parameter Bahnhöhe und -inklination aus.

2.3.8 Sehr tief fliegende Plattformen; HAP

Neben der Renaissance des Zeppelins für Lasttransport und Tourismus spielt er auch eine Rolle in der lokalen Kommunikation. In 30 km Höhe (über dem Luftverkehr) können *High Altitude Platforms* (HAP) mit scharf bündelnden Antennen intraurbane und Intranet-Verkehre, evtl. auch Mobilfunk bedienen. Die niedrige Flughöhe erlaubt eine hohe Frequenzwiederverwendung. Eine (heute machbare) 34 m-Antenne am Zeppelin generiert eine Zelle am Boden von 100 m Durchmesser. Obwohl die Signaldispersion sehr viel kleiner ist als bei Satelliten, ist die Regendämpfung jedoch die Gleiche.

Die HAP kann Nutzlasten bis zu 1 t tragen und bis zu fünf Jahre fliegen (Leistungsversorgung mit Solargeneratoren), bevor sie zur Wartung heruntergebracht wird.

Die USA arbeiten auch mit Flugzeugen (U2, SR71, HALO = *High Altitude Long Operation*, im zivilen Sektor; HALE = *High Altitude Long Endurance*, im militärischen), die in 20 km Höhe jeweils acht Stunden über dem Versorgungsgebiet kreisen. Schon 1970 strahlten HAPs in Vietnam US-Fernsehen ab. Heute entwickelt das DLR gemeinsam mit der Max-Planck-Gesellschaft (MPG) und anderen Mitgliedern der Helmholtz-Gemeinschaft Deutscher Forschungszentren (HGF) sowie weiterer wissenschaftlicher Institute aus dem Bereich der Atmosphärenforschung in Deutschland ein Forschungsflugzeug mit der Bezeichnung HALO (hier: *High Altitude and Long Range Research Aircraft*).

2.4 Globale Bedeckung mit der kleinsten Zahl von Satelliten

2.4.1 Zwei GEOs für die Kontinente ohne Pazifik, ohne die Pole

Die Abdeckung der bewohnten Erde, ausschliesslich Alaskas und Polynesiens, ist mit nur zwei geostationären Satelliten (GEOs) möglich. Das Einzigartige dieser Konstellation von zwei Satelliten ist, dass sie von Deutschland aus einspeisbar sind, eine geografische Eigenheit, die sich auf keinem der anderen Kontinente bietet.

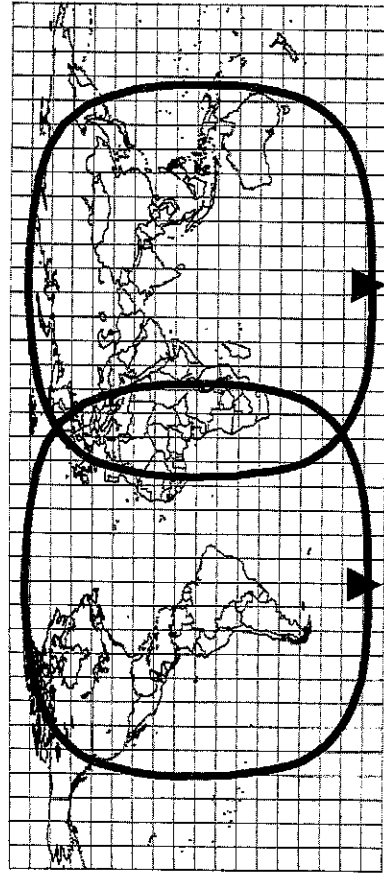


Abb. 2.14 Die Bedeckung der bewohnten Erde mit zwei Satelliten auf 50°W und 75°O

2.4.2 Drei GEOs für die gesamte Erde, ohne die Pole

Die historische Bedeckung der Erde sowohl durch INTELSAT als auch durch INMARSAT erfolgte durch drei um 120° Längengrade versetzte geostationäre Satelliten (GEOs). Die Pole werden nicht bedient – das Verkehrsaufkommen für INTELSAT und INMARSAT an den Polen ist vergleichsweise mässig.

2.4.3 Vier inklinierte GEOs für die gesamte Erde, mit den Polen

Das von INTELSAT vorgeschlagene Modell für die Bedeckung der gesamten Erde einschliesslich der Pole nutzt vier um 90° Längengrade versetzte, um circa 10° gegen die Äquatorialebene inklinierte Satelliten. Jeder der Satelliten sieht sechs Stunden pro Tag einen der Pole.

2.4.4 Fünf inklinierte GEOs für die gesamte Erde, mit den Polen

John Walker hat schon vor 50 Jahren eine Konstellation von nur fünf Satelliten in IGSO Bahnen vorgeschlagen, in gleichen Abständen von 72° Längengraden angeordnet und um 43,7° inkliniert.

Die Satelliten in benachbarten Bahnebenen sind um 216° gegeneinander versetzt. Diese Konstellation sorgt für eine garantierte Elevation von 12,3° beim Nutzer.

2.4.5 Zusammenfassung

Bei den Satellitenbahnen für allgemeine Kommunikationssatelliten steht die stationäre (Geostationärer Erde-Orbit; GEO) im Vordergrund: Die Bodenstationen benötigen nur eine Antenne, und diese muss nicht nachgeführt werden.

Bei allen anderen Bahnen mit umlaufenden Satelliten müssen die Bodenstationen zwei Antennen nachführen, so dass, während die eine den untergehenden

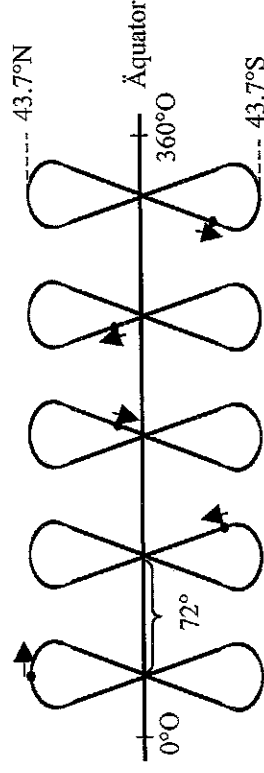


Abb. 2.15 Die Bedeckung der Erde mit fünf Satelliten

Satelliten empfängt, die zweite auf den aufgehenden Satelliten gerichtet werden kann, um unterbrechungsfreie Übertragung zu gewährleisten.

Tief fliegende Satelliten (in *Low Earth Orbits*; LEO) werden mit der geringen Latenz der Signale begründet. Subjektive Tests haben aber gezeigt, dass Latenzen unter 100 ms akzeptiert oder gar nicht wahrgenommen werden. Damit bleibt die für allzeitige Verfügbarkeit sehr grosse Zahl von Satelliten in diesen erdnahen Bahnen als Systemnachteil.

Satelliten in *Medium altitude Earth Orbits* (MEO) können auch die ganze Erde einschliesslich der Pole überdecken, dies aber mit zum Beispiel neun Satelliten in drei Bahnebenen oder zehn Satelliten in zwei Bahnebenen etc. MEOs fliegen typischerweise in 10 000 km Höhe, die Signale haben also unter 100 ms Latenz.

Elliptische Bahnen hoher Inklination (*Highly inclined Elliptical Orbits*; HEO) können so ausgelegt werden, dass ihr Apogäum, in der der Satellit die längste Zeit verbringt, über der zu versorgenden Geografie liegt, zum Beispiel über Deutschland, so dass ein Satellit hier im Zenit steht, im Gegensatz zu der geringen Elevation zum GEO.

Die Bahn mit dem grössten Potential zur Erweiterung der Orbitalkapazität ist der *Inclined Geo-Synchronous Orbit* (IGSO), ein gegen die Äquatorialebene gekippter (geneigter) GEO.

Der IGSO ermöglicht die Verdreifachung der Orbitalkapazität, bei vertikalen Einfallswinkeln der Signale auch in nördlichen bzw. südlichen Regionen.

2.5 Die Satellitenkontrolle

Ein Satellit ist im Orbit verschiedenen, nicht immer gleichen Kräften ausgesetzt. Er bleibt deshalb im Orbit nicht fest auf seiner Position wie ein Richtfunkturn auf der Bergkuppe. Seine Position, Ausrichtung und Funktion wird daher in speziell dafür eingerichteten Satellitenkontrollzentren meist rund um die Uhr betreut.

Die Aufgaben eines Satellitenkontrollzentrums sind zunächst die Positionierung des Satelliten im Orbit, sowie die Überwachung und Steuerung des Satelliten während der gesamten Betriebsdauer. Dazu muss jederzeit die Orbitposition bekannt sein, die Lage und der Zustand des Satelliten. In Deutschland befindet sich das Raumfahrt-Kontrollzentrum (*German Space Operations Center* – GSOC) in Ober-

pfaffenhofen. Als Einrichtung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) betreut es seit fast 40 Jahren sowohl bemannte also auch unbemannte, wissenschaftliche und kommerzielle Raumfahrtmissionen und gehört zu den weltweit anerkannten Kontrollzentren.

Trägerraketen können den Satelliten bis in die geostationäre Bahn bringen und dort aussetzen. Es ist aber energetisch günstiger, ihn schon im niedrigen, geostationären Transfer-Orbit (GTO) auszusetzen, von dem aus er dann mit eigenen Triebwerken ohne den Ballast einer Trägerrakete in den Zielorbit gesteuert wird. Neue Technologien verwenden dazu bereits kleine Ionentriebwerke statt der zurzeit noch üblichen Triebwerke mit Flüssigtreibstoff. Ein weiterer wesentlicher Vorteil ist, dass dann die letzte Stufe der Trägerrakete nicht ebenfalls im geostationären Orbit verbleibt und schlimmstenfalls mit Satelliten kollidiert.

Der normale Einschuss erfolgt mit einer Trägerrakete, die den Satelliten im GTO mit einem Kick in eine elliptische Bahn aussetzt, deren Perigäum der Aussetzpunkt ist, und deren Apogäum nach Möglichkeit in der Höhe des geostationären Orbits liegt.

Von diesem GTO wird der Satellit dann in mehreren Umläufen nach mehrmaligen Zünden seiner Bordtriebwerke im Apogäum in die geostationäre Kreisbahn (Erd-Orbit), den GEO, gehievt. Von der dort erreichten Position wird er dann in die Zielposition gerückt – wiederum mit seinen Bordtriebwerken.

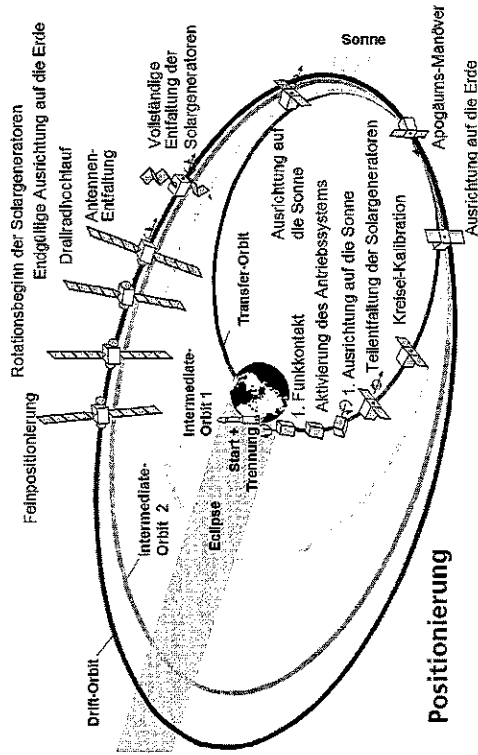
Im GEO wirken dann Kräfte in Nord/Süd Richtung auf ihn (insbesondere der Mond) und Kräfte in Ost/West Richtung (das Geopotential – die Erde ist keine Gravitations-Punktquelle), die ständig gegengesteuert werden müssen. Dies sind die Aufgaben der Positionshaltung (*Position Control*). Hinzu kommt die Lagehaltung (*Attitude Control*), die Ausrichtung des Satelliten auf die Erde.

Neben dieser Satellitenkontrolle muss die Nutzlast des Satelliten ständig überwacht und kontrolliert werden, die Sendeleistung der Transponder und andere Übertragungsparameter müssen geprüft werden, um die Funktionstüchtigkeit des Satelliten zu garantieren.

Die Positionierung des Satelliten im Orbit geschieht in der so genannten LEOP (*Launch and Early Orbit Phase*). Mit der Trennung des Satelliten von der Trägerrakete, also dem Aussetzen des Satelliten im All, beginnt die Verantwortung des Satelliten-Kontrollzentrums. Nach Empfang des ersten vom Satelliten ausgestrahlten Funksignals wird der Satellit dabei typischerweise in mehreren Schritten durch Zünden seines Haupttriebwerks auf seine endgültige Bahn angehoben. Diese Phase dauert mehrere Tage, wobei der Satellit über verschiedene Zwischenbahnen (*intermediate orbits*) auf den geostationären Driftorbit gebracht wird. Die Positionierung am Beispiel eines Fernsehsatelliten in den GEO ist in Abb. 2.16 dargestellt.

Die nächste Phase nach der LEOP, in der der Satellit positioniert und konfiguriert wird, sind die *Commissioning Phase* oder *In-Orbit Tests*. Hier wird der gesamte Satellit im Orbit mit seinen Redundanzen ausgetestet. Zusätzlich wird die *Nutzlast* des Satelliten zum ersten Mal im Orbit eingeschaltet und auf ihre Funktion getestet. Die Phase ist erst abgeschlossen, wenn alle Systeme ihre Funktionsfähigkeit gezeigt haben und der Satellit betriebsbereit ist.

GEOSTATIONÄRE SATELLITEN



Positionierung

Abb. 2.16 Die einzelnen Phasen der Positionierung eines Satelliten im GEO (Quelle: DLR/GSOC)

Anschließend beginnt der Routinebetrieb. In dieser Phase werden nur noch Korrekturen an der Orbitposition vorgenommen, ansonsten besteht die Aufgabe des Kontrollzentrums den Betrieb des Satelliten möglichst reibungslos zu gestalten. Die Kommandierung von Aufgaben, die sich aus der Mission ergeben und der Empfang der Daten vom Satelliten sind dabei die Hauptaufgaben. Während der gesamten Lebensdauer werden die *Housekeeping* Daten, also die Daten, die über den Betriebszustand der Systeme im Satelliten Auskunft geben, ausgewertet und falls erforderlich in die Systeme eingegeben.

2.5.1 Bestimmung der Position in Ost/West-Richtung

Die Kommunikations- und Fernsehsatelliten in der geostationären Umlaufbahn werden heute bis auf 0,2 Längengrad dicht positioniert. Ein Satellit darf also nur weniger als $\pm 0,1^\circ$ von seiner Solposition abweichen. Um diese Auflösung $\Theta_0 = \pm 0,1^\circ/10$ (damit der Längengrad auf etwa $0,02^\circ$ absolut gemessen werden kann) zur Vermessung der Satellitenposition mit einer Radarantenne bei z.B. 10 GHz zu erreichen, müsste die Antenne folgenden Durchmesser haben:

$$\Theta_0 = \frac{20,7^\circ}{d \cdot f} \quad \text{bzw.} \quad d = \frac{20,7^\circ}{\Theta_0 \cdot f} = \frac{20,7^\circ}{0,02^\circ \cdot 10} = 100 \text{ m} \quad (2.19)$$

mit f der Betriebsfrequenz in GHz und d dem Antennendurchmesser in m.

Eine andere Möglichkeit zur Bahnvermessung bietet die Triangulierung: Man schleift von der Ankerstation, und von zwei Stationen möglichst separierten Längengrades östlich und westlich der Ankerstation, Signale über den zu vermessenden Satelliten und vermisst so seine Position im Raum. Diese Vermessung, bis

genau auf die Wellenlänge des verwendeten Signals, ergäbe z.B. bei 10 GHz eine Auflösung von 3 cm.

Wenn die Vermessung ergibt, dass der Satellit von seiner Sollposition weg gedriftet ist, müssen (vergleichsweise kleine) Triebwerke (chemische oder elektrische, im mN-Schubkraftbereich) gezündet werden, um ihn wieder zurückzubringen.

Die Kraft, die den Satelliten in Ost/West Richtung abtreibt, ist das so genannte Geopotential, die Erdschwerkraft, die auf Satelliten in der geostationären Umlaufbahn längengrad-abhängig wirkt. Ein Satellit in einer Orbitalposition hoher Erdschwerkraft sitzt dort stabil, während Satelliten an den „Flanken“ zwischen Positionen hoher Schwerkraft und weniger grosser Schwerkraft in die Richtung der höheren Schwerkraft abgleiten, und deshalb ständig und treibstoffaufwendig positionskorrigiert werden müssen.

Die zwei Längengrade höchster Erdschwerkraft in der geostationären Umlaufbahn sind bei 75°O und 105°W; Satelliten in diesen Positionen müssen nicht Ost/West korrigiert werden.

2.5.2 Position in Nord/Süd-Richtung

Bis hin zu Jupiter, Mars und Venus werden deren Anziehungskräfte bei der Bahnhaltung berücksichtigt (sie verursachen je 2 cm Bahnabweichung). Diese und ganz speziell auch die Anziehungskraft des Mondes drücken auch die Bahnebene der GEOs, sie kippen sie aus der Äquatorialebene um 0,8° Inklination pro Jahr. Auch dieser Kraft muss entgegengewirkt werden, da der Satellit in der inklinierten Bahnebene nicht geostationär ist, sondern die Inklination täglich durchläuft: Er fährt auf seinem Längengrad von einem nördlichen Breitengrad des Wertes der Inklination durch den Äquator bis auf einen südlichen Breitengrad dieser Inklination und zurück. Die Sende- und Empfangsantennen am Boden müssten dieser Bewegung ständig nachgeführt werden.

Auch die Nord/Süd Korrektur kann mit (kleinen) Triebwerken (chemischen oder elektrischen) durchgeführt werden. Da es ohne Einfluss ist, um welche Tageszeit die Gegensteuerung stattfindet, bietet es sich an, die heute verfügbaren elektrischen Triebwerke (*Ion Thrusters*) einzusetzen. Diese können entweder ständig betrieben werden und somit eine kontinuierliche Gegenkraft erzeugen oder sie werden zu bestimmten Tageszeiten benutzt, in denen aufgrund geringeren Nutzlastverkehrs mehr elektrische Energie an Bord verfügbar ist.

Die mit Ionentriebwerken erzeugte Schubkraft (im mN Bereich) eignet sich vor allem, wie oben beschrieben, zur Korrektur der Inklination, da hier der benötigte Schub über einen langen Zeitraum verteilt werden kann. Für Ost/West Korrekturen werden dagegen vorzugsweise chemische Aggregate mit einer Schubkraft im N-Bereich verwendet, da hier der Schub jeweils innerhalb eines möglichst kurzen Zeitraums erzeugt werden muss. Der Hauptvorteil von Ionentriebwerken liegt in der Gewichtseinsparung; er kann mehrere 100 kg im Vergleich zu chemischen Triebwerken betragen, der Treibstoff (Xenon, Quecksilber) für die gleiche Schubkraft wiegt weniger als 1/10 dessen, was chemische Treibstoffe wiegen würden. Der Wirkungsgrad liegt bei > 70% (Antriebsimpuls pro Treibstoffmasse), die Schub-

kraft bei > 100 mN. Üblicherweise wird keine zusätzliche elektrische Energiequelle an Bord benötigt.

Die Funktion dieser *Thrusters* ist zunächst nicht unähnlich der einer Verstärkerröhre: Aus einer „Kathode“ werden Ionen (mit Hilfe eines hochfrequenten Wechselfeldes) ausgeschieden, die dann bei Durchflug eines Gitters beschleunigt werden und beim Austritt einen Impuls in die entgegengesetzte Richtung erzeugen. Obwohl die Masse eines Einzelions sehr klein ist, ergibt der Austritt einer grossen Zahl von Ionen mit einer Austrittsgeschwindigkeit von 105 m/s bis 1% der Lichtgeschwindigkeit einen nutzbaren Impuls.

2.5.3 Ausrichtung

Dass sich der Satellit auf der richtigen Position befindet, ist eine Voraussetzung, aber für seinen Nutzlastbetrieb nicht hinreichend. Er muss auch korrekt ausgerichtet sein, so dass die Antennen zur Erde und dort in das richtige Zielgebiet schauen. Dazu werden drei Drallräder (*Momentum Wheels*, *Reaction Wheels*) im Satelliten, in den drei Achsen des Koordinatensystems, eingesetzt. Mit dem Drehmoment des *Momentum Wheels*, das mit seiner Drehachse in der Nord/Süd-Achse des Satelliten (*Pitch*) eingebaut ist, wird der Satellit um diese Achse stabilisiert. Durch gezielte Änderungen der Drehzahlen des *Momentum Wheels* sowie der *Reaction Wheels* kann die Satellitenlage um alle drei Achsen elektrisch, also ohne den Einsatz von Triebwerken, kontrolliert werden.

Erreicht ein Drallrad aufgrund der akkumulierten kompensierten Störmomente seine Maxima- oder Minimaldrehzahl, muss es „entladen“ werden. Für eine solche Entladung wird durch Zünden von Triebwerken ein Gegenstörmoment aufgebaut, das durch eine entsprechende Drehzahländerung des Drallrads abgebaut wird.

2.5.4 Funktion

Die Überwachung der Funktionalität, z.B. der fernmeldetechnischen Nutzlast, erfolgt über den Empfang und die Auswertung von Fernwirkdaten (*Telemetry Data*). Diese zeigen den Zustand sämtlicher betrieblich wichtiger Systeme und Subsysteme der Nutzlast an und bewertet sie als „alles im grünen Bereich“, „nicht mehr im grünen Bereich“ und „Ausfall“.

Die Bordrechner (und die *Data Handling Unit*) sind heute sehr leistungsfähig und korrigieren einen grossen Teil von Anomalien selbstständig ohne Hilfe vom Boden. Nur nicht vorhersehbare Massnahmen und grössere Aktionen wie das Abschalten oder die Aktivierung einer Wanderfeldröhre, die Ausrichtungsänderung einer Antenne, das Verschieben des Satelliten auf eine andere Position oder das Abschalten des Satelliten etc. werden vom Boden aus per Telekommando durchgeführt.

2.5.5 Der Betrieb von sicherheitsrelevanten Satelliten

Einfache sicherheitsrelevante Nutzlasten, die aus wenigen Transpondern bestehen, werden oft auf kommerziellen Kommunikationssatelliten kostengünstig mitgeflo-

gen. Die Satellitenkontrolle erfolgt in der Regel durch den Betreiber des kommerziellen Satelliten, die Überwachung und Kontrolle der sicherheitsrelevanten Transponder kann dieser Betreiber im Auftrag mit übernehmen oder sie kann auch in einem separaten Nutzlastkontrollzentrum der Streitkräfte durchgeführt werden, das dann auf besonders geschütztem Gelände stationiert ist, so dass ein fremder Eingriff in die Transponderkontrolle unterbunden wird.

Dedizierte sicherheitsrelevante Satelliten wurden in der Vergangenheit von den Militärs auf ihren Basen überwacht und kontrolliert. Immer mehr geht man aber dazu über, sich den Satellitenbetrieb von kommerziellen Betreibern oder nationalen Einrichtungen (wie z.B. in Deutschland das GSOC) durchführen zu lassen. Diese können hierfür erfahrenes Personal einsetzen und auch die sicherheitsrelevanten Satelliten zuverlässig betreiben. Es wird dann ein besonders geschützter Bereich für die Kontrolle des sicherheitsrelevanten Satelliten eingerichtet. Der Grad des Schutzes richtet sich nach der jeweiligen Mission und wird vom Auftraggeber bestimmt. Es müssen dann unter Umständen sowohl die Härtung der Gebäude, Antennenanlagen und Infrastruktur vorgesehen, als auch Sicherheitsüberprüfungen oder -belehrungen des beteiligten Personals durchgeführt werden. Durch die Nähe zu anderen Missionen können einige Experten dort eingesetzt werden, wo ihre Erfahrung gerade besonders gefragt ist.

Globale militärische Satellitensysteme, wie die der Streitkräfte der USA, werden von besonders aufwendig geschützten Kontrollzentren betreut. Die meisten dieser grossen Programme wie MILSTAR und andere sind mit Inter-Satelliten-Verbindungen (ISL)⁴ ausgerüstet, über die nicht nur die Kommunikation zu den vom Heimatland entfernten Satelliten in die „Out of Area“ stattfindet, sondern auch die entfernten Satelliten von den nationalen Kontrollzentren aus überwacht und kommandiert werden können.

Für diese militärischen Fernmeldesatelliten wurde schon früh in der Entwicklung der Satellitentechnik gefordert, dass sie 180 (und heute bis zu 300) Tage autark ohne Eingriff vom Boden weiterfliegen können, wenn durch kriegerische Einwirkung die Kontrollstation am Boden ausser Gefecht gesetzt wurde. Diese Technologie wird heute auch mehr und mehr in kommerziellen Satelliten eingesetzt, um deren Betrieb noch robuster und damit kostengünstiger zu gestalten.

2.5.6 Die Satellitenkontrolle am Beispiel GALILEO

Das deutsche Raumfahrtkontrollzentrum arbeitet im so genannten „Netzwerk der Zentren“ (*Network of Centers*; NoFC) mit den europäischen Kontrollzentren, um die Effektivität und Auslastung der beteiligten Zentren zu verstärken. Zum Netzwerk gehören u.a. das ESOC („*European Space Operations Centre*“) in Darmstadt, das CNES („*Centre National d'Etudes Spatiales*“) in Toulouse etc.

Die Idee einer Zusammenarbeit, bei der alle Partner so weit wie möglich für die anderen Mitglieder transparent bleiben, bringt Vorteile mit sich, nicht nur für die Zentren selbst. Durch die Bündelung der Kompetenzen kann das bestmögliche Angebot präsentiert werden,

Zum einen ist es bei Grossprojekten erforderlich, die Aufgaben aufzuteilen. Zum anderen stellt man ein starkes europäisches Gegenstück zu den internationalen Kontrollzentren dar und spielt auch auf dem internationalen Markt eine entscheidende Rolle, was dem Verbund aus mehreren europäischen Einrichtungen leichter fällt, als einem einzelnen Zentrum.

Ein Grossprojekt, bei dem das der Fall ist, ist GALILEO. Transparenz den Partnern gegenüber heisst aber nicht, dass die Zentren ihre Selbstständigkeit verlieren. Jede der beteiligten Einrichtungen hat eine eigenständige Leitung und entscheidet selbst über ihr Vorgehen im Rahmen der ihr übertragenen Zuständigkeit.

Das Satellitennavigationsprogramm Galileo besteht aus einer Konstellation von 30 Satelliten ($27 + 3$), auf einer Umlaufbahn von 24 000 km, also in mittlerer Höhe (MEO = *Medium Earth Orbit*). Das Empfangsgerät am Boden ermöglicht es dem Benutzer jederzeit, seinen Standort und die Uhrzeit mit Hilfe der Signale von mehreren Satelliten zu bestimmen⁵.

Der erste Schritt im Rahmen dieses Grossprojektes war die Definition des Programms, die von der Europäischen Weltraumorganisation ESA beaufsichtigt wurde. Die anschliessenden Phasen gliedern sich wie folgt:

- i. Galileo System Test Bed (GSTB); das sich wieder in zwei Phasen teilt:
 - (1) GSTB-V1: Die Test- und Validierungsphase, bei der das Gesamtsystem (Freiquenzen, Bodenstationen etc.), also alle Systeme ohne den Satelliten, geprüft und bewertet wurde. Diese Phase dauerte bis Mitte 2005.
 - (2) GSTB-V2: Hier werden zwei Testsatelliten geflogen, der Erste seit Anfang 2006, mit denen das System im Orbit überprüft wird.
- ii. In Orbit Validation Phase (IOV); in dieser Phase befinden sich vier weitere Galileo Satelliten im Orbit. Sie dient zum Testen des Navigationsservices, d.h. auch das Galileo Kontrollzentrum soll bereits voll einsatzfähig sein.
- iii. Full Operational Capability (FOC, der Routinebetrieb); die Betriebsphase des Galileo Systems. Alle 30 Satelliten befinden sich im Orbit und das Bodensegment ist voll ausgebaut. Diese Phase ist auf 20 Jahre ausgelegt und soll 2008 beginnen.

Die Aufgaben des Kontrollzentrums in der Routinephase reichen von der Überwachung der Grundfunktionen des Satelliten (sog. *Housekeeping*), über die Kontrolle der Nutzlast, bis hin zur Bereitstellung des gesamten Bodensegments mit den verbundenen Kommunikationsnetzen. Das Kontrollzentrum ist dafür verantwortlich, ein ununterbrochenes Navigationssignal für alle Nutzer sicherzustellen und so für den reibungslosen Betrieb des gesamten Systems zu sorgen.

Im Detail gliedern sich die Aufgaben in die Grundsystemsteuerung der Satelliten (Lageregelung, Orbitkontrolle, Kontrolle der ausgesendeten Navigationsnachrichten), die Nutzlastkontrolle. Kontrolle und Steuerung der global aufgestellten Bodenanlagen, sowie der Infrastruktur der Kontrollzentren, Planung von Aktivitäten und Manövern, Instandhaltung und Versionskontrolle der Satelliten und Bodenanlagen bezüglich Hardware und Software und Leitung und Verwaltung der Aufgabenfelder. Im Kontrollzentrum stehen für die Überwachung der Satelliten 24 Stunden pro Tag, sieben Tage die Woche, Schichtpersonal zur Verfügung.

⁴ ISL = *Inter Satellite Link*

⁵ siehe auch Hans Dodel und Dieter Häupler, „Satellitennavigation“, Huthig Verlag, 2004

Das DLR hat die deutsche Galileo Test- und Entwicklungsumgebung GATE eingerichtet, die das GSOC ab Anfang 2007 in Betrieb nehmen wird.

2.6 Zusammenfassung

Es gibt eine Reihe von Bahnen unterschiedlicher Eigenschaften. Der GEO ist für die Kommunikation am geeignetsten. Insbesondere globale Systeme können in kürzester Zeit aufgebaut werden. Auch nationale und regionale Systeme greifen zuerst auf den GEO zu – möglichst mit Elevationen von 10° oder mehr.

Für globale Dienste benötigt man mindestens zwei GEOs, wenn sie landgebunden sind, bzw. drei, wenn auch die Ozeane, nicht aber die Pole, bedient werden sollen.

Für die Bedeckung der Erde einschliesslich der Pole werden fünf IGSOs benötigt. Konstellationen mit mehr als fünf Satelliten für die Kommunikation sind ineffizient in der Konstellation und führen zu Ineffizienz in der Spektrumsnutzung (25% Effizienz bei Globalstar, wo der Teilnehmer vier Satelliten anstrahlt, also drei (75%) mehr als nötig).

Die Sättigung des GEO führt unter anderem zu HAPs: Flugzeuge, Zeppeline und Ballons, Zeppeline und Ballons haben sich bislang nicht bewährt, da sie ihre Position nicht halten können.

PEO ist für die Kommunikation weniger effizient als GEO; es gibt wenig Kunden an den Erdpolen. IGSO sind für Kommunikation sinnvoll, wenn Verkehrsaufkommen z.B. in Japan und Australien sie im Norden und im Süden auslasten.

Mit zwei geostationären Satelliten können 98% der Erdbevölkerung erreicht werden. Die restlichen 2% mit 66 oder gar 840 umlaufenden Satelliten zu bedienen, ist nicht wirtschaftlich. LEOs fliegen 94% der Zeit über Wasser oder Wüste.

Mehr als 90% des gesamten Telefonverkehrs ist lokal. Transkontinentale Gespräche werden von Kulturschwellen, Sprach- und Zeitunterschieden eingeschränkt.

Der IGSO ist auch für Navigation geeignet; man kann mit weniger Satelliten die gleiche Verfügbarkeit wie eine MEO-Konstellation erreichen; eine zweite Konstellation GNSS würde sinnvollerweise dissimilare Orbits nutzen. Schadensfälle, die die eine Bahn belasten (Leoniden, Solarstrahlungen, *Space Debris* etc.) treten in der anderen nicht gleichzeitig auf, so dass das Gesamtsystem erhöhte Verfügbarkeit bietet.

Literaturhinweise

- Oberth, Hermann, „Die Rakete zu den Planeten“, Klausenburger, Rumänien; 1923; R. Oldenburg, München und Berlin, 1929; 2. Auflage Kriterion Verlag Bukarest, 1974
- Noordung, Herrmann, „Das Problem der Befahrung des Weltraums – Der Raketenmotor“, Richard Carl Schmidt & Co., Berlin, 1929
- Clark, Arthur C., „Extraterrestrial Relays“, *Wireless World*, Vol. 51, October 1945, pp. 305–308
- Renner, U., Nauck, J., und Baileas, N., „Satellitentechnik“, Springer, Berlin, 1991

- Morgan, Walter L., and Gordon, E., „*Principles of Communications Satellites*“, Wiley-Interscience, New York, 1993
- Walker, John, „*Satellite Constellations*“, Publications of the Journal of the British Interplanetary Society, 37:559–571
- Hofmann-Wellenhof, B., Kegat, K., Wieser, M., „Navigation – Principles of Positioning and Guidance“, Springer, 2003
- Kiselev, A.I., Medvedev, A.A., Menshikov, V.A., „*Astronautics – Summary and Prospects*“, Springer, 2003
- Tajmar, M., „*Advanced Space Propulsion Systems*“, Springer, 2003