



Luft- und Raumfahrttechnik (M. Sc.) Wahlpflicht/Pflicht Modul

Satellitenkommunikation

von

**Univ.- Prof. Dr. - Ing. habil. Bernd Eissfeller
Institut für Raumfahrttechnik und Weltraumnutzung
Universität der Bundeswehr München
D - 85577 Neubiberg**

Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, LRT 9.3

Einführung in die Satellitenkommunikation

- 1 Einführung und Hintergrund
- 2 Bahn- und Konstellationsaspekte
- 3 Raumtransport und Satellitenplattform
- 4 Grundlagen der Telekommunikation
(Linkbilanz, Modulation, Kodierung)
- 5 Kommunikationsnutzlast (Transponder)
- 6 Bodenstation, VSATs, Netze (Zugriffsverfahren)
- 7 Dienste der Satellitenkommunikation
- 8 Entwicklungsstand und Trends

Geschichte SatCom

1

- 1929 Hermann Noordung (Österreich) beschreibt die geosynchrone Bahn
- 1945 Arthur Clark veröffentlicht die Idee der weltweiten Kommunikation mit geostationären Satelliten
- 1957 Flug von Sputnik I (UdSSR)
- 1958 Flug von Explorer I (USA): Erste Sprachkommunikation via Satellit
- 1960 Erster (passiver) Kommunikationssatellit im Orbit
- 1962 Erster aktiver Kommunikationssatellit im Orbit
- 1963 Communications Act (President John F. Kennedy, USA)
- 1963 Gründung des zivilen Unternehmens COMSAT: \$ 300 Mio. Startkapital
- 1964 Erster Satellit im geostationären Orbit
- 1964 Gründung von INTELSAT (COMSAT ist wesentlicher Anteilseigner)
- 1965 INTELSAT I ist erster kommerzieller Satellit in GEO Orbit
- 1972 Erstes regionales Satellitensystem für Kanada operationell
- 1972 Gründung von INTERSPUTNIK im Warschauer Pakt
- 1975 Erstes Übertragungsexperiment in Echtzeit (USA – Indien)
- 1977 ITU (International Telecommunication Union) plant „Direct-to-Home“ Übertragung

Geschichte SatCom

2

- 1979 INMARSAT (International Maritime Satellite Organization) wird gegründet
- 1982 Internationale maritime Kommunikation via Satellit wird operationell
- 1982 Gründung von Eutelsat (European Telecommunications Satellite Organization)
- 1984 Erstes Übertragungssystem „Direct-to-Home“ wird operationell (Japan)
- 1985 Vorschlag Iridium (non GEO) Konstellation (77 Sats) von Motorola
- 1987 Erfolgreiche Tests für land-mobile Anwendungen (INMARSAT)
- 1989-90 Globale mobile Kommunikation (Maritim, Land, Luftfahrt)
- 1991 Gründung des Unternehmens Iridium Inc.
- 1991 Beginn des GLOBALSTAR (48 Sats) Projektes (Loral Corporation & Qualcomm)
- > 1991 Neue Frequenzen für MSS (Mobile Satellite Services) auf WARC's
- > 1991 Aufbau von regionalen Übertragungsdiensten in Europa und Asien
- 1990 – Heute: Ausbau der terrestrischen Kommunikationssysteme: **Richtfunk, Mobilfunk, Glasfaserkabel, Tiefseekabel**
- 1990 – 2015: Dennoch: Mehr und mehr Satelliten im GEO Orbit (> 330 GEOs)
- > 2015: Mega-Konstellationen werden wiederbelebt bzw. thematisiert (SpaceX Starlink, OneWeb, TeleSat,...): Schnelles Breitband Internet, High Throughput (HTS), Ergänzung 5G Mobilfunknetze

Geschichte SatCom

3

Sputnik (UdSSR)



4.10.1957

$d = 52 \text{ cm}$, $m = 83.6 \text{ kg}$

67 min Orbit, 15 Umläufe/Tag

4 Ausleger (Booms) = Antennen

Signale 20 und 40 MHz

Explorer (USA)



W. Pickering (JPL)

J. Van Allen (Iowa State)

Von Braun (US Army)

13.1.1958

$d = 15 \text{ cm}$, $m = 6.2 \text{ kg}$, $l = 203 \text{ cm}$

Jupiter C (Juno I)

Nutzlast von James A. van Allen,

Iowa State University:

„Radiation Experiment“

Arthur C. Clark (25.5.1945)

 October 1945 **Wireless World**

305

EXTRA-TERRESTRIAL RELAYS

Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?

By ARTHUR C. CLARKE

ALTHOUGH it is possible, by a suitable choice of frequencies and routes, to provide telephony circuits between any two points or regions of the earth for a large part of the time, long-distance communication is greatly hampered by the peculiarities of the ionosphere, and there are even occasions when it may be impossible. A true broadcast service, giving constant field strength at all times over the whole globe would be invaluable, not to say indispensable, in a world society.

Unsatisfactory though the telephony and telegraph position is, that of television is far worse, since ionospheric transmission cannot be employed at all. The service area of a television station, even on a very good site, is only about a hundred miles across. To cover a small country such as Great Britain would require a network of transmitters, connected by coaxial lines, waveguides or VHF relay links. A recent theoretical study¹ has shown that such a system would require repeaters at intervals of fifty miles or less. A system of this kind could provide television coverage, at a very considerable cost, over the whole of a small country. It would be out of the question to provide a large continent with such a service, and only the main centres of population could be included in the network.

The problem is equally serious when an attempt is made to link television services in different parts of the globe. A relay chain several thousand miles long would cost millions, and transoceanic services would still be impossible. Similar considerations apply to the provision of wide-band frequency modulation and other services, such as high-speed facsimile which are by their nature restricted to the ultra-high-frequencies.

Many may consider the solution proposed in this discussion too far-fetched to be taken very seriously. Such an attitude is unreasonable, as everything envisaged here is a

logical extension of developments in the last ten years—in particular the perfection of the long-range rocket of which V2 was the prototype. While this article was being written, it was announced that the Germans were considering a similar project, which they believed possible within fifty to a hundred years.

Before proceeding further, it is necessary to discuss briefly certain fundamental laws of rocket propulsion and "astronautics." A rocket which achieved a sufficiently great speed in flight outside the earth's atmosphere would never return. This "orbital" velocity is 8 km per sec. (5 miles per sec.), and a rocket which attained it would become an artificial satellite, circling the world for ever with no expenditure of power—a second moon, in fact.

the atmosphere and left to broadcast scientific information back to the earth. A little later, manned rockets will be able to make similar flights with sufficient excess power to break the orbit and return to earth.

There are an infinite number of possible stable orbits, circular and elliptical, in which a rocket would remain if the initial conditions were correct. The velocity of 8 km/sec. applies only to the closest possible orbit, one just outside the atmosphere, and the period of revolution would be about 90 minutes. As the radius of the orbit increases the velocity decreases, since gravity is diminishing and less centrifugal force is needed to sustain it. Fig. 1 shows this graphically. The moon, of course, is a particular case and would lie on the curves of Fig. 1 if they were produced. The proposed German space-stations

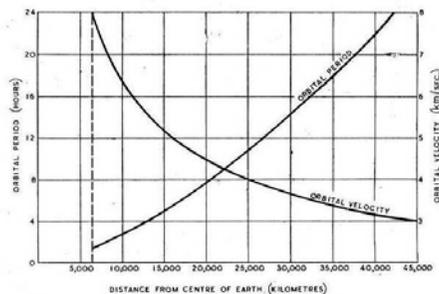


Fig. 1. Variation of orbital period and velocity with distance from the centre of the earth.

The German transatlantic rocket A10 would have reached more than half this velocity.

It will be possible in a few more years to build radio controlled rockets which can be steered into such orbits beyond the limits of

would have a period of about four and a half hours.

It will be observed that one orbit, with a radius of 42,000 km, has a period of exactly 24 hours. A body in such an orbit, if its plane coincided with that of the

306

Wireless World October 1945

Extra-terrestrial Relays—earth's equator, would revolve with the earth and would thus be stationary above the same spot on the planet. It would remain fixed in the sky of a whole hemisphere and unlike all other heavenly bodies would neither rise nor set. A body in a smaller orbit would revolve more quickly than the earth and so would rise in the west, as indeed happens with the inner moon of Mars.

Using material ferried up by rockets, it would be possible to construct a "space-station" in such an orbit. The station could be provided with living quarters, laboratories and everything needed for the comfort of its crew, who would be relieved and provisioned by a regular rocket service. This project might be undertaken for purely scientific reasons as it would contribute enormously to our knowledge of astronomy, physics and meteorology. A good deal of literature has already been written on the subject.²

Although such an undertaking may seem fantastic, it requires

ments would be very small, as direct line of sight transmission would be used. There is the further important point that arrays on the earth, once set up, could remain fixed indefinitely. Moreover, a transmission received from any point on the hemisphere could be broadcast to the whole of the visible face of

necessary evidence by exploring for echoes from the moon. In the meantime we have visual evidence that frequencies at the optical end of the spectrum pass through with little absorption except at certain frequencies at which resonance effects occur. Medium high frequencies go through the E layer twice to be reflected from the

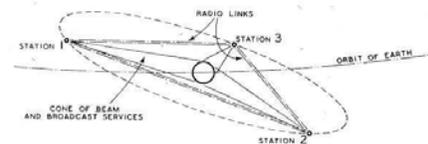


Fig. 3. Three satellite stations would ensure complete coverage of the globe.

the globe, and thus the requirements of all possible services would be met (Fig. 2).

It may be argued that we have as yet no direct evidence of radio waves passing between the surface

layer and echoes have been received from meteors in or above the F layer. It seems fairly certain that frequencies from, say, 50 Mc/s to 100,000 Mc/s could be used without undue absorption in the atmosphere or the ionosphere. A single station could only provide coverage to half the globe, and for a world service three would be required, though more could be readily utilised. Fig. 3 shows the simplest arrangement. The stations would be arranged approximately equidistantly around the earth, and the following longitudes appear to be suitable:—

- 30 E—Africa and Europe.
- 150 E—China and Oceania.
- 90 W—The Americas.

The stations in the chain would be linked by radio or optical beams, and thus any conceivable beam or broadcast service could be provided.

The technical problems involved in the design of such stations are extremely interesting,³ but only a few can be gone into here. Batteries of parabolic reflectors would be provided, of apertures depending on the frequencies employed. Assuming the use of 5,000 Mc/s waves, mirrors about a metre across would beam almost all the power on to the earth. Larger reflectors could be used to illuminate single countries or regions for the more restricted services, with con-

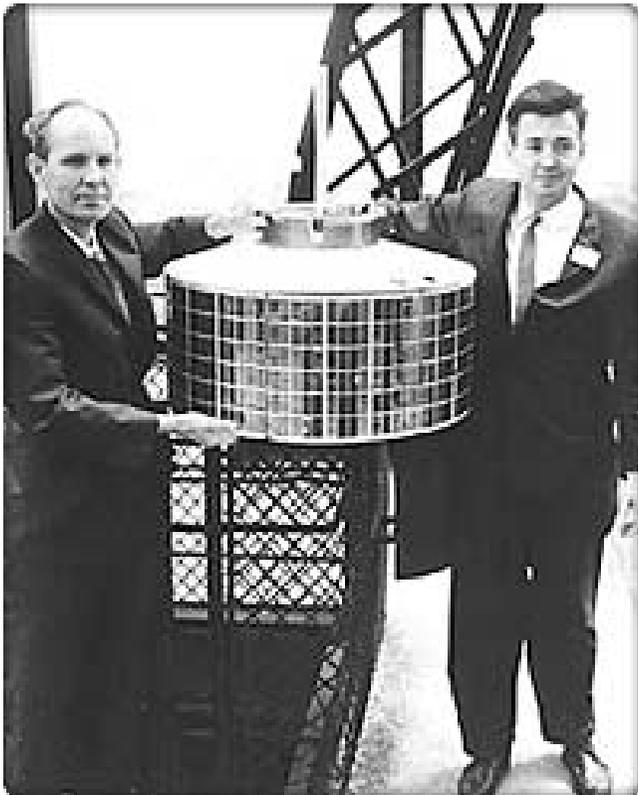
Fig. 2. Typical extra-terrestrial relay services. Transmission from A being relayed to point B and area C. A transmission from D being relayed to whole hemisphere.

for its fulfilment rockets only twice as fast as those already in the design stage. Since the gravitational stresses involved in the structure are negligible, only the very lightest materials would be necessary and the station could be as large as required.

Let us now suppose that such a station were built in this orbit. It could be provided with receiving and transmitting equipment (the problem of power will be discussed later) and could act as a repeater to relay transmissions between any two points on the hemisphere beneath, using any frequency which will penetrate the ionosphere. If directive arrays were used, the power require-

of the earth and outer space; all we can say with certainty is that the shorter wavelengths are not reflected back to the earth. Direct evidence of field strength above the earth's atmosphere could be obtained by V2 rocket technique, and it is to be hoped that someone will do something about this soon as there must be quite a surplus stock somewhere! Alternatively, given sufficient transmitting power, we might obtain the

SYNCOM 1-3 1961: Erste GEO Satelliten



Launch: 26/7/1963 mit Thor-Delta

$d = 71 \text{ cm}$

$h = 39 \text{ cm}$

$m = 35 \text{ kg}$

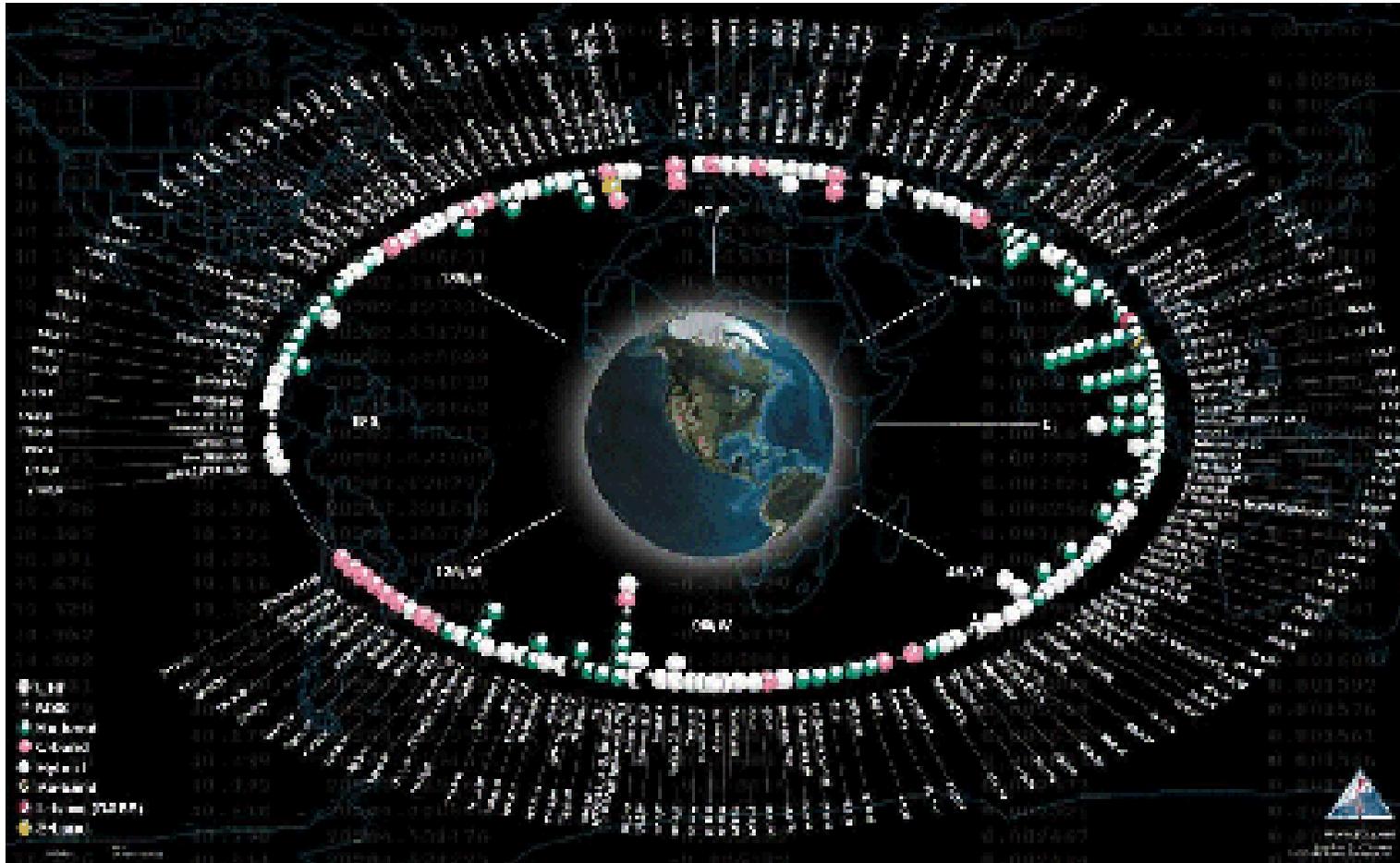
$f = 1.8 \text{ GHz (Tx)}$

$f = 7.3 \text{ GHz (Rx)}$

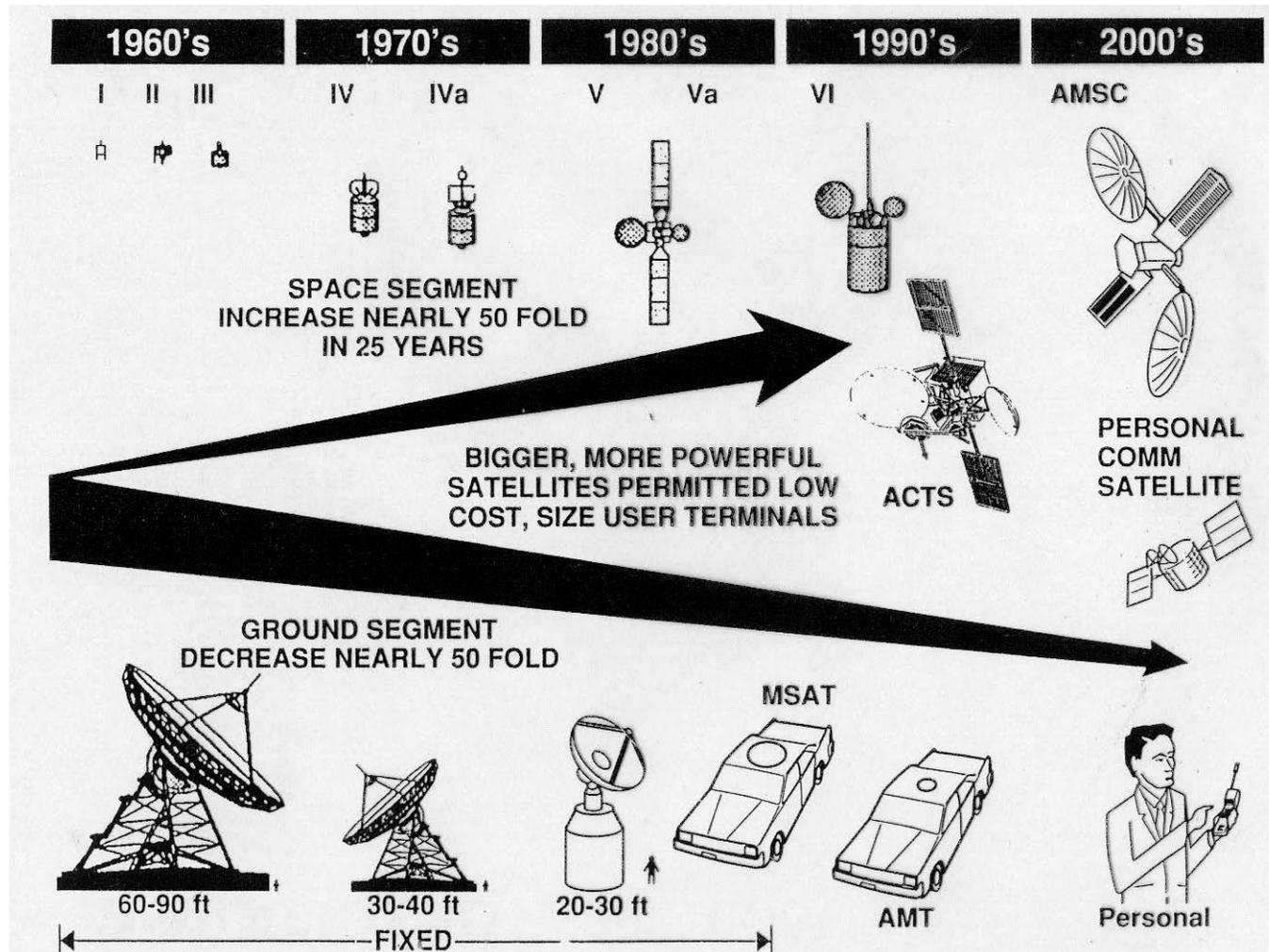
2 x 500 kHz Kanäle

1 x 5 MHz Kanal

Der Geostationäre Orbit heute



Evolution der GEO Satelliten



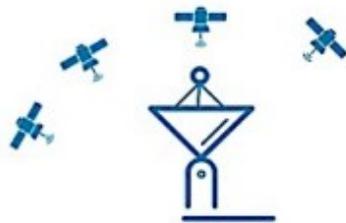
Die Dienste

- **20 Satellitenfunkdienste nach ITU Definition**
 - **RR 1.21: Fixed Satellite Service (FSS)**
 - RR 1.22: Inter-Satellite Service (ISL)
 - RR 1.23: Space Operation Service (TT&C) (SOS)
 - RR 1.25: Mobile-Satellite Feeder Links (MSS)
 - **RR 1.27: Land Mobile Satellite Service (L-MSS)**
 - **RR 1.29: Maritime Mobile Satellite service with Ships (M-MSS)**
 - **RR 1.35: Aeronautical Mobile SatCom with Aircraft (A-MSS, A-MSS/R, A-MSS/OR)**
 - **RR 1.39: Broadcasting Satellite Service (BSS) for direct reception**
 -
 - RR 1.57: Amateur-Satellite Service Radiocommunications (ASS)

Megakonstellationen 1



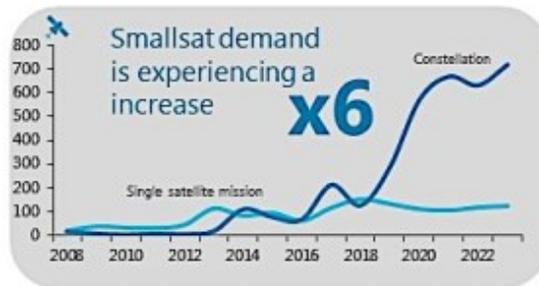
INTRODUCTION // OVERVIEW OF THE SMALL SATELLITE MARKET FOR 2018-2027



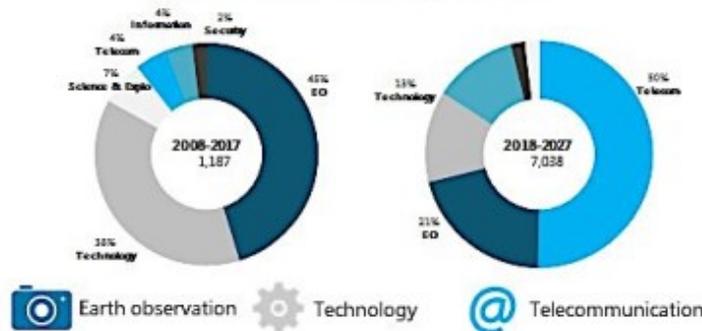
Constellations will account for 80% of the future demand in units

7,038
Smallsats
To be launched by
2027

Smallsat manufacturing market value



Smallsat market by application

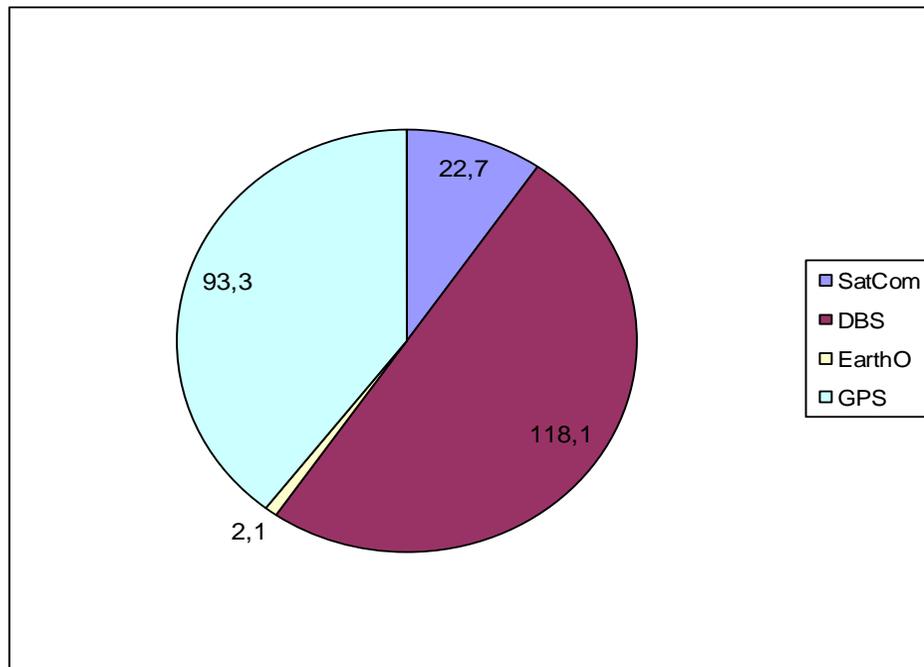


Megakonstellationen 2



Down Stream Markt des Space Sektors

Umsatz der Raumfahrtsektoren (in B \$ US / Jahr)



- SatCom: Fixed and Mobile
- DBS: Direct Broadcasting (TV, mobile)
- GPS: Global Positioning System
- EarthObs: Remote sensing and others

Global Space Economy: \$ 360 B

Government Budgets: - \$ 82.5 B

Industry=Up + Down-Stream \$ 277.4 B

Up-Stream Market:

Satellites+Launchers+Networks: - \$ 41.3 B

Down – Stream Market: \$ 236.1 B

- Satellite operators
- Space enabled services
- Space enabled products

Quelle: Global Space Economy 2018,
Bryce Space & Technology

Anmerkung:

1 US Amerikanische Billion(B) ≡ 1 Milliarde (D, EU)

Fernmeldedienste: Little – Big – Mega 1

- **Little Services:**

- Dienste mit kleinsten/kleinen Datenraten (Short Message Service)
- „Store-and-Foreward“ von Daten (Datenübertragung)
- Meistens in geneigten „little“ LEO Bahnen; auch über GEO (INMARSAT/Eutelsat)
- Trägerfrequenzen im UHF Bereich (große Interferenzen/Funkdienste)

- **Big Services:**

- Höhere Bitraten: Sprache und Daten mit ISDN Geschwindigkeiten (~ kBit/s)
- Big LEO Services: Iridium und Globalstar
- Laufen standardmäßig auch bei GEO Satelliten mit

Fernmeldedienste: Little – Big – Mega 2

- **Super Services:**
 - Telefondienste über geostationäre Satelliten direkt mit dem Handy
 - Telefondienste über Big LEO zum Mobiltelefon (Handy)
- **Mega Services:**
 - Bitraten bis zu MBit/s
 - Prinzipiell GEO Satelliten
 - Vorschläge auch für LEO: TeleDesic, Celestri, SykBridge
 - Nutzersegment benötigt gerichtete Antennen mit größerer Apeture

Anwendungen der Telekommunikation

▲ Voice

- Telephony Trunking
- Personal Telephony
- Remote Pay Phones

▲ Messaging

- Pager, Meter Reading

▲ Data

- Software Distribution
- Databases, etc
- E-mail
- Very Small Aperture Terminal (VSAT) Networks

▲ Broadcast

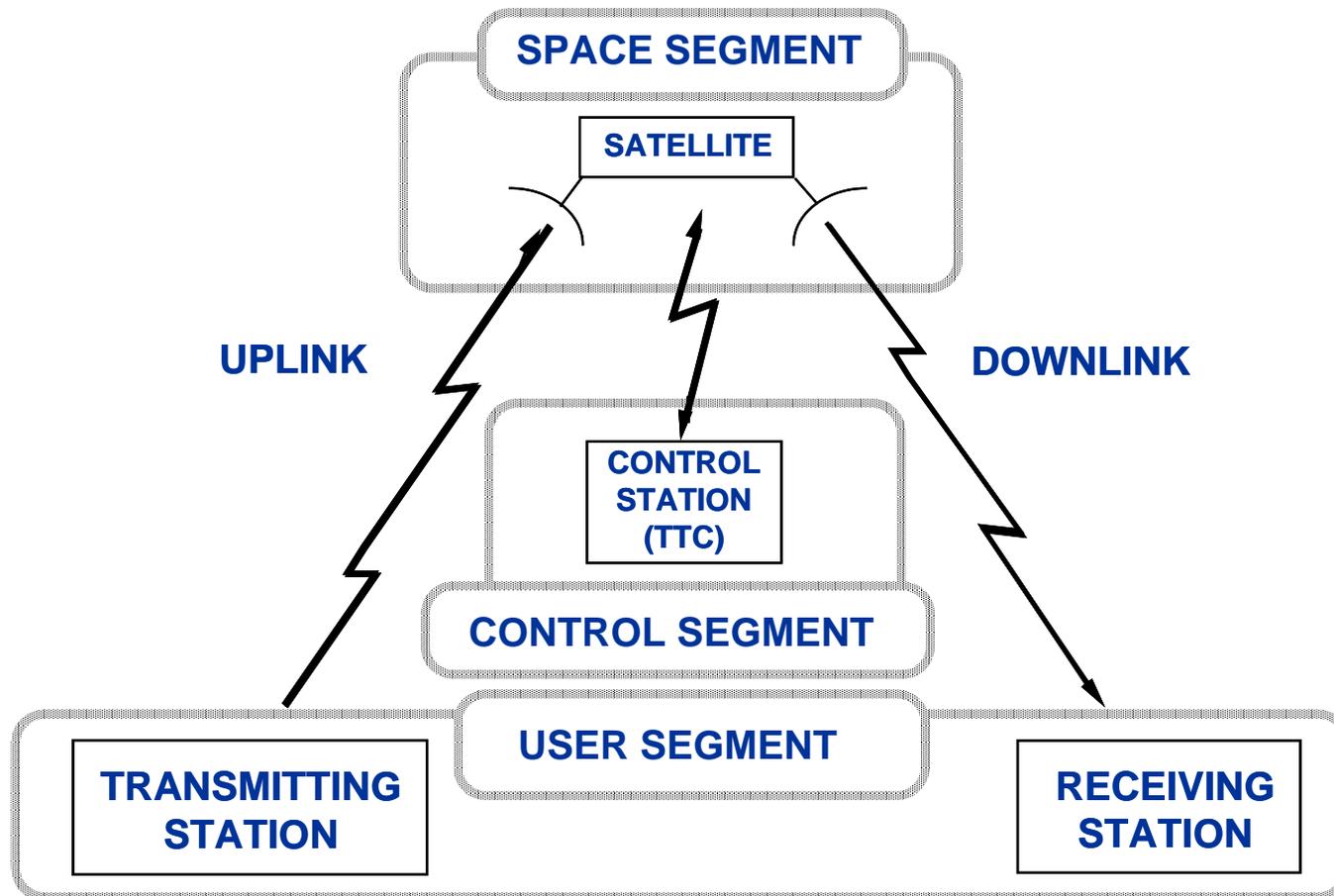
- Digital Audio Radio,
- Television Distribution
- Direct Broadcast Television

▲ Multimedia

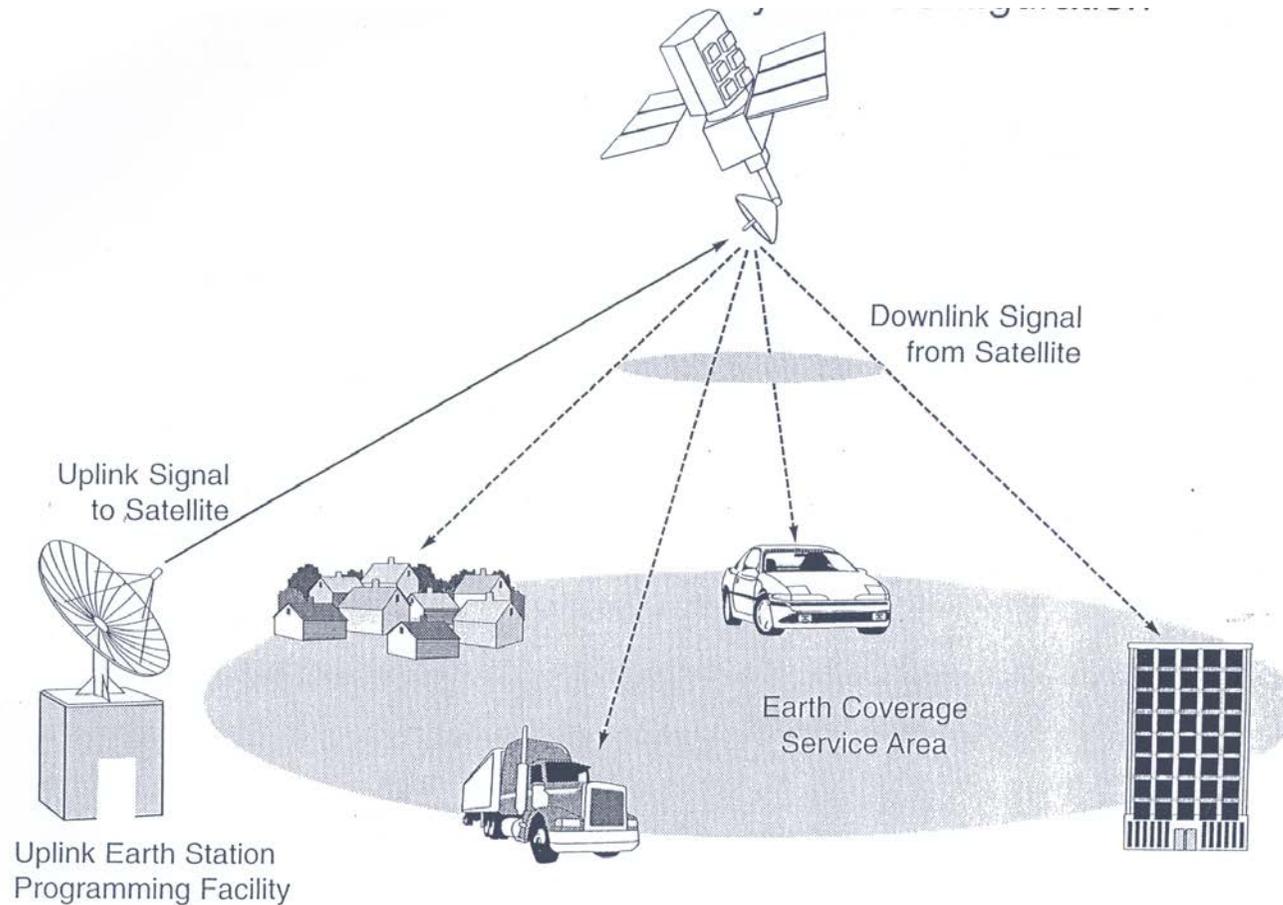
- Telemedicine, Tele-Education...
- Teleconferencing, Telecommuting,
- Video On Demand,
- Home Shopping
- Satellite News Gathering

▲ Internet

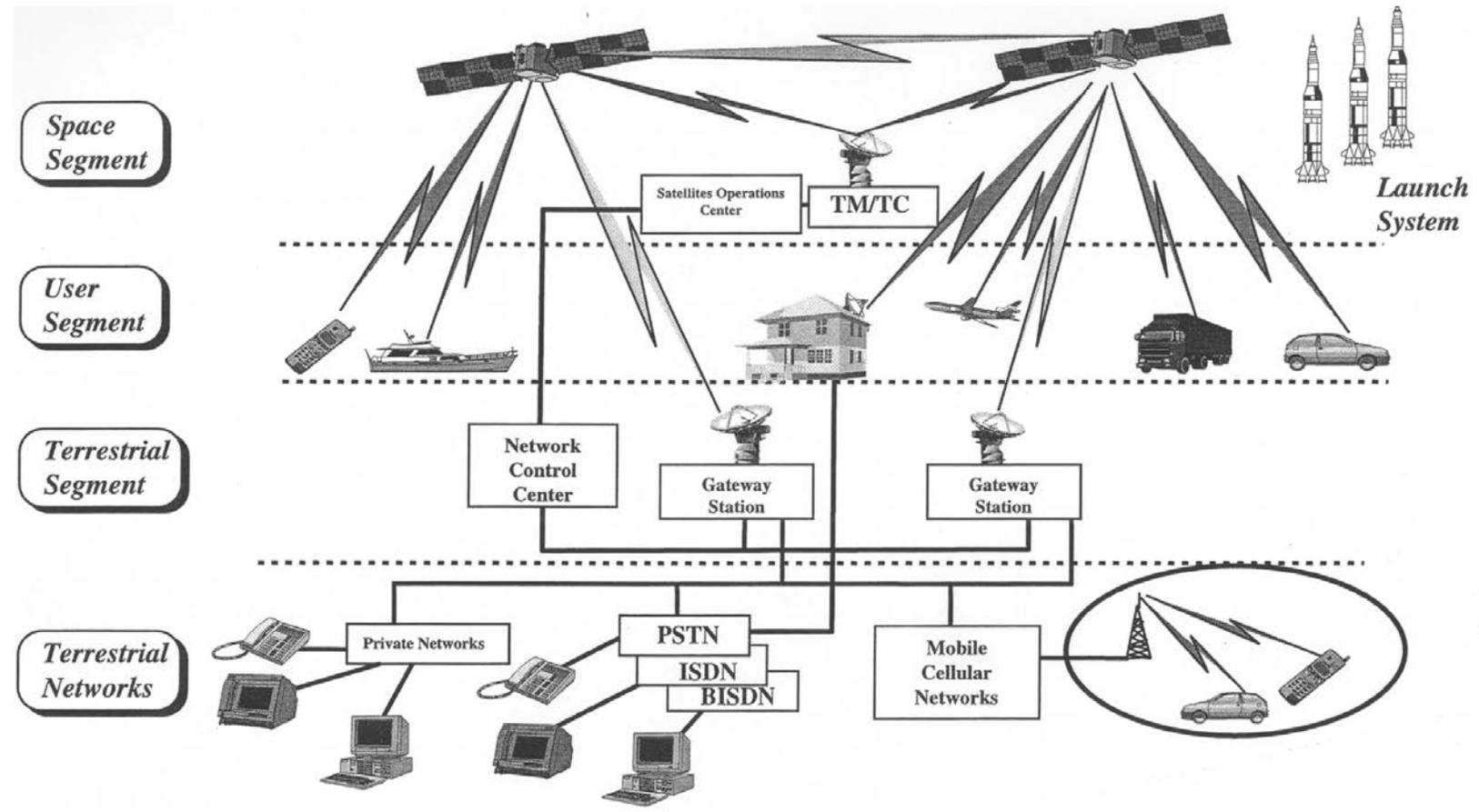
SatCom Architektur



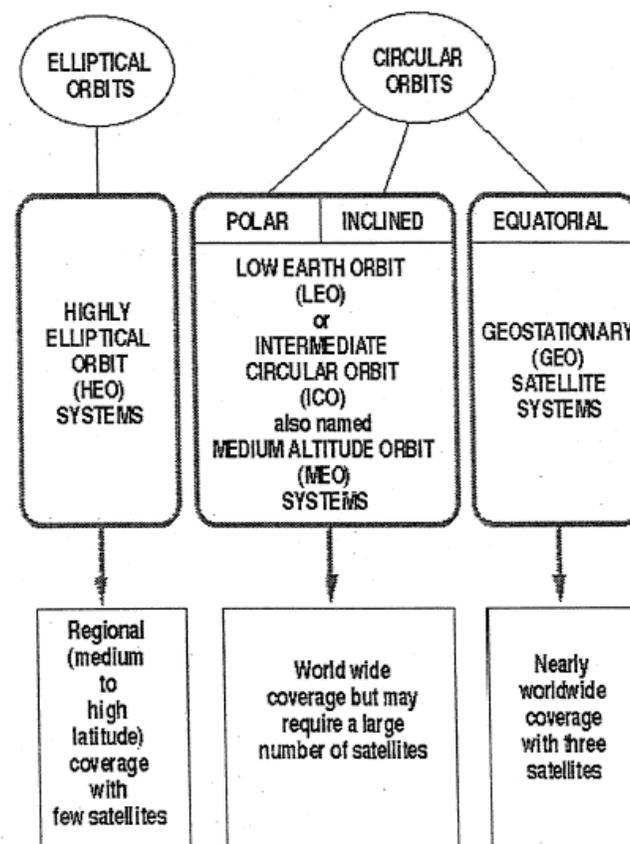
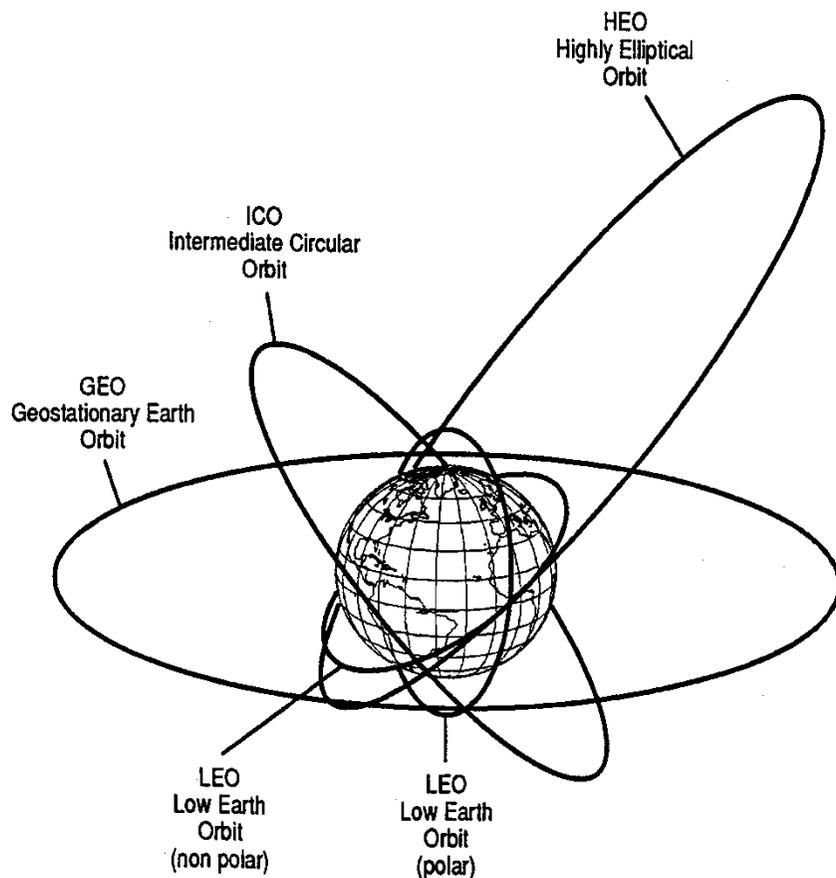
Broadcast Satellite System Architektur



Mobile Satellite System Architektur



Bahn- und Konstellationsaspekte



Überblick über die Bahnen

Orbit	LEO	MEO	GSO IGSO/Tundra	GEO	HEO Molniya
Höhe [km]	200 - 1500	6000 – 15.000	36.000	36.000	400 Pe 40.000 Ap
T [h]	1 - 5	5 - 13	24	24	12
i [°]	0 - 99	0 - 90	0 – 90 63,4 Tundra	0	63,4
e	> 0	~ 0	0 0,2684 Tu	0	0,741

Die Geostationäre Bahn – Grundlagen 1

- Umlaufzeit eines GEO Satelliten (Kepler 3):

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{GM}} = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}; \quad \mu = GM$$

- Die Umlaufzeit bezieht sich auf Inertialsystem !
- **Frage:** Mit welcher Winkelgeschwindigkeit dreht die Erde gegenüber dem Inertialsystem (Greenwich – Frühlingspunkt) ?
- **Mittlere Sternzeit Greenwich (Näherung):**

$$G[h] = G_0 + \psi UT1 = G_0 + 1.00273791 \times UT1 \quad UT1 = UTC + C$$

G Stundenwinkel des Greenwich Meridians gegenüber Frühlingspunkt

G_0 Konstanter Anteil des Stundenwinkels von Greenwich

ψ Inertiale Erddrehrate [h/h]

UT1 ... Universal Time 1

UTC ... Universal Time Coordinated

C ... Schaltsekunden

Die Geostationäre Bahn – Grundlagen 2

- Inertiale Winkelgeschwindigkeit Greenwich:

$$\dot{G} = \dot{\psi} = 1.00273791 \text{ h} / \text{h} = \frac{360^\circ}{24 \text{ h}} \times 1.00273791 = 15.04106 \frac{\circ}{\text{h}}$$

$$\dot{G} = 360,985647 \frac{\circ}{\text{d}}$$

$$\dot{G} = \dot{\psi} = 7.29211586 \times 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}} = \frac{2\pi}{T}$$

- Bedingung für Umlaufzeit eines GSO:

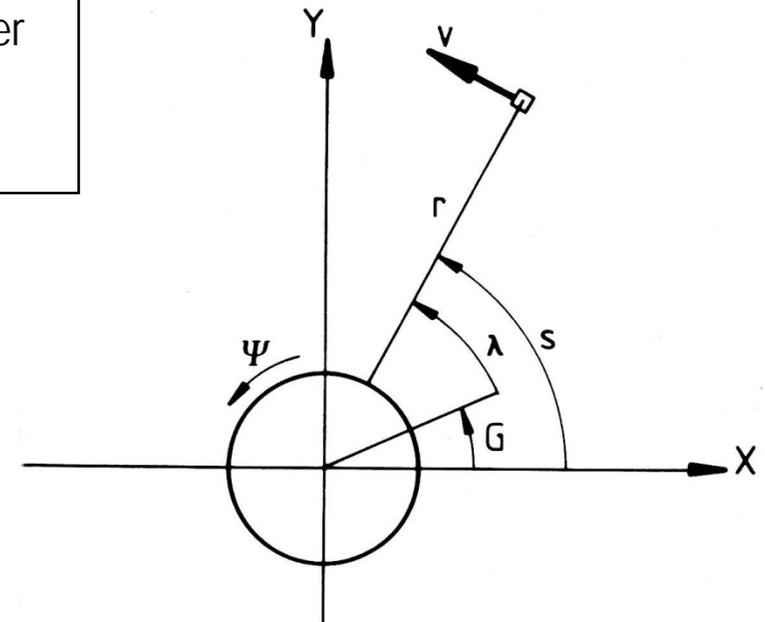
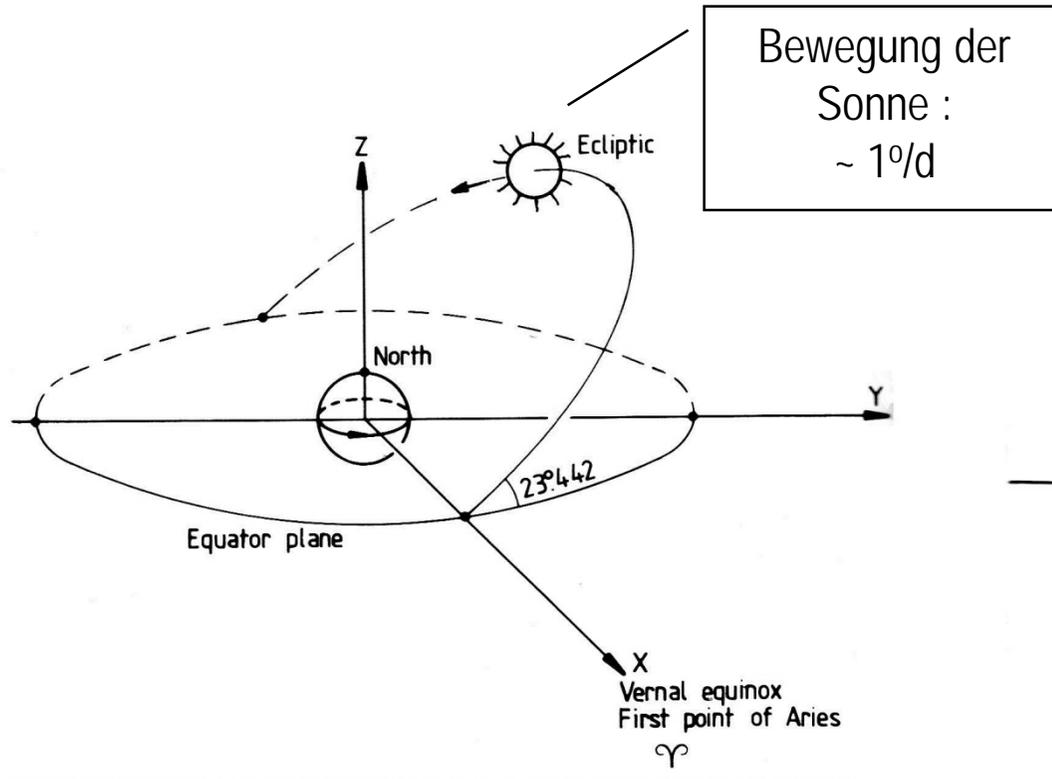
$$T = 86.164,1 \text{ s} = \mathbf{23 \text{ h } 56 \text{ m } 4.1 \text{ s}}$$

- Berechnung der großen Bahnhalbachse a:

$$a^3 = \mu \left(\frac{T}{2\pi} \right)^2; \quad \mu = 398600,440 \text{ km}^3 / \text{s}^2$$

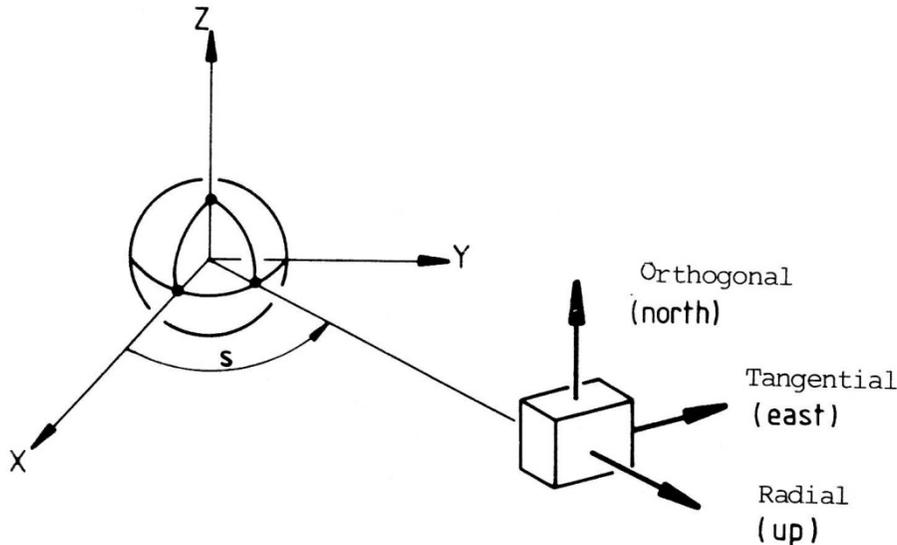
$$\Rightarrow \mathbf{a = 42.164,2 \text{ km}}$$

Geostationäre Bahn – Grundlagen 3



ψ Winkelgeschwindigkeit Erde
 G ... Sternzeit Greenwich
 s Rektaszension
 λ Geographische Länge

Koordinatensysteme für GEO Bahn



Achsenbezeichnung für GEO Lageregelung :

- Roll axis = along-track = east axis
- Pitch axis = orthogonal to orbit = north
- Yaw axis = radial from earth = up

Inertialer Ortsvektor
(sphärische Koordinaten):

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos \theta \cos s \\ r \cos \theta \sin s \\ r \sin \theta \end{bmatrix}$$

Erdfester Ortsvektor
(sphärische Koordinaten):

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos \theta \cos \lambda \\ r \cos \theta \sin \lambda \\ r \sin \theta \end{bmatrix}$$

$$\lambda = s - G$$

λ ... Sub-Satelliten Länge

s ... Stundenwinkel des GEO

G ... Stundenwinkel Greenwich

Ortsvektor unter Verwendung von Keplerelementen

Allgemeine Beziehung:

$$T = 2\pi\sqrt{a^3 / \mu} = 23\text{h } 56\text{m } 4\text{s}$$

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos v} \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos(\omega + v) - \sin \Omega \sin(\omega + v) \cos i \\ \sin \Omega \cos(\omega + v) + \cos \Omega \sin(\omega + v) \cos i \\ \sin(\omega + v) \sin i \end{bmatrix}$$

Ideale GEO Bahn : $e = 0, i = 0, a = A$

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos(\omega + v) - \sin \Omega \sin(\omega + v) \\ \sin \Omega \cos(\omega + v) + \cos \Omega \sin(\omega + v) \\ 0 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \cos(\omega + v + \Omega) \\ \sin(\omega + v + \Omega) \\ 0 \end{bmatrix}$$

Merke: $v \approx M + 2e \sin M + 5/4 e^2 \sin 2M + \dots$

Trigonometrische Beziehungen:

$$\sin(\alpha \pm \beta) = \sin \alpha \cos \beta \pm \cos \alpha \sin \beta$$

$$\cos(\alpha \pm \beta) = \cos \alpha \cos \beta \mp \sin \alpha \sin \beta$$

Beachte:

ω, v, Ω sind undefiniert !

Setze:

$$s = \Omega + \omega + v$$

Lineare Abweichungen von der Idealbahn 1

- Wir betrachten die Abweichungen von einer idealen GEO Position bei der geographischen Länge λ_m (mittlere Länge)
- An der Stelle λ_m sei der Satellit im Stillstand relativ zur Erde
- Die theoretische Bahnhalbachse ist

$$A = \sqrt[3]{\frac{\mu}{\psi^2}} = 42.164,2 \text{ km}$$

- Der mittlere Stundenwinkel (Sternzeit) des Satelliten betrage

$$s_m = G + \lambda_m = G_0 + \psi (t - t_0) + \lambda_m$$

Referenz:

E.M. Soop, Handbook of Geostationary Orbits,
Kluwer Academic Publishers, 1994

Lineare Abweichungen von der Idealbahn 2

- Die inertialen Koordinaten der idealen GEO Position waren:

$$\vec{r}_m = [A \cos s_m \quad A \sin s_m \quad 0]^T$$

- Die Bahngeschwindigkeit v im idealen GEO Orbit beträgt:

$$v = A \psi$$

- Die Bewegung des GEO in der Nähe des idealen Punktes kann im System der folgenden Einheitsvektoren beschrieben werden:

$$\text{Radial} = [\cos s_m \quad \sin s_m \quad 0]^T$$

$$\text{Tangential} = [-\sin s_m \quad \cos s_m \quad 0]^T$$

$$\text{Orthogonal} = [0 \quad 0 \quad 1]^T$$

Lineare Abweichungen von der Idealbahn 3

- Die Position des GEO in erdfesten Koordinaten wird beschrieben durch Radius r , Länge λ , Breite θ
- Die betrachtete Bahn ist eine ungestörte Bahn
- Wir betrachten weiter kleine Abweichungen von der Idealbahn in den Parametern $\mathbf{e} \ll 1.0$, $\mathbf{i} \ll 1.0$, $\delta\mathbf{a} = a - A (\ll A)$
- Die Parameter Ω , ω , ν können beliebige Werte annehmen
- **Ziel:** Berechnung der zeitabhängigen Abweichung des GEO von der idealen Position (Mit Annahme: e , i , δa sind klein)

Lineare Abweichungen von der Idealbahn 4

Konventionen für GEO Bahnen :

- Einführung eines Inklinations – Vektors ($\sin i \approx i$):

$$\vec{i} = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} i \sin \Omega \\ -i \cos \Omega \end{bmatrix}$$

- Einführung eines Exzentrizitäts - Vektors

$$\vec{e} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e \cos(\Omega + \omega) \\ e \sin(\Omega + \omega) \end{bmatrix}$$

Reihenentwicklung (Störungsrechnung) 1

- Alle Glieder 2.ter Ordnung $e^2 \approx 0$ & $\delta a \approx 0$ & $i^2 \approx 0$:
- Entwicklung für den Radius:

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos v} \approx a(1-e \cos v) \approx A + \delta a - A e \cos v$$

Anmerkung:

Wir haben noch keine Näherung für v als Funktion von t

- Entwicklung für Stundenwinkel :

$$\frac{x}{r} = \cos \theta \cos s = \cos \Omega \cos(\omega + v) - \sin \Omega \sin(\omega + v) \cos i$$

$$\frac{y}{r} = \cos \theta \sin s = \sin \Omega \cos(\omega + v) + \cos \Omega \sin(\omega + v) \cos i$$

- Näherung für $\cos i$: $\cos i \approx 1 - \frac{i^2}{2} \approx 1$

$$\frac{x}{r} = \cos \theta \cos s \approx \cos \Omega \cos(\omega + v) - \sin \Omega \sin(\omega + v) = \cos(\Omega + \omega + v) = \cos s$$

$$\frac{y}{r} = \cos \theta \sin s \approx \sin \Omega \cos(\omega + v) + \cos \Omega \sin(\omega + v) = \sin(\Omega + \omega + v) = \sin s$$

$$s = \Omega + \omega + v$$

Reihenentwicklung (Störungsrechnung) 2

- z – Komponente (Nord): Näherung: $\sin i \approx i$ & $\sin \theta \approx \theta$

$$\frac{z}{r} = \sin \theta = \sin i \sin(\omega + \nu)$$

- Lösung für θ :

$$\theta \approx i \sin(\omega + \nu)$$

- Substitution: $\nu = s - \Omega - \omega$ und einsetzen der Neigungs- und Exzentrizitätsvektoren (i_x, i_y, e_x, e_y):

$$r = A + \delta a - A e \cos(s - \Omega - \omega) = A + \delta a - A(e_x \cos s + e_y \sin s)$$

$$\theta = i \sin(s - \Omega) = -i_x \cos s - i_y \sin s$$

Merke:

Wir haben nun eine Abhängigkeit vom Stundenwinkel s des GEO

Reihenentwicklung (Störungsrechnung) 3

- Herstellung Zeitabhängigkeit von s und λ
- Erarbeitung einer Näherungslösung für die Kepler Gleichung (Kepler 2):
- Kepler Gleichung $r^2 \dot{v} = \sqrt{\mu a(1-e^2)} = \text{const.}$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\sqrt{\mu a(1-e^2)}}{r^2} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3(1-e^2)^3}} (1 + e \cos v)^2 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3(1-e^2)^3}} (1 + 2e \cos v + e^2 \cos^2 v)$$

- Approximation: $\sqrt{\mu} = A^{\frac{3}{2}} \psi$

$$\frac{dv}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3(1-e^2)^3}} (1 + 2e \cos v + e^2 \cos^2 v)$$

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \left(\frac{A}{a}\right)^{\frac{3}{2}} (1 + 2e \cos v + e^2 \cos^2 v) = \psi \left(\frac{A}{A+\delta a}\right)^{\frac{3}{2}} (1 + 2e \cos v)$$

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \left(\frac{1}{1+\frac{\delta a}{A}}\right)^{\frac{3}{2}} (1 + 2e \cos v) = \psi \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A}\right) (1 + 2e \cos v)$$

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A} + 2e \cos v\right)$$

Reihenentwicklung (Integration)

4

- Lösung 0.ter Ordnung für v : Anmerkung 1: Wir setzen diesen Wert in $\cos v$ ein !

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \quad \Rightarrow \quad \tilde{v} \approx \psi(t - t_p)$$

- Zu integrieren (bestimmtes Integral): Anmerkung 2: Integrationsregel

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A}\right) + 2e \psi \cos v = \psi \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A}\right) + 2e \psi \cos \psi(t - t_p)$$

$$\int \cos ax \, dx = \frac{1}{a} \sin ax$$

- Lösung:

$$\frac{dv}{dt} \approx \psi \int_{t_p}^t dt \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A}\right) + 2e \psi \int_{t_p}^t \cos \psi(t - t_p) dt$$

$$v \approx \psi(t - t_p) \left(1 - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A}\right) + 2e \sin \psi(t - t_p)$$

Anmerkung 3: Integrationskonstante T_p ... Zeit des Perigäumsdurchganges

Zeitfunktionen für die Abweichungen des GEO von der idealen Position

- Geographische Länge $\lambda(t)$ des GEO

$$\lambda(t) = s - G = \Omega + \omega + \nu - G_0 - \psi(t - t_0)$$

$$\lambda(t) = s - G = \Omega + \omega - G_0 + \psi(t_0 - t_p) - \frac{3}{2} \frac{\delta a}{A} \psi(t - t_p) + 2e \sin \psi(t - t_p) = \lambda_0 + D \psi(t - t_p) + 2e \sin \psi(t - t_p)$$

- Geographische Breite $\theta(t)$ des GEO

$$\theta(t) = i \sin[\omega + \psi(t - t_p)]$$

- Radialer Abstand $r(t)$ des GEO

$$r = A + \delta a - A e \cos \psi(t - t_p)$$

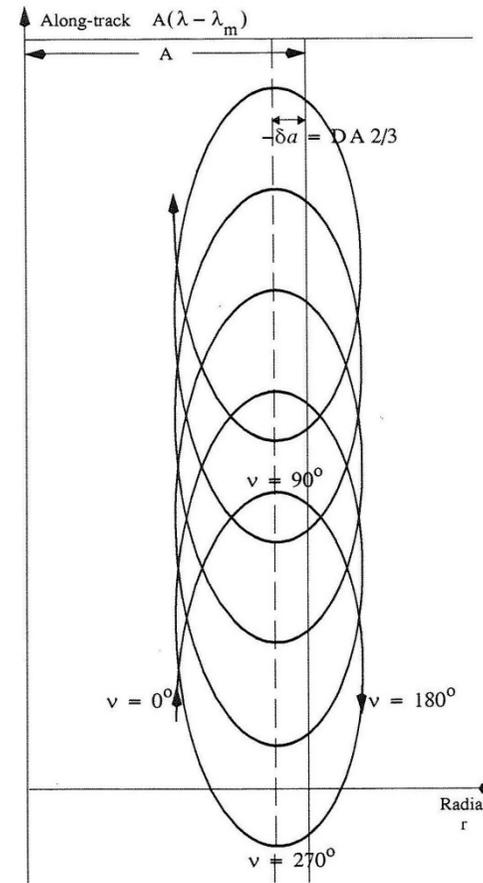
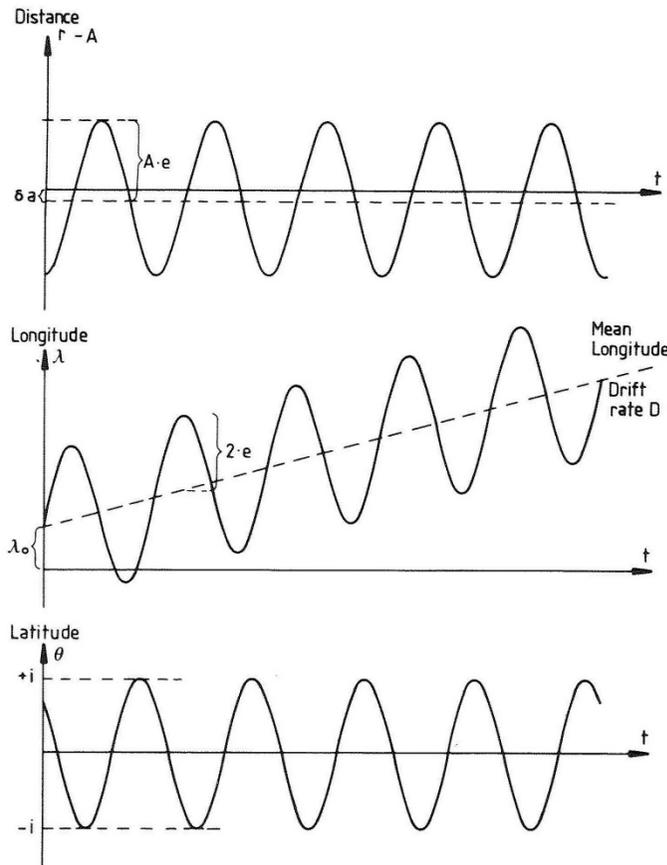
Anmerkung 1:

$D = -1.5 \delta a/A$ wird Längendrift genannt !

Anmerkung 2:

$\psi = 2 \pi/T = 7.29211586 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$

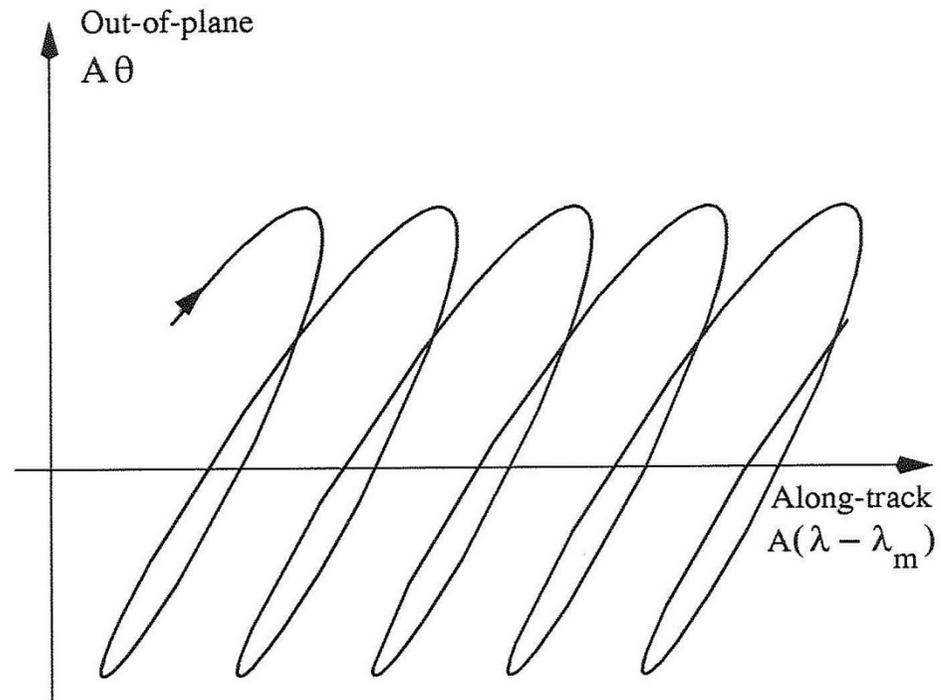
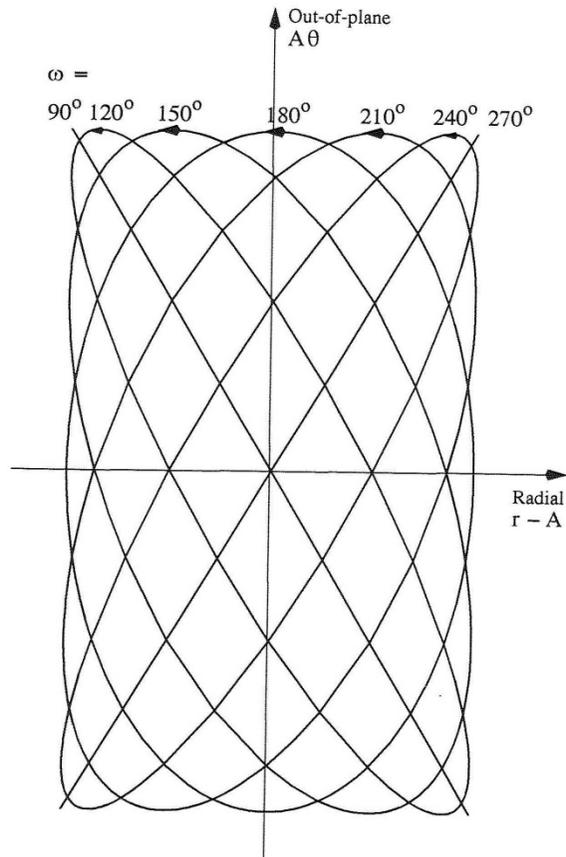
Darstellungen der Bewegungsformen 1



Referenz:

E.M. Soop, Handbook of Geostationary Orbits,
Kluwer Academic Publishers, 1994

Darstellung der Bewegungsformen 2



Referenz:

E.M. Soop, Handbook of Geostationary Orbits,
Kluwer Academic Publishers, 1994

Zur „Figure-of-Eight“ Bewegung

- Wird häufig (irrtümlicher Weise) in der Literatur als GEO Bewegung beschrieben
- Es handelt sich aber um einen Effekt 2. Ordnung in i : d.h. die präsentierte Theorie der linearen Abweichung kennt diesen Effekt nicht
- Wir wollen diesen trotzdem kurz diskutieren
- Die Ableitung ist etwas knifflig
- Es handelt sich um die Einkopplung von i^2 in den Stundenwinkel s

Skizze der Ableitung „Figure-of-Eight“ 1

- Startpunkt der Ableitung:

$$\frac{x}{r} = \cos \theta \cos s = \cos \Omega \cos(\omega + \nu) - \sin \Omega \sin(\omega + \nu) \cos i$$

$$\frac{y}{r} = \cos \theta \sin s = \sin \Omega \cos(\omega + \nu) + \cos \Omega \sin(\omega + \nu) \cos i$$

- Man setzt für $\cos i \approx 1 - \frac{i^2}{2}$ und berücksichtigt den i^2 – Term
- Hiermit folgt folgende Modifikation:

$$\frac{x}{r} = \cos \theta \cos s = \cos s + \frac{i^2}{2} \sin \Omega \sin(\omega + \nu)$$

$$\frac{y}{r} = \cos \theta \sin s = \sin s - \frac{i^2}{2} \cos \Omega \sin(\omega + \nu)$$

- Um einen Effekt 2. Ordnung in s zu sehen, versuchen wir folgenden Ansatz:

$$\tan s \approx \tan s_0 + \left. \frac{d \tan s}{ds} \right|_{s=s_0} \Delta s = \tan s_0 + \frac{\Delta s}{\cos^2 s_0}$$

Skizze der Ableitung „Figure-of-Eight“ 2

- Einsetzen in Tangens - Funktion:

$$\tan s \approx \frac{\sin s_0 - \frac{i^2}{2} \cos \Omega \sin(\omega + \nu)}{\cos s_0 + \frac{i^2}{2} \sin \Omega \sin(\omega + \nu)} = \frac{\sin s_0 \left(1 - \frac{i^2}{2} \frac{\cos \Omega \sin(\omega + \nu)}{\sin s_0}\right)}{\cos s_0 \left(1 + \frac{i^2}{2} \frac{\sin \Omega \sin(\omega + \nu)}{\cos s_0}\right)}$$

- Reihenentwicklung des Nenners in i^2 :

$$\tan s \approx \tan s_0 \left(1 - \frac{i^2}{2} \frac{\cos \Omega \sin(\omega + \nu)}{\sin s_0}\right) \left(1 - \frac{i^2}{2} \frac{\sin \Omega \sin(\omega + \nu)}{\cos s_0}\right)$$

$$\tan s \approx \tan s_0 \left(1 - \frac{i^2}{2} \frac{\cos \Omega \sin(\omega + \nu)}{\sin s_0} - \frac{i^2}{2} \frac{\sin \Omega \sin(\omega + \nu)}{\cos s_0}\right)$$

$$\tan s \approx \tan s_0 - \frac{i^2}{2} \frac{\sin(\omega + \nu)}{\cos^2 s_0} (\cos s_0 \cos \Omega + \sin s_0 \sin \Omega) = \tan s_0 - \frac{i^2}{2} \frac{\sin(\omega + \nu)}{\cos^2 s_0} \cos(s_0 - \Omega)$$

- Weiter verwenden, dass $s_0 - \Omega = \omega + \nu$:

$$\tan s \approx \tan s_0 - \frac{1}{\cos^2 s_0} \frac{i^2}{4} \sin 2(\omega + \nu)$$

$$\Delta s = -\frac{i^2}{4} \sin 2(\omega + \nu) = -\frac{i^2}{4} \sin 2[\psi(t - t_p) + \omega]$$

Zusammenfassung „Figure-of-Eight“

- Bei einer Neigungsabweichung i ergibt sich für die GEO Breite (wie bisher):

$$\theta(t) = i \sin[\psi(t - t_p) + \omega]$$

- Für die Länge des GEO ergibt sich mit Δs als Zusatzterm:

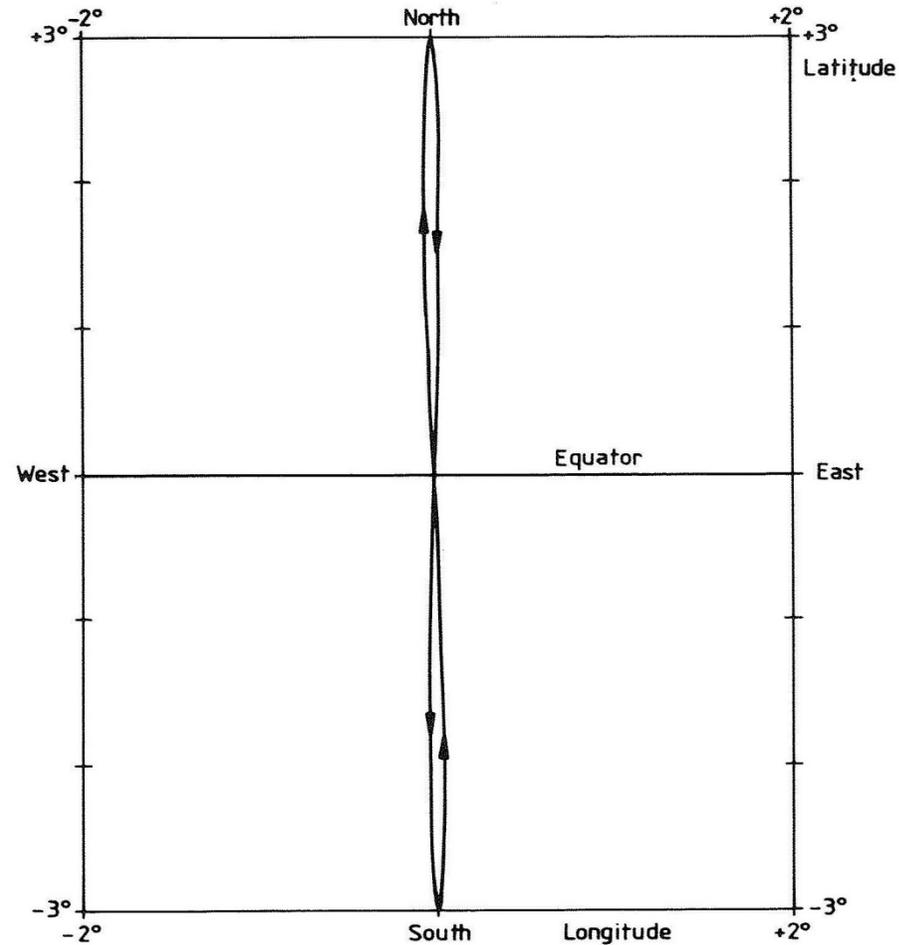
$$\lambda(t) = s - G = \lambda_0 + D\psi(t - t_p) + 2e \sin \psi(t - t_p) + \Delta s = \lambda_0 + D\psi(t - t_p) + 2e \sin \psi(t - t_p) - \frac{i^2}{4} \sin 2[\psi(t - t_p) + \omega]$$

- Die „Figure-of-Eight“ ergibt sich somit nur für den Fall $e = 0$ und $D = 0$:

$$\lambda(t) = \lambda_0 - \frac{i^2}{4} \sin 2[\psi(t - t_p) + \omega] \quad \wedge \quad \theta(t) = i \sin[\psi(t - t_p) + \omega]$$

- In der Mathematik wird eine solche Kurve „Lemniskate“ genannt

Zur „Figure-of-Eight“ Bewegung



Zwischenbetrachtung (GEO Bahn)

- Die Abweichungen infolge i , e , δa von der idealen GEO Bahn wurden mit Hilfe einer linearen Störungsrechnung betrachtet
- Was haben wir konzeptionell getan ?

$$\dot{\vec{x}} = F \vec{x} + G \vec{u}$$

$$\vec{x} = \Phi(t, t_0) \vec{x}_0 + \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau) G(\tau) \vec{u}(\tau) d\tau$$

Homogene
(ungestörte)
Lösung

Gemacht !

Inhomogene
(gestörte)
Lösung

Noch nicht gemacht !

Gestörte Bewegung (Inertialsystem)

- **Differentialgleichung der Bahnbewegung**

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum \text{Störungen}$$

- **Umschreiben als System 1.Ordnung**

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \vec{r} \\ \vec{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{v} \\ -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum \text{Störungen} \end{bmatrix}$$

Störungsgleichungen nach Lagrange (GEO)

- Anwendbar für den Fall, dass die Störbeschleunigung konservativ ist, d.h. sich als Gradient $\underline{u} = \text{grad } V$ aus einer Potentialfunktion ableiten lässt.
- z.B.: Schwerepotential der Erde:
$$V = \frac{\mu}{r} + R$$
- z.B: R ist das Störpotential der Erde oder das Potential eines Himmelskörpers Annahme $e=0, i = 0$

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial M}$$

$$\frac{de}{dt} = 0$$

$$\frac{di}{dt} = 0$$

$$\frac{d\omega}{dt} = 0$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = 0$$

$$\frac{dM}{dt} = n - \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial a}$$

Winkelgeschwindigkeit des Satelliten:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

Störungsgleichungen nach Gauss (GEO)

- Anwendbar auch für den Fall, dass die Störbeschleunigung nicht konservativ ist: Deshalb werden die Komponenten K_1 , K_2 , K_3 eingeführt [m/s^2]
- Annahme $e=0$, $i = 0$

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n} K_2$$

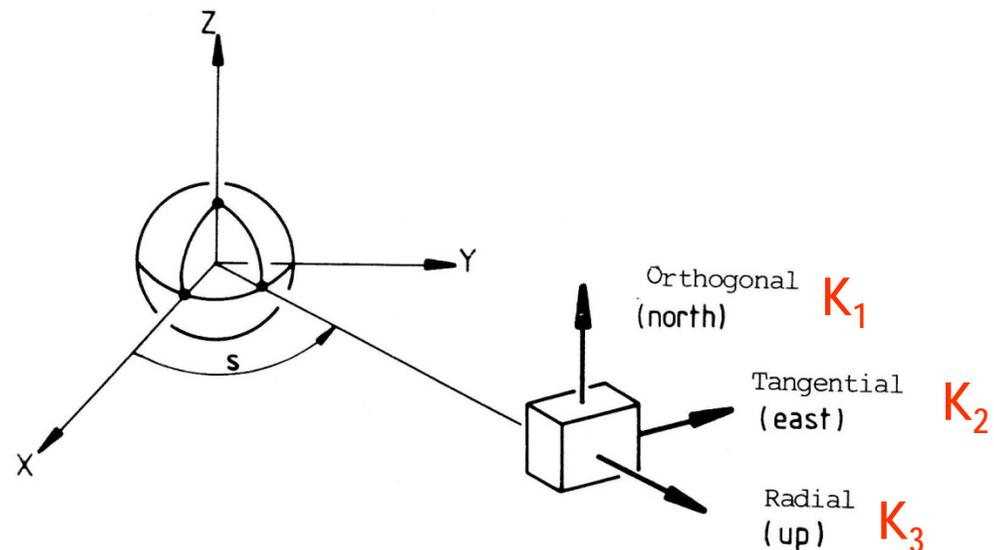
$$\frac{de}{dt} = \frac{1}{na} (2 \cos v K_2 + \sin v K_3)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{na} \cos(\omega + v) K_1$$

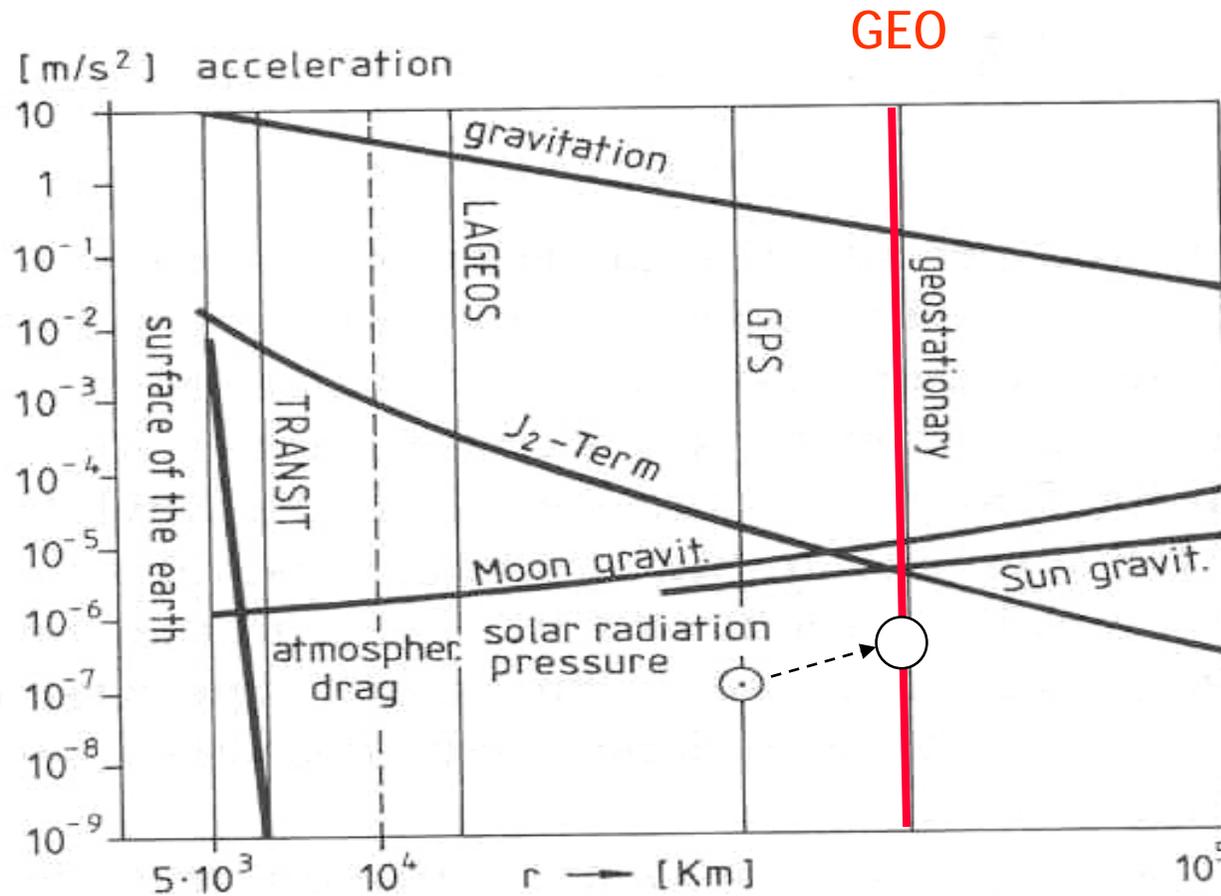
$$\frac{ds}{dt} = \frac{d\Omega}{dt} + \frac{d\omega}{dt} + \frac{dM}{dt} = n - \frac{2}{na} K_3$$

Winkelgeschwindigkeit
des Satelliten:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$



Störbeschleunigungen als Funktion der Bahnhöhe



Referenz: Seeber,
Satellite Geodesy,
de Gruyter, 2003

Prinzipielle Wirkung von Störbeschleunigungen am GEO

- **Tendenziell wirken die Störbeschleunigungen wie folgt**
 - Die Längendrift wird praktisch durch die tesseralen Terme des Erdschwerefeldes dominiert
 - Der Exzentrizitätsvektor wird durch den Solardruck und Anziehung von Sonne und Mond (kleinere Größenordnung) dominiert
 - Die Bahnneigung wird durch die Anziehung von Sonne und Mond dominiert

Einfluss des Erdschwerefeldes auf GEO 1

- **Abplattung** der Erde $C_{20} = -J_2 = 1082.6 \cdot 10^{-6}$

$$V = \frac{\mu}{r} \left[1 - \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 (3 \sin^2 \theta - 1) + \frac{1}{2} J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 (5 \sin^3 \theta - 3 \sin \theta) - \frac{1}{8} J_4 \left(\frac{R_e}{r} \right)^4 (35 \sin^4 \theta - 30 \sin^2 \theta + 3) \pm \dots \right]$$

- **Störpotential R:**

$$R = -\frac{\mu}{2} J_2 \frac{R_e^2}{r^3} (3 \sin^2 \theta - 1) \cong \frac{\mu}{2} J_2 \frac{R_e^2}{a^3}; \quad \theta = 0 \wedge r = a$$

- **Bahnstörung in M:**

$$\frac{dM}{dt} = n - \frac{2}{n a} \frac{\partial R}{\partial a} \quad \frac{\partial R}{\partial a} = +\frac{\mu}{2} J_2 \frac{\partial}{\partial a} \left(\frac{R_e^2}{a^3} \right) = -\frac{3}{2} \mu J_2 \frac{R_e^2}{a^4}$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{3}{n} \mu J_2 \frac{R_e^2}{a^5} = n + \frac{3}{n} J_2 n^2 \frac{R_e^2}{a^2} = n \left(1 + 3 J_2 \frac{R_e^2}{a^2} \right)$$

- **Abschätzung:**

$$3 J_2 \frac{R_e^2}{a^2} \approx 3 \times 1082 \cdot 10^{-6} \times \left(\frac{6.4 \cdot 10^3 \text{ km}}{42164 \text{ km}} \right)^2 = 7.48 \cdot 10^{-5}$$

Einfluss des Erdschwerfeldes auf GEO 2

- Berücksichtigung der Erdabplattung: **kleine Veränderung der geostationären Halbachse** (Satellit etwas höher)

- **Bedingung:**

$$\psi = n \left(1 + 3J_2 \frac{R_e^2}{a^2} \right) \Rightarrow n = \frac{\psi}{1 + 3J_2 \frac{R_e^2}{a^2}} = \frac{7.29211586 \cdot 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}}}{1.00007478} = 7.2915706 \cdot 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

- **Algebraische Gleichung.**

$$\sqrt{\mu} \left(\frac{1}{a^{\frac{3}{2}}} + 3J_2 \frac{R_e^2}{a^{\frac{7}{2}}} \right) = \psi$$

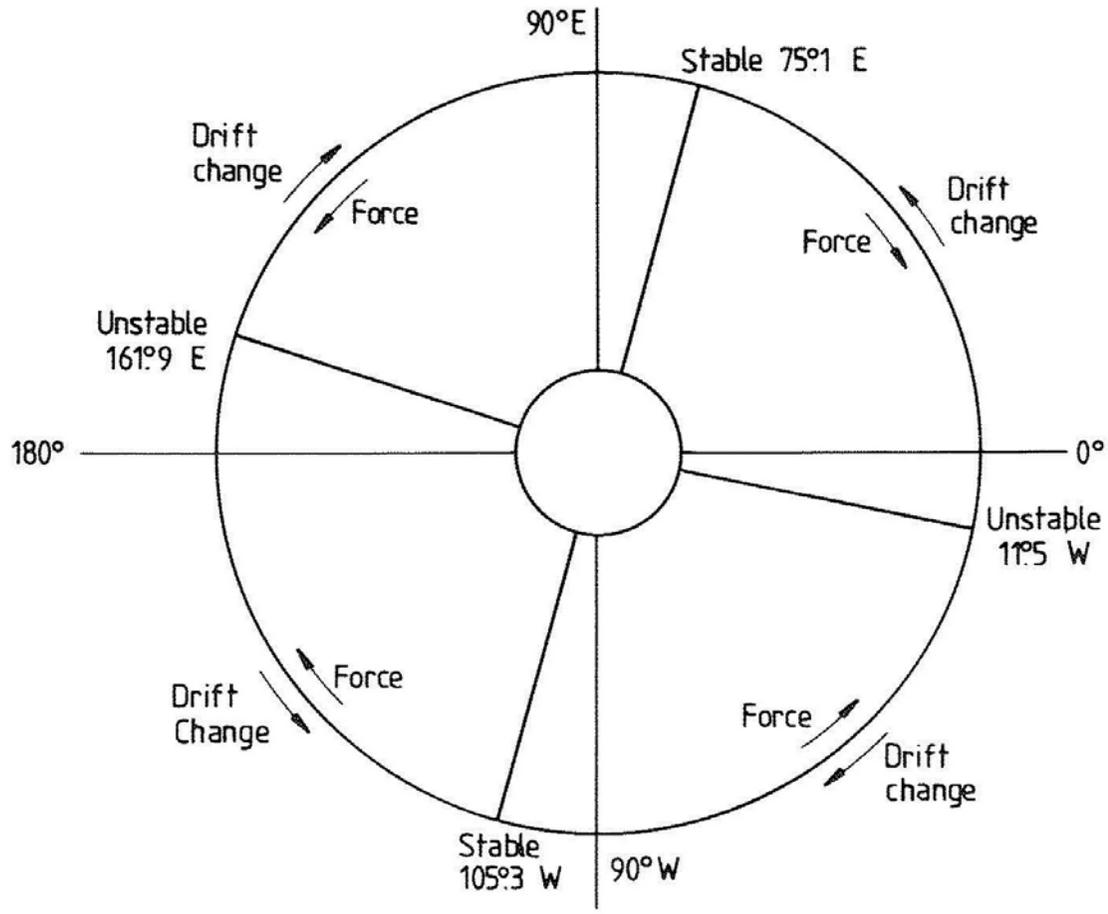
- Verbesserte geostationäre Halbachse (ungefähr):

$$a_{\text{geo}} \approx 42164,2 \text{ km} + 0.53 \text{ km}$$

Einfluss des Erdschwerefeldes auf GEO 3

- Die niederen tesseralen harmonischen Koeffizienten des Erdschwerefeldes führen zu einer Längendrift des GEO
 - $C_{21} = 0$ und $C_{22} = + 1.57 \cdot 10^{-6}$
 - $S_{21} = 0$ und $S_{22} = -0.9 \cdot 10^{-6}$
- Die Koeffizienten C_{22} und S_{22} beschreiben die Abweichungen des Equators von einem Kreis
- **Phänomen:** Die erzeugte Störbeschleunigung wird Null an vier Punkten des Erdäquators
 - **Stabile Punkte:** $\lambda_1 = 75.1^\circ$ Ost und $\lambda_2 = 105.3^\circ$ West
 - **Instabile Punkte:** $\lambda_3 = 11.5^\circ$ West und $\lambda_4 = 161.9^\circ$ Ost

Schwerefeld: Stabile und Instabile Punkte



Anziehung von Sonne und Mond

- Die Anziehung von Sonne und Mond auf eine geostationären Satelliten ist signifikant

$$\ddot{\underline{r}}_M = -k m_M \cdot \left(\frac{\underline{r} - \underline{r}_M}{|\underline{r} - \underline{r}_M|^3} + \frac{\underline{r}_M}{|\underline{r}_M|^3} \right)$$

$$\ddot{\underline{r}}_S = -k m_S \cdot \left(\frac{\underline{r} - \underline{r}_S}{|\underline{r} - \underline{r}_S|^3} + \frac{\underline{r}_S}{|\underline{r}_S|^3} \right)$$

k ... Gravitationskonstante

m_M, m_S ... Masse von Sonnen und Mond

\underline{r} ... Ortsvektor des Satelliten

$\underline{r}_M, \underline{r}_S$... Ortsvektoren von Sonnen und Mond

Himmelskörper	Sonne	Mond
Periode der Bewegung	1 Jahr	27 Tage
Maximale Breite (Deklination)	23.4^0	28.6^0
Schwerepotential [km^3/s^2]	$1.327 \cdot 10^{11}$	$4.903 \cdot 10^3$
Abstand von Erde [km]	$149.6 \cdot 10^6$	$385.0 \cdot 10^3$

Störbeschleunigung Solar Druck

Modell für Störbeschleunigung:

$$\ddot{\underline{\mathbf{x}}}_{\text{Solar}} = \nu \cdot k \cdot a_S^2 \cdot \frac{\underline{\mathbf{x}} - \underline{\mathbf{x}}_S}{|\underline{\mathbf{x}} - \underline{\mathbf{x}}_S|^3}$$

mit $k = P_S \cdot (A / m) \cdot c_R$

$$P_S = S / c$$

$$c_R = 1 + \eta$$

$$\underline{\mathbf{x}}_S = r_S \cdot \begin{bmatrix} \cos \delta_S \cos \alpha_S \\ \cos \delta_S \sin \alpha_S \\ \sin \delta_S \end{bmatrix}$$

$$r_S = a_S \cdot (1 - e_S \cdot \cos E_S)$$

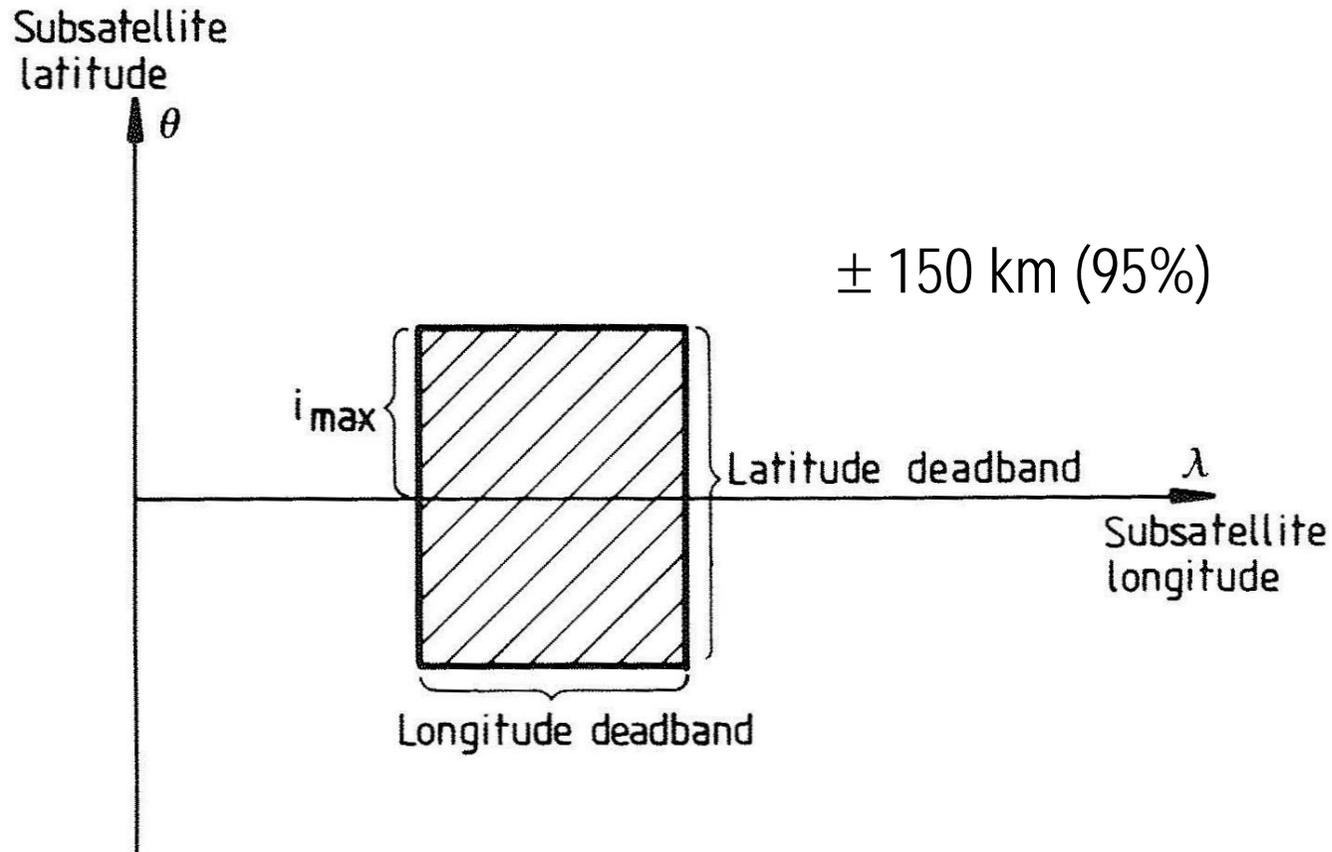
$$S = 1.4 \text{ kW/m}^2$$

- k Physikalischer Parameter
- ν Schattenfaktor (0: GEO ist im Erdschatten , 1: GEO sieht Sonne)
- S Strahlungsintensität de Sonne [Wm^{-2}]
- c Lichtgeschwindigkeit
- η Parameter zur Beschreibung der optischen Eigenschaften des Satelliten
- Abstand: Erde – Sonne
- r_S Große Halbachse der Erdbahn um die Sonne
- a_S (Mittelwert)
- e_S Exzentrizität der Erdbahn
- E_S Exzentrische Anomalie der Erdbahn
- $\underline{\mathbf{x}}_S$ Ortsvektor der Sonne im Inertialsystem

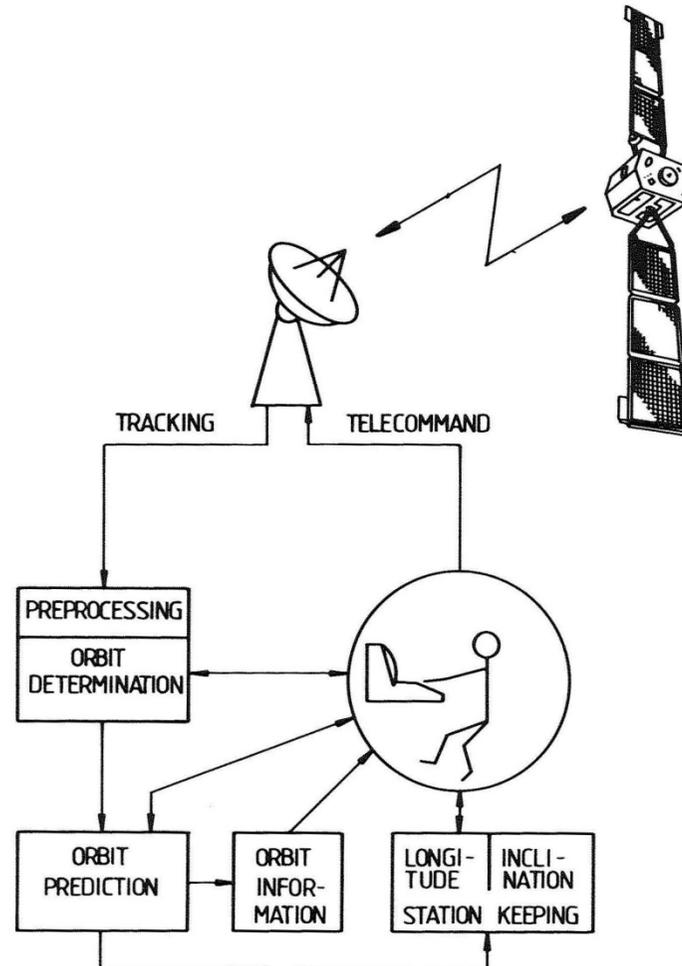
GEO in Kontrollbox: „Station Keeping“

- Aufgrund der gestörten und ungestörten Bewegung (wie gezeigt) verlässt der geostationäre Satellit seine Idealbahn
- Hierdurch entstehen zwei Risiken:
 - Kollisionsrisiko mit benachbarten GEO's
 - Interferenzen der Frequenzen und der Übertragungskanäle
- Um dies zu vermeiden gibt es internationale Übereinkünfte
 - Es wird eine sog. Kontrollbox oder „Dead-Band“ definiert
 - Die Kontrollbox hat eine Abmessung von $\pm 0,1^\circ = \pm 150 \text{ km}$ (95%)
 - Die Position des Satelliten wird permanent bestimmt
 - Im Abstand von rund 2 Wochen werden Bahnmanöver ausgeführt

Definition einer „Kontroll – Box“



GEO Tracking und Station - Keeping



Orbit File für GEO

MET4 ORBIT PRINT FOR YEAR=1992 MONTH=10 DAY=20

 SUN RA, DE = 204.9 -10.4 AT 0: 0 GMT
 MOON RA, DE = 129.1 14.9 AT 0: 0 GMT

HR MN	A (KM)	ECC.	INCL (DEG)	NODE (DEG)	ARGPER (DEG)	TR. AN (DEG)	R. ASC (DEG)	LONG (DEG E)	DRIFT (D/D E)	R (KM)	LAT (DEG)	RA.PER (DEG)	RA.EARTH-SUN (DEG)
0: 0	42165.952	0.000128	0.327	35.73	254.51	99.27	29.50	0.800	-0.002	42166.8	-0.035	290.24	4.6
0:30	42165.829	0.000124	0.327	35.73	252.64	108.65	37.02	0.799	-0.001	42167.5	0.007	288.37	12.1
1: 0	42165.744	0.000119	0.327	35.73	250.71	118.10	44.54	0.798	0.000	42168.1	0.050	286.44	19.6
1:30	42165.705	0.000115	0.327	35.73	248.78	127.55	52.06	0.796	0.001	42168.7	0.092	284.51	27.1
2: 0	42165.719	0.000110	0.327	35.73	246.87	136.97	59.58	0.795	0.001	42169.1	0.132	282.60	34.6
2:30	42165.789	0.000105	0.327	35.74	244.97	146.39	67.10	0.793	0.000	42169.5	0.170	280.71	42.1
3: 0	42165.913	0.000100	0.327	35.75	243.03	155.84	74.61	0.791	-0.002	42169.8	0.205	278.78	49.6
3:30	42166.086	0.000094	0.327	35.75	240.97	165.41	82.13	0.789	-0.004	42169.9	0.237	276.73	57.1
4: 0	42166.296	0.000089	0.327	35.77	238.70	175.18	89.65	0.787	-0.007	42170.0	0.264	274.47	64.6
4:30	42166.529	0.000083	0.327	35.78	236.15	185.24	97.17	0.786	-0.010	42170.0	0.287	271.93	72.1
5: 0	42166.766	0.000078	0.327	35.80	233.32	195.57	104.69	0.784	-0.013	42169.9	0.305	269.12	79.6
5:30	42166.990	0.000074	0.327	35.81	230.33	206.06	112.21	0.782	-0.016	42169.8	0.318	266.15	87.1
6: 0	42167.182	0.000071	0.327	35.83	227.45	216.45	119.73	0.780	-0.018	42169.6	0.325	263.28	94.6
6:30	42167.326	0.000069	0.327	35.85	225.03	226.37	127.25	0.779	-0.020	42169.3	0.327	260.88	102.1
7: 0	42167.409	0.000068	0.327	35.87	223.46	235.44	134.77	0.778	-0.021	42169.0	0.323	259.33	109.6
7:30	42167.426	0.000068	0.327	35.89	223.01	243.39	142.28	0.776	-0.021	42168.7	0.314	258.90	117.1
8: 0	42167.376	0.000069	0.327	35.90	223.78	250.12	149.80	0.775	-0.021	42168.4	0.299	259.69	124.6
8:30	42167.263	0.000070	0.327	35.92	225.71	255.70	157.32	0.774	-0.019	42168.0	0.279	261.62	132.1
9: 0	42167.098	0.000072	0.327	35.93	228.58	260.34	164.84	0.773	-0.017	42167.6	0.254	264.50	139.6
9:30	42166.895	0.000075	0.327	35.93	232.11	264.32	172.36	0.772	-0.014	42167.2	0.225	268.05	147.1
10: 0	42166.668	0.000078	0.327	35.94	236.01	267.93	179.88	0.771	-0.011	42166.8	0.192	271.95	154.6
10:30	42166.435	0.000081	0.327	35.94	240.00	271.46	187.40	0.771	-0.008	42166.3	0.156	275.94	162.1
11: 0	42166.211	0.000084	0.327	35.94	243.84	275.14	194.92	0.770	-0.006	42165.9	0.117	279.78	169.6
11:30	42166.009	0.000088	0.327	35.94	247.37	279.13	202.44	0.770	-0.003	42165.4	0.076	283.31	177.1
12: 0	42165.840	0.000092	0.327	35.94	250.49	283.53	209.96	0.769	-0.001	42164.9	0.034	286.43	184.6
12:30	42165.712	0.000097	0.327	35.94	253.16	288.38	217.48	0.769	0.001	42164.4	-0.009	289.11	192.1
13: 0	42165.630	0.000102	0.327	35.94	255.40	293.66	225.00	0.769	0.002	42163.9	-0.051	291.34	199.5
13:30	42165.597	0.000106	0.327	35.95	257.23	299.35	232.52	0.770	0.002	42163.4	-0.093	293.18	207.0
14: 0	42165.611	0.000112	0.327	35.95	258.73	305.37	240.05	0.770	0.002	42162.9	-0.133	294.68	214.5
14:30	42165.670	0.000117	0.327	35.95	259.97	311.64	247.57	0.771	0.001	42162.4	-0.171	295.92	222.1
15: 0	42165.769	0.000123	0.327	35.96	261.02	318.11	255.09	0.771	0.000	42161.9	-0.206	296.98	229.6
15:30	42165.903	0.000128	0.327	35.96	261.96	324.68	262.61	0.772	-0.002	42161.5	-0.238	297.93	237.1
16: 0	42166.064	0.000134	0.327	35.97	262.84	331.32	270.13	0.774	-0.004	42161.1	-0.265	298.81	244.6
16:30	42166.244	0.000140	0.327	35.98	263.69	337.98	277.65	0.775	-0.006	42160.8	-0.288	299.68	252.1
17: 0	42166.433	0.000145	0.327	35.99	264.56	344.63	285.18	0.777	-0.008	42160.5	-0.306	300.55	259.6
17:30	42166.623	0.000150	0.327	36.00	265.43	351.27	292.70	0.778	-0.011	42160.4	-0.318	301.43	267.1
18: 0	42166.804	0.000155	0.327	36.01	266.31	357.90	300.22	0.780	-0.013	42160.3	-0.325	302.32	274.6
18:30	42166.966	0.000159	0.327	36.02	267.17	364.56	307.74	0.782	-0.015	42160.3	-0.327	303.19	282.1
19: 0	42167.100	0.000161	0.327	36.03	267.98	371.26	315.26	0.783	-0.017	42160.4	-0.323	304.00	289.6
19:30	42167.199	0.000163	0.327	36.03	268.70	378.06	322.79	0.785	-0.018	42160.6	-0.313	304.73	297.1
20: 0	42167.255	0.000164	0.327	36.04	269.27	384.31	330.31	0.787	-0.019	42161.0	-0.298	305.31	304.6
20:30	42167.265	0.000164	0.327	36.05	269.64	390.04	337.83	0.788	-0.019	42161.4	-0.278	305.69	312.1
21: 0	42167.225	0.000162	0.327	36.05	269.76	395.24	345.35	0.789	-0.019	42161.9	-0.253	305.81	319.6
21:30	42167.135	0.000160	0.327	36.06	269.56	400.00	352.87	0.790	-0.017	42162.6	-0.224	305.61	327.1
22: 0	42166.998	0.000157	0.327	36.06	268.98	404.26	360.40	0.791	-0.016	42163.2	-0.191	305.04	334.6
22:30	42166.821	0.000153	0.327	36.06	267.99	408.06	367.92	0.791	-0.013	42164.0	-0.154	304.05	342.1
23: 0	42166.611	0.000149	0.327	36.06	266.58	411.44	375.44	0.791	-0.011	42164.8	-0.115	302.64	349.6
23:30	42166.380	0.000145	0.327	36.06	264.75	414.44	382.96	0.791	-0.008	42165.5	-0.074	300.81	357.1

Bahnmanöver

- **Wirkung Impulsförmiger Manöver bei GEO**

$$\Delta D = -\frac{3}{a} \Delta v_E$$

$$\Delta \lambda = -\frac{2}{v} \Delta v_R + \tau \Delta D$$

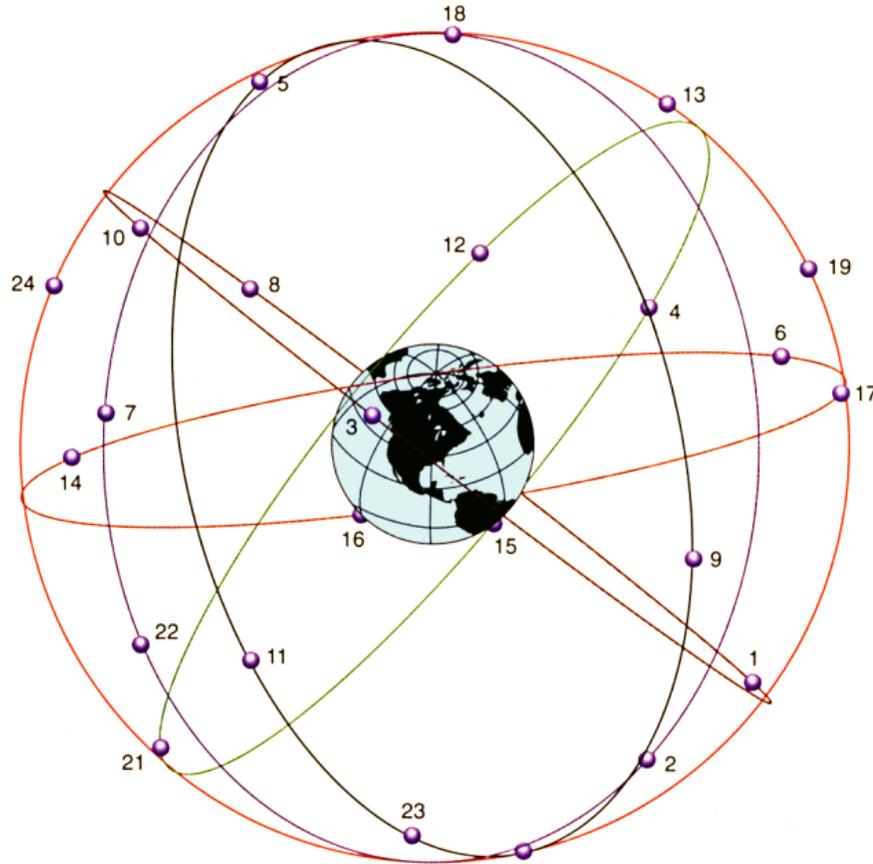
$$\Delta e_x = \frac{1}{v} (\Delta v_R \sin s + 2\Delta v_E \cos s)$$

$$\Delta e_y = \frac{1}{v} (-\Delta v_R \cos s + 2\Delta v_E \sin s)$$

$$\Delta i_x = \frac{1}{v} \Delta v_N \cos s$$

$$\Delta i_y = \frac{1}{v} \Delta v_N \sin s$$

Beschreibung von Konstellationen



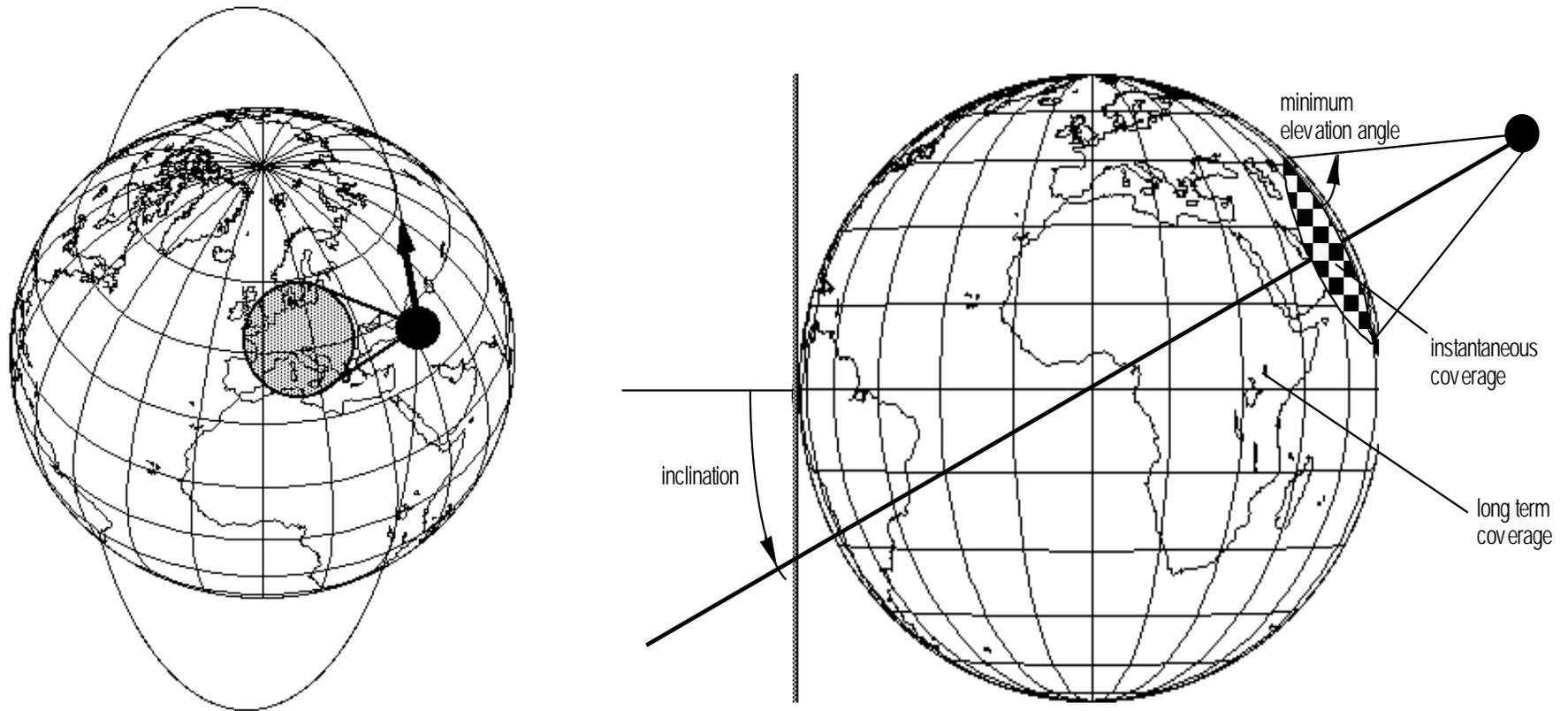
Walker Triple (T, P, F):

- T Zahl der Satelliten
- P Zahl der Bahnebenen
- F dem relativen Abstand (> 0 gleichverteilt)

Anmerkung: *Bahnneigung i wird nicht festgelegt*

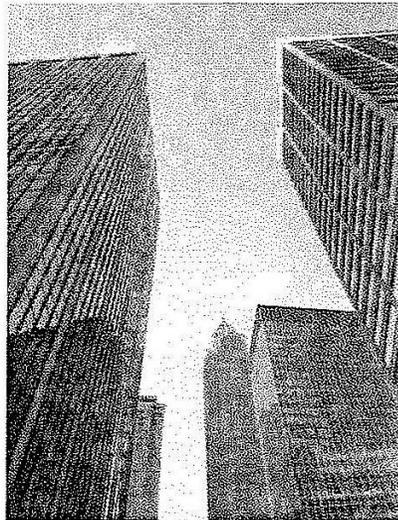
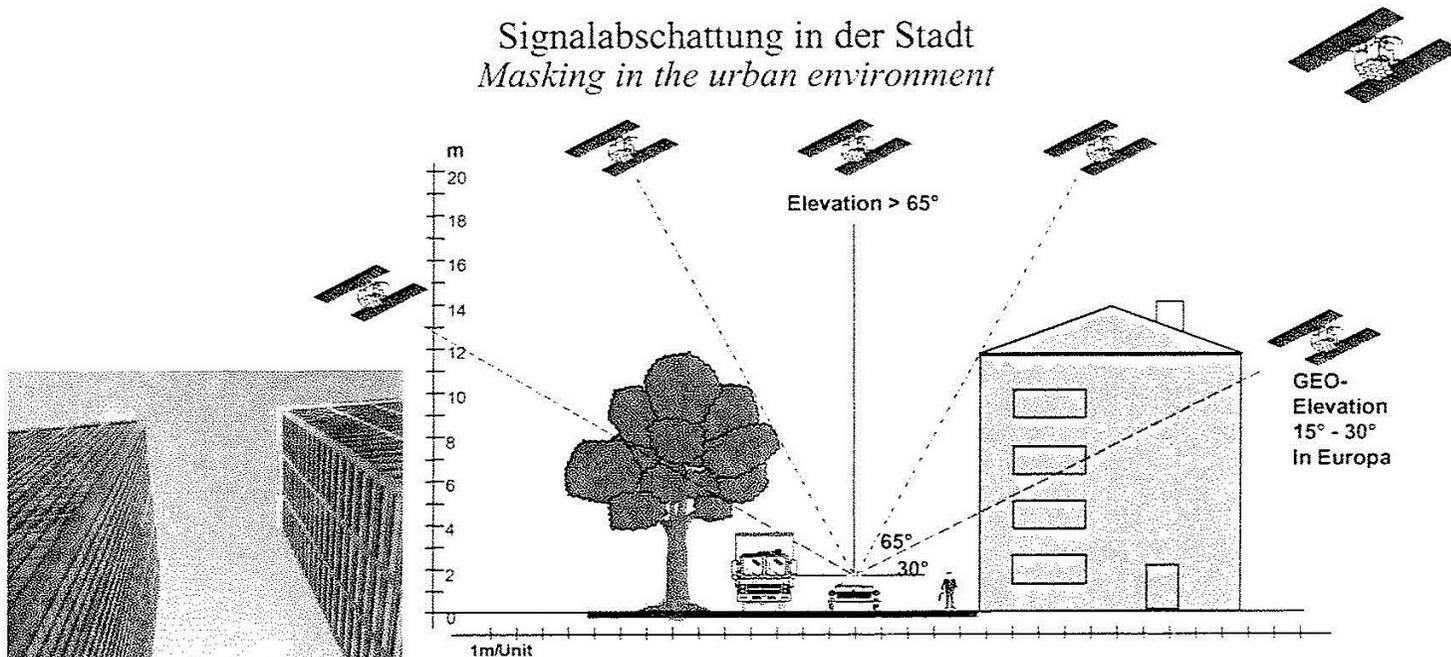
Beispiel: Walker (27,3,1) : 9 Sats/Ebene, Abstand d. Knoten: $360^\circ/3 = 120^\circ$
 Abstand d. Sats: $360^\circ/9 = 45^\circ$: Phasing v. Bahn zu Bahn: $1 \times 360^\circ/27 = 13.3^\circ$

LEO Bahnen für SatCom



Elevationsmasken bei Satelliten

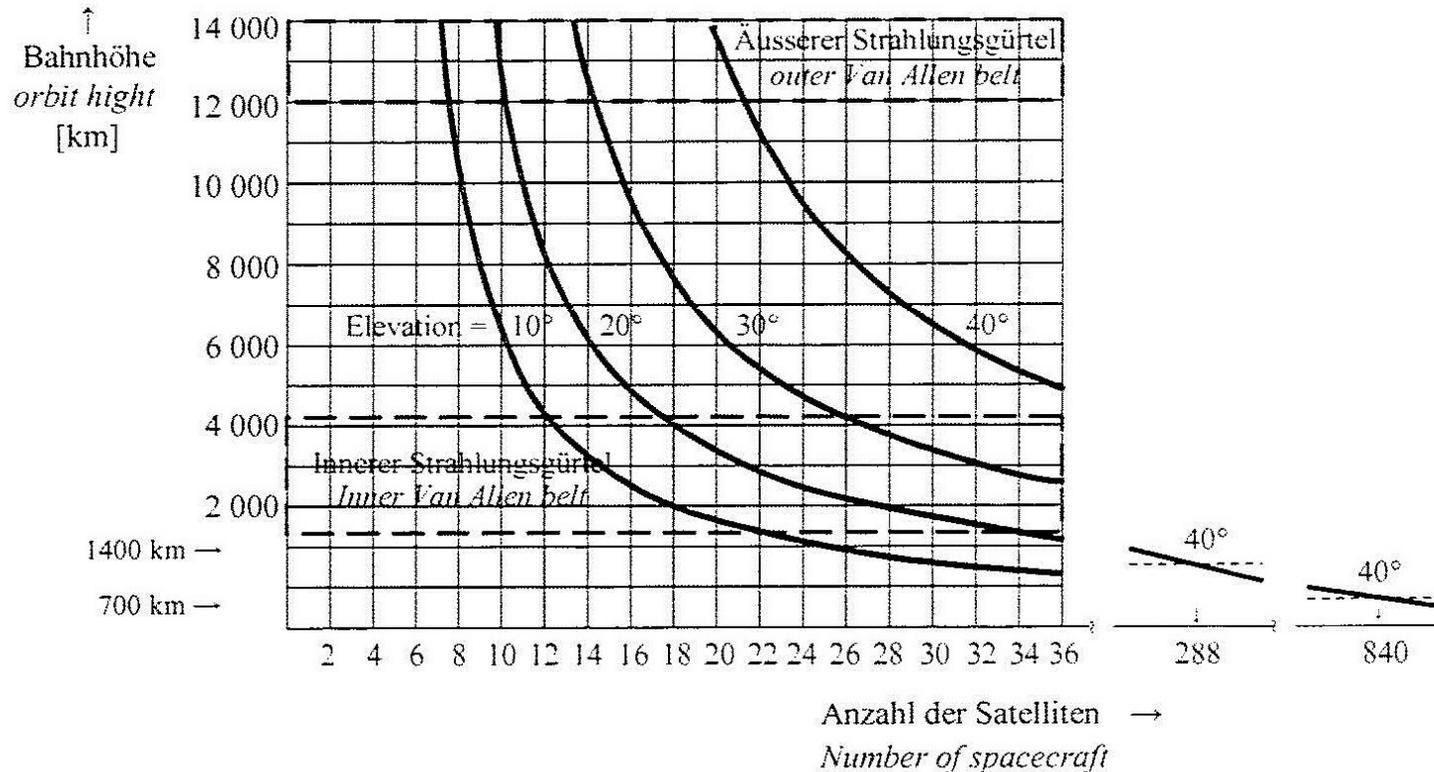
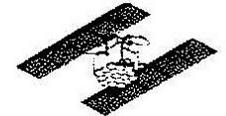
Signalabschattung in der Stadt
Masking in the urban environment



- | | |
|-------------------------|--|
| Elevation im Mobilfunk: | im ruralen Gelände: 5° |
| | im urbanen Gelände: 65° (und keine Sichtgarantie) |
| im Festfunk: | 0° (und Garantie der Sicht bis Kalifornien) |
| im Rundfunk: | 0° terrestrisch; 0° satellitengestützt mit Füllsendern |

Zahl der erforderlichen Satelliten/Bahnhöhe

Die Zahl der Satelliten gegen die Bahnhöhe
Number of satellites in constellation versus orbit height



Beispiele: Iridium und GLOBALSTAR

Walker Star (Polar)

Iridium

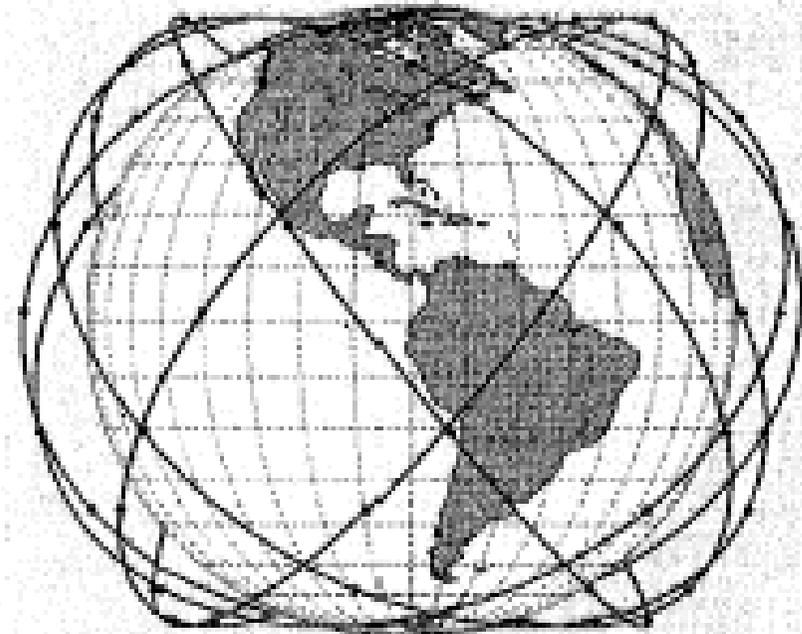
Teledesic



Walker Delta (Inclined)

Globalstar

ICO



MEGA Konstellationen - Allgemeines

- **Motivation:**

- Internet und 5 G via Weltraum
- High Throughput Satellit (HTS): $n \times \text{Gbit/s}$ (20-100)
- Geringere Latenzzeiten als GEO
- Geringere Satelliten- und Launchkosten
 - Kleinsatelliten und Mehrfachlaunch
 - Niedrige Bahn Höhe: 1000 km
- 30 dB Vorteil im der Linkbilanz (kleinere Freiraumdämpfung)
- 11 Vorschläge innerhalb der letzten 5 Jahre

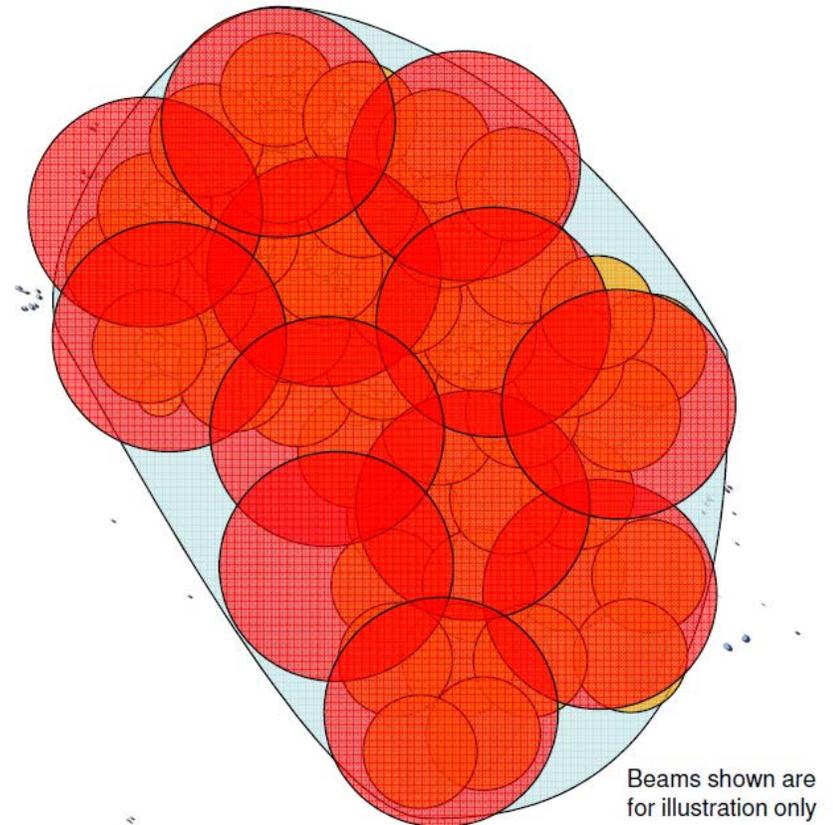
MEGA Konstellationen – Technik Merkmale

- **Mehrfach Launch**



60 Satelliten per Launch (SpaceX)

- **Beam Forming Antenne**



OneWeb – Ku und Ka – Band System

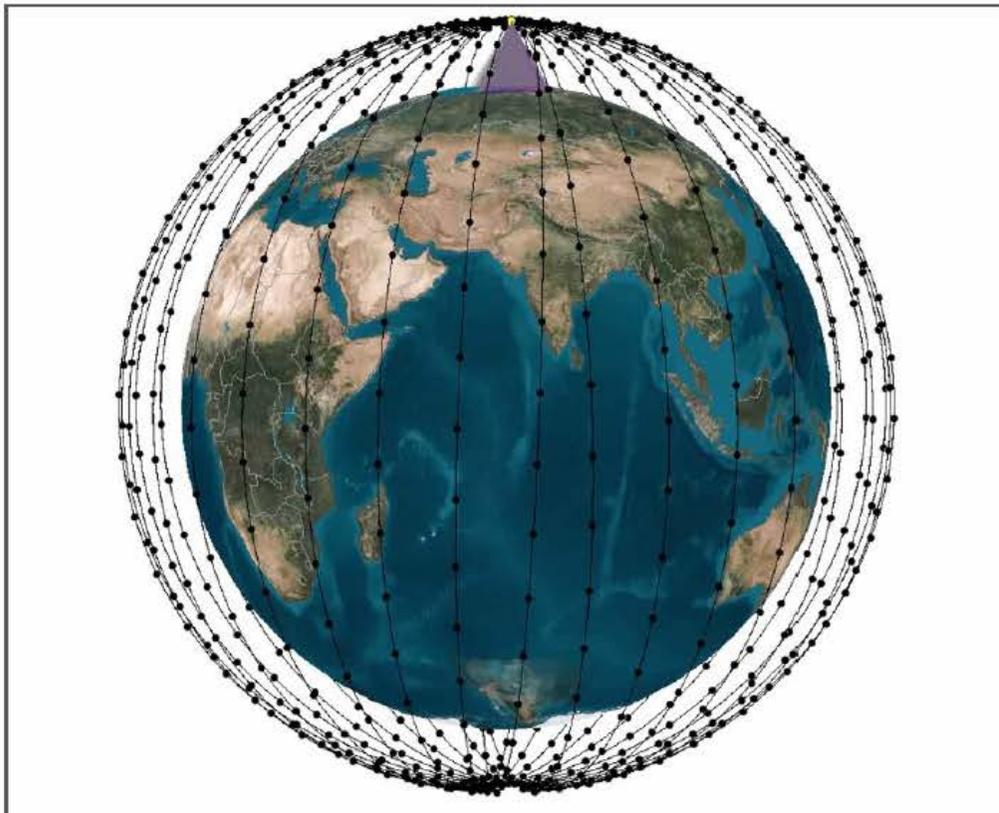


Figure 1.- OneWeb 720 satellites constellation

System characteristics

- 720 satellites in 18 polar planes at 1,200 km @ 86.4° (40 satellites per plane)
- User links @ Ku-band, gateway links @Ka-band
- Bent pipe architecture
- No crosslinks
- Compact satellites 145 kg.
- Target first launch Q4'18, Q1'19 (21 Soyuz rockets)
- Beginning of service 2019

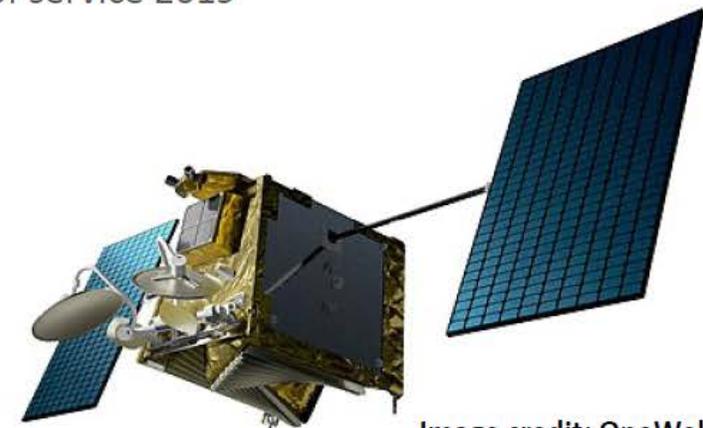


Image credit: OneWeb

SpaceX Ku und Ka – Band System

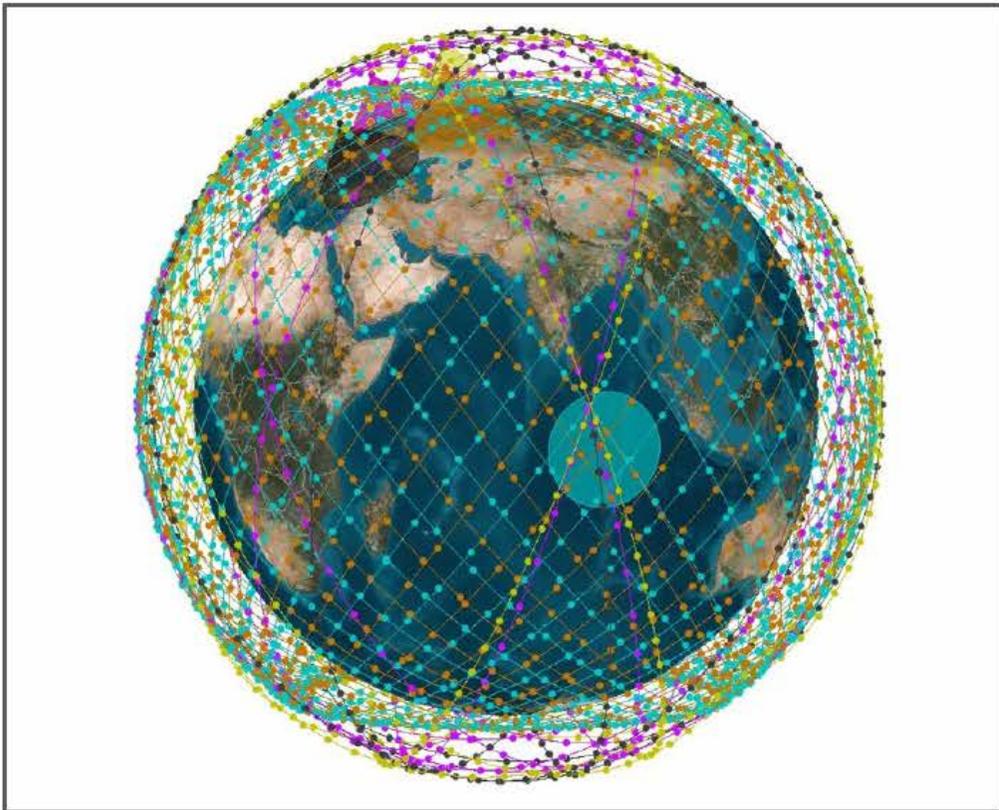


Figure 2.- SpaceX 4,425 satellites constellation

System characteristics

- 4,425 Satellites in 83 planes. Inclined orbits + polar orbits.
- User links @ Ku-band, gateway links @Ka-band
- Optical crosslinks between satellites
- Digital payload with beam steering and shaping capabilities
- Medium size satellites 386 kg, in house designed.
- Target first launch 2019 (~170 Falcon 9 launches for full constellation deployment)
- Beginning of service 2020

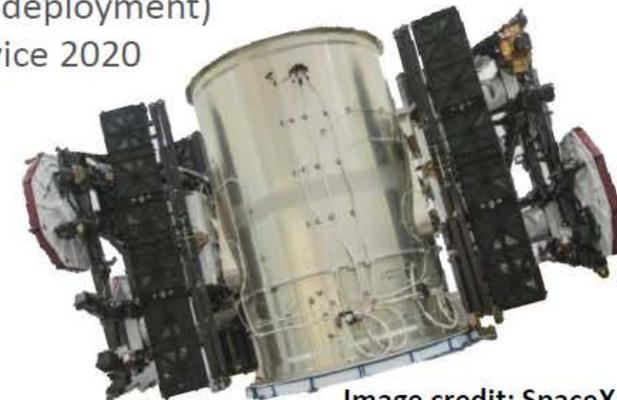
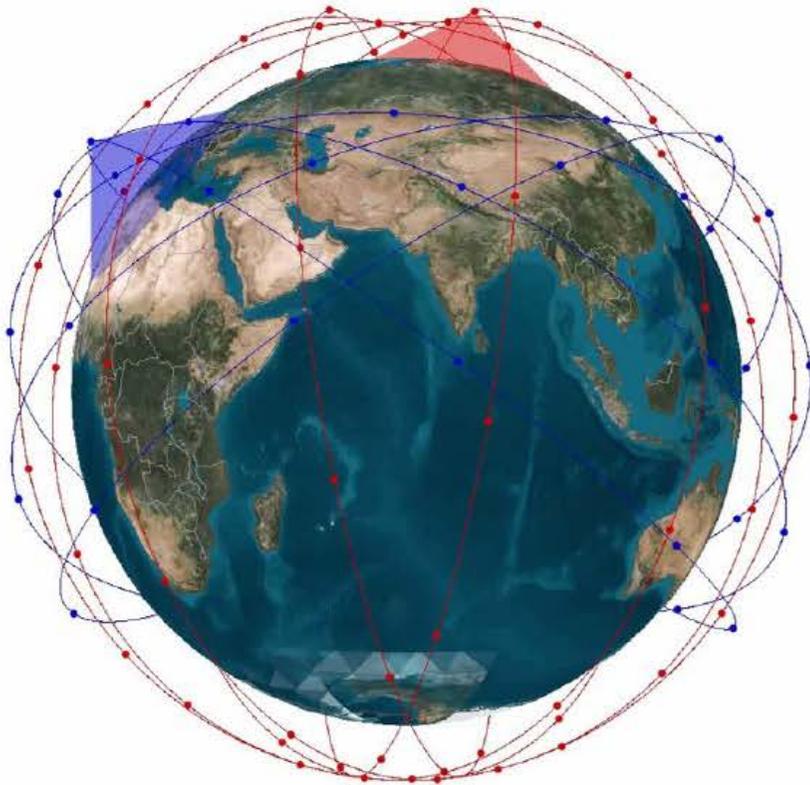


Image credit: SpaceX

Telesat Ka-Band System



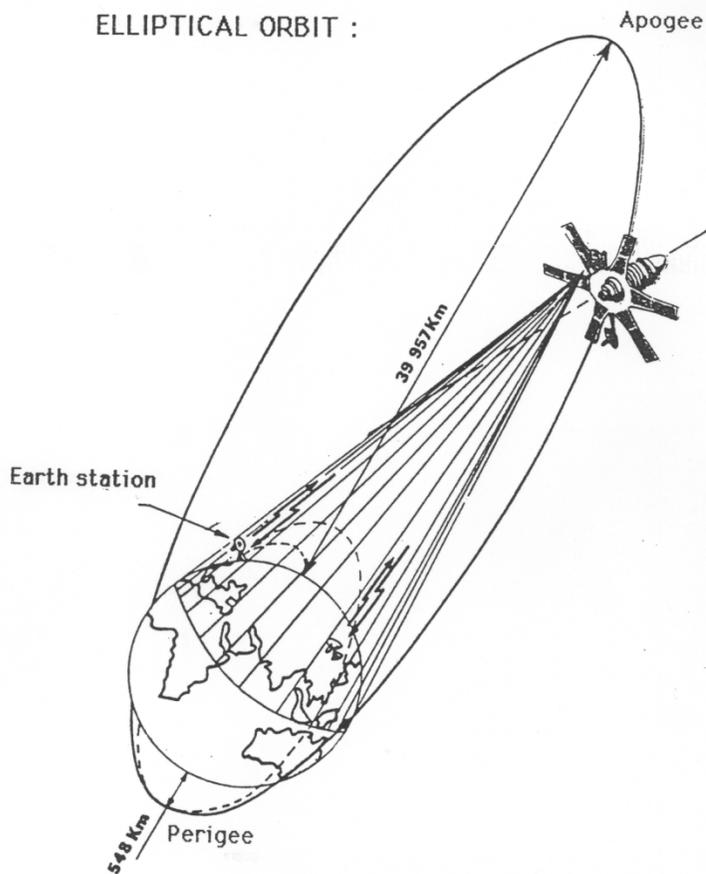
System characteristics

- 117 Satellites in 11 planes:
 - Polar: 6 planes x 12 satellites at 1,000 km @ 99.5°
 - Inclined: 5 planes x 9 satellites at 1,200 km @ 37.4
- User and gateway links @Ka-band
- Optical crosslinks between satellites
- Digital payload:
 - Beamforming: steering and shaping capabilities for at least 16 beams.
 - Demodulation + modulation + IP-Routing
- Launch 2021
- Beginning of service 2022
- External design and manufacturing.

Figure 3.- Telesat 117 satellites constellation

HEO (Tundra und Molniya)

ELLIPTICAL ORBIT :



- **Bahnstabilität:**
 - Stabile Lage Perigäum
 - Stabile Lage Apogäum
- **Bedingung:**

$$\frac{d\omega}{dt} = -J_2 \frac{3nR^2}{2a^2(1-e^2)^2} (1 - 5 \cos^2 i) \equiv 0$$

$$\cos^2 i = \frac{1}{5} \Rightarrow i = 63.4^\circ$$

Raumtransport und Satellitenplattform

- **Besonderheiten von Telekommunikationssatelliten im GEO Orbit:**
 - **Beispiel:** Eutelsat HotBird 10 mit Verwendung des EADS Astrium Satellitenbusses E3000
 - Lineare Abmessungen : 4.0 x 2.4 x 2.9 m³
 - Masse: 4800 – 6000 kg
 - Treibstoff: 750 l
 - Solargenerator: < 15.8 kW (< 11.6 kW Nutzlast)
 - Spannweite Solargenerator: 39.4 m (entfaltet)
 - Lebensdauer: 15 Jahre
 - Antrieb: 10 N Triebwerke
 - Optional: Elektrischer Antrieb

Raumtransport in den GEO

- **Es stellt sich zunächst die Frage, wie man einen sehr schweren Satelliten mit minimalem Treibstoffaufwand in den GEO bekommt**
- **Es gibt drei Möglichkeiten:**
 - Direkter Einschuss in GEO
 - Einschuss in LEO, GTO, Hohmann – Transfer in GEO (z.B. Shuttle)
 - Einschuss direkt in GTO, Hohmann – Transfer in GEO (heute Standard)
- **Randbedingungen:**
 - Man versucht die Anzahl und **Größe** der Δv Manöver klein zu halten
 - Es ist wichtig, dass der Ort des Starts dicht am Erdäquator liegt
 - Kennedy Space Center (KSC), Florida: $\varphi = + 28.5^\circ$
 - ESA Raumfahrtzentrum Guyana, Kourou: $\varphi = + 5.0^\circ$
 - Baikonur, Kasastan, gemietet von GUS: $\varphi = + 46.5^\circ$ (Nachteil)
 - Es sind zusätzliche Manöver zum Abbau der Inklination Δi erforderlich, die viel Treibstoff kosten können

GEO Transfer Orbit (GTO)

- Der GTO ist eine hochelliptische Bahn
- Die Bahnebene sollte parallel zum Erdäquator liegen
- Perigäum: $r_1 = R_e + 180 \text{ km}$ (Höhe über Erde)
- Apogäum: $r_2 = R_e + 35.800 \text{ km}$ (Höhe über Erde)
- Verhältnis: $r_2/r_1 = 6.4 < 11.9$ (gilt als optimal mit zwei Impulsen)
- Exzentrizität der Bahn: $e = (r_2 - r_1)/(r_2 + r_1) = 0.73$
- Freiflugbahn mit einem bzw. wenigen Manövern im Apogäum
- Über den GTO ist es möglich eine Satellitenmasse von rd. 10.000 kg in den GEO zu bringen
- Bei direktem Einschuss (sequentielles Zünden von Raketentufen) nur rd. 3.700 kg möglich

GEO Transfer Bahn (GTO) - Hohmann

- **Annahme: $R_e = 6378$ km**
 $r_1 = 6558$ km & $r_2 = 42000$ km
- **Kreisbahngeschwindigkeiten**

$$v_p^- = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = 7.8 \frac{\text{km}}{\text{s}} \quad \wedge \quad v_A^+ = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} = 3.1 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

- **Übergangsbahn:**

$$v_p^+ = \sqrt{\frac{\mu}{r_1} \frac{2r_2}{r_1+r_2}} = 10.2 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

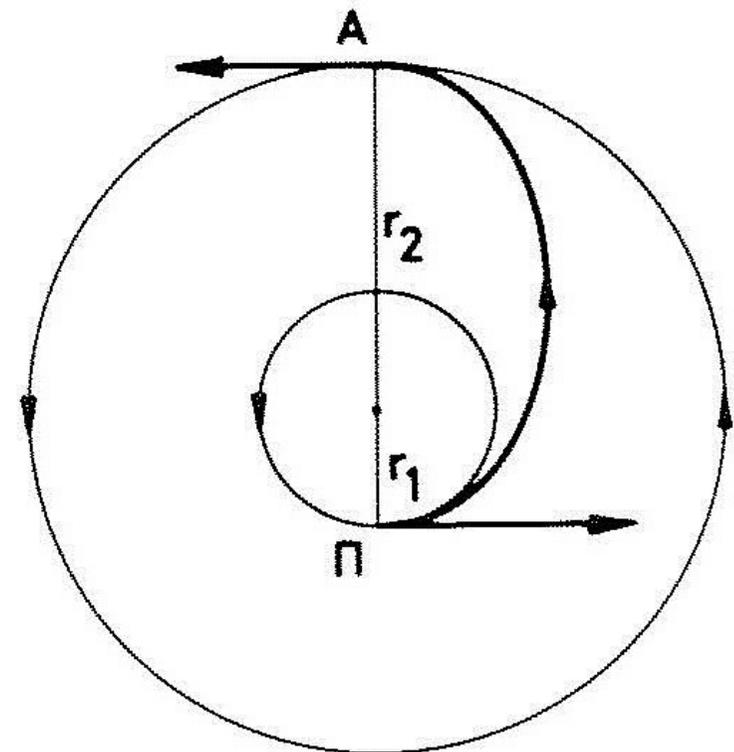
$$v_A^- = \sqrt{\frac{\mu}{r_2} \frac{2r_1}{r_1+r_2}} = 1.6 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

- **Aufzuwendendes Δv :**
 $\Delta v = (v_p^+ - v_p^-) + (v_A^+ - v_A^-) = 3.9 \frac{\text{km}}{\text{s}}$
- **Manöver im Apogäum zum Abbau des Δi :**

$$\Delta v \approx 2V \sin \frac{\Delta i}{2}$$

Skizze :

Elementarer Hohmann Übergang



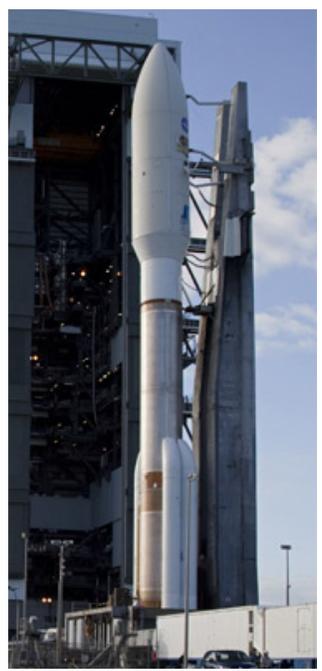
Transportsysteme für große GEO Plattformen

Ariane 5ES



GTO: 8000 kg
Kosten: 220 M€

Atlas V



GTO: > 5000 kg
Kosten: 125 M€

Delta IV



GTO: 12.900 kg
Kosten: 220 M€

Proton



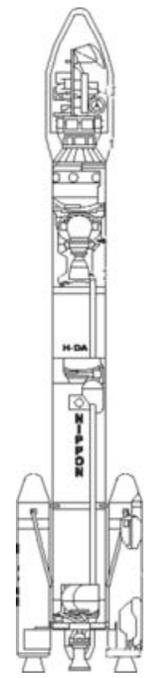
GTO: 12.900 kg
Kosten: 85 M€

Long March 3 C



GTO: 3700 kg
Kosten: ? M€

H2-A



GTO: 5800 kg
Kosten: ? M€

Ariane 6

Ariane 6 Configuration

2 configurations

- Ariane A62** (2 boosters) ⇒ 5.0t GTO
500t lift-off mass
800t thrust at lift-off
- Ariane A64** (4 boosters) ⇒ 10.5t GTO
900t lift-off mass
1500t thrust at lift-off

Common booster with Vega-C first stage
35 per year

External View Labels:

- 62m (Total height)
- 5.40m (Fairing diameter)

Cutaway View Labels:

- Fairing: 20m height
- Dual launch system SYLDA Ø 4.5m usable
- Upper stage "ULPM": 30t LOX-LH2
- Vinci re-ignitable engine: 18t thrust
- Lower stage "LLPM": 150t LOX-LH2
- 2/4 solid rocket boosters "ESR": 142t propellant – single segment, 350t thrust
- Vulcain 2.1 engine: 137t thrust

Configuration Diagrams:

- A64 (4 boosters)
- A62 (2 boosters)
- Cesa Vega-C (1 booster)

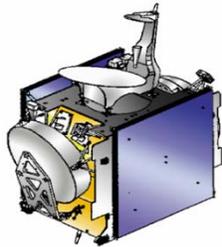
Alle Zahlen launieren. Es darf ohne vorherige schriftliche Genehmigung Dritten nicht zugänglich gemacht werden. Bitte weist, darf nicht weitergegeben werden.
Alle Zahlen launieren mindig/SAG/Ordnung. Alle Rechte vorbehalten.

Der Kommunikationssatellit - Aufbau

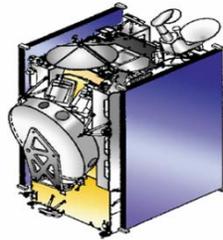
- **Servicemodul:** Versorgungsmodul das die Funktion des GEO bereit stellt :
 - Struktur (primäre und sekundäre Struktur)
 - Solargenerator: GaAs Zellen
 - Akkumulatoren: Stromversorgung in Eklipse (72 Minuten)
 - Antriebssystem und Treibstofftanks (Bahn- und Lageregelung)
 - OBDH (On-board Prozessor und Data Handling)
- **Nutzlast:** Missionsspezifisches **Kommunikationsmodul**
 - Re-peater Sub-System und Transponder
 - Transponieren der Frequenz., Filterung, Verstärkung, Bündelung, Vermittlung der Signale
 - Kommunikationsantennen (Up-Link, Down-Link)
- **Missionsdauer: 15 Jahre**

Grosse Plattformen für Kommunikation - Europa

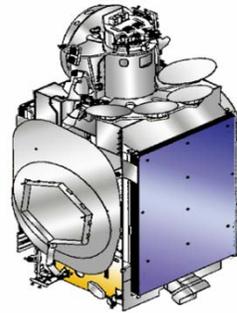
Thales
Linie



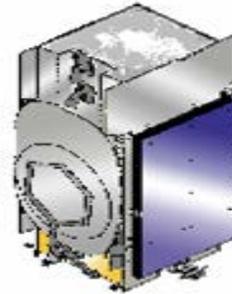
SB 3000B2



SB 3000B3

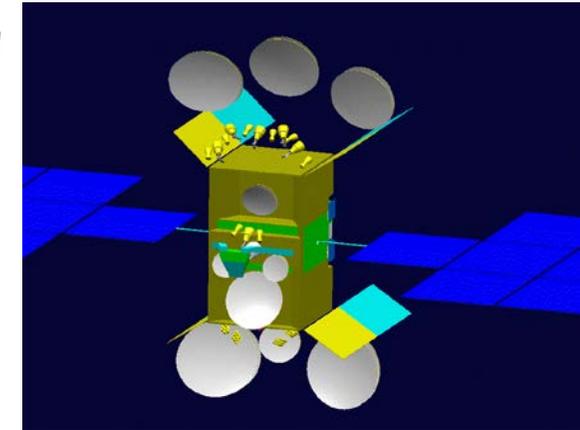


SB 3000B3S

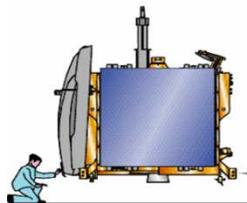


SB 4100

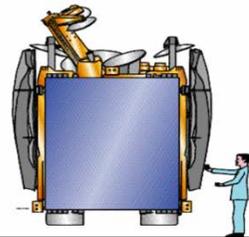
Alfabus:
ESA/Thales/EADS



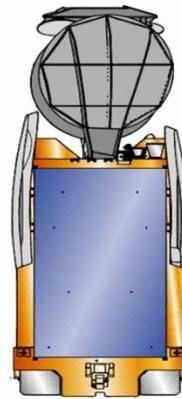
EADS
Astrium
Linie



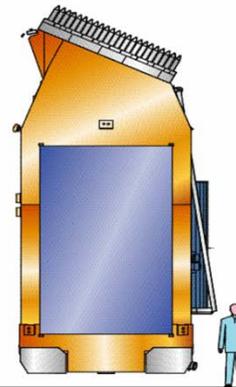
EUROSTAR 2000
(NILESAT)



EUROSTAR 2000+
(ASTRA 2-B)

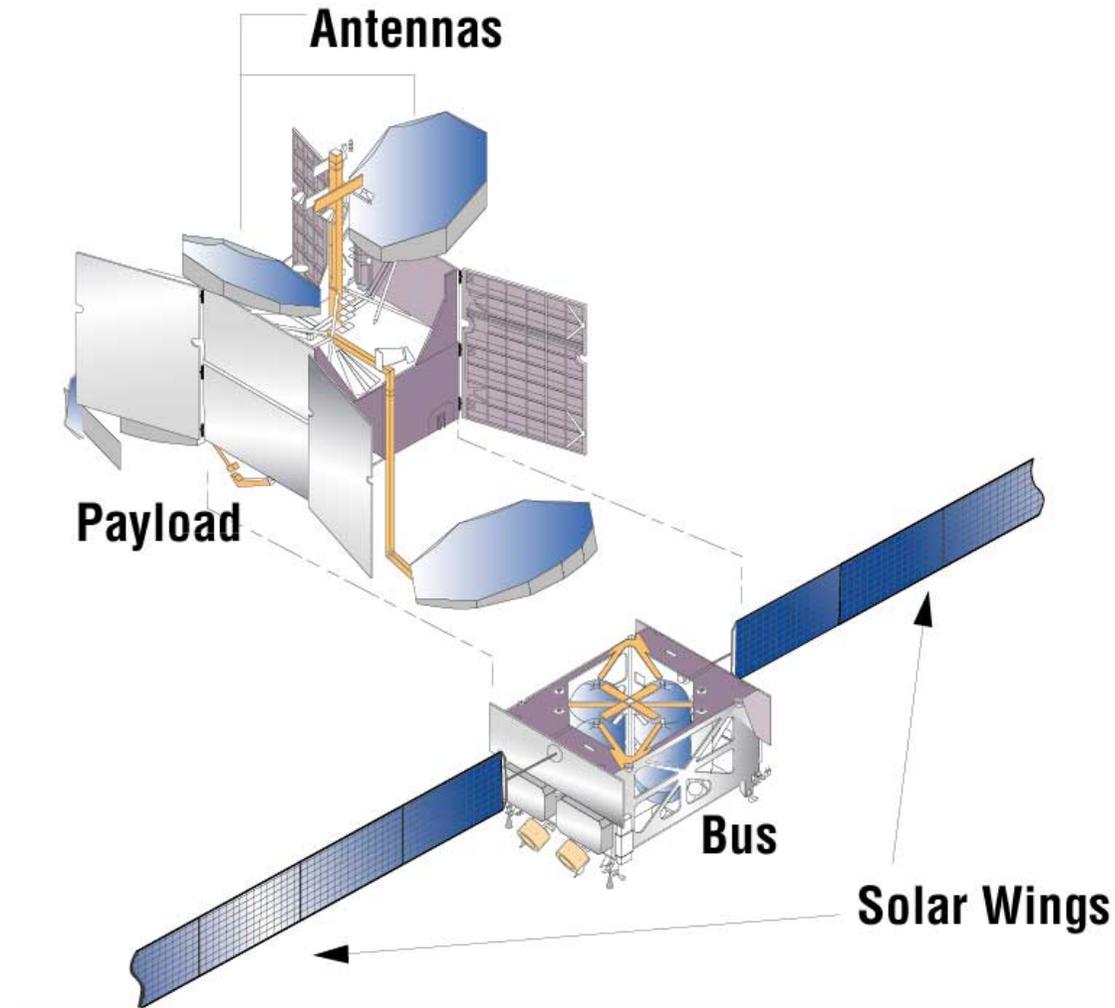


EUROSTAR 3000
(INTELSAT X)

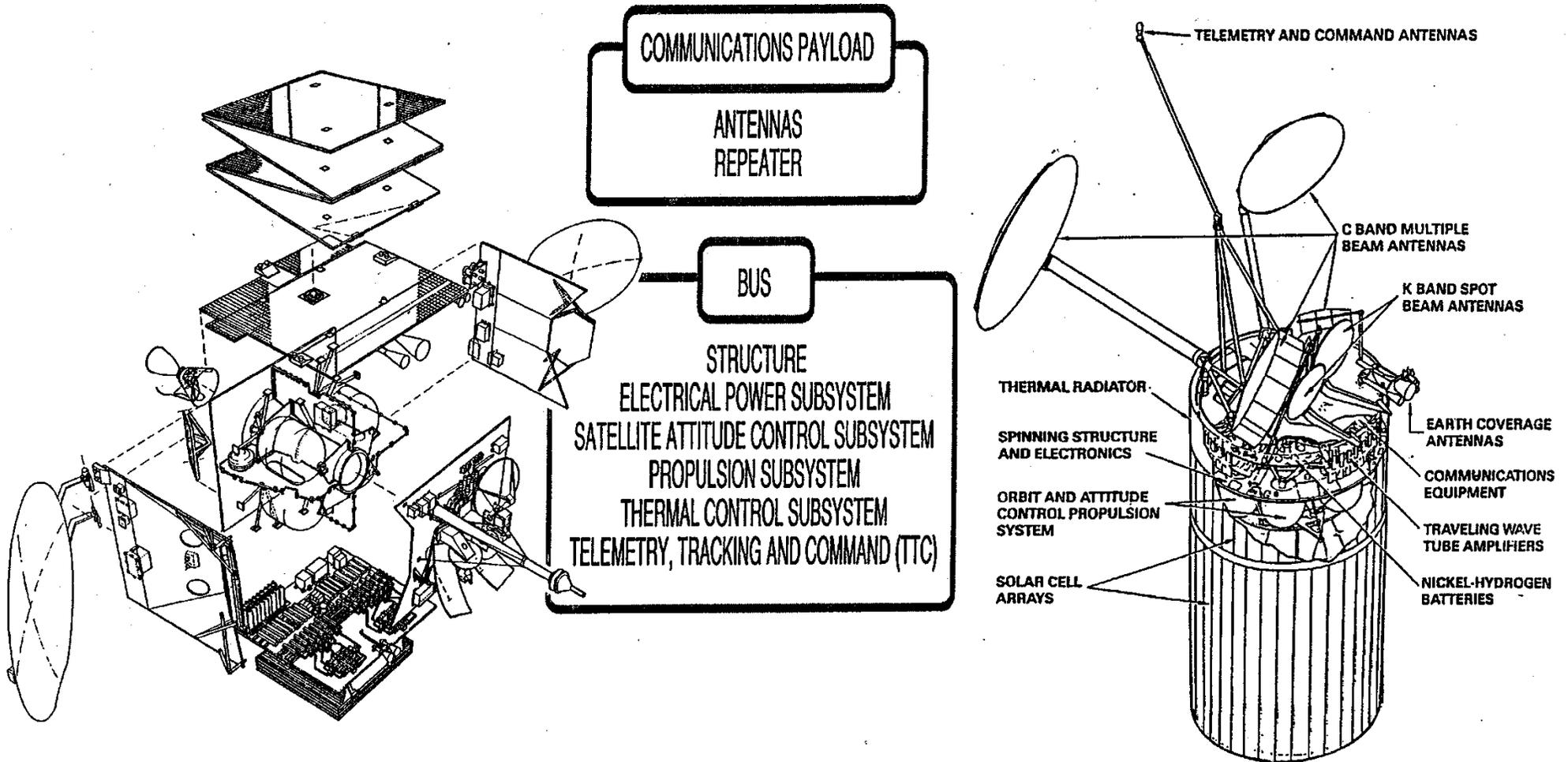


EUROSTAR 3000
(INMARSAT I-4)

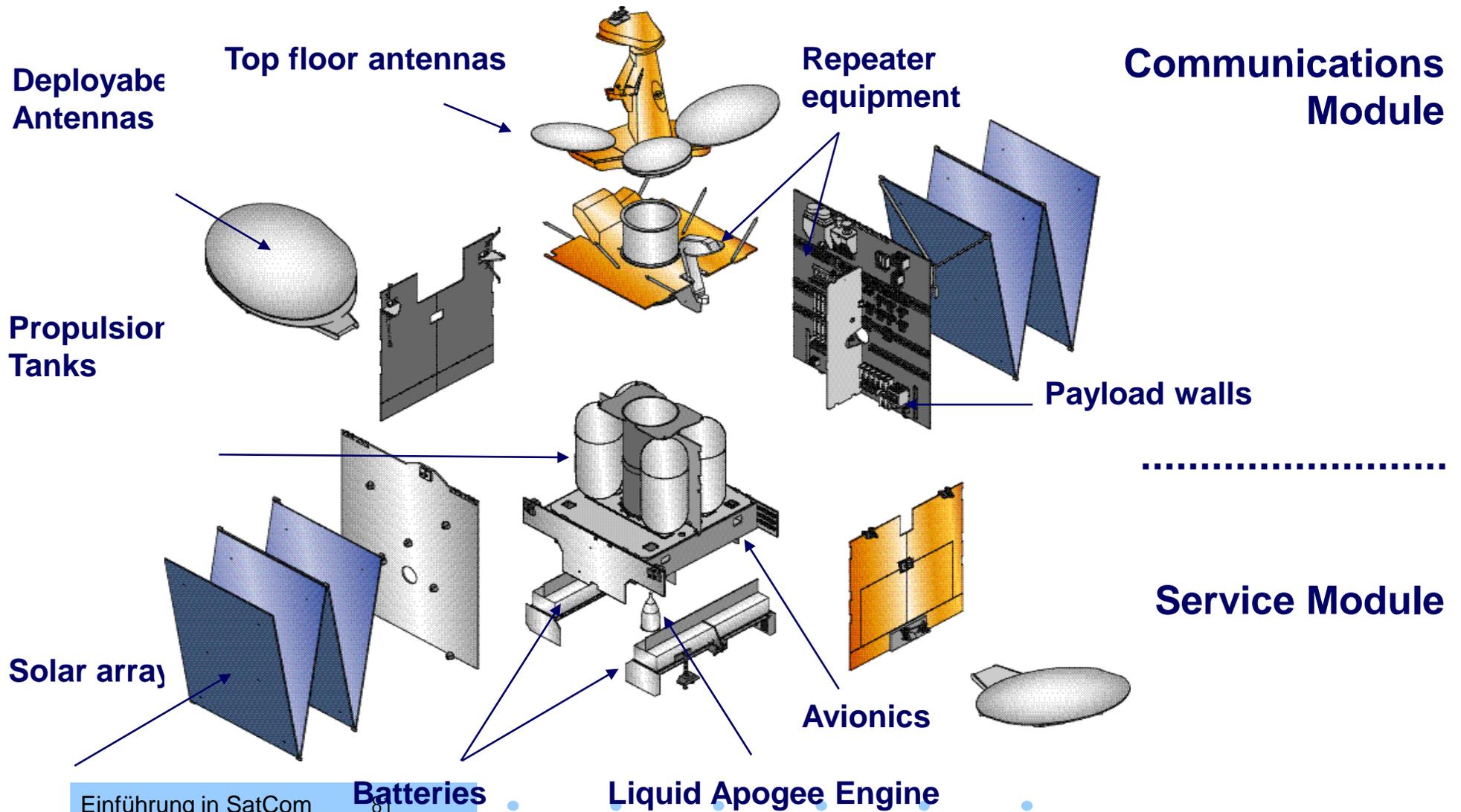
Boeing 702 - USA



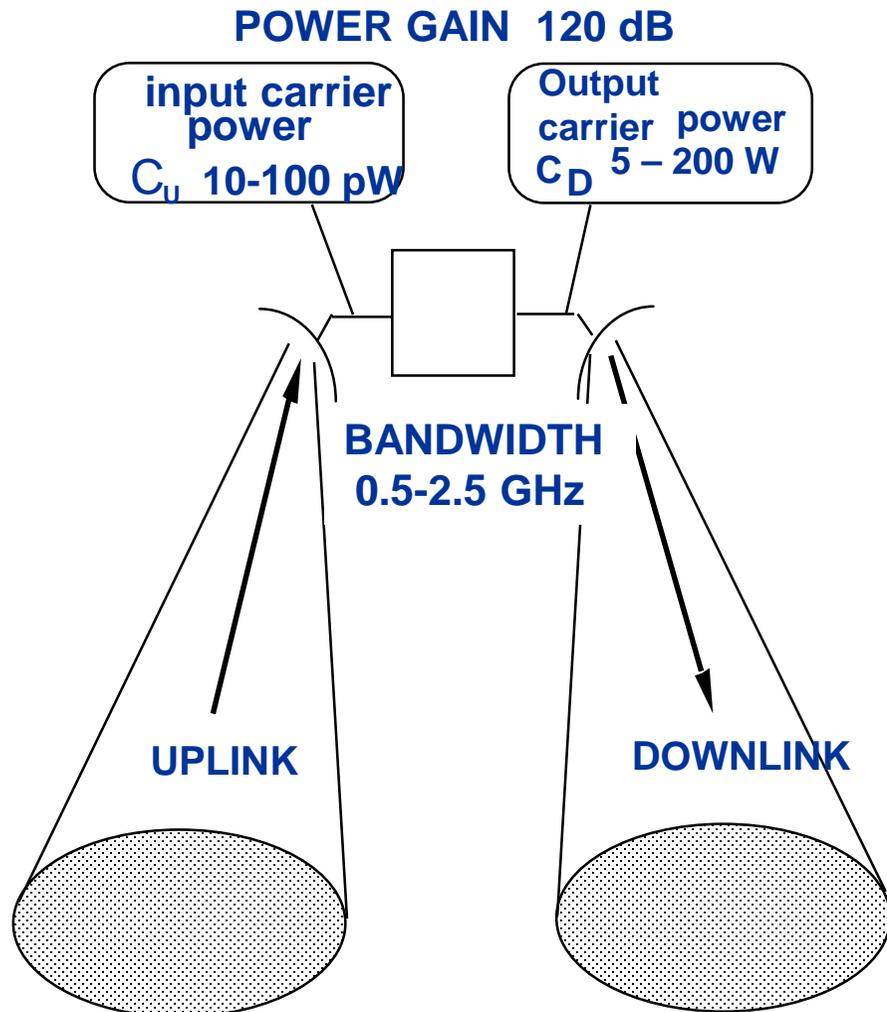
Communication Satellite Architecture



Aufbau eines Kommunikationssatelliten



Grundlegende Funktionen der Nutzlast



EMPFANGEN:

- ▶ Mikrowellen Träger von einer vordefinierten Zone auf der Erde

VERSTÄRKEN:

- ▶ der RF Trägersignale

UMWANDELN:

- ▶ von Up – Link zu Down - Link

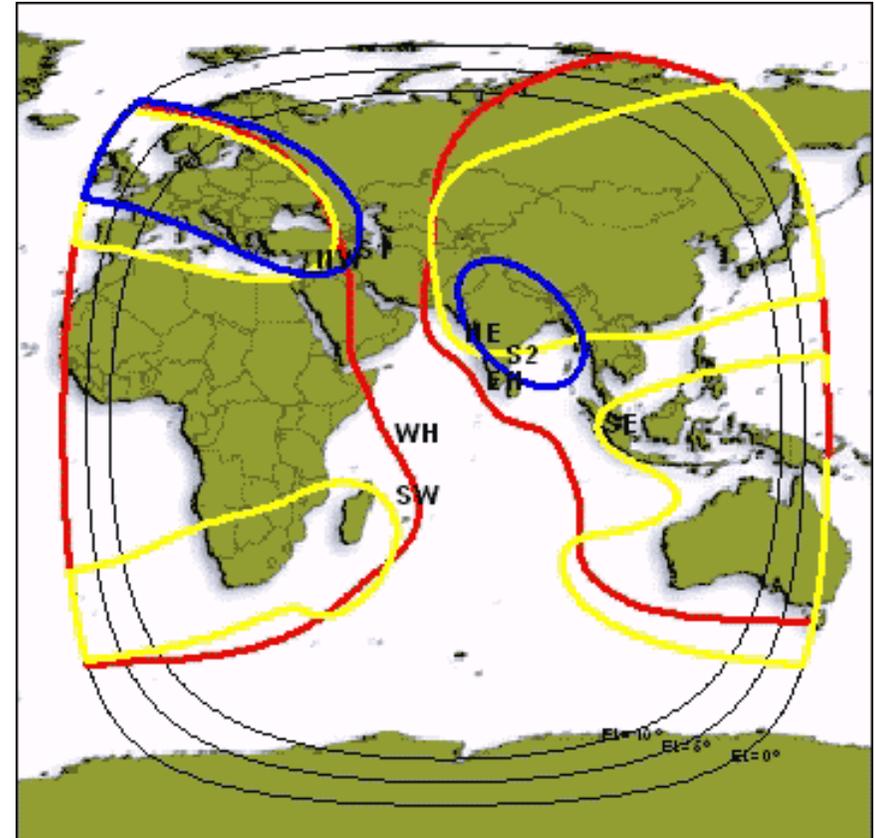
SENDEN:

- ▶ Der Mikrowellen Träger in eine vordefinierte Zone auf der Erde

Antennen für Telekommunikationssatelliten

Optionen für Antennen:

- Globale Abdeckung
- Zonale Abdeckung
- „Spot Beam“ Abdeckung
- Alle **drei** Abdeckungen werden auf modernen GEO's miteinander kombiniert



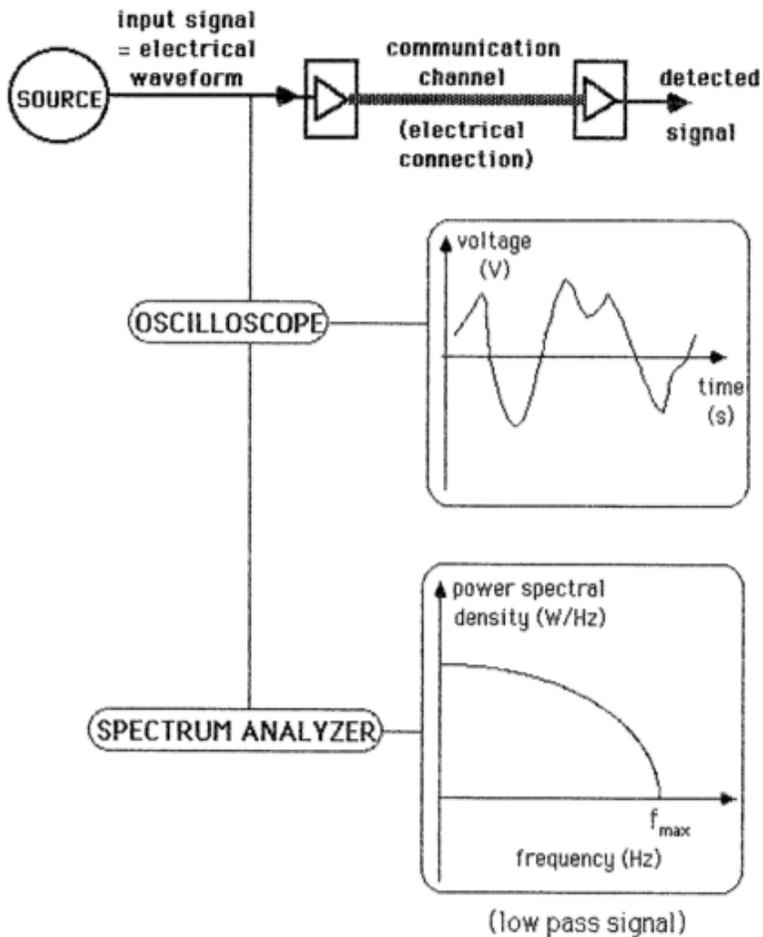
INTELSAT Indian Ocean Region (IOR) Abdeckung

Grundlagen der Telekommunikation

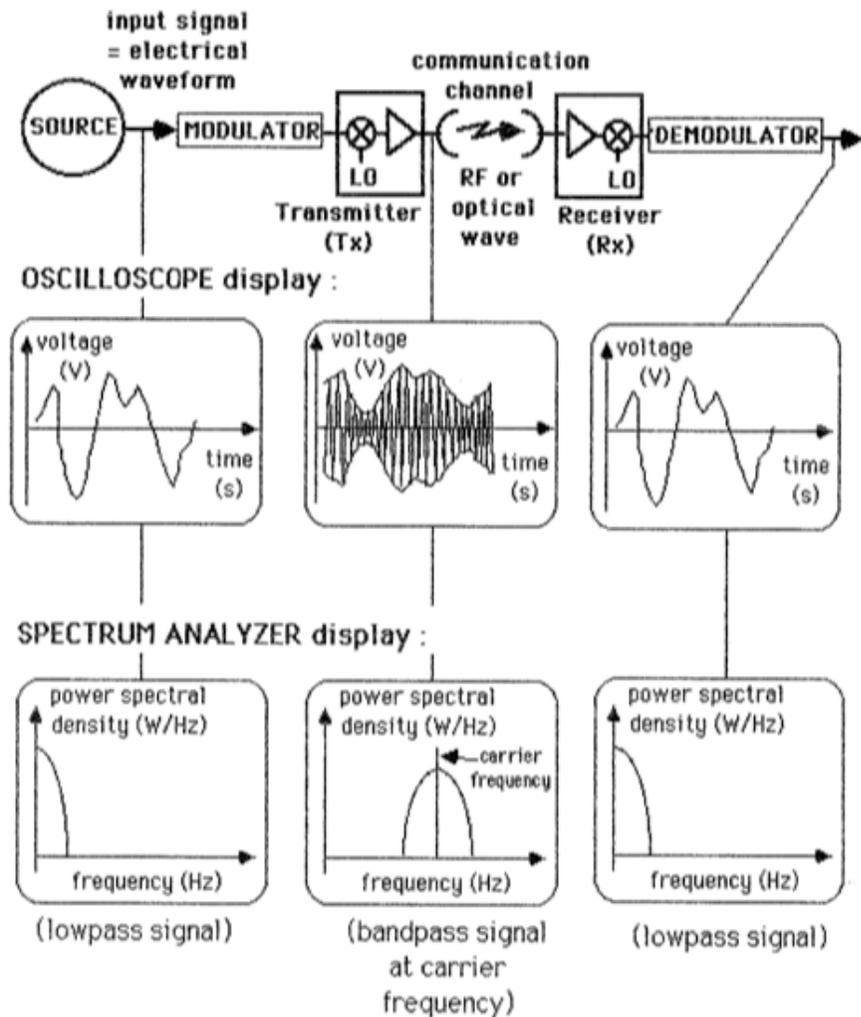
- **Frequenzen & Frequenzbänder**
- **Allgemeine Grundlagen**
- **Streckenbilanz (Link – Budget)**
- **Kanalkapazität**
- **Digitale Kommunikation**
- **Bitfehlerwahrscheinlichkeiten**

Basisband versus RF Übertragung

- **Basisband Übertragung**



- **RF Übertragung (Modulation)**



Frequenzen

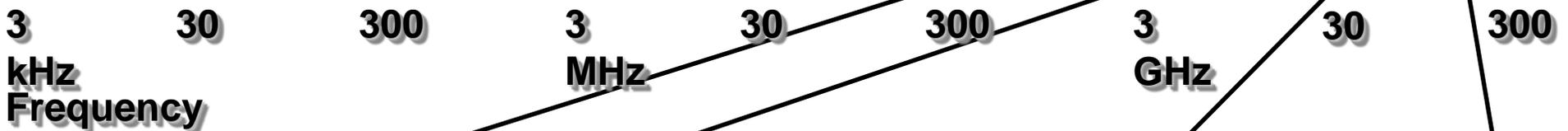
Frequenzen und Spektrum elektromagnetischer Wellen :

Frequenzband	Frequenzbereich [MHz]	Wellenlängenbereich [cm]
P	225... 390	133 ...76,9
L	390... 1550	77 ...20
S	1550... 5200	20 ... 5,8
C	3900... 6200	11,8... 7,3
X	5200...10900	5,8... 2,5
K	10900...36000	2,5... 0,8
KU	15350...17250	1,9... 1,7
KA	33000...36000	0,9... 0,8
Q	36000...46000	0,8... 0,6
V	46000...56000	0,6... 0,5

Frequenzbänder und Benennungen

Frequency Bands

Wavelength



Radar Frequency Bands

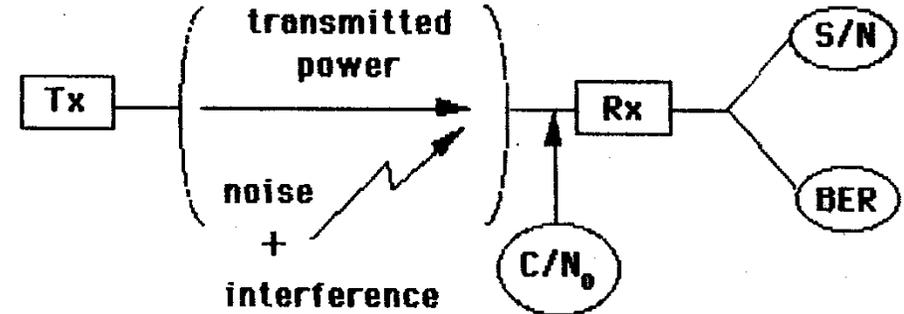


Frequency [GHz]

Streckenbilanz – Link Bilanz 1

- **RF Link Qualität**
 - C/N_0 am Empfängereingang Rx
 - C Leistung des Trägers [W]
 - N_0 Rauschleistung [W/Hz]
- **User Link Qualität**
 - BER (Bit Error Rate) oder Bit Fehler Wahrscheinlichkeit
 - BER hängt ab von
 - $(C/N_0)_T$ selbst
 - Bitrate R_b
 - Modulationsverfahren
 - Kodierungsverfahren
 - Vorhandene Interferenzen

- **Systemdiagramm:**



Streckenbilanz – Link Bilanz 2

- **Formel:**



The diagram shows three boxes: 'EIRP (W)', 'Raumdämpfung', and 'Empfangsgüte [K⁻¹]'. Lines connect 'EIRP (W)' to the first part of the formula, 'Raumdämpfung' to the second part, and 'Empfangsgüte [K⁻¹]' to the third part. The formula itself is enclosed in a blue box.

$$C / N_0 = (P_T G_T) (1 / L) (G / T) (1 / k)$$

- C/N_0 ... Verhältnis von Leistung im Träger zur Rauschleistung
- P_T ... Sendeleistung (Satellit)
- G_T ... Gewinn der Sendeantenne
- $1/L$... Freiraumdämpfung bzw. Raumdämpfung
- G ... Gewinn der Empfangsantenne
- T ... Rauschtemperatur bzw. Systemrauschteperatur
- k ... Boltzmann Konstante = $1.3806505 \cdot 10^{-23}$ J/K

Freiraumdämpfung - Funkfelddispersion

- **Funkfelddispersion**

- $L = (4 \pi R / \lambda)^2$

- **Weitere Dämpfungseffekte**

- $D_{ges} = AD + \overline{(RD + WD)^2} + SZ^2$ [dB]

- AD ... Trockene Atmosphäre

- RD ... Regendämpfung

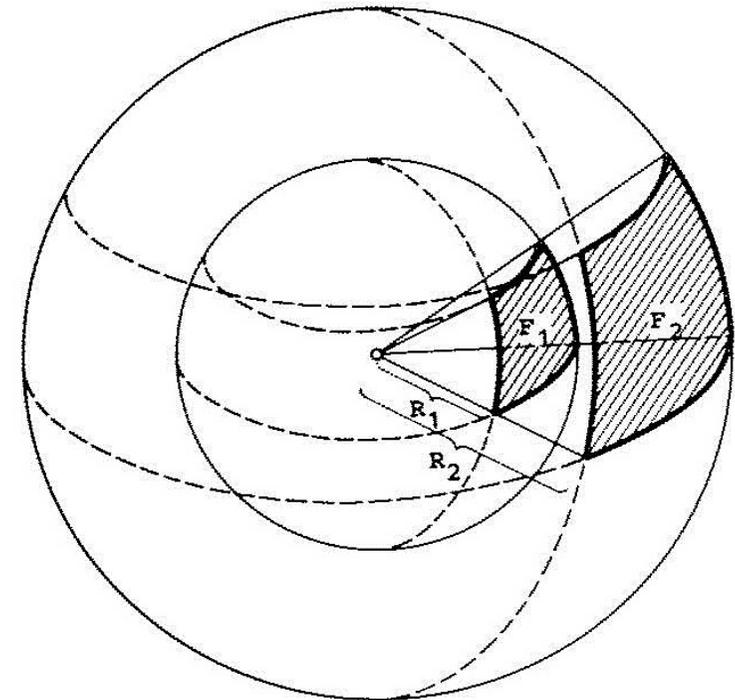
- WD ... Wolkendämpfung

- SZ Szintillationen

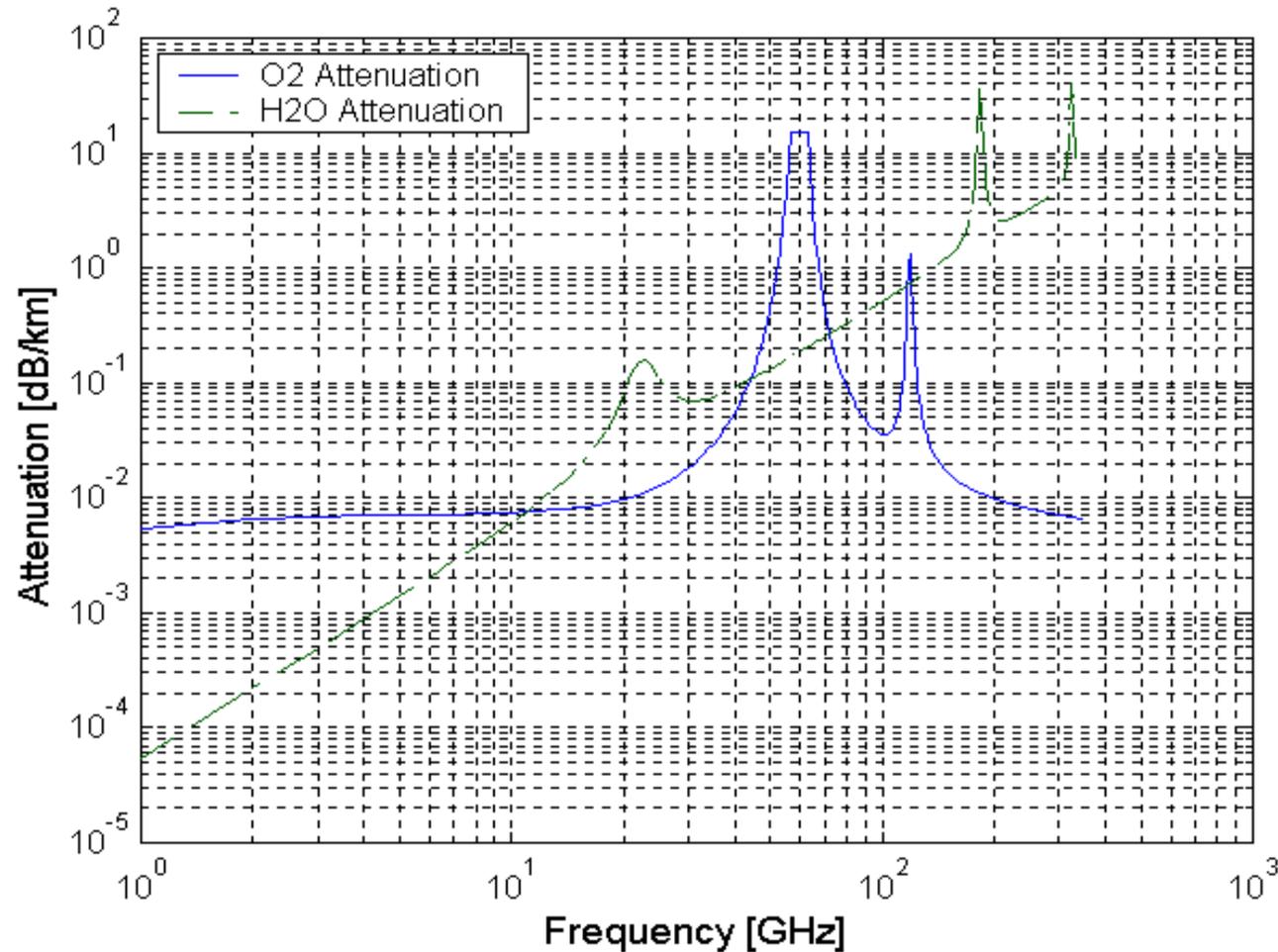
für $f < 100$ GHz : $WD \rightarrow 0$

für $f > 2$ GHz : $SZ \rightarrow 0$

$$D_{ges} = AD + RD$$

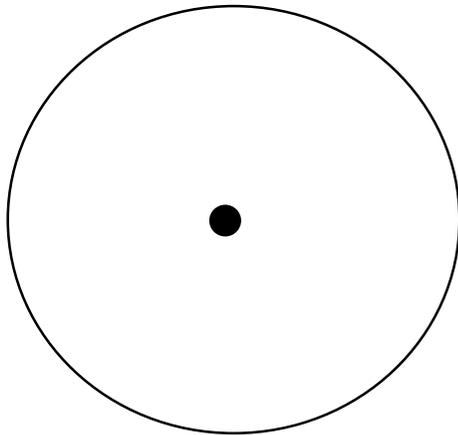


Atmosphärische Dämpfung O₂ & H₂O



Antennengewinn G - Konzept

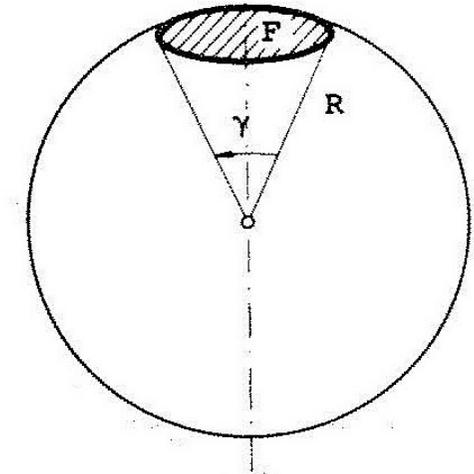
- **Kugelstrahler**



- **Raumwinkel:**

$$\Omega = 4 \pi$$

- **Bündelung**



$$\Omega = \frac{F}{R^2}$$

$$F = 2 \pi R^2 \int_0^{\gamma/2} \sin \frac{\gamma}{2} d\gamma = 2 \pi R^2 \left(1 - \cos \frac{\gamma}{2}\right)$$

Berechnung des Antennengewinns:

- Richtfaktor : $D = 4 \pi / \Omega$
- Antennengewinn: $G = \eta D$ (η ... Antennenwirkungsfaktor < 1)

Thermisches Rauschen

- **Thermische Rauschquellen generieren statistische Störsignale**
- **Inneres Rauschen (Bauelemente) : T_i**
 - Rauschen von Widerständen
 - Rauschen von Transistoren und Dioden
- **Äußeres Rauschen (Antenne): T_a**
 - Rauschen von Erde (Umgebung)
 - Rauschen von Sonne und Mond
 - Atmosphärisches und galaktisches Hintergrundrauschen
- **Mathematische Beschreibung**
 - Effektive (System-) Rauschtemperatur und -leistung
$$T = T_i + T_a [^{\circ}\text{K}] \quad \text{bzw.} \quad N = k (T_i + T_a) B [\text{Watt}]$$

Formel:

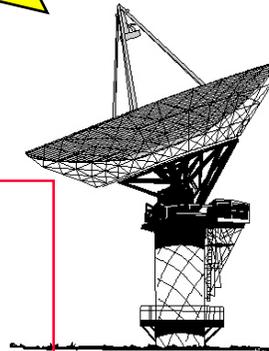
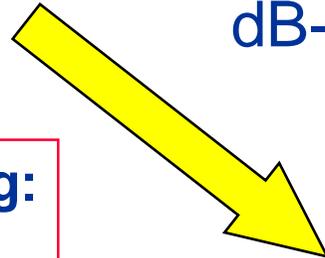
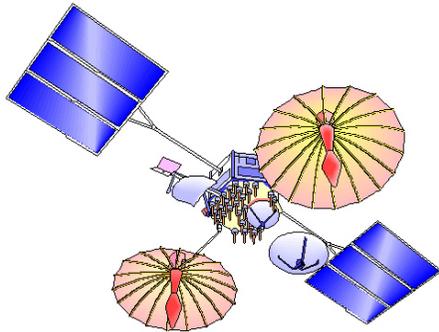
$$N = k T B [W]$$

Beispiel: Link – Bilanz (vereinfacht)

Sendeleistung: $P_T = 10$ dBW
 Antennen Gewinn: $G_T = 45$ dB
 $EIRP = 10 \log_{10}(P_T G_T) = 55$ dBW

$$[C/N_o] = EIRP - L + G_R/T + 1/k$$

dB-Hz dB-x = 10 log₁₀(x)



Freiraumdämpfung:
 $L = 200$ dB

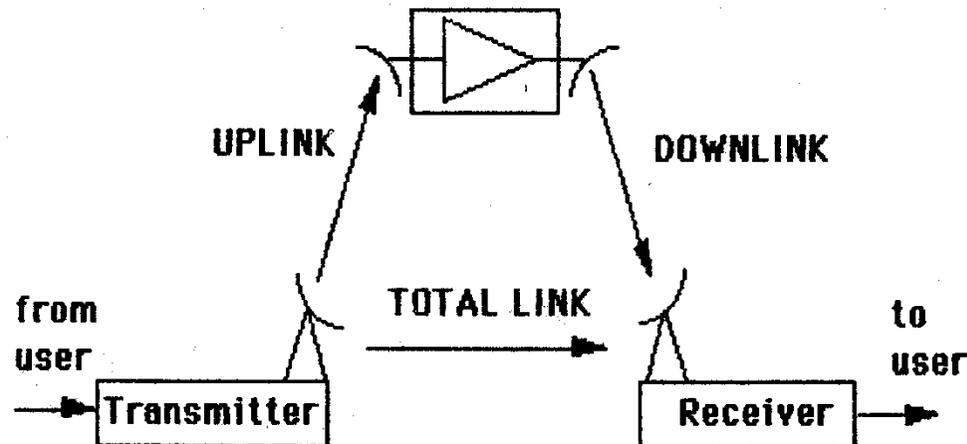
Empfangene Leistung:
 $C = EIRP - L + G_R$
 $= -115$ dB-W = 3.16 pW

Rauschleistung: $N_o = k T$
 $= -223.6 + 23 = -200.6$ dB-Hz

Antennengewinn: $G_R = 30$ dB
 System-Rausch-Temperatur:
 $T = 200$ °K = 23 dB - °K

$C/N_o = 85.6$ dB-Hz = $3.63 \cdot 10^8$ Hz

Gesamtbetrachtung einer Link-Bilanz



Gesamtbilanz einer Strecke :

- RF – Up-Link Budget
- RF – Down - Link Budget
- Transponder Nicht – Linearitäten: Intermodulationsprodukte / Interferenzen
- Up - Link und Down - Link Interferenzen

Gesamte Link - Bilanz mit Intermodulation & Interferenz

Intermodulation

- Nicht – lineare Kennlinien der Verstärker: Bodenstation und Satellit (Hauptproblem)
- Mehrfrequenzoperation resultiert in Intermodulationsprodukten
- Intermodulation beeinflusst die modulierten Trägerfrequenzen

Quellen der Interferenz

- Intra-System Interferenz (Mehrfachnutzung von Frequenzen, Filter,..)
- Inter-System Interferenz (Satellitensysteme, die im gleichen Frequenzband arbeiten)
- Terrestrische Funkssysteme (Mikrowellen)

$$(C/N_0)_T^{-1} = (C/N_0)_U^{-1} + (C/N_0)_D^{-1} + (C/N_0)_{IM}^{-1} + (C/N_0)_I^{-1}$$

Was ist Intermodulation ?

- Verstärker besitzen „nicht – lineare“ Kennlinie

$$u_A = a_1 u_E + a_2 u_E^2 + a_3 u_E^3 + \dots$$

- Mehrfrequenzsystem (u_A ... Ausgang, u_E ... Eingang)

$$u_E = \cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t + \cos \omega_3 t + \dots \cos \omega_n t$$

$$u_A = a_1 \sum_{k=1}^n \cos \omega_k t + a_2 \left(\sum_{k=1}^n \cos \omega_k t \right)^2 + a_3 \left(\sum_{k=1}^n \cos \omega_k t \right)^3 + \dots$$

- Es entsteht eine Vielzahl von Summen- und Differenzfrequenzen, aufgrund der trigonometrischen Formeln, z.B.:

$$\cos \alpha \cos \beta \cos \gamma = \frac{1}{4} [\cos(\alpha + \beta - \gamma) + \cos(-\alpha + \beta + \gamma) + \cos(\alpha - \beta + \gamma) + \cos(\alpha + \beta + \gamma)]$$

Verwendete Modulationsarten in SatCom

Dienst	Anwendungen	Modulationsart
Fixes Satellite Service (große Antennen bis VSATs: Thermisches Rauschen)	Fernsehen, analoge Telephonie im Multiplex, SCPC (Single Carrier per Channel): Digitale Daten:	FM BPSK und QPSK
Direct Broadcast Service (kleine Antennen, einfache Demodulation)	a) Fernsehprogramme - Analoges Basisband - Digitales Basisband a) Direktes Radio	FM QPSK QPSK, m-PSK
Mobile Satellite Service (Hohe spektrale Effizienz, minimale Komplexität in Terminals: Schifffahrt, Land, Luft)	a) Telephonie (analog) b) Telephonie (digital) c) Digitale Daten	FM O -QPSK O -QPSK

Modulationsarten - Übersicht

- Kontinuierliche elektromagnetische Wellen (CW) übertragen außer des Phasen- und Frequenzzusammenhanges zunächst keinerlei Information
- Zusatzinformationen (Sprache, Daten, Codes für Streckenmessungen) müssen dem Träger aufmoduliert werden.
 - Amplitudenmodulation
 - Frequenzmodulation
 - Phasenmodulation

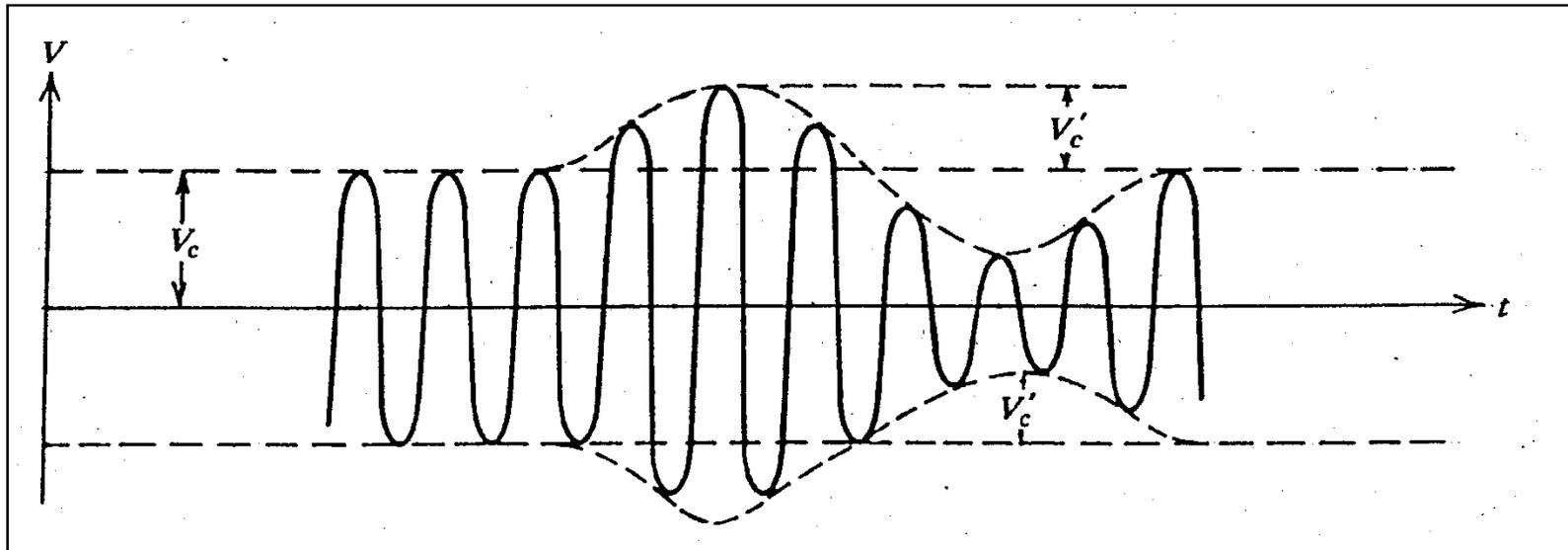
Amplitudenmodulation

Amplitudenmodulation

$$A = [A_0 + \Delta x(t)] \cos \omega t$$

$\Delta x(t)$: Amplitudensignal

ω : Trägerfrequenz



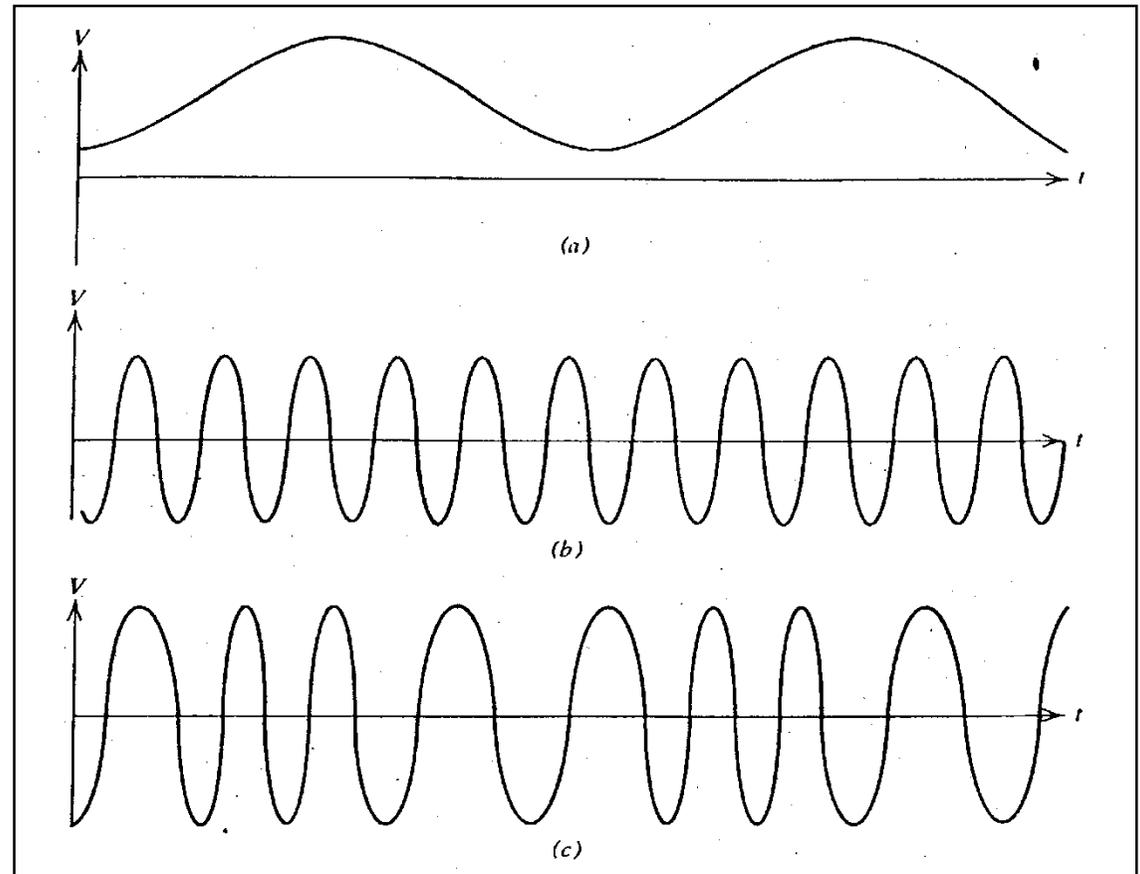
Frequenzmodulation

Frequenzmodulation

$$A(t) = A_0 \cos[(\omega + \Delta x(t))t]$$

$\Delta x(t)$: Frequenzsignal

ω : Trägerfrequenz

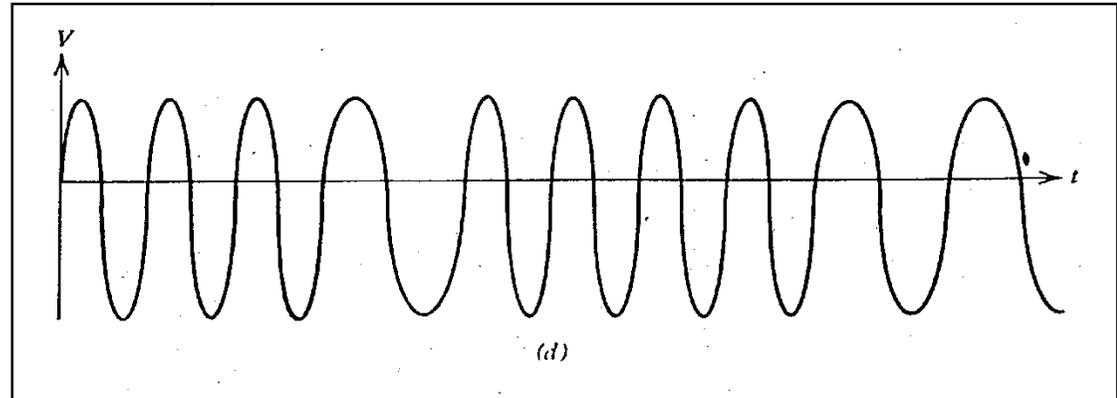


Phasenmodulation

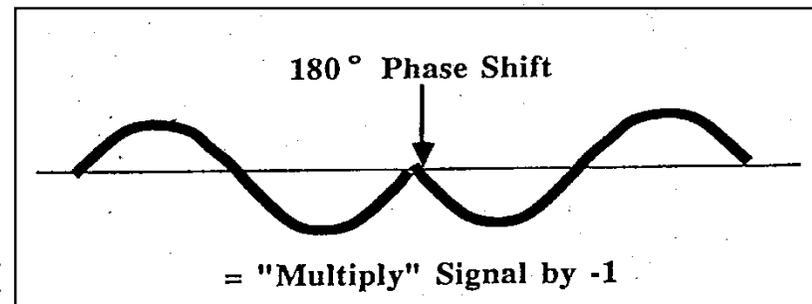
Phasenmodulation

$$A(t) = A_0 \cos[\omega t + \Delta x(t)]$$

$\Delta x(t)$: Phasensignal



Bsp.: Digitale Phasenmodulation:

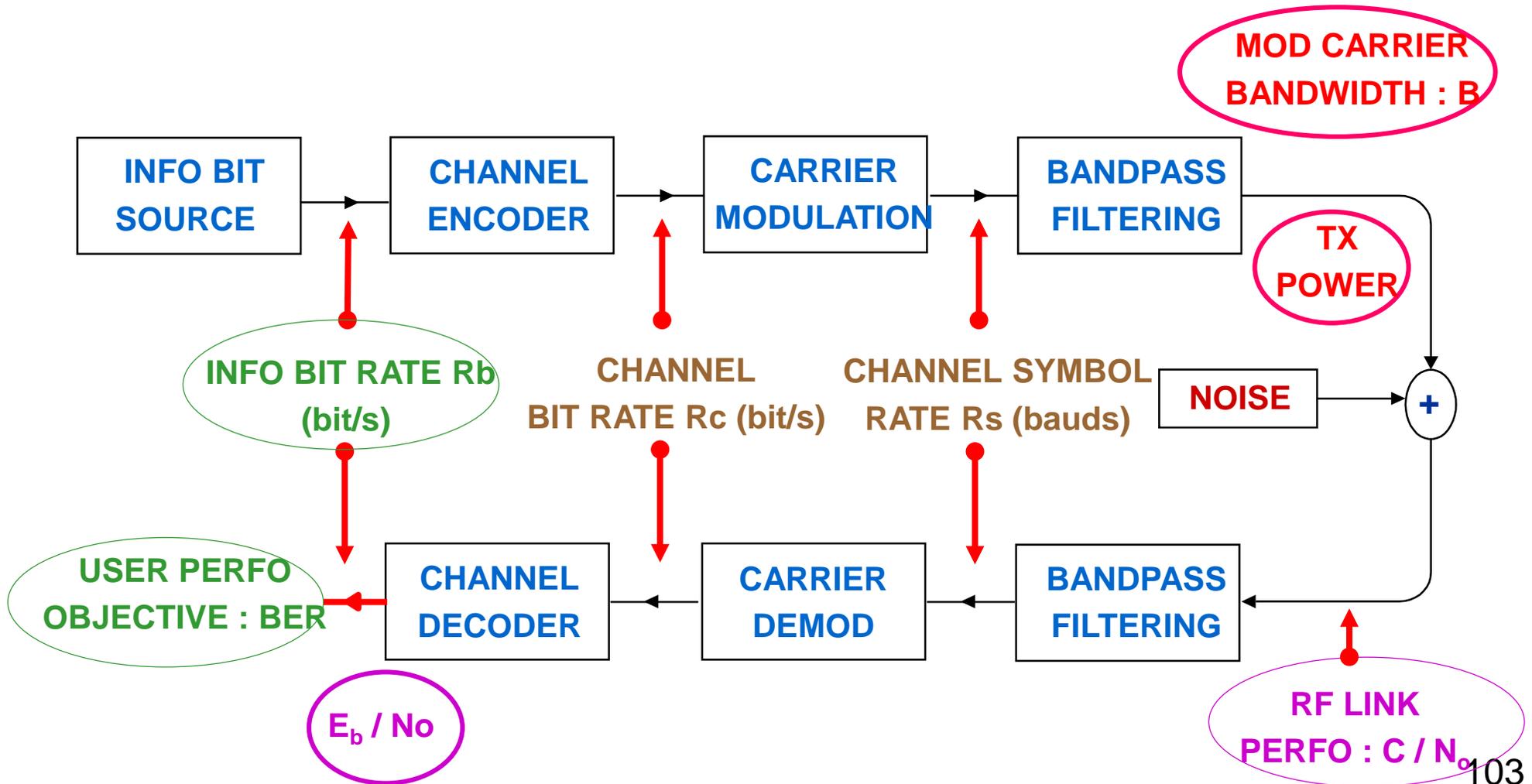


Anmerkung:

- Frequenz und Phase sind miteinander verwandt

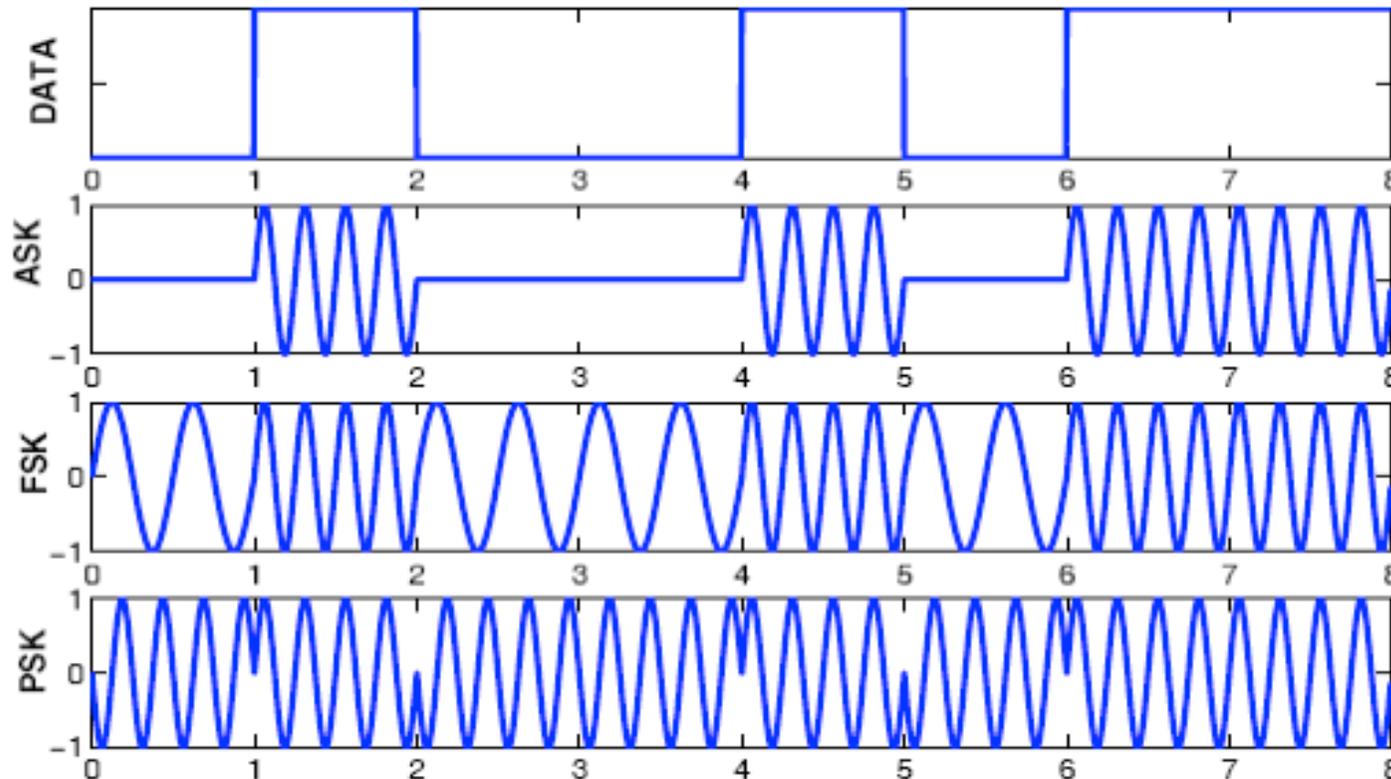
- $\Delta x(t) = \int \Delta \omega dt$ oder $\Delta \dot{x} = \Delta \omega$

Kanalmodell der Digitalen Kommunikation



Digital Modulation: AMPL, FREQ, PHASE

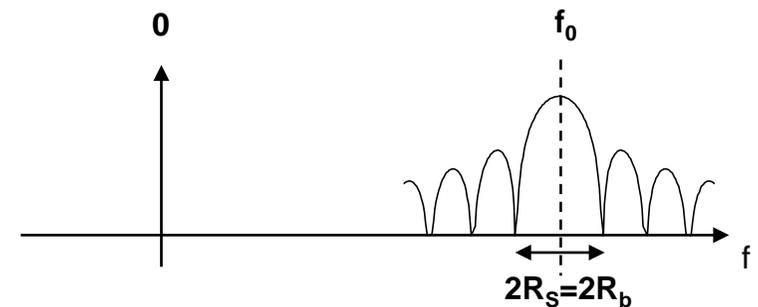
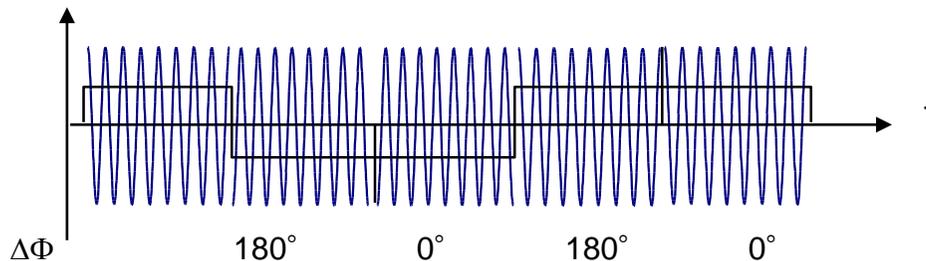
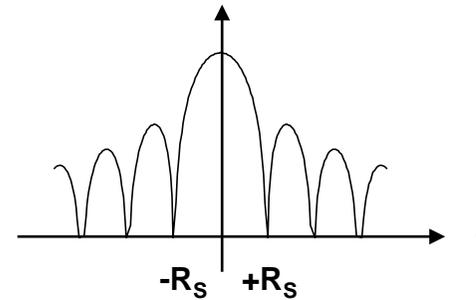
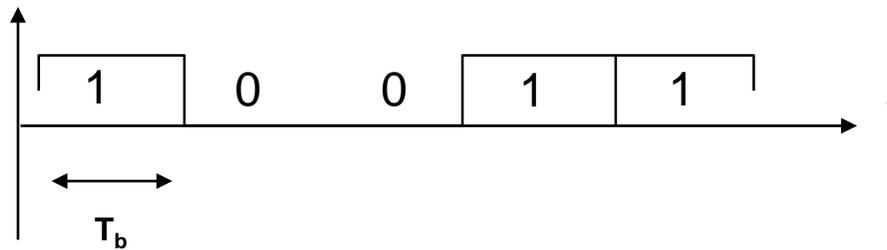
- **Modulation : Bitwertigkeiten und Effekt im Trägersignal: Amplitude, Frequenz, Phase)**



BPSK Modulation

- **BPSK (Binary Phase Shift Keying)**

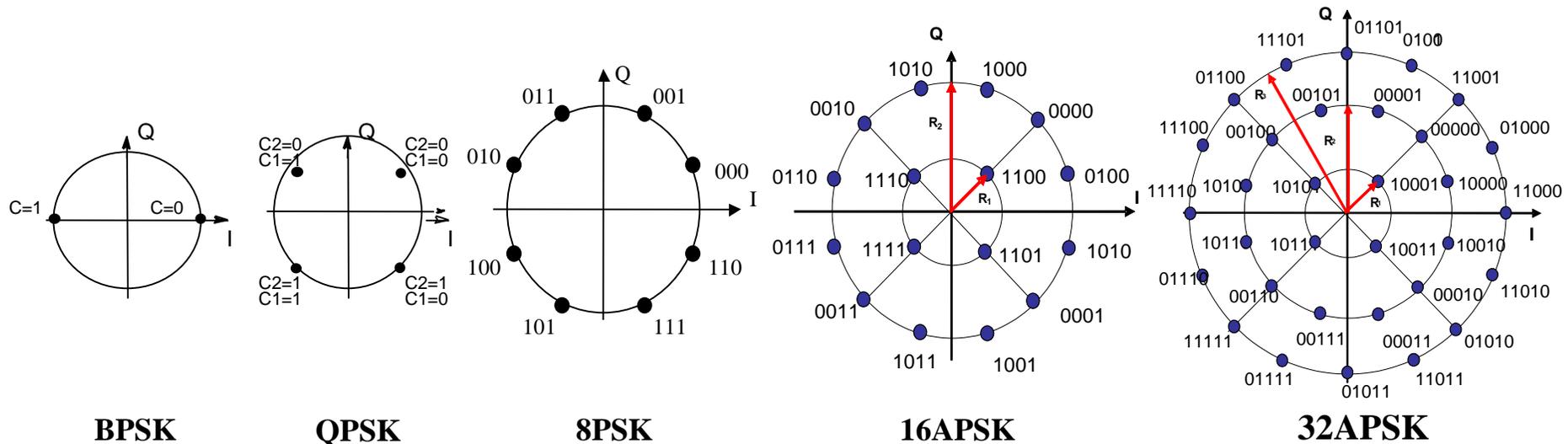
Basis - Band



Modulierter Träger

Mehrstufige Phasenmodulation (MPSK): Abbildung Bits \rightarrow Symbole

- Abbildung Bits – auf - Symbole : Zu übertragende Bits (Rate R_b) werden in k - Tupel gruppiert & in Kanalsymbole (Symbol Rate R_s) abgebildet



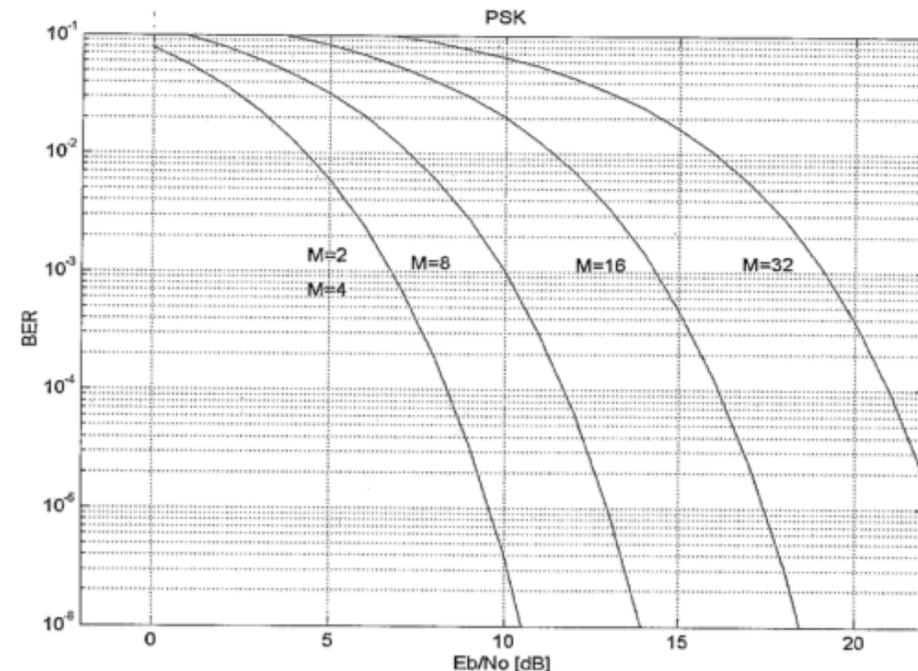
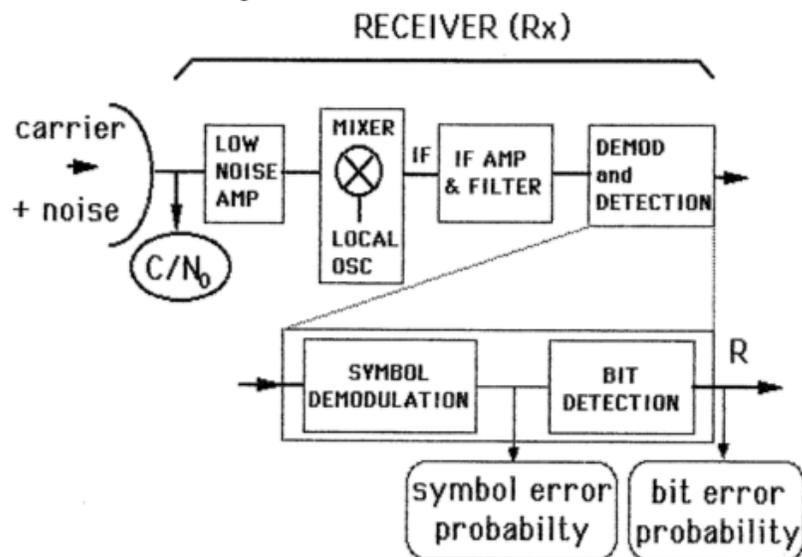
- ASK : Amplitude Shift Keying
- APSK : Asymmetric Phase Shift Keying
- MPAM : M-ary Pulse Amplitude Modulation
- MPSK : M-ary Phase Shift Keying
- MQAM : M-ary Quadrature Amplitude Modulation

Zahl der Symbole: $M = 2^k$

$$R_s = R_b / k = R_b / \log_2 M$$

MPSK Demodulation

- **Bit / Symbol Fehlerwahrscheinlichkeit (BER) wird als Funktion des Verhältnisses: E_b/N_o [-] diskutiert:**
 - E_b , Energie pro Bit (pro Symbol): E_b (E_s)
 - E_b : Leistung des Trägers C dividiert durch Bit (Symbol) Rate:
 $E_b = C / R_b$ ($E_s = C / R_s$)
 - N_o : Rauschleistung (1 Hz – BW)



Konzept der Bitfehlerrate (BER)

1

- Gegeben sei ein binäres Signal u mit den analogen Pegeln $(0, A)$
- Aus diesem Signal sollen per Bittakt die Datenbits $(0, 1)$ detektiert werden
- Dem Signal u wird Rauschen (Gaußsches Rauschen) überlagert:

$$u = A + n(t_k) \quad n \in P(0, N) \wedge N = E\{n^2\} = \bar{n}^2$$

- Wahrscheinlichkeitsdichte für u (Signal wird um Mittelwert A bei 1 verschoben):

$$P_1(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi N}} e^{-\frac{(u-A)^2}{2N}}$$

- Wird hingegen nur eine binäre Null 0 gesendet, dann geht die Wahrscheinlichkeitsdicht über in:

$$P_0(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi N}} e^{-\frac{u^2}{2N}}$$

Konzept der Bitfehlerrate (BER)

2

- Entscheidungsmatrix

Bitwerte	Entscheidung (richtig)	Entscheidung (falsch)
1	$u > A/2$	$u < A/2$
0	$u < A/2$	$u > A/2$

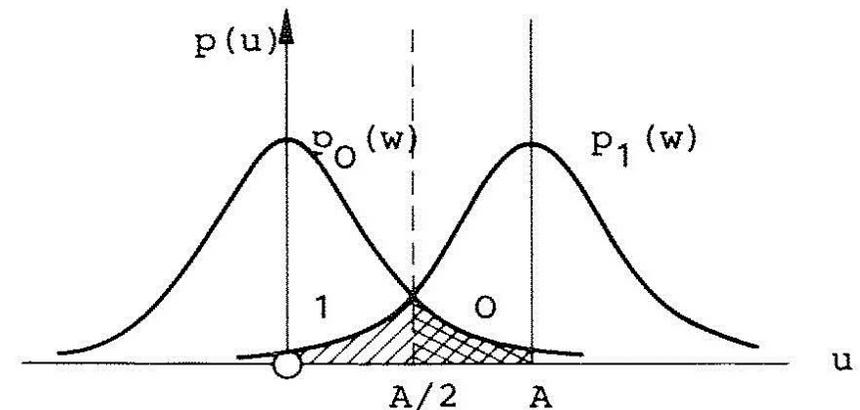
- Die Wahrscheinlichkeit für eine Fehlentscheidung ergibt sich durch die beiden schraffierten Flächen

$$P_b = \frac{1}{2} \int_{A/2}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi N}} e^{-\frac{u^2}{2N}} du + \frac{1}{2} \int_{-\infty}^{A/2} \frac{1}{\sqrt{2\pi N}} e^{-\frac{(u-A)^2}{2N}} du$$

$$P_b = \left(1 - \operatorname{erf} \frac{A}{2\sqrt{2N}}\right) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \frac{A}{2\sqrt{2N}}$$

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-r^2} dr \wedge \operatorname{erfc}(x) = 1 - \operatorname{erf}(x)$$

- Bitfehlerwahrscheinlichkeit hängt von A^2/N ab



Konzept der Bitfehlerrate (BER)

3

- **Skalierung**

$$\frac{A}{2} \frac{1}{\sqrt{2N}} = \sqrt{\frac{C}{N_0 R_b}} = \sqrt{\frac{E_b}{N_0}} \quad \vee \quad \frac{A}{2} \frac{1}{\sqrt{2N}} = \sqrt{\frac{C}{N_0 R_s}} = \sqrt{\frac{E_s}{N_0}}$$

- **Resultat (BPSK):**

$$P_s = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}}\right)$$

- **Anmerkung:**

Bitfehlerwahrscheinlichkeiten liegen bei SatCom (Anwendung) zwischen: 10^{-4} und 10^{-7}

- **Bitfehlerraten:**

- **Frequency Shift Keying (FSK)**

$$P_b = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{0.6 \frac{E_b}{N_0}}\right)$$

- **Binary Frequency Shift Keying (BFSK)**

$$P_b = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{1}{\sqrt{2}} \frac{E_b}{N_0}}\right)$$

- **Quadra - Phase Shift Keying (QPSK)**

$$P_s = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{1}{2} \frac{E_s}{N_0}}\right)$$

M - Stufiges PSK – Prinzip (Detail)

- **Spektrale Leistungsdichte**

$$S(f) = A^2 T_s \left[\frac{\sin \pi T_s (f - f_0)}{\pi T_s (f - f_0)} \right]^2$$

- **Symbol: m-Bits/Symbol**

$$S = \{1 \ 0 \ 0 \ \dots \ 1\}$$

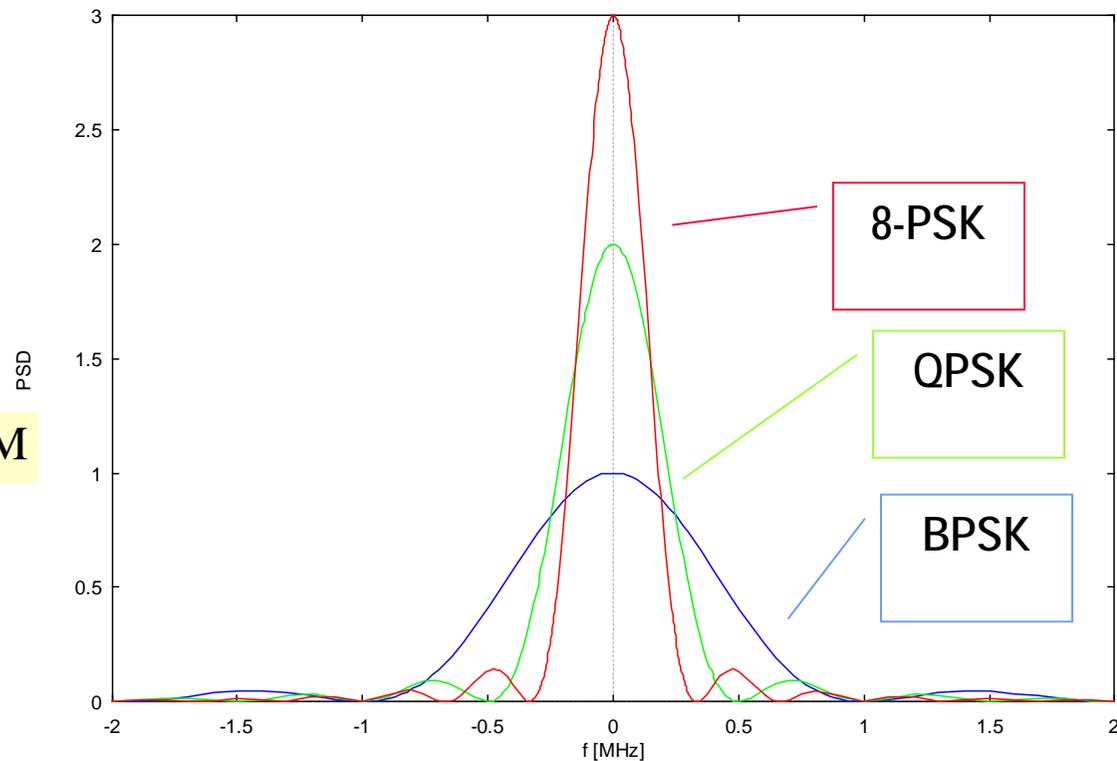
- **Symbol Periode** $T_s = T_b \log_2 M$

- **Bit-Rate** $1/T_b$

- **Zahl der Symbole**

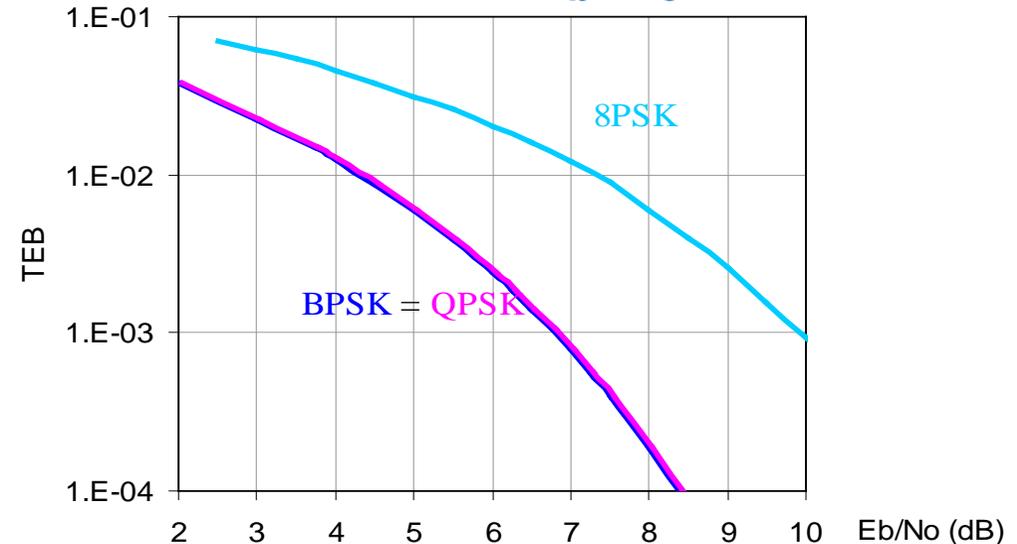
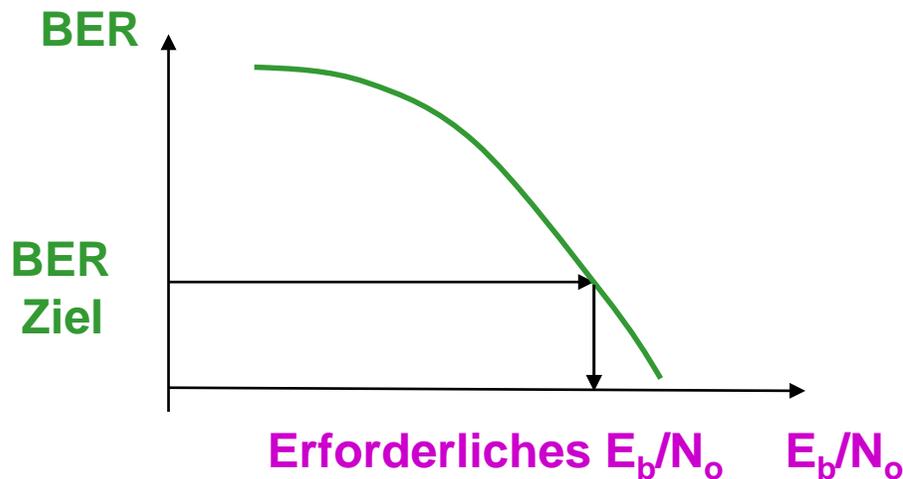
- BPSK : $M = 2^1 = 2$ (1b/s)
- QPSK : $M = 2^2 = 4$ (2b/s)
- 8-PSK : $M = 2^3 = 8$ (3b/s)

- **Trägerfrequenz** f_0



MPSK Vor – und Nachteile (1)

- BIT ERROR RATE (BER) ist Funktion von E_b/N_o



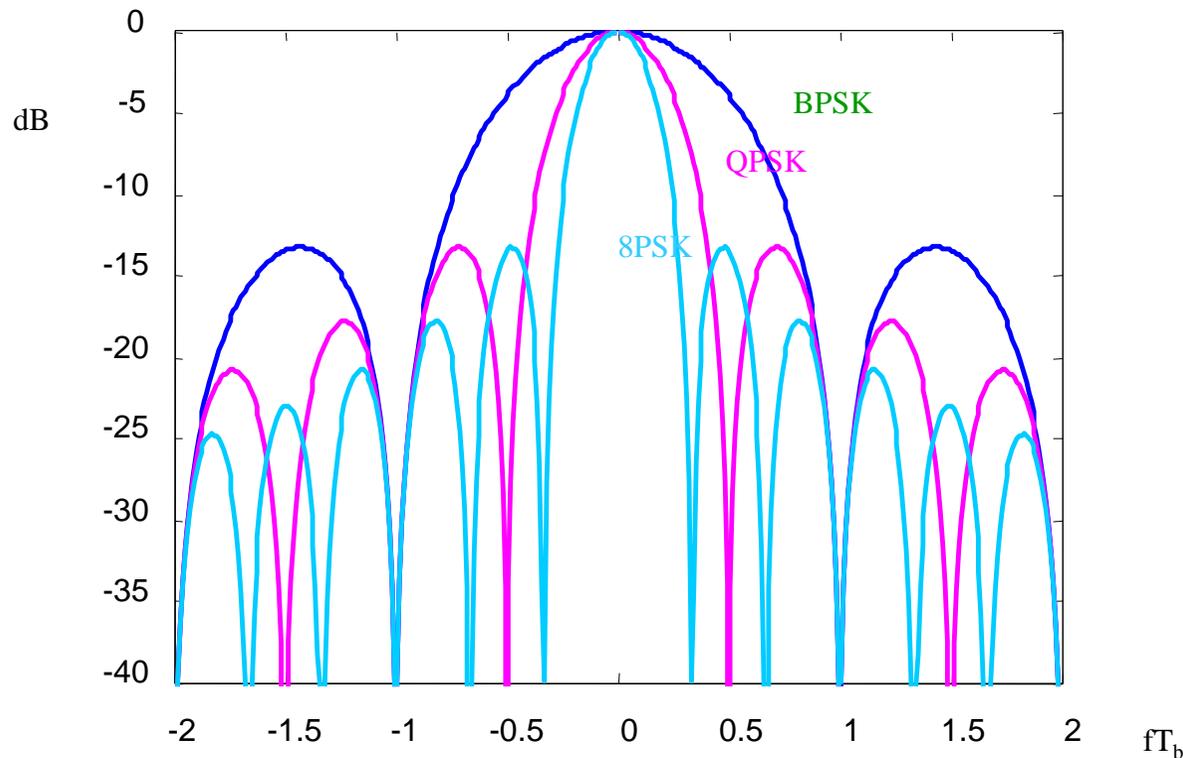
E_b : Energie per (Information) Bit
 N_o : Rauschleistung

$$BER = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\sqrt{\frac{E_s}{N_0}} \right)$$

$M = 2^k \rightarrow$ Erhöhung des E_b/N_o mit zunehmendem k

MPSK Vor – und Nachteile (2)

- **Spektrale Effizienz : $\Gamma = R / B$**



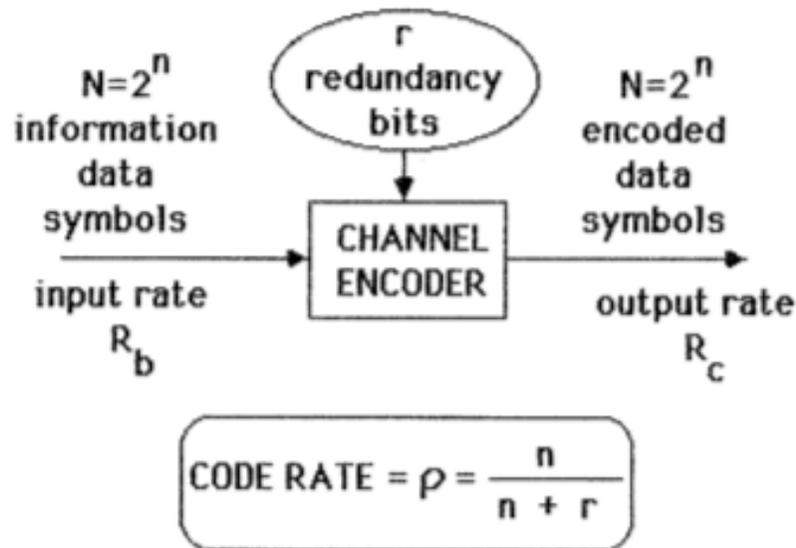
B : Bandbreite des Trägers
 R_b : Informations Bit Rate

B proportional zu R_s :

$$B \sim R_s = R_b / k$$

$M = 2^k \rightarrow$ Erhöhung der Spektralen Effizienz mit größerem k

Kanalkodierung

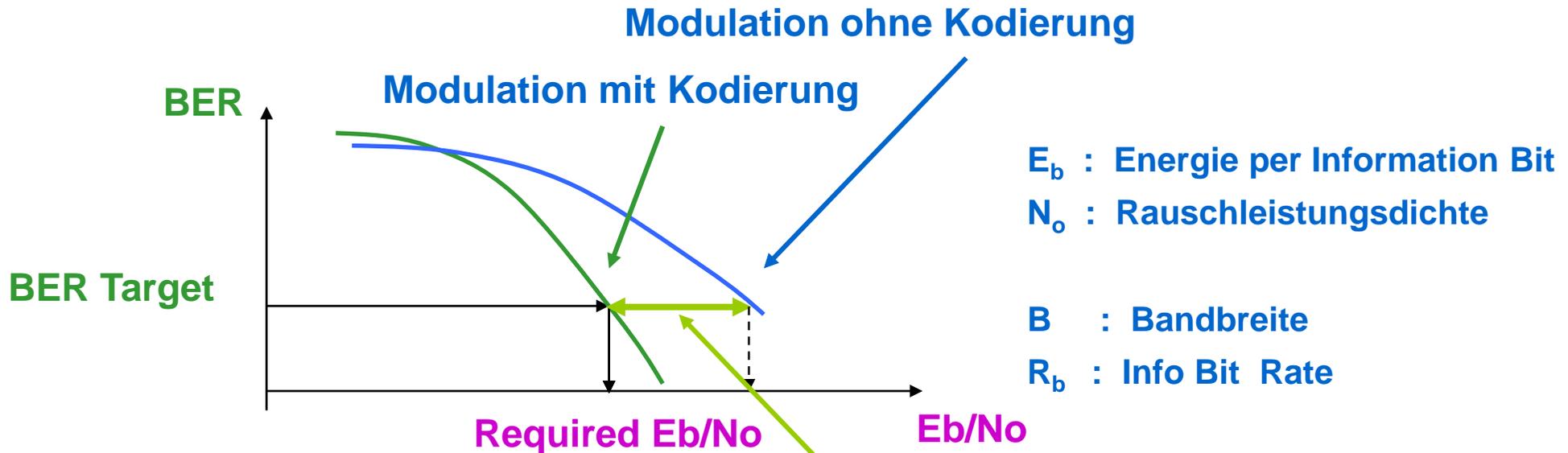


R_b = Informations Bit Rate
 R_c = kodierte (Kanal) Bit Rate

$$R_c = R_b / \rho \text{ mit } \rho \leq 1$$

- Kanal-Kodierer setzt Redundanz (r redundante Bits für n Informations Bits) zur Fehlererkennung und Fehlerkorrektur (am Empfänger) ein
- Als Folge der Fehlerkorrekturmöglichkeit, wird eine gegebene BER erhalten mit geringerem E_b/N_0 im Vergleich zu einem nicht - kodierten System

Kanalkodierung: Coding Gain



$$C/N_o = E_b/N_o \times R_b$$

oder $C/N_o = E_s/N_o \times R_s$

$$B = R_c / \Gamma$$

$$R_c = R_b / \rho$$

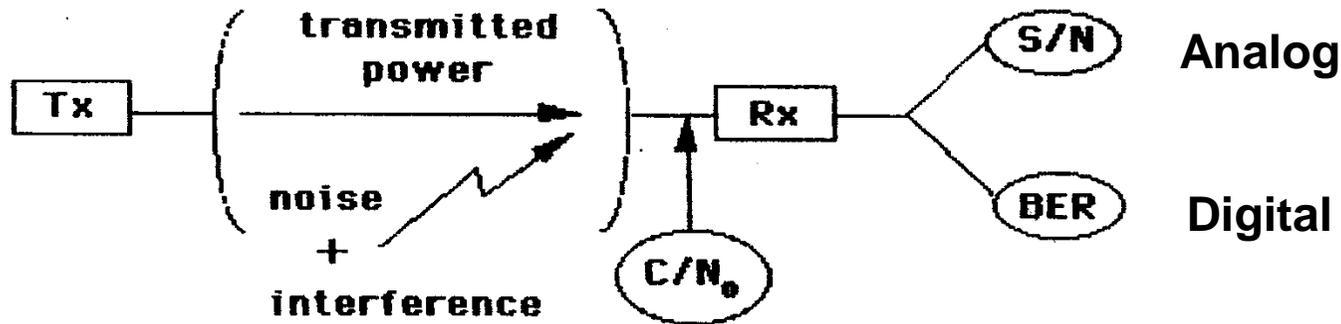
Codierungsgewinn:

Hängt ab von

- Art des Codes

- Kode Rate $\rho = R_b/R_c$

Erforderliches C/N_0 und RF Bandbreite B



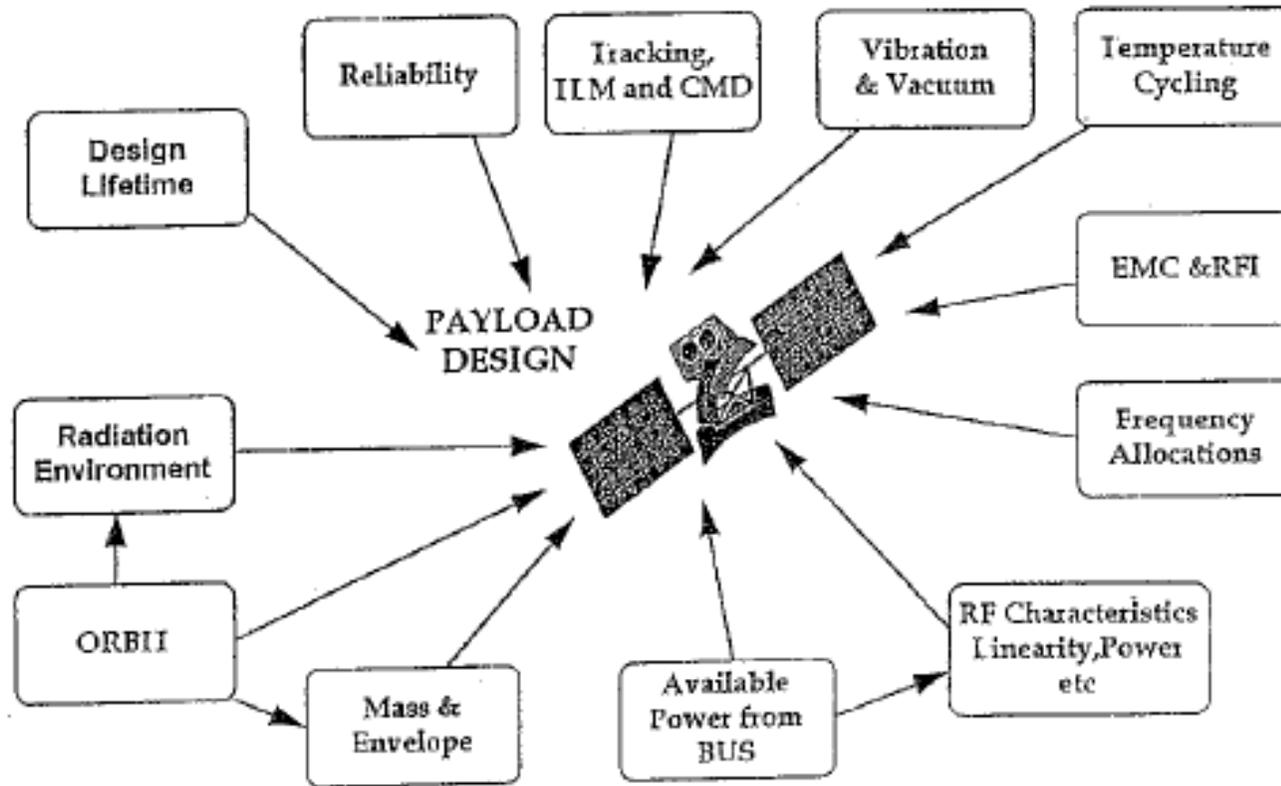
Digitale Übertragung “TRADE-OFF” (Zusammenfassung)

- Güte des Links hängt von Bit Fehlerwahrscheinlichkeit (BER) ab
- BER ist verbunden mit (C/N_0) , abhängig von Bit Rate, Modulation & Kodierungsformat
- Mit mehrstufiger Modulation, je höher M, desto größer ist das erforderliche C/N_0 , desto kleiner die Bandbreite B
- Kanalkodierung erlaubt signifikante Reduktion des erforderlichen C/N_0 auf Kosten der Bandbreite B

Die Kommunikationsnutzlast

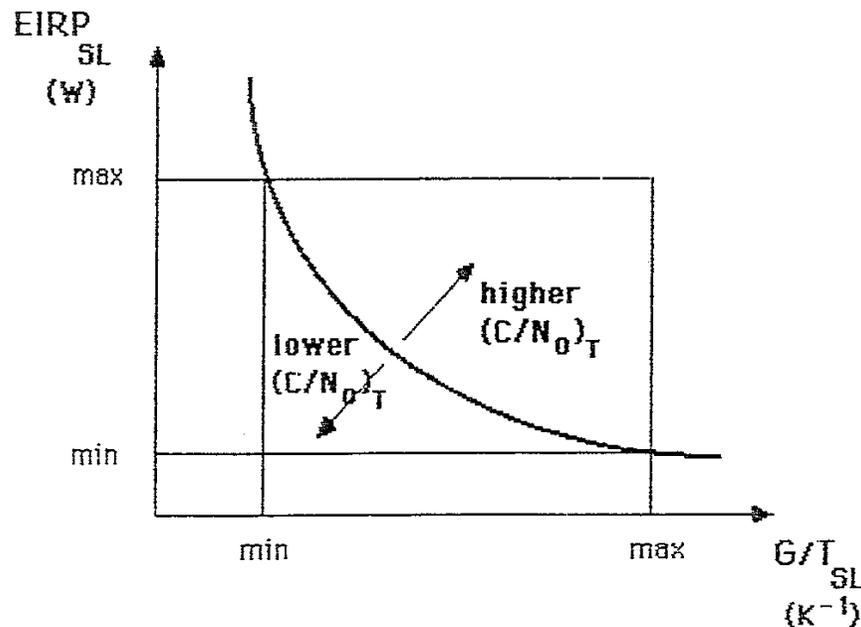
- *Übertragungsbandbreite* moderner Telekommunikations-satelliten liegt bei 1 GHz (500 MHz in RHC + 500 MHz in LHC)
Beispiel **Astra**: Sogar 4.2 GHz
- Diese Bandbreite wird nicht als ganzes übertragen, sondern in z.B. 40 MHz Bandanteile unterteilt
- Für jeden 40 MHz Bandanteil gibt es einen Transponder
- Eine „high-end“ Kommunikationsnutzlast hat somit durchaus bis zu 100 Transponder
- Transponder = „Transmitter + Responder“
- **Vorteil** dieser Bandaufteilung: Hinter jedem Transponder kann eine eigene Antenne (Spot – Beam) angeschlossen werden

Design Faktoren - Nutzlast



Nutzlast „Trade – Off“

- Gesamtbilanz der Strecke $(C/N_0)_T$:
$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_T^{-1} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_U^{-1} + \left(\frac{C}{N_0}\right)_D^{-1}$$
 - $(C/N_0)_U = f(G/T_{\text{Sat}}, \text{ bei festem } T_x \text{ am Boden})$
 - $(C/N_0)_D = f(\text{EIRP}_{\text{Sat}}, \text{ bei festem } R_x \text{ am Boden})$
- „Trade-off“ zwischen G/T_{Sat} und EIRP_{Sat}

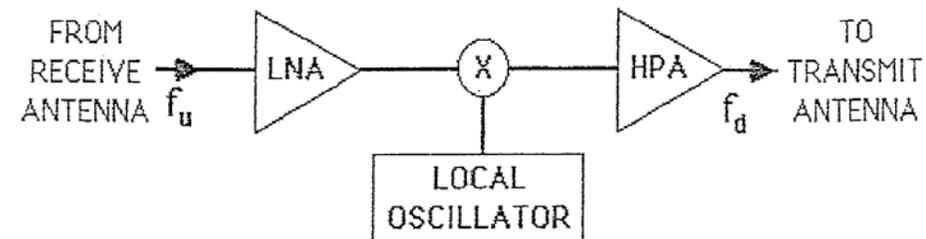
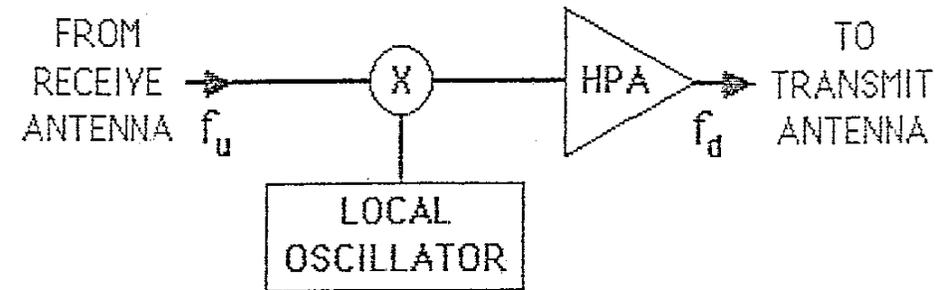


Anmerkungen:

- 1) G ... ist durch die geographische Abdeckung an der Erdoberfläche festgelegt
- 2) Trade – Off : T_{Sat} zu EIRP_{Sat}

Grundlagen der Transponder Architektur

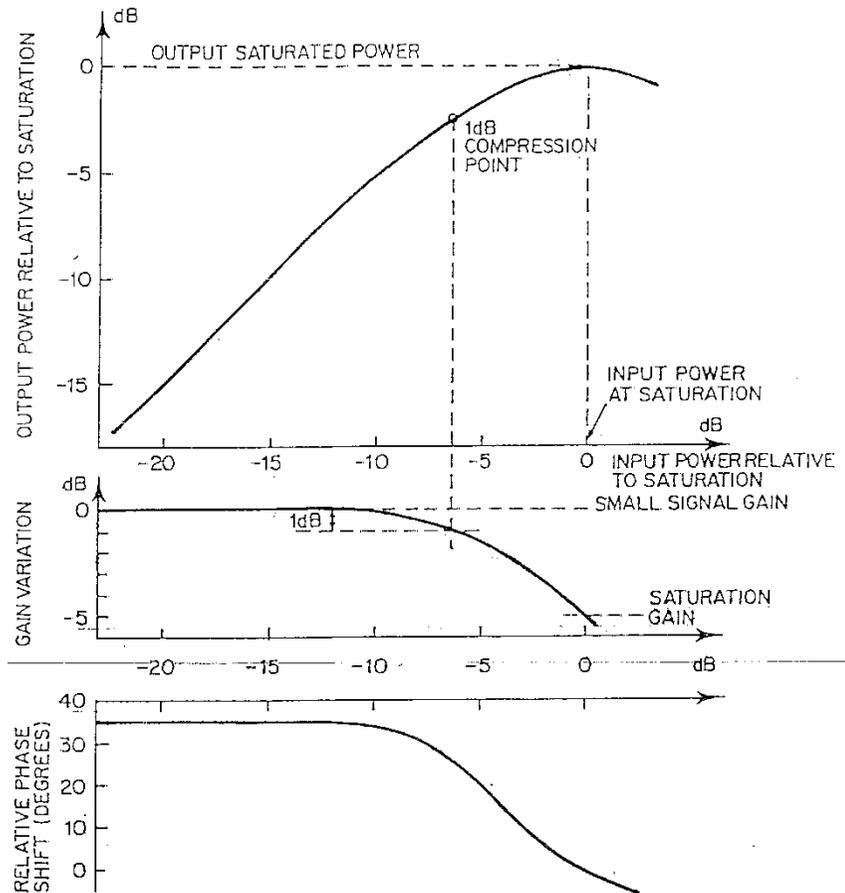
- **Prinzip:** Frequenzumwandlung (Down-Converter) und Hochleistungsverstärker (HPA: High-Power Amplifier)
- Da der lokale Oszillator eine hohe Rauschtemperatur T besitzt, ist es angezeigt, einen LNA (Low-Noise Amplifier) vorzuschalten
- **Beachte:**
 $f_u > f_d$ (Freiraumdämpfung)



Transponder Technologie

- **Low Noise Amplifier (LNA):**
 - Hoher Verstärkungsfaktor bei sehr niedriger Rauschzahl
 - $F = 1.6 \text{ dB}$ (6 GHz) bis $F = 2.4 \text{ dB}$ (47 GHz)
 - Technologie: HEMT (High Electron Mobility Transistor)
 - HEMT ist eine spezielle Bauform des Feldeffekttransistors (AlGaAs)
- **Mischstufe (Down - Converter):**
 - Mischer, Filter, Oszillator (CXO)
 - Geringe Verluste & niedrige Rauschzahl
 - Hohe Frequenzstabilität: $10^{-6} \dots 10^{-5}$ (Long-Term) & $\pm 5 \text{ Hz}$ (Short-Term)
- **Leistungsverstärker (HPA):**
 - Hohe Verstärkung ist erforderlich über die Bandanteile (bzw. Gesamtband)
 - Bei hoher Ausgangsleistung entstehen nicht-lineare Effekte (Inter-Modulation)
 - **Zwei** Technologien: Röhrenverstärker (TWTA) und Halbleiterverstärker (SSPA)

Übertragungsverhalten eines Verstärkers



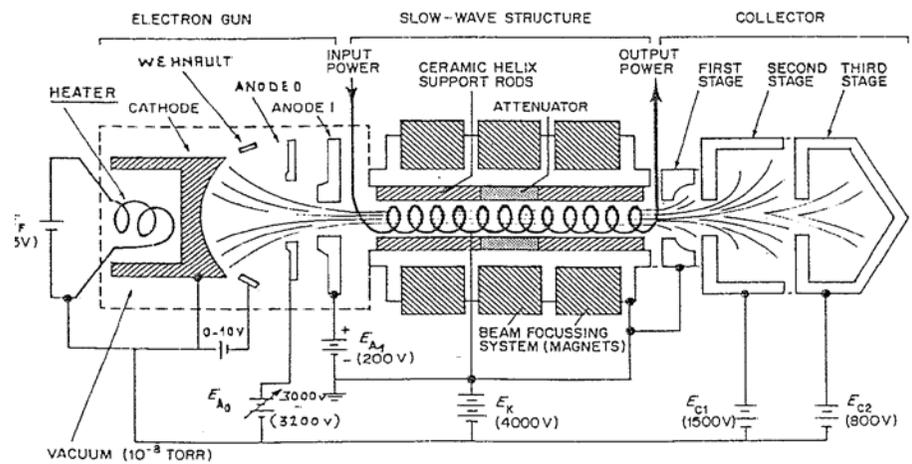
- **Wichtige Punkte:**
 - Sättigung (= max. Verstärkung)
 - 1 dB Kompressionspunkt
 - Linearität des Amplituden und Phasengangs

Vergleich SSPA und TWTA

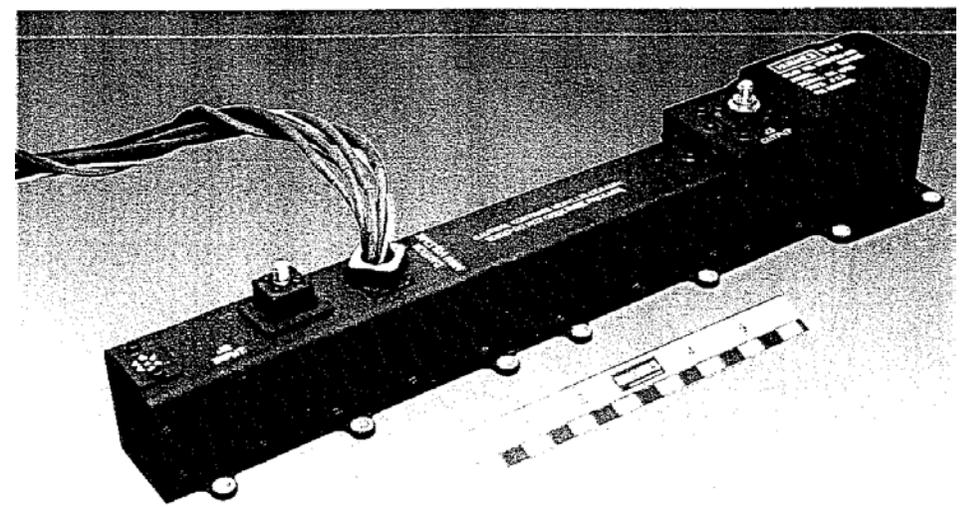
- **TWTA**
(Travelling Wave Tube Amplifier)
 - Elektronenstrahl & elektromagnetisches Feld (Röhrenprinzip)
 - Ausgangsleistung 5 – 60 W (Sättigung)
 - EPC (Electronic Power Conditioner) < 4000 V
 - Effizienz: 55%
 - Masse: 2.2 kg
 - Geringere Verlustleistung
 - Größere Bandbreite
 - Höhere Ausgangsleistung
 - Höhere Arbeitstemperatur
- **SSPA**
(Solid State Power Amplifier)
 - GaAs Halbleiter FETs
 - Ausgangsleistung < 30 W
 - Höhere Ausgangsleistung durch Verschalten von mehreren SSPA
 - EPC (Electronic Power Conditioner) rd. 10 V
 - Effizienz: 36%
 - Masse: 0.9 kg
 - Bessere Linearität (weniger IM)
 - Höhere Zuverlässigkeit
 - Geringere Masse
 - Höhere Verlustleistung

Traveling Wave Tube Amplifier (TWTA)

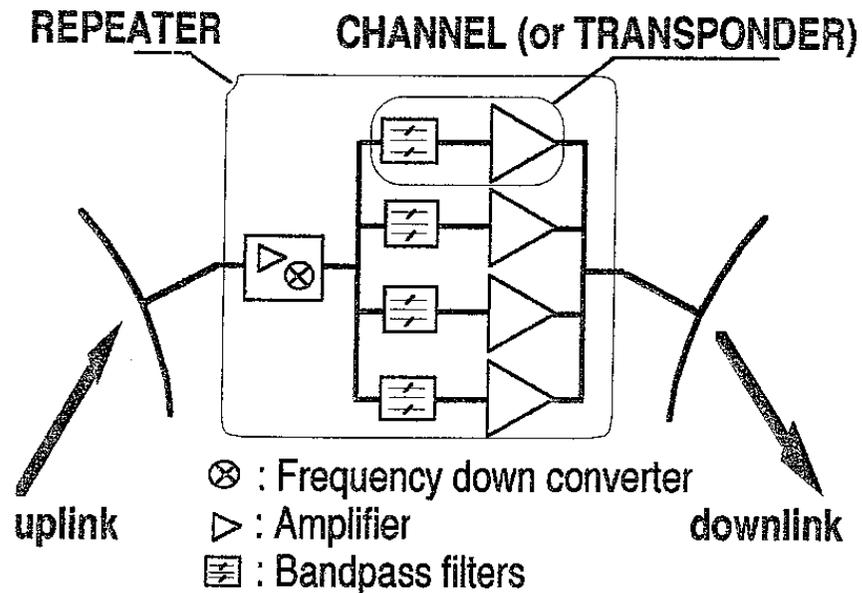
Grundprinzip:



Beispiel: Hughes 40 W C – Band TWT, Model 8554



Kanalstruktur in einem transparenten Transponder

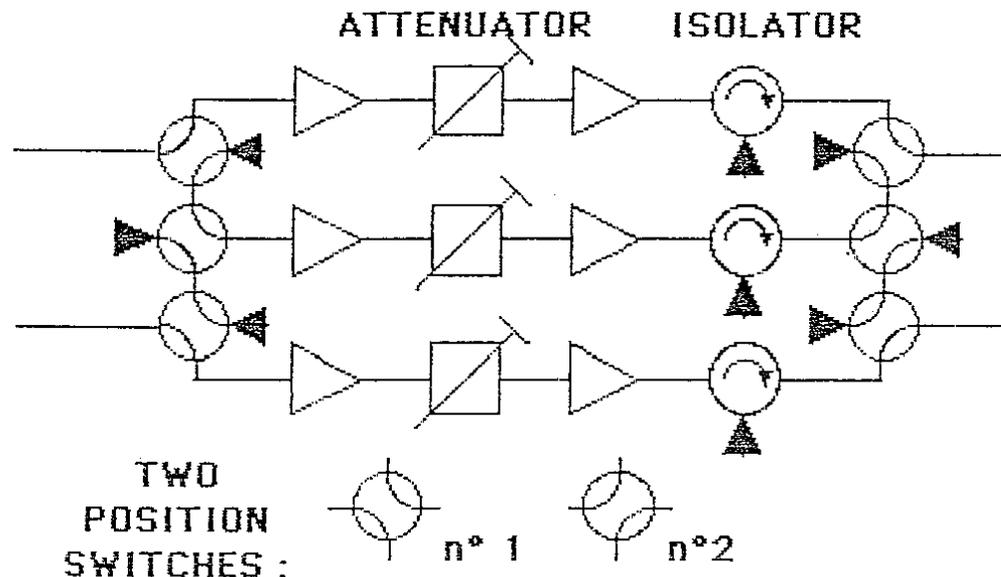


- The total bandwidth (up to 1 GHz) is too large for a single amplifier to deliver sufficient power density (W/Hz).
- On the other hand, no carrier occupies such a large bandwidth on its own.
- Hence the total REPEATER bandwidth is split into subbands (a few tens of MHz each).
- Each subband corresponds to a given CHANNEL

EXAMPLE : A satellite equipped with sixteen 50W- transponders, each with 70 MHz bandwidth, benefits from a total radiofrequency power of 800 W and a total bandwidth of 1.12 GHz.

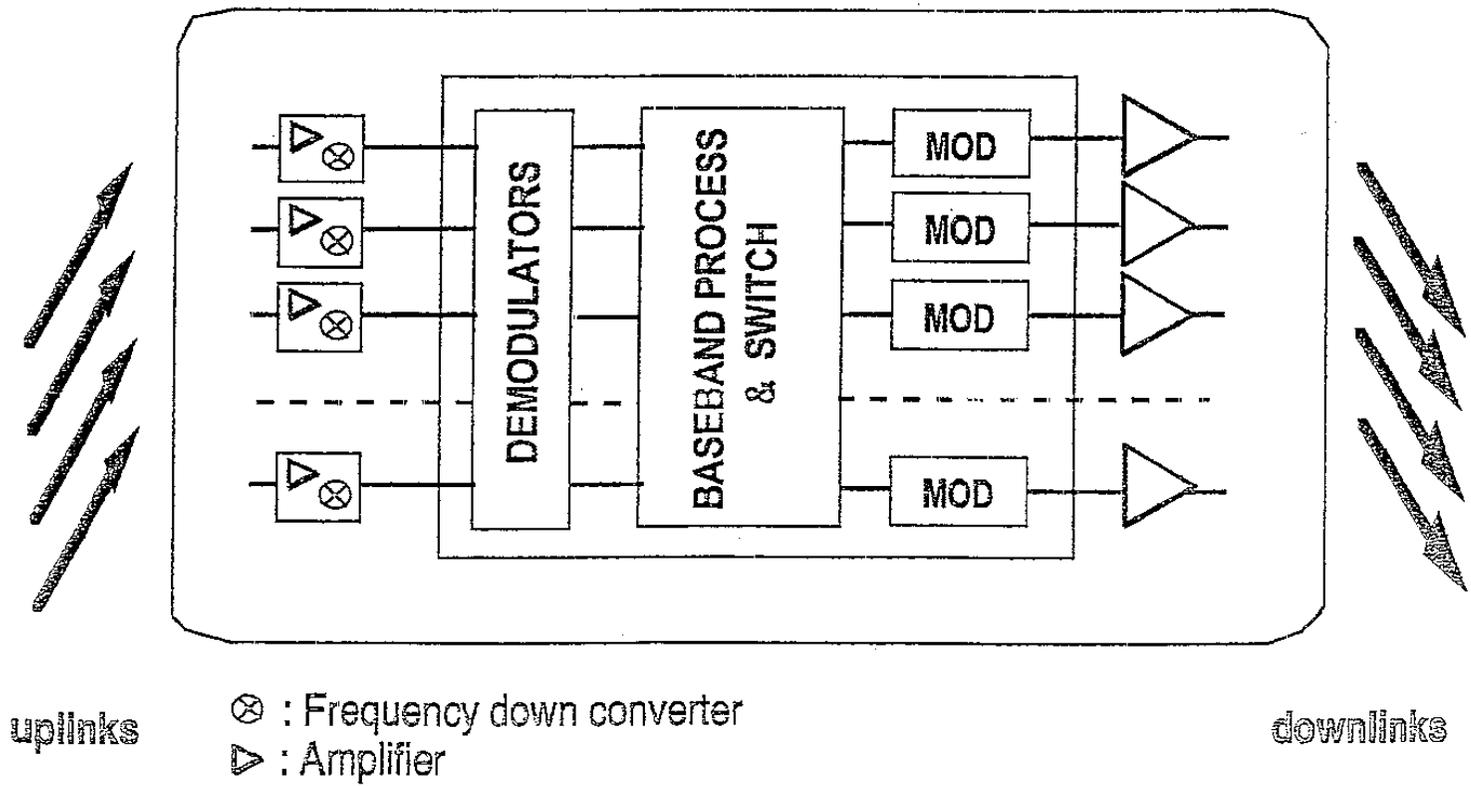
Minimierung der Ausfallswahrscheinlichkeit

- Parallelschaltung von Verstärkern
- **Hier:** Konventionelle 2/3 Kanalredundanz



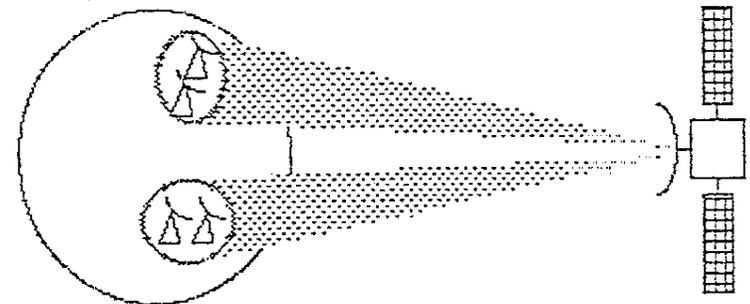
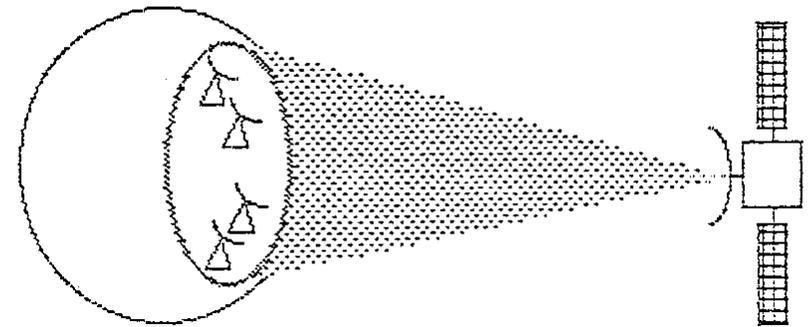
- Es gibt allerdings noch komplexere Redundanzkonzepte, z.B. 4/6 Ringredundanz usw.

Re-Generativer Transponder



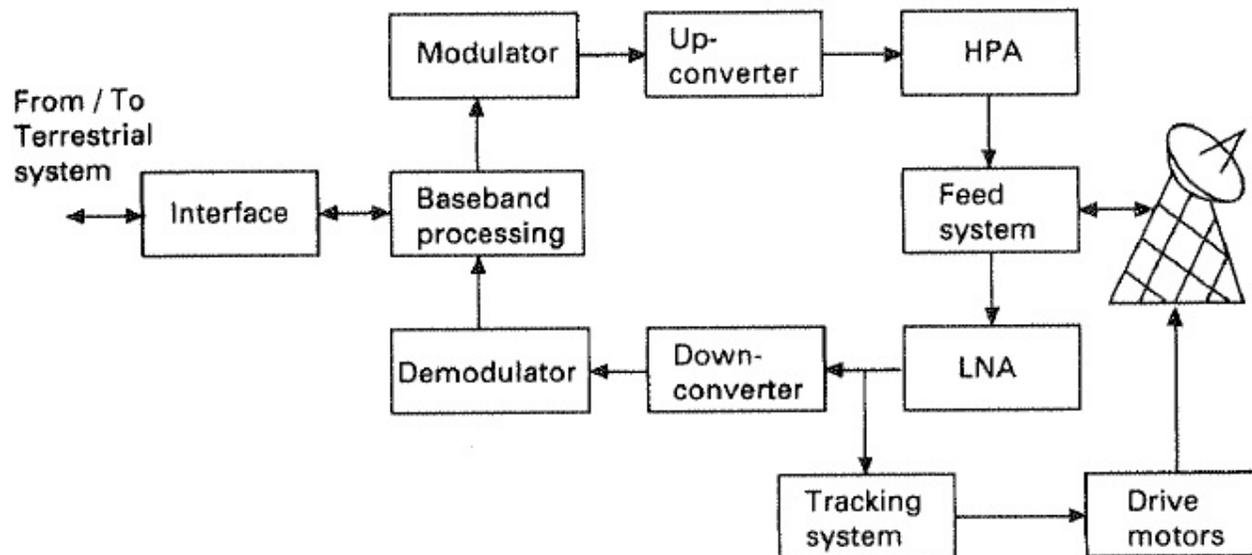
Antennen - Konzepte

- **„Single – Beam“ Abdeckung**
 - Entfernte Stationen erfordern eine globale Abdeckung (Kegel an Erde)
 - Dies ist mit einer geringen Antennenverstärkung verbunden
 $G = 22.5 \text{ dBic}$
- **„Multiple – Beam“ Abdeckung**
 - Entfernte Stationen können durch separate Antennen versorgt werden
 - Mit den „Spot – Beams“ kann eine hohe Verstärkung G erzielt werden
 - Mehrere Beams können krummlinige Gebiete abdecken



Bodenstationen – „Earth – Stations“

- **Aufbau einer Bodenstation:**



- **Grundlegende Bemessung der Bodenstation: G/T**

$$C / N_0 = (P_T G_T) (1 / L) (G / T) (1 / k)$$

Typische G/T Werte für Bodenstationen

Service	Earth-Station Type	≈ G/T [dB/°K]	Comments
FSS	Large	40	Transmit/receive Receive only
	Medium	30	
	Small	25	
	Very Small	20	
	Very Small	12	
MSS	Mobile earth station		Tracking required Tracking required Without tracking
	Large	- 4	
	Medium	- 12	
	Small	- 24	
BSS	User Earth-Station		Community recept. Individual reception
	Large	15	
	Small	8	

Kategorien von Bodenstationen



Erdfunkstelle :

- $D > 30 \text{ m}$
- $G \approx 50 \text{ dBi}$ ($\lambda = 0.08 \text{ m}$)
- Kosten: 5 -10 Mio \$



Sat TV :

- $D = 0.8 \text{ m}$
- $G \approx 37 \text{ dBi}$ ($\lambda = 0.03 \text{ m}$)
- Kosten: 50 \$



Sat Phone :

- $D > 0.03 \text{ m}$
- $G \approx 0 \text{ dBi}$ ($\lambda = 0.2 \text{ m}$)
- Kosten: 5 \$

Verstärkung von Parabolantennen

- Berechnung des Gewinns der Antenne
- Näherungsformel

$$G \approx \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2$$

Beispiel:

Antennendurchmesser: $D = 30 \text{ m}$

Wellenlänge: $\lambda = c / f = 3 \cdot 10^8 \text{ m/s} / 5 \text{ GHz}$

$\lambda = c / f = 0.06 \text{ m}$ (C – Band)

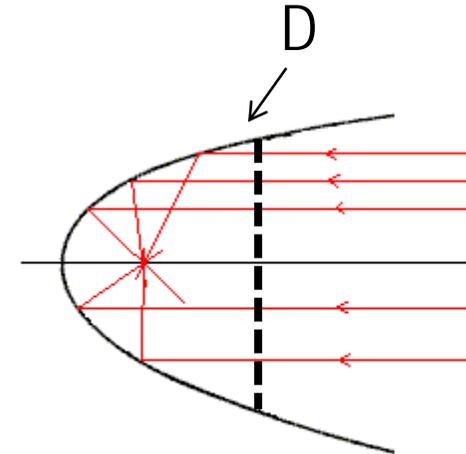
Effizienz: $\eta = 0.6$

Rechnung:

$G = 1480441.0 = 61.7 \text{ dB}$

$2\Theta_{3\text{dB}} = 2.54 \cdot 10^{-3} \text{ rad} = 0.15^\circ$

- **Geometrie von Parabolantennen**



Half Power Beamwidth (HPBW)
oder Keulenbreite:

$$2\theta_{3\text{dB}} \approx \frac{4}{\pi} \frac{\lambda}{D} = 1.27 \frac{\lambda}{D} \quad [\text{rad}]$$

Zivile SatCom Systeme/Dienste

- **Internationale GSO**
 - Intelsat (Loral, Skynet, Orion)
 - SES (Astra, NewSkies, Sirius)
 - Eutelsat (HispaSat)
 - Intersputnik
 - Inmarsat
- **Lokale GSO**
 - Wester, SBS, usw. (USA)
 - Brazilsat (Brasilien)
 - Morelos (Mexiko)
 - Chinasat
 - CS, BS (Japan)
 -
- **Regionale GSO**
 - (Eutelsat)
 - Arabsat
 - Aussat
 - Palapa
 -
- **Non- GSO**
 - Iridium
 - Globalstar
 - Orbcomm
 - New ICO
 - Teledesic, SkyBridge.
Spaceway

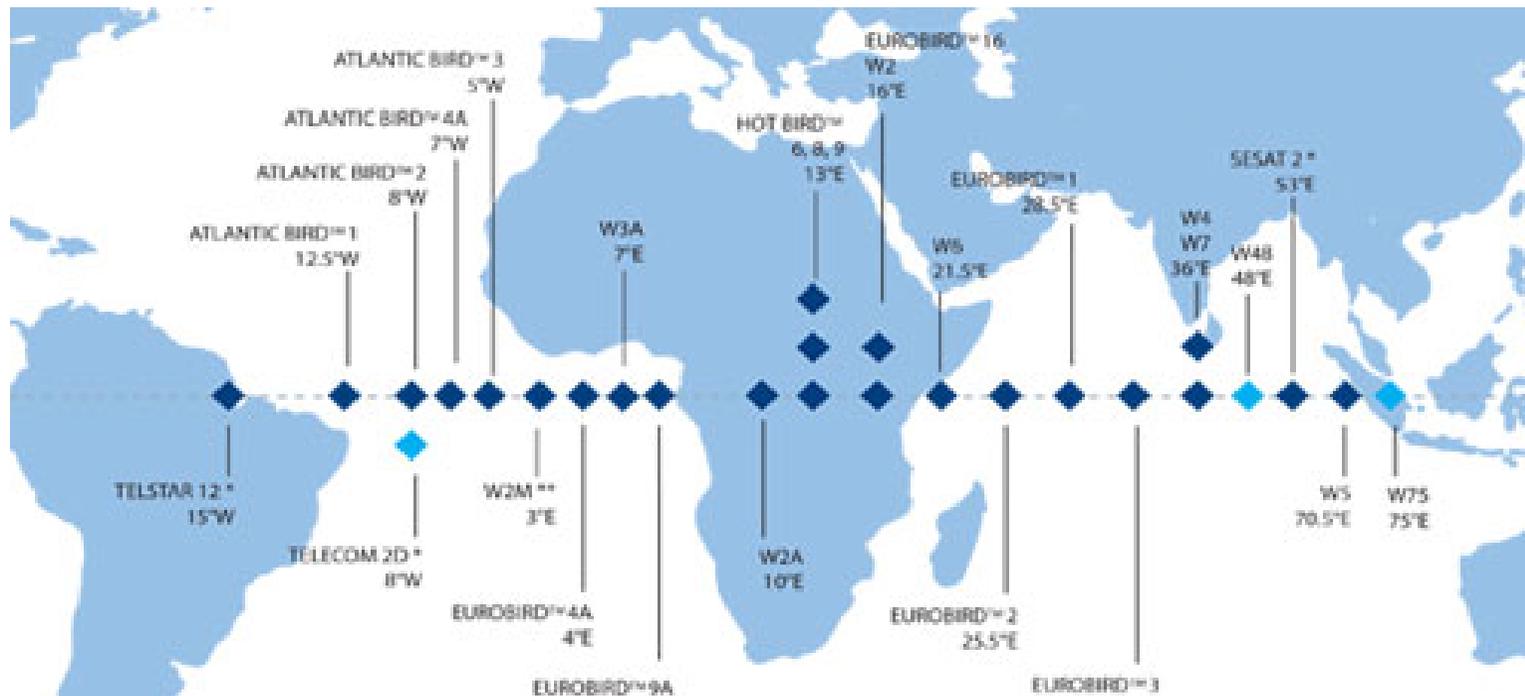
Fixed Satellite Service (FSS): EUTELSAT

European Telecommunications Satellite Organization

- *Sitz:* Paris, 1982 gegründet
- *Status:* ca. 24 Satelliten im Wirkbetrieb, seit Juni, 2001 privatisiert
- *Orbit-Positionen:* ca. 25 Positionen weltweit
- *Dienste:* Ortsfeste Geschäfts-Kommunikation mit mittelgroßen Bodenstationen und VSATs: Mobile Kommunikation mit kleinen Bit-Raten
- *Frequenzen:* C-Band, Ku-Band, Ka-Band in Arbeit (kein SHF- und EHF-Band)
- *Abdeckung:* 2/3 der Erde (weltweit Nr. 3)

EUTELSAT

European Telecommunications Satellite Organization



EUTELSAT

European Telecommunications Satellite Organization

- **Satelliten & Kontrollzentrum**



Teleport: Rambouillet (F)

Mobile Satellite Service (MSS): INMARSAT

- **Marktsegmente für MSS:**

Rund um die Uhr:

- 1 Mio. Menschen im Flug
- 1.5 Mio. Menschen auf hoher See
- 200 Mio. Menschen im Kfz
- 1000 Mio. Menschen am Handy

INMARSAT

(International Maritime Satellite Organization)



- Interim Inmarsat 1979, London
- Inmarsat 1982, London
- Marktvolumen > 50% MSS weltweit
- Umsatz: ca. 1 Mrd \$ US
- Wachstum: > 5% pro Jahr
- Primärspektrum: 1.6265 – 1.6605 GHz up-link &
1.5250 – 1.5590 GHz down-link
- Spektrum (Zukunft): 1.9800 – 2.0100 GHz up & 2.1700 –
2.2000 GHz down (Wechsel: up – down)
- Feeder Link: C - Band

Die INMARSAT Dienste

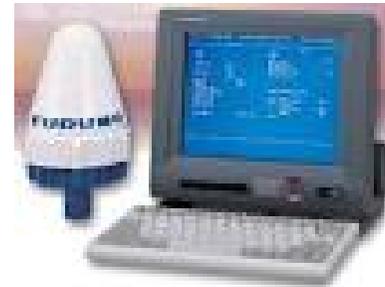
- **INMARSAT A**
 - Analoge Sprache, Daten, Fax < 9.6 kbps (beendet 2007)
- **INMARSAT B / B – HSD**
 - Digital: Sprache <16 kbps, Daten < 64 kbps, Fax < 9.6 kbps
- **INMARSAT C**
 - Digital: Daten, Fax < 600 bps, kleine Terminals (d = 30 cm)
- **INMARSAT D, D+**
 - Personenruf (in D nicht unterstützt)
- **INMARSAT E** (Seenotruf), **INMARSAT mini-M** phone, **INMARSAT Aero-I, mini-M Aero,**
- **BGAN** (492 kb/s), Fleet F77, Fleet F55, Fleet F33 (Mobile ISDN)

INMARSAT Terminals

- **INMARSAT A/B**



- **INMARSAT C**



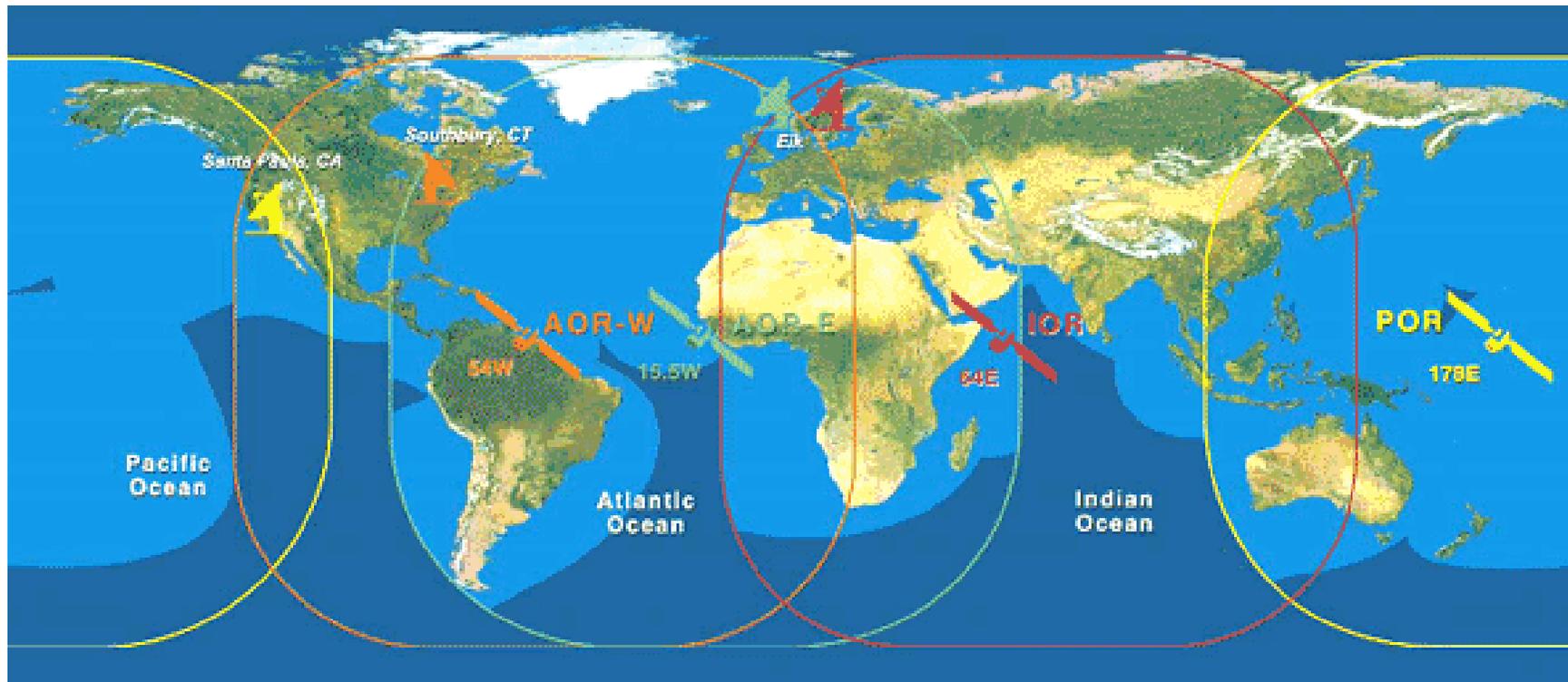
- **INMARSAT M**



- **INMARSAT BGAN**



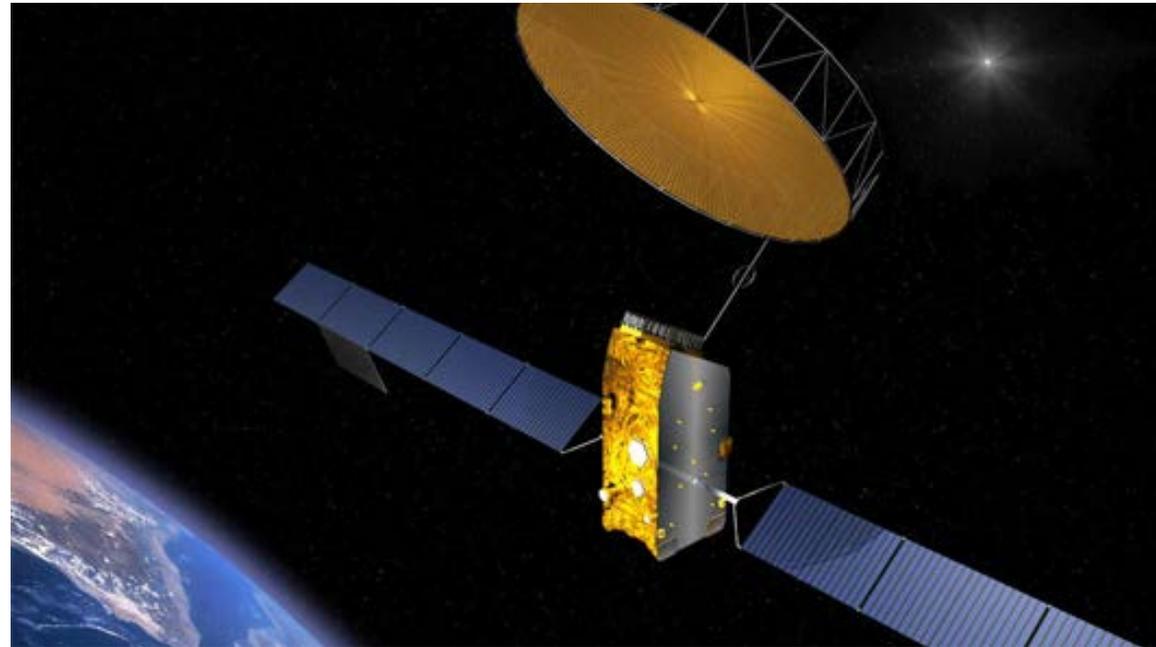
INMARSAT – 3 Globale & SpotBeam Abdeckung



INMARSAT – 4 Satellit

- *Satelliten:* **3**
- *Bedeckung:*
 - **1 Global**
 - **19 Wide Spots**
 - **228 Bit Spots**
- *EIRP/Kanal:* **67 dBW**
- *Transponder:* **588**
- *Voice Channels:* **18 Tsd**
- *65 kb/s Kanäle:* **2250**
- *384 kb/s Kanäle:* **588**
- *Ges. Bandbreite:* **34MHz**
- *Dry Mass:* **3340 kg**
- *Wing span:* **45 m**

• Eurostar 3000 (Astrium)



IRIDIUM – LEO System (Tiefflieger)

- **Idee:** 1985 bei Motorola Inc.
- **Raumsegment:** 77 Satelliten (in Anlehnung an Iridium Atom); 66 Satelliten aktiv
- **Konzept:** Weltweite Sprach- und Datenübertragung (SatPhone)
- **1988:** Unternehmen, Iridium, Inc. Gegründet
- **Kosten:** 5 Millrd. US \$
- **Marktbetrachtung:** 2 Mio. Nutzer angenommen, 55 Tsd. Kunden
- **August 2000:** Konkurs der Iridium, Inc.: Satelliten zerstören !
- **2001:** Konkurs Abwendung: Iridium Satellite LLC: Größter Kunde ist DoD mit 15% (Dual Use System)

Iridium Satellit und Endgerät

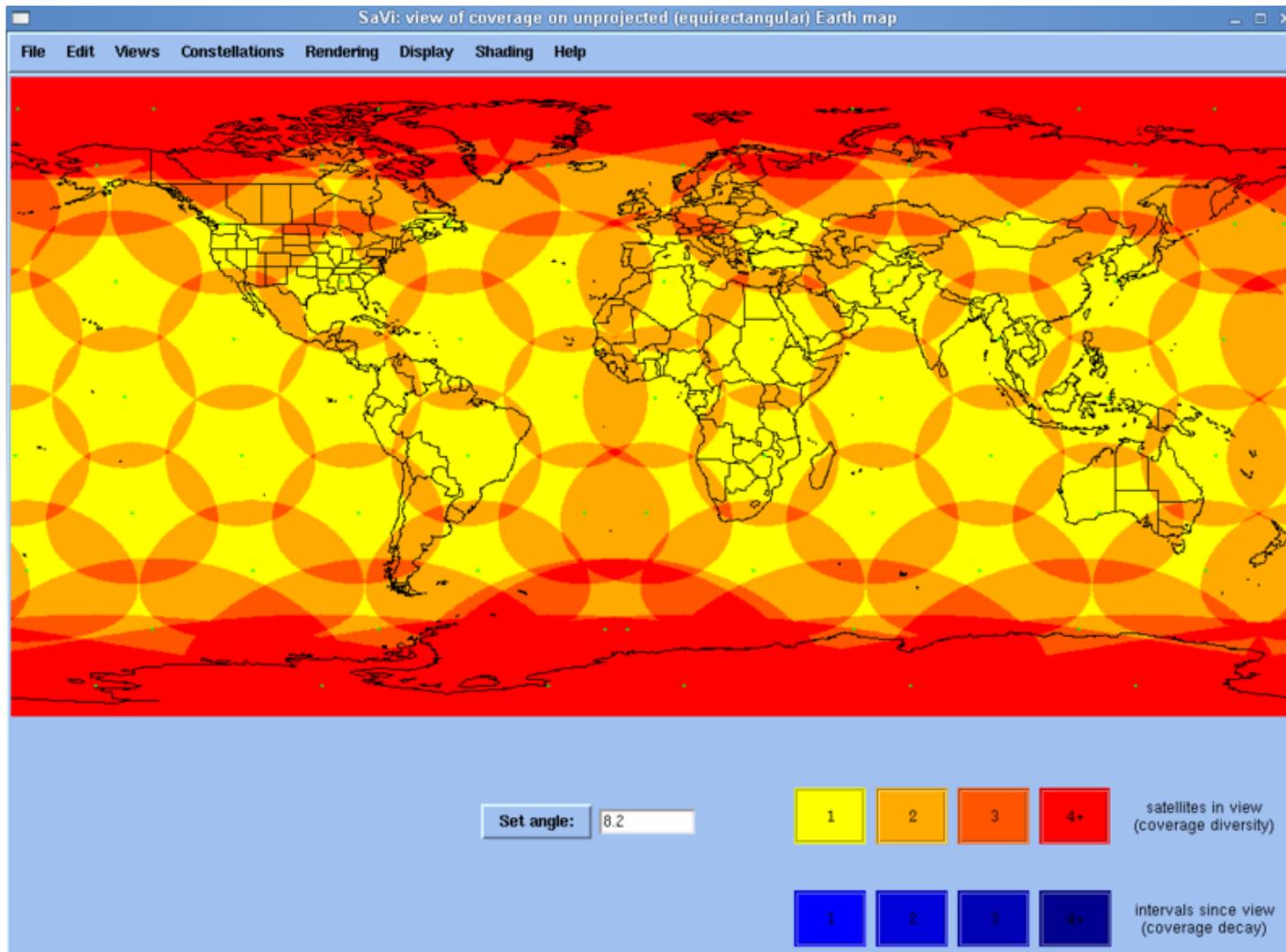
- **Iridium Satellit**



- **Iridium Endgeräte**



Netzabdeckung ($EL > 8.2^\circ$)



Militärische SatCom Systeme/Dienste

- **GSO Basiert**

- DSCS (US Air Force)
- Skynet (UK)
- NATO (NATO)
- FltSatCom (US Navy)
- Milstar
- SatCom BW (D)
-

- **Non – GSO Basiert**

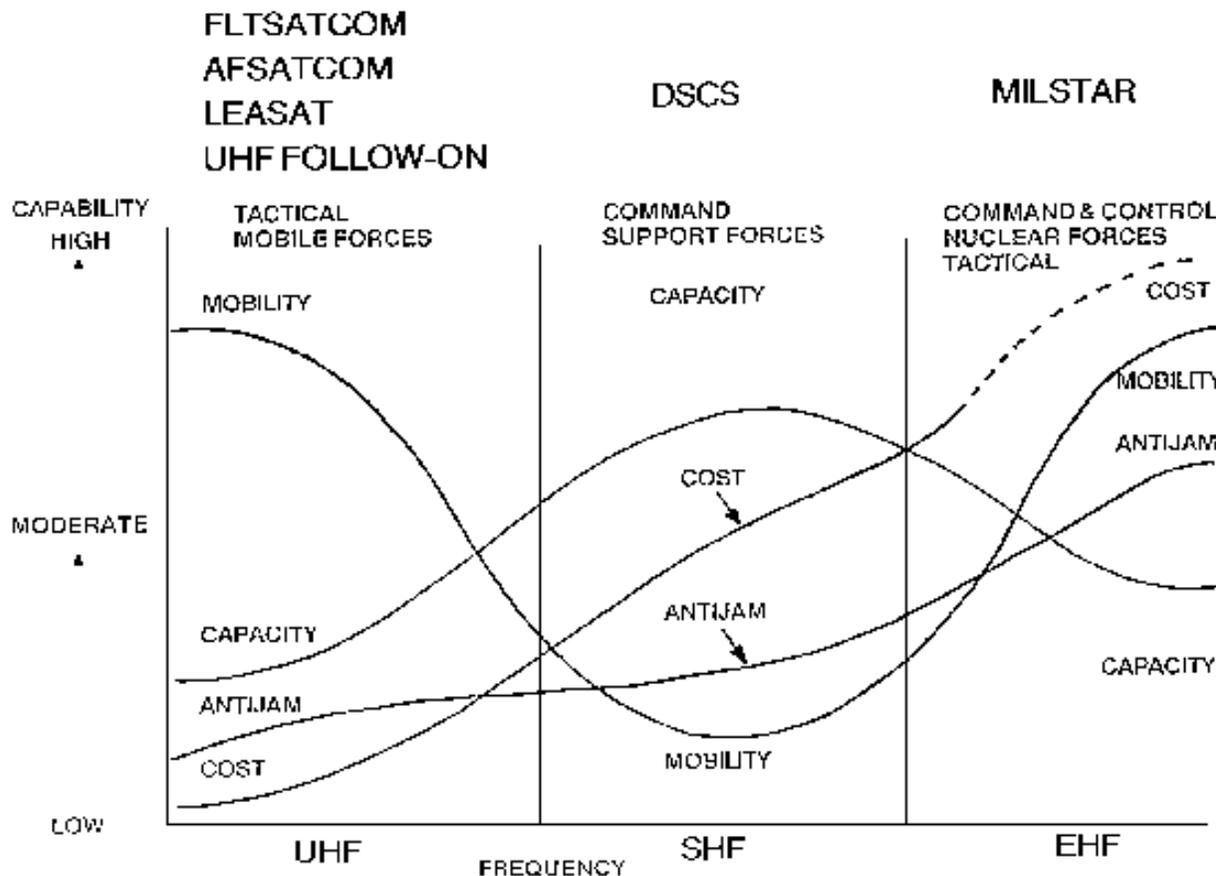
- Iridium

SatCom in der Verteidigung

- **Element der vernetzten Operationsführung**
 - Hochfliegender & niedrig fliegender SatCom
- **Fernmeldetechnisch identisch mit zivilen Systemen**
- **Zunehmend:**
 - Höhere Frequenzen: Ka(30 GHz) bis EHF(50 GHz)
 - Digitale Modulation: QPSK, 8PSK, 16 QAM
 - Viterbi Faltungskodes, Blockcodes, Turbo-Codes
 - **Besonderheiten:** Bandspreizung, Limiter, Härtung

Militärische SatCom Systeme US (Vergleich)

- **Kapazität, Störsicherheit, Mobilität, Kosten**



Systeme der USA:

FLTSATCOM: 1978-89, US Navy, 8 Sats, Taktischer Funk, Marine, 300 MHz, GEO

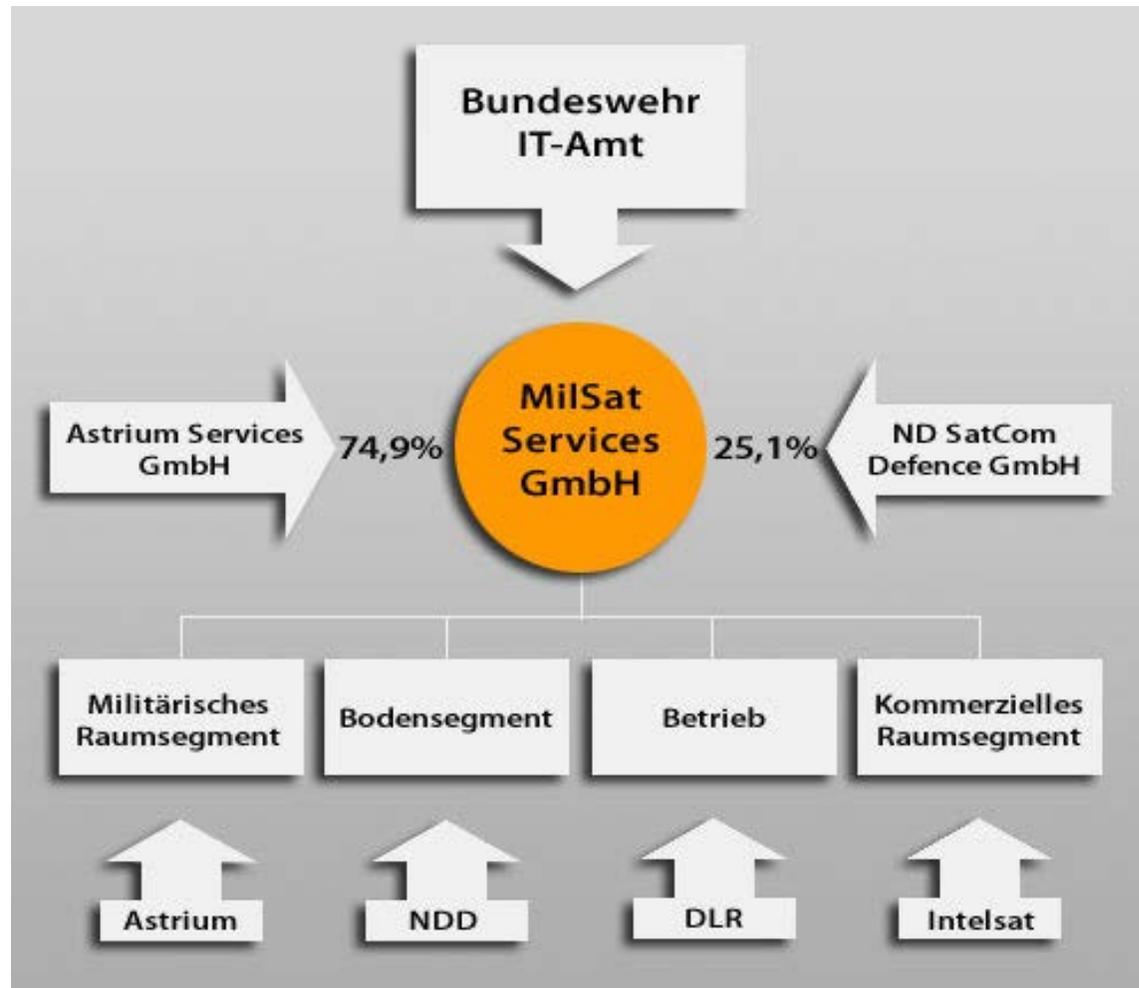
DSCS (Defense Sat. Com. System): 1966-03, 34 Sats, X-Band, Wide-Band GEO

MILSTAR (Military Strategic & Tactical Relay): 1994-03, 6 Sats, Milstar-3, > 45 GHz, sichere Kommunikation

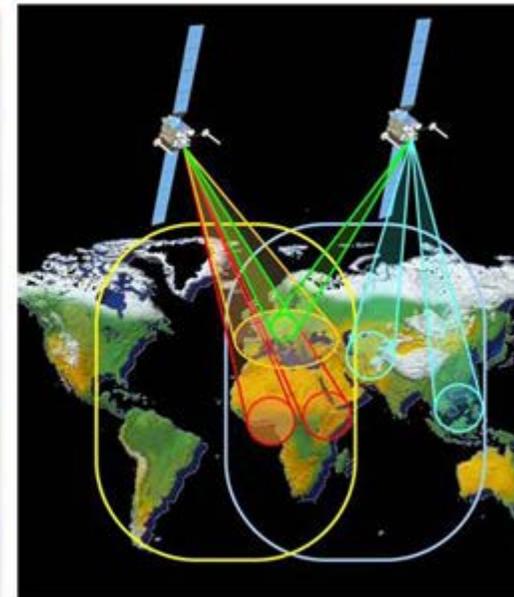
SatCom BW Stufe 2

- **2002:** Beginn der ISAF Mission in Afghanistan
- **Bisher: Zivile** SatCom Kanäle werden gemietet
- **2004:** Entscheidung für D militärische SatCom
- **2006:** Auftrag für 1 Paar geostationäre SatCom Satelliten: Auftragsvolumen = 750 Mio. €
- **Auftraggeber:** BMVg
- **Hauptauftragnehmer:** EADS Astrium
- **Steuerung:** Betriebskontrolle durch GSOC (DLR)
- **Start:** 2009

SATCOMBw Projektaufbau



SATCOM Bw



Raumsegment:

- COMSATBw-1 gestartet am 1.10.2009 : $\lambda_m = 63^\circ$ Ost
- COMSATBw-2 gestartet am 22.05.2010: $\lambda_m = 13^\circ$ Ost

SatCom Bw Bodensegment

- **Große Transportable Bodenstation**



- **Mittlere**



Anhang A: Grundlagen

Wiederholung - Grundlagen 1

Frequenzen, Zustandsraum, Frequenzraum & Signaltransformation

Definition FREQUENZ : $f = 1 / T$

*”Mathematisches Maß zur Beschreibung der Wiederholung
(periodischer) Vorgänge”*

Definition PERIODE :

*“Kürzester Zeitabschnitt nachdem sich eine Funktion (Vorgang)
wiederholt”*

T	...	Periode oder Schwingungsdauer
f	...	Frequenz (Anzahl der Perioden / Zeit) [1 Hz = 1/s]
$\omega = 2 \pi f$...	Kreisfrequenz [rad / s]

Grundlagen 2

Zustandsraum, Frequenzraum und Signaltransformation

Zwei wichtige Räume (Bereiche):

- Zeitbereich $\{ -\infty < t < +\infty \}$
- Frequenzbereich $\{ -\infty < \omega < +\infty \}$

Darstellung einer Funktion x bzw. X heißt:

- Zustandsraumdarstellung $x(t)$
- Frequenzraumdarstellung $X(\omega)$

Grundlagen 3

Zustandsraum, Frequenzraum und Signaltransformation

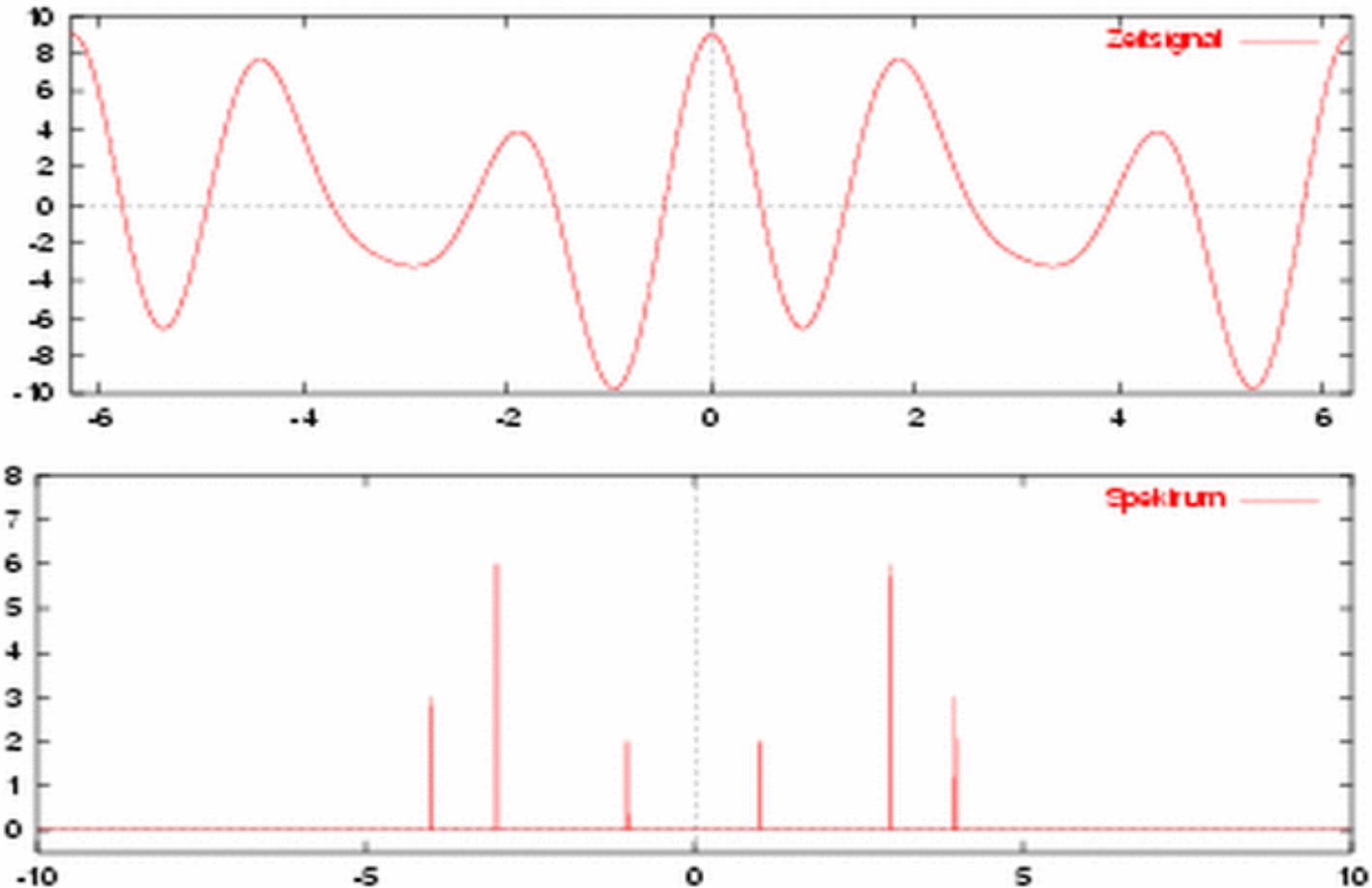
Zwischen **Zeit- und Frequenzbereich** gibt es je nach Problemstellung eine Vielzahl von umgekehrt eindeutigen Transformationen oder Abbildungen:

$$x(t) \quad \longleftrightarrow \quad X(\omega) \quad : \quad X(\omega) = \mathbf{F} \{x(t)\}$$

$$X(\omega) \quad \longleftrightarrow \quad x(t) \quad : \quad x(t) = \mathbf{F}^{-1} \{ X(\omega) \}$$

$\mathbf{F}, \mathbf{F}^{-1}$... Signaltransformation, inverse Signaltransformation
oder Rücktransformation

Beispiel 1 : Harmonisches Zeitsignal



Beispiel 2 : Rechtecksignal

