

Comunicações Satélite

Curso Técnico e de Regulamentação

Luanda 11 a 15 July 2011

Els0 Pinto - Consultor



Agenda

- Dia 1 - Princípios fundamentais das comunicações via satélite
- Dia 2 - Linhas orientadoras na regulamentação de serviços via satélite
- Dia 3 - Planeamento de rede e avaliação plano de transmissão
- Dia 4 - Instalação e manutenção de Vsat
- Dia 5 - Aquisição de equipamentos Vsat e segmento espacial



Horário diário

- 08h30 - Início da sessão diária
- 10h00 - Café
- 12h00 - Almoço
- 13h30 - início sessão da tarde
- 15h00 - Café
- 16h00 - Fim sessão diária

Dia 1

Principios BÁSICOS



Princípios básicos

- Nascimento das comunicações satélite
- Desenvolvimento das comunicações satélite
- Componentes da comunicação satélite
- Tipos de órbitas
- Posições orbitais e interferências rádio
- Tipo de antenas e medidas de desempenho
- Componentes de RF
- Medidas em Estações Terrenas
- Tipos de Serviços
- Evolução tecnologia e tendências



Nascimento comunicações satélite

A congestão do espectro para as frequências HF limitava seriamente o desenvolvimento das comunicações a grande distância, em especial através do Oceano e as alternativas como o cabo submarino eram demasiado onerosas.....isto até 1960

...fora das utilizações tradicionais expectáveis das ondas rádio, o eco lunar foi inicialmente detectado em 1946 e como consequência técnicas desenvolvidas na WWII.

....Em 1957 foi ensaiado uma recepção de Sinal refletido na Lua e em 1959 concretizada uma comunicação entre UK e US e US e CAN via Lua.

Tratava-se dum marco já que embora as condições de comunicação fossem más (fraco sinal recebido, distorção, tempo de atraso...)

...Em 1954 em reunião do “Institute of Radio Engineers” J.R.Pearce fez a apresentação técnica do que seria uma plataforma automática de reflexão de sinais radio

.....Em Outubro 1957 a URSS lança o Sputnik I , não estacionário que transmite dados telemetria por 21 dias E em Janeiro 1958, US colocaram em orbita Explorer I que durante 5 meses retransmitiu informação espacial.

Nascimento comunicações satélite

- **COMMUNICAÇÕES VIA SATELITE**, ou apenas **COMSAT** são definidas como processo de comunicação com recurso a **satélites artificiais** usando ondas de rádio à frequência designada por micro-ondas.
- A maior parte das comunicações satélite usam **órbitas geoestacionárias ou quase estacionárias** apesar de haver outras que utilizam baixas órbitas. Trata-se no fundo de tecnologia complementar à dos cabos, genericamente falando, ou cabos de fibra óptica, tecnologia mais implementada. O conceito foi proposto pelo Arthur C. Clarke baseado em trabalhos de Herman Potočnik's de 1929.

.../...





Mascimento das comunicações satélite

• Em 1945 Clarke escreveu um artigo "Extra terrestrial relays" na revista "Wireless World", que descrevia os fundamentos do desenvolvimento dos satélites artificiais e suas orbitas geostacionarias como elementos reflexao de sinais, o que o projectou como pai das comunicações via satélite

EXTRA-TERRESTRIAL RELAYS

Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?

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 over different parts of the globe. A relay chain several thousand miles long would cost millions, and transmission 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 article 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 few 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 "astrostatics". 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 German transatlantic rocket

cast 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 balance it. Fig. 1 shows this graphically. The moon, of course, is a particular case and would lie on the curve of Fig. 1 if they were produced. The proposed German space-stations

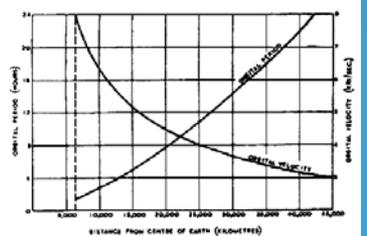


Fig. 1. Variation of orbital period and velocity with distance from the centre of the earth.

Also 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 the atmosphere and left to drift

sequent economy of power. On the higher frequencies it is not difficult to produce beams less than a degree in width, and, as mentioned before, there would be no physical limitations on the size of the mirror. (From the space station, the disc of the earth would be a little over 17 degrees across). The same mirrors could be used for many different transmissions if precautions were taken to avoid cross modulation.

It is clear from the nature of the system that the power needed will be much less than that required for any other arrangement, since all the energy radiated can be uniformly distributed over the service area, and none is wasted. An approximate estimate of the power required for the broadcast service from a single station can be made as follows:—

The field strength in the equatorial plane of a 1/2 dipole in free space at a distance of d metres is

$$E = 6.85 \sqrt{P} \text{ volts/metre, where } P \text{ is the power radiated in watts.}$$

Taking d as 47,000 km (effectively it would be less), we have $P = 37.6$ watts. (a few mW/metre).

If we assume a 50 microvolts/metre, which is the F.C.C. standard for frequency modulation, P will be 04 kW. This is the power required for a single dipole, and not an array which would

concentrate all the power on the earth. Such an array would have a gain over a simple dipole of about 80. The power required for the broadcast service would thus be about 3.2 kW.

Mischievously small though it is, this figure is probably much too generous. Small parabolas about a foot in diameter would be used for receiving at the earth end and would give a very good signal/noise ratio. There would be very little interference, partly because of the frequency used and partly because the mirrors would be pointing towards the sky which could contain no other source of signal. A field strength of 10 microvolts/metre might well be ample, and this would require a transmitter output of only 50 watts.

When it is remembered that these figures relate to the broadcast service, the efficiency of the system will be realized. The point-to-point beam transmissions might need powers of only a few watts or so. These figures, of course, would need correction for ionospheric and atmospheric absorption, but that would be quite small over most of the band. The slight loss of field strength due to this cause towards the edge of the service area could be readily corrected by a non-uniform radiator.

The efficiency of the system is notably revealed when we consider that the London Television

service required about 3 kW average power for an area less than fifty miles in radius!

A second fundamental problem is the provision of electrical energy to run the large number of transmitters required for the different services. In space beyond the atmosphere, a square metre normal to the solar radiation intercepts 1.33 kW of energy. Solar engines have already been devised for terrestrial use and are an economic proposition in tropical countries. They employ mirrors to concentrate sunlight on the boiler of a low-pressure steam engine. Although this arrangement is not very efficient it could be made much more so in space where the operating components are in a vacuum, the radiation is intense and continuous, and the low-temperature end of the cycle could be not far from absolute zero. Thermoelectric and photoelectric developments may make it possible to utilise the solar energy more directly.

Though there is no limit to the size of the mirrors that could be built, one fifty metres in radius would intercept over 10,000 kW and at least a quarter of this energy should be available for use. The station would be in continuous sunlight except for some weeks around the equinox, when it would enter the earth's shadow for a few minutes every day. Fig. 4 shows the state of affairs during the eclipse period. For

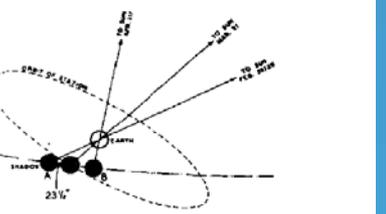


Fig. 4. Solar radiation would be cut off for a short period each day at the equator.

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 "under" 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

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 "under" 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

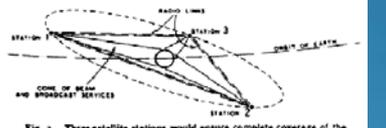


Fig. 3. Three satellite stations would ensure complete coverage of the globe.

the globe, and thus the requirements of all possible services would be met (Fig. 3).

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 world service three would be required, though more could be readily utilized. 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.
- 90 W—The Americas.
- 150 E—China and Oceania.

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 frequency of the waves. Assuming the use of 1,000 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 com-

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

for its fulfillment rockets only twice as fast as those already in the design phase. Since the gravitational stresses involved in the structure are negligible, only the very lightest materials would be necessary and the section 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. Alternatively, given a sufficient transmitting power, we might obtain the

necessary evidence by exploring for echoes from the moon. In the meantime there are visual evidences 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

Cronologia

- **1945 Arthur C. Clarke Article: "Extra-Terrestrial Relays"**
- 1955 John R. Pierce Article: "Orbital Radio Relays"
- 1956 Primeiro cabo telefónico Trans-Atlantic : TAT-1
- **1957 Sputnik: Russia lançamento 1º satélite .**
- 1960 1º lançamento DELTA bem sucedido
- 1960 ATT solicita à FCC licença para comunicações satélite
- 1961 Inicio formal dos programas TELSTAR, RELAY, e SYNCOM
- 1962 lançamento dos TELSTAR e RELAY
- **1962 Acordo de Comunicações Satelite (U.S.)**
- 1963 Lançamento do SYNCOM
- **1964 Formação INTELSAT**



Cronologia

- **1965 COMSAT's EARLY BIRD: 1º satellite comercial**
- 1969 Série INTELSAT-III cobertura global
- 1972 ANIK: 1º satélite Domestico comunicações (Canadá)
- 1974 WESTAR: 1º satélite Domestico Comunicações (U.S.)
- 1975 Série INTELSAT-IVA: 1º utilização polarização dupla
- 1975 RCA SATCOM: 1º satélite operacional com estabilização do corpo principal
- **1976 MARISAT: 1º satélite comunicações móveis**
- 1976 PALAPA: 3º País a lançar satélite doméstico (Indonesia)
- **1979 Formação INMARSAT**
- 1988 TAT-8: 1º Cabo fibra óptica Trans-Atlantico
-
- 2010 HYLAS 1 Satélite privado europeu banda Ka (AVANTI)

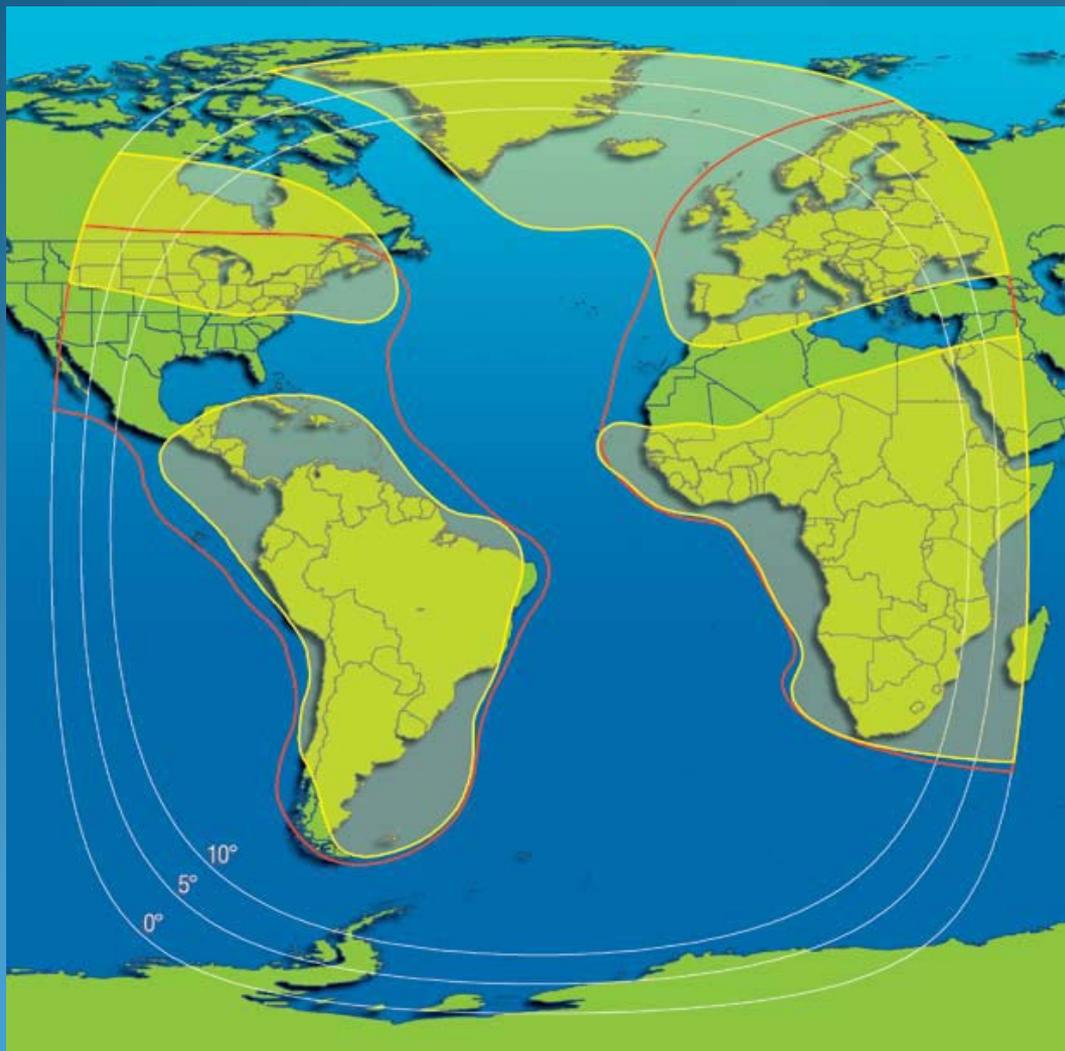


Desenvolvimento com. satélite

- Tipos de Cobertura Sistemas Satélite
 - Cobertura global terrestre genéricos (ex. Intelsat)
 - Cobertura global marítima (ex. Inmarsat)
 - Cobertura Regional
 - Cobertura Doméstica (nacional)
- Categorias de serviço Satélite
 - Serviços fixos (FSS)
 - Difusão directa (DBS)
 - Serviços móveis (Marítimo, Aeronáutico, Terrestre)
 - Outros (Meteorológicos, Educação, Científicos, Militares)



Diagrama de Coberturas



Zona Atlântico
Intelsat IS 903
325,5 ° E

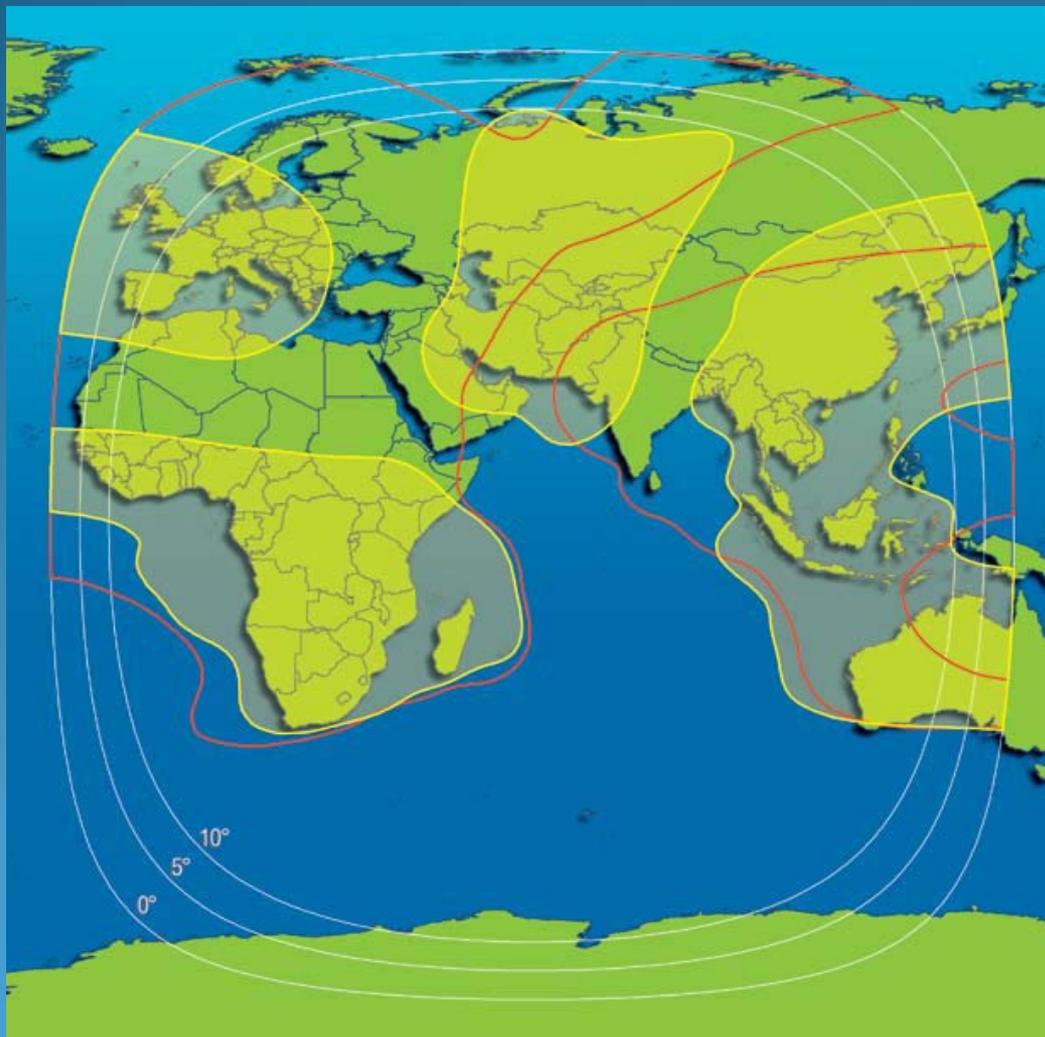
Global

Hemi

Zona



Diagrama de cobertura



Zona Indico
Intelsat IS 904
60 ° E

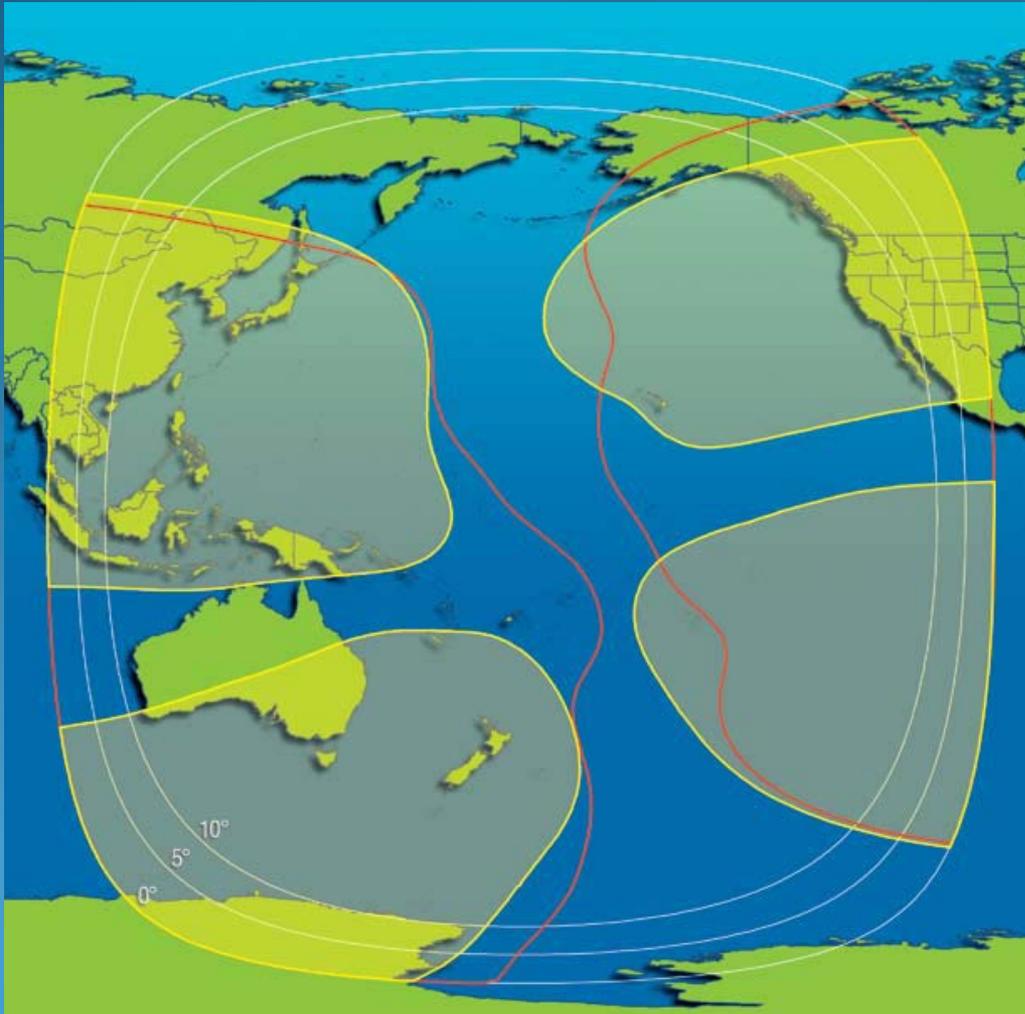
Global

Hemi

Zona



Diagrama de cobertura



Zona Pacifico
Intelsat IS 701
180 ° E

Global

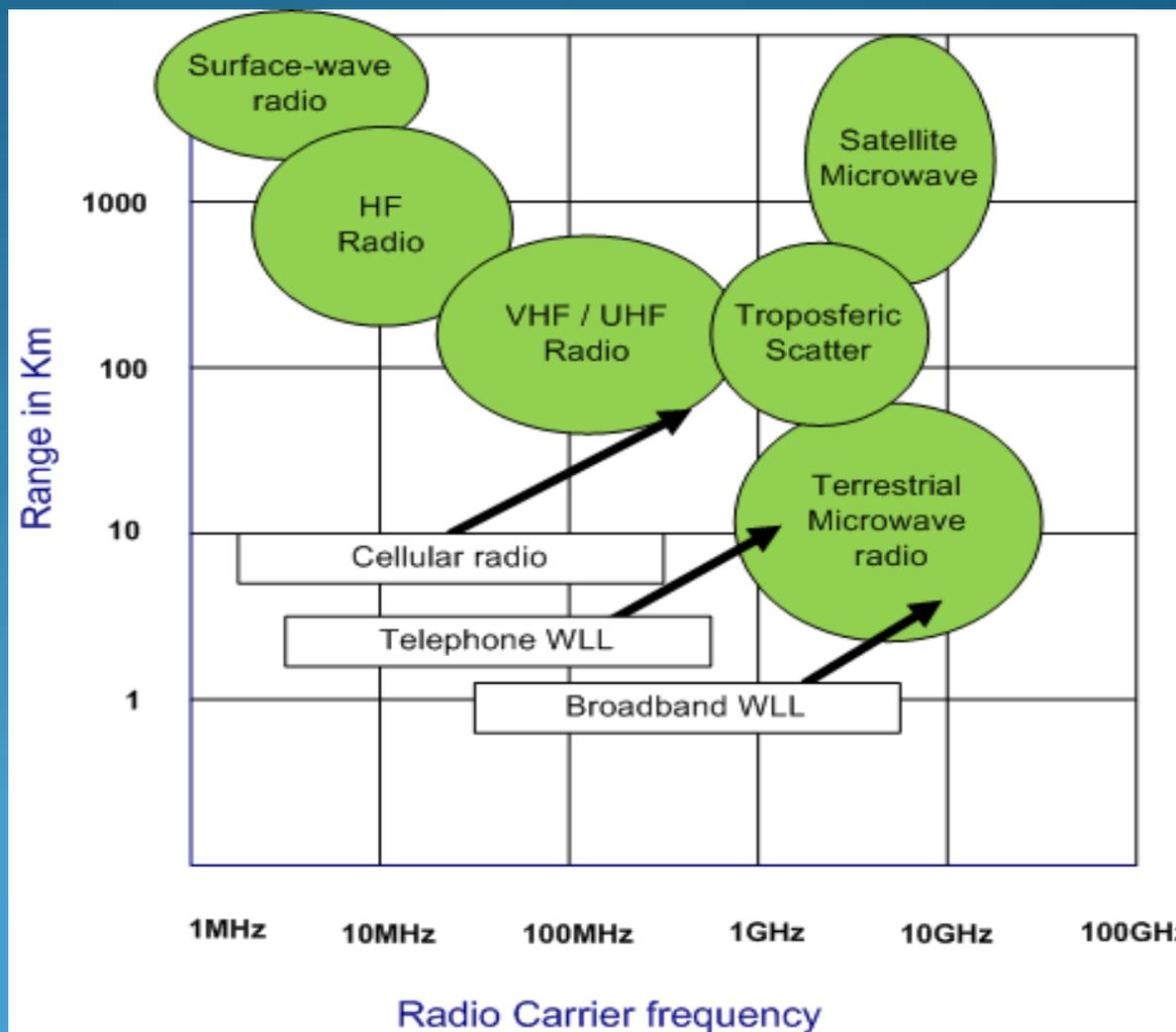
Hemi

Zona

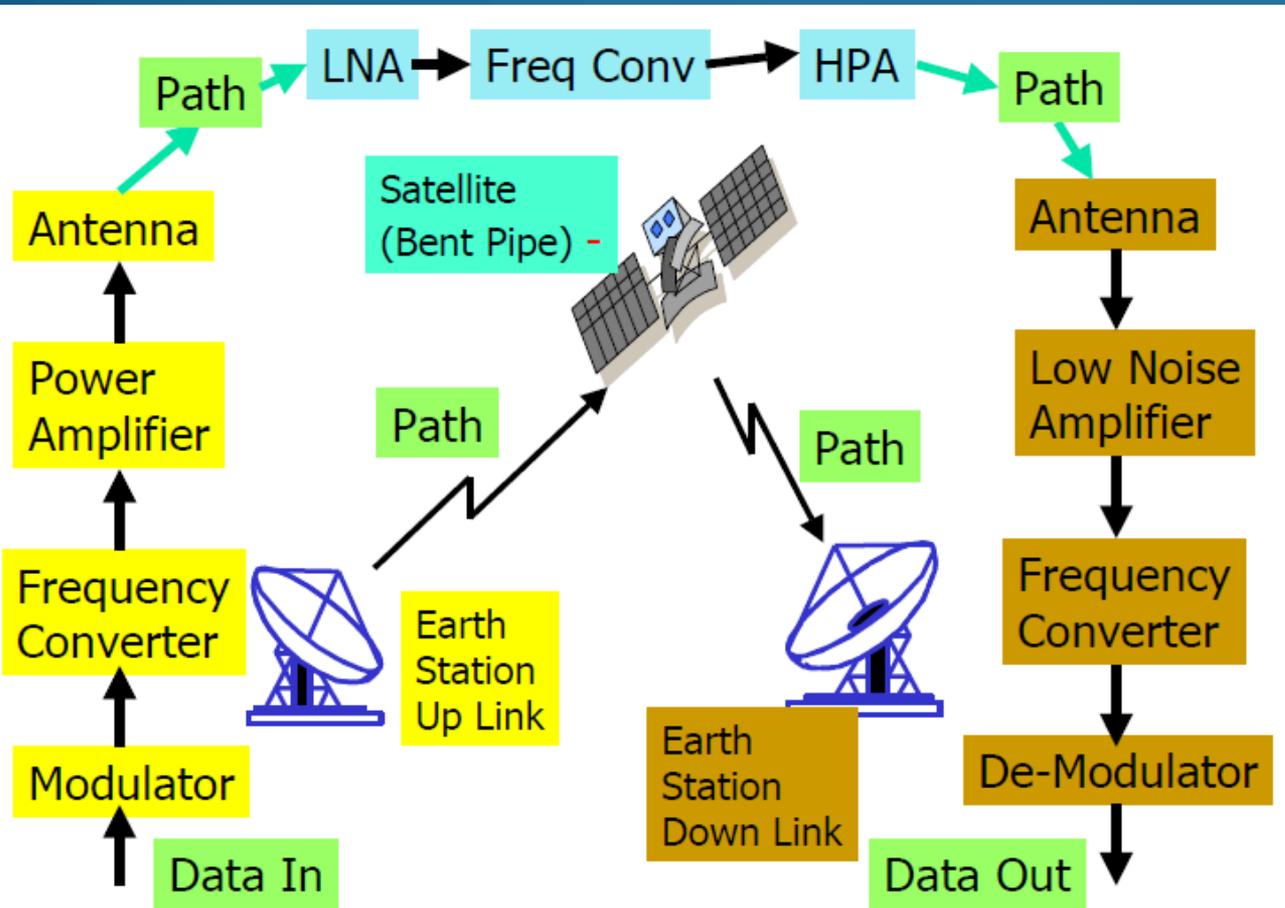


Componentes da Comunicação Satélite

PLANEAMENTO
COMUNICAÇÕES



Componentes da Comunicação Satélite



- Link
- Segmento Espacial
- Estações Terrenas





Componentes Comunicação satélite

(link - objetivos & desenho)

- Objectivos
 - Recuperar informação (above ruído, espúrios & sem distorção)
 - Obrigações à comunidade (não interferência)
 - Economicidade
- Desenho
 - Distância entre utilizadores (2 x 36000 Km)
 - Efeitos meteorológicos (compensar efeitos adversos)
 - Disponibilidade do link (Internet, voz, televisão, dados)
 - Manter a qualidade do sinal
 - Economia largura banda





Componentes Comunicação satélite (link - objetivos 1)

- Devido à distância envolvida, no sentido ascendente e ao chegar ao "repetidor", deve ser recuperado e regenerado , não obstante o nível de ruído. O mesmo será feito no sentido descendente sendo obrigatório o equilíbrio entre o sinal real e sinais espúrios não devendo haver qualquer distorção.
- Para cumprir os objetivos referidos, haverá decisões a tomar a respeito do débito de transmissão, da potência a entregar ao repetidor, da largura de banda a utilizar etc ... **Como?**

Quando referirmos o link budget, responderemos





Componentes Comunicação satélite

(link - objetivos 2)

- Os geradores de informação - as pessoas - vivem em comunidade e os sinais de satélite cobrem vastas áreas, por isso e de modo a combinar múltiplos sinais, devem ser adoptadas restrições técnicas para não interferência em terceiros ou de terceiros - ou de utilizadores para utilizadores.
- Por outro lado devem ser utilizados processos de "transmissões múltiplas", onde a cada portadora corresponda uma frequência (caso transmissão FDM), a cada portadora corresponda uma janela temporal própria (caso transmissão TDM) ou onde a cada portadora corresponda um transmitir código (caso de transmissão CDM) Como ?

Quando referirmos os tipos de acesso, se verá



Componentes Comunicação satélite

(link - objetivos 3)

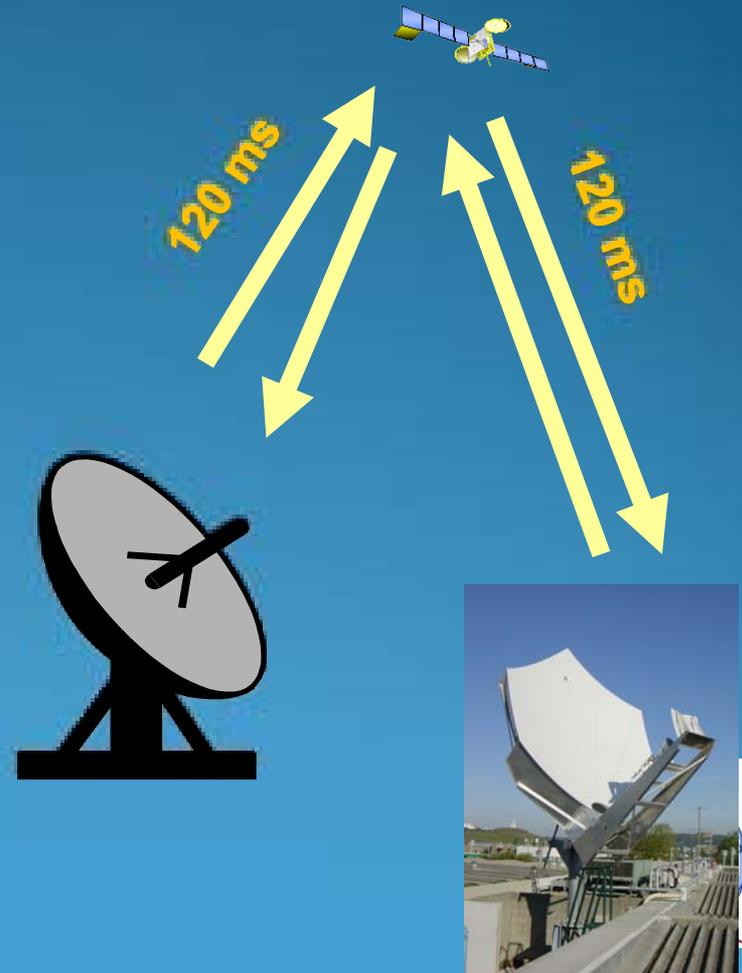
- As comunicações por satélite para concorrer contra as comunicações terrestres ou submarinas devem ser posicionadas ocasionalmente como solução alternativa e às vezes como complementar, mas sempre com custo eficaz ou seja compensador sob o ponto de vista de quem as usará ... **Como?**

A banda frequência, a técnica de transmissão e modulação a utilizar, responderão



Componentes Comunicação satélite (link - desenho 1)

- Devido à distância dos terminais para geo satélite - 36×10^3 km - e considerando a velocidade da luz 3×10^8 km.s⁻¹, a transmissão num trajecto em ar livre completo terá um atraso global de 240 ms.
- A este atraso deve acrescentar-se o do processamento (por exemplo nos modem, switching), o que no total significa cerca de 400 -500 ms, ou seja para a voz o eco é distinguível, ou por outras palavras, necessidade de introdução de equipamentos de cancelamento de eco.



Componentes Comunicação satélite (link - desenho 2)

- Os Operadores de satélites impõem que o sinal de entrada do satélite tenha uma densidade de potência espectral fixa - máxima - para evitar que os sinais interfiram uns com os outros.
- Os utilizadores de satélite têm expectativas diferentes, por exemplo em Internet esperar pelo download de páginas é comum, mas para voz e TV já não faz sentido.
- A chuva é o efeito meteorológico mais adverso transmissões via satélite.



Componentes Comunicação satélite (link - desenho 2A)

Felizmente:

- As condições meteorológicas adversas são geralmente localizadas por isso deverá ser projectada potência adicional, para compensar condições climáticas adversas.
- A margem de atenuação por chuva depende da localização da E / T e o modelo de precipitação na região.
- O efeito meteorológico do clima afecta os 10 Km iniciais
- A margem de chuva na banda C é de 2-3 dB
- A margem de chuva na banda Ku é de 5-15 dB
- A margem de chuva na banda Ka é de 20-50 dB

Componentes Comunicação satélite (link - desenho 3)

Disponibilidade do link define-se como a % de tempo , que um link está operacional, ao longo do ano, devendo o gestor / cliente, anotar a correspondente inoperacionalidade, por exemplo:

5 - 9's = 99,999 % = inop. 5 minutos / ano

4 - 9's = 99,99 % = inop. 53 minuto / ano

3 - 9's = 99,9 % = inop. 8,75 horas / ano

99,8 % = inop. 17,5 horas / ano



Componentes Comunicação satélite (link - desenho 4)

- EIRP
- Vantagem diagrama U / L
- Ganho transponder
- Vantagem diagrama D / L
- Ganho antenna Rx



- Perdas espaço livre
- Perdas guias onda
- Perdas atmosféricas
- Atenuação da chuva
- Erros desapontamento



- Intermodulação E/T
- Ruído térmico U / L
- Ruído térmico D / L
- Intermodulação Xp
- Interferência co.canal

Qualidade sinal

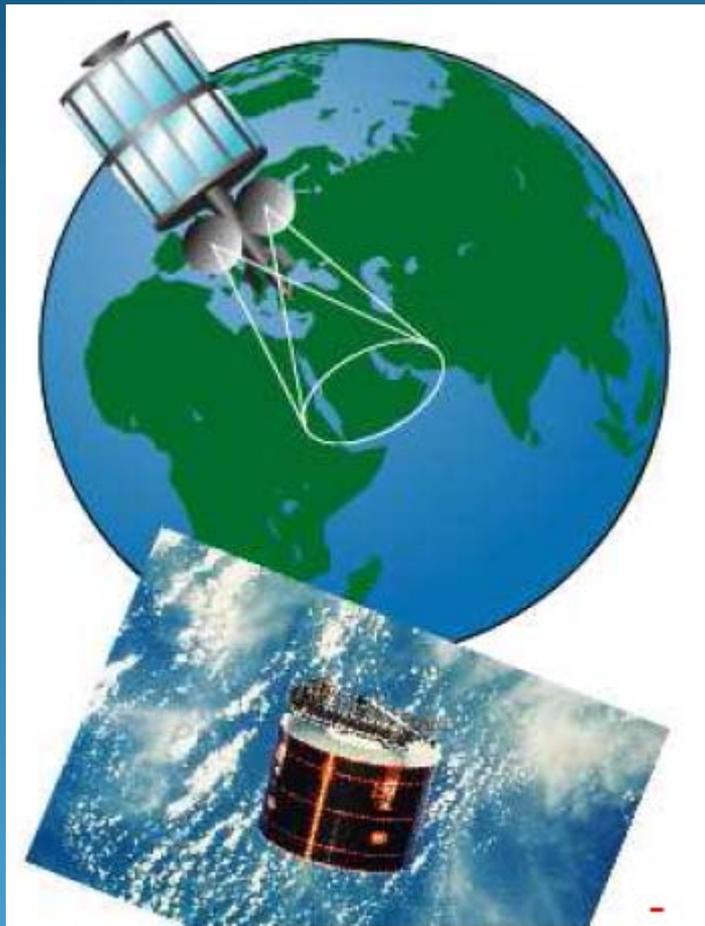


Componentes Comunicação satélite (link - desenho 5)

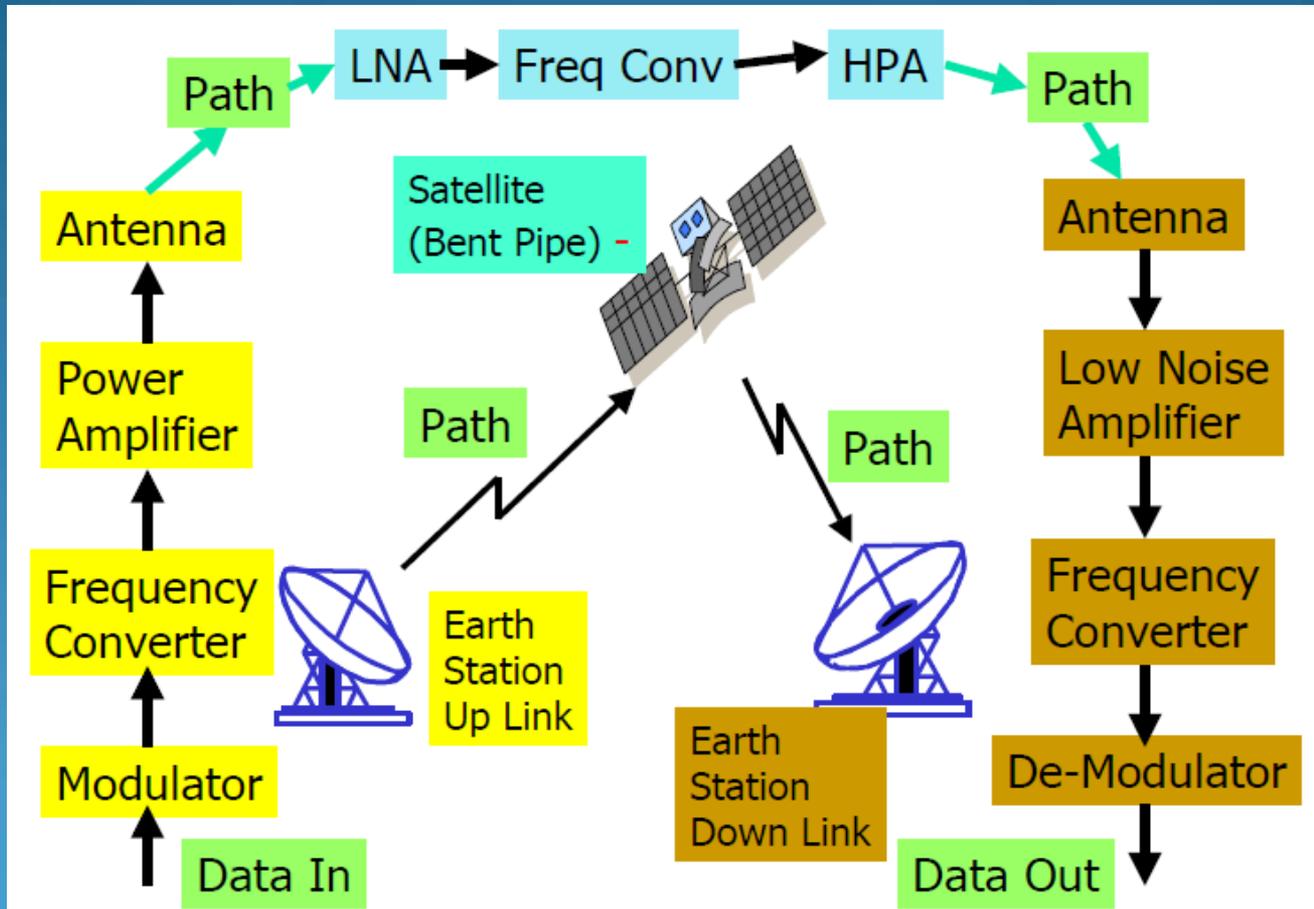
- A largura de banda satélite é muito cara ou por outras palavras, é um recurso natural escasso e tem uma disponibilidade limitada.
- Para obter uma menor largura de banda (o seu equivalente) é necessário maior EIRP - Isotropic Electric Radiated Power - resultado da combinação da antena e dos emissores de potência.
- Mas os amplificadores são caros, e as antenas maiores também o são e exigem maiores cuidados de apontamento.
- Por exemplo, uma antena de 3m em Ku (14 GHz) tem uma largura de feixe de $0,5^\circ$ - assumir beamwidth $\sim 70 * \lambda / d$) em graus, sendo $\lambda = c / f$ GHz
d = diâmetro parabólica em cm



Componentes Comunicação satélite (segmento espacial)



Componentes Comunicação satélite (segmento espacial)

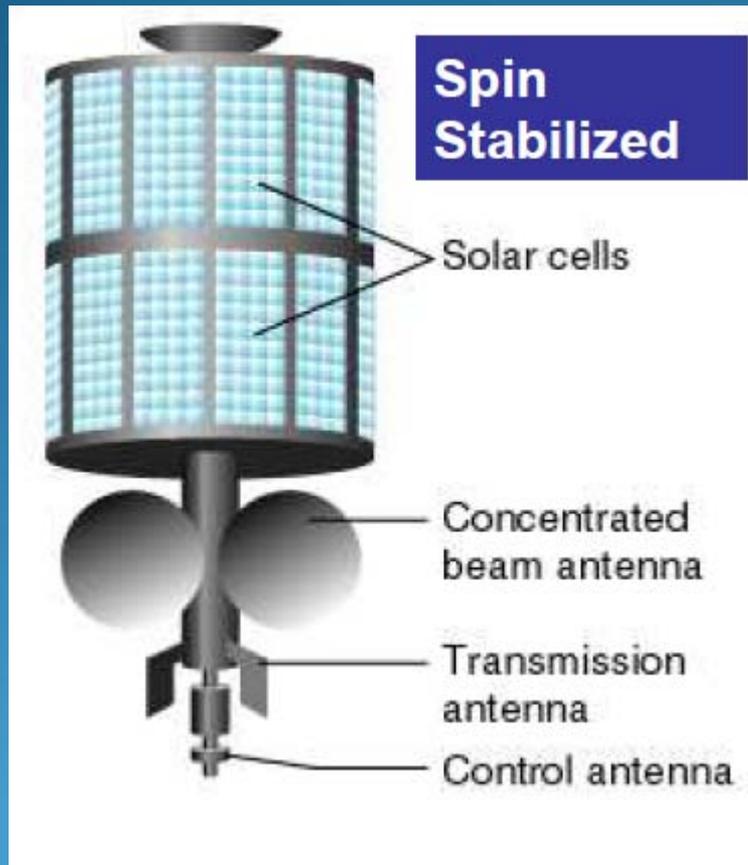


Componentes Comunicação satélite (segmento espacial)

Subsistema	Função	Principal característica
Posição & Órbita (AOCS)	Estabilização da posição & localização orbital	Precisão
Propulsão	Velocidade incremental & binários torção	Volume combustível e impulsos específicos
Telemetria, seguimento & Controlo	Troca de dados com estações terrenas controlo	Nº canais e segurança
Controlo térmico	Regulação temperatura	Elevada capacidade de dissipação
Estrutura	Suporte de equipamentos	Rigidez
Fontes alimentação	Energia multitensão	Precisão regulação
Antenas	Recepção e transmissão de sinais RF	Cobertura & ganho
Repetidores	Amplificação e mudança de frequências	Figura ruído, linearidade, potência de saída



Configuração segmento espacial estabilização altitude & orbita



- Estabilização por spin do corpo principal
- Estabilização por Gyroscópio
- O spin minimiza os efeitos térmico solares
- Só metade da células solares está virada para o sol em cada instante
- Processo eficiente para satélites pequena dimensão
- As antenas têm que ser desacopladas do corpo principal



Configuração segmento espacial

Estabilização tri axial



- A totalidade das células está sempre virada para o sol
- O controlo térmico é mais difícil
- Necessita maior estabilização
- Mais células solares do que no spin estabilizado
- Mais indicado para satélites de maiores dimensões

Configuração do segmento espacial

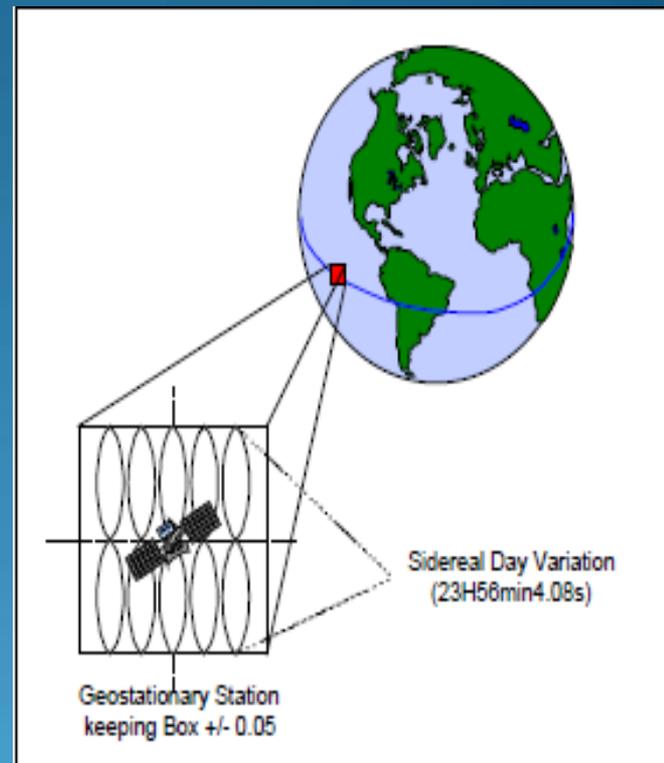
Controlo da posição do satélite

Os efeitos gravitacionais do sol e da lua, pressão de radiação do sol, campo magnético da terra, originam perturbações na órbita do satélite.

As correcções de trajectória são feitas com motores alimentados a combustível, devendo pois este ser criteriosamente controlado pelo Operador.

Cerca de 20 a 40% da massa *morta do satélite* é alocada para manter a posição do satélite.

Tipicamente o controlo corrige +/- 0,05° no sentido Norte Sul ou Este-Oeste.





Configuração segmento espacial sub sistema propulsão

Com a finalidade de gerar impulsos:

- Motor de baixo impulso (**low thrust**) destina-se a correções orbitais, podendo provocar incrementos de 50 m/s e impulsos de mN até 10 N, podendo em horas cumulativas operar centenas até milhares de horas em ciclos curtos (**alguns milisegundos até horas**) e longevidade de 7 a 10 anos em satélites de telecomunicações;
- Motor de alto impulso (**high thrust**) destina-se a transferir o satélite no apogeu para a órbita de transferência, podendo provocar incrementos de 1500 m/s;
- Motor de elevado impulso (**super high thrust**) destina-se a incrementar a velocidade no perigeu da órbita, podendo provocar incrementos de 2430 m/s
- Combustível químico (conseguem-se 0,5 N até 10KN)
- Eléctricos (conseguem-se 2 e 10 mN)



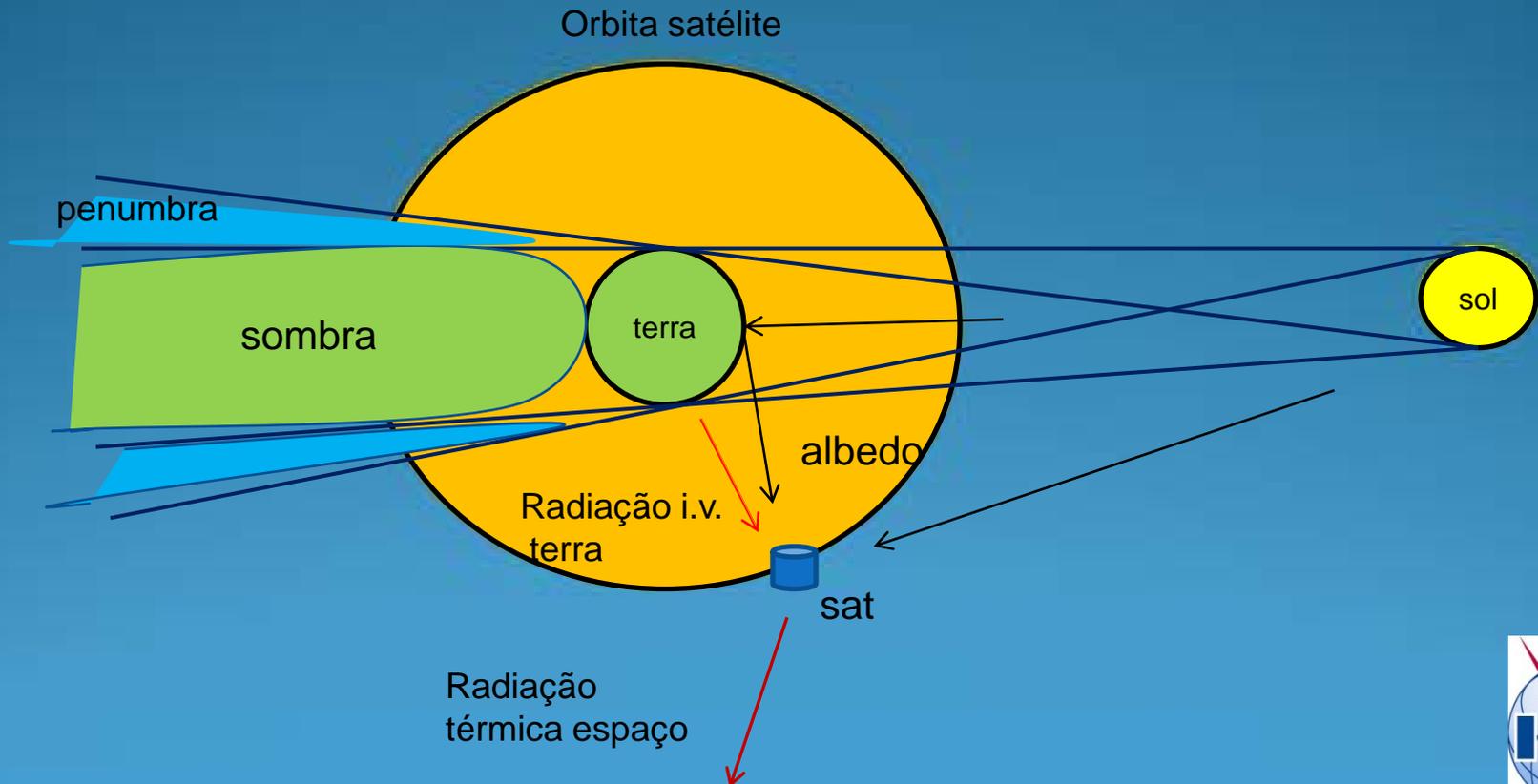


Configuração segmento espacial sub sistema telemetria

- Transmissão de informação de desempenho e estado do satélite ao centro de controlo terrestre
- Fornecimento de medidas angulares e de distância para a localização do satélite
- Recepção de sinais de controlo de correcção de posição e desempenho de sub-sistemas a partir do centro terrestre
- Bandas de VHF (fase lançamento), S (fase estabilizada) ou banda SHF (fase estabilizada)



Configuração segmento espacial sub sistema controlo térmico1





Configuração segmento espacial sub sistema controlo térmico 2

- Permitem manter os equipamentos e estrutura dentro de gama de temperaturas especificadas, quer os equipamentos estejam ou não em operação;
- São desenhados tendo em atenção as fases de órbita de transferência e estabilização;
- Devem salvaguardar gradientes diversos, i.e.
 - Baterias 0°C a $+20^{\circ} \text{C}$
 - Células solares -100°C a $+50^{\circ} \text{C}$
 - Electrónica 0°C a $+60^{\circ} \text{C}$
 - Tanques combustível $+10^{\circ} \text{C}$ a $+50^{\circ} \text{C}$
 - Sensores infra verm. -20°C a $+45^{\circ} \text{C}$



Configuração segmento espacial sub sistema controlo térmico 3

- Dispositivos de controlo térmico **passivo**
 - Baseados na capacidade de absorção e emissão da superfície que reveste o equipamento (casos da utilização pintura branca, alumínio, preto e metal polido)
- Dispositivos de controlo térmico **activo**
 - Bombas de calor (baseados no princípio de transferência de temperatura mediante vaporização - condensação de um fluido apropriado)
 - Mecanismos com múltiplas lâminas de dissipação e fl orientáveis
 - Aquecedores eléctricos, telecomandados ou com termóstato





Configuração segmento espacial sub sistema estrutural

- Destina-se a suportar o equipamento *in-board* especialmente tendo em atenção a fase lançamento em que à maior stress mecânico
- Assegura o posicionamento correcto do equipamento (sensores, suporte de antenas, motores disparo) em relação ao eixo do satélite
- Suporta os estágios de separação e activação de módulos por que passa o satélite desde o seu lançamento até à estabilidade de operação
- Minimiza a acumulação electrostáctica
- Responsável por apenas 6-10% da massa total do sat. (ligas de alumínio e magnésio...fibra carbono)



Configuração segmento espacial sub sistema alimentação1

- Energia **primária**
 - Células e painéis solares (incluindo sensores solares, sistemas de medida e controlo, servomotor, sistema de reorientação e transferência potência)
- Energia **secundária**
 - Acumuladores electroquímicos com:
 - Vida útil adaptada à duração do sat. Dependente do regime de descarga e temperatura
 - Elevada energia especifica, ou seja elevado Wh/Kg
 - Ni-Cd, Ag-Cd, Ni-H₂, Ag-H₂
- **Conversão potência** e protecções consoante
 - Fontes reguladas (+ leve, +simples, + fiável) ou não reguladas (saída + estável)
- **Satélites estabilizados por spin** (unidade potência especifica ~ 9,7 W / Kg) ou corpo fixo (unidade potência especifica ~ 19 W/Kg)



Configuração segmento espacial sub sistema alimentação 2



Painel ultra leve
4,7 KW
Tempo vida
7 anos

Painel leve
2 KW
Tempo vida
7 ano

Intelsat V



1 m ↑



Configuração segmento espacial sub sistema antena1

A abordagem e dimensionamento das antenas no satélite, passa necessariamente pela identificação dos *Efeitos Mecânicos* a que está sujeito e que afectam a sua estrutura, nomeadamente:

Torques gravitacionais (função gradiente)

Que originam a rotação do satélite em volta do seu centro de massa, salvo se o seu eixo de inércia se encontrar alinhado com o seu eixo de vertical à terra e dependem da distância do centro gravitacional da terra ao centro do satélite (com falhas de homogeneidade). Este torque é utilizado para estabilizar os LEO's (Low earth orbit) mas muito ineficiente para os GEO's (Geosynchronous earth orbit)

...../.....



Configuração segmento espacial sub sistema antena 2

Torques de operação (ou provocados)

- Apontamento de antenas
- Apontamento dos painéis solares
- Combustível

Que **originam o drift do satélite** em latitude (mais gravosa, provocada pela atracção lunar e do sol) ou longitude (basicamente devido à assimetria do potencial terrestre dependendo da posição nominal do sat. relativamente aos pontos de equilíbrio a 105° LV ou 76° LE, e à excentricidade da orbita modificada pela pressão da radiação solar.



Configuração segmento espacial sub-sistema antena 3

Chegamos pois à necessidade de estabilização do sat. através do conhecido efeito *gyroscópico* do seu *spin* (rotação em volta de um eixo) em presença de torques - realidade física bem estudada - em que

“na ausência de torques naturais ou provocados, o momento cinético manter-se-á indefinidamente”

ou seja no caso prático de um GEO o eixo a ser mantido numa direcção fixa é o eixo paralelo ao eixo de rotação da terra , sendo pois o eixo de *spin* o orientado a Norte-Sul, o que se consegue com uma rotação de 30 a 20 rpm.



Configuração segmento espacial sub sistema antena 4

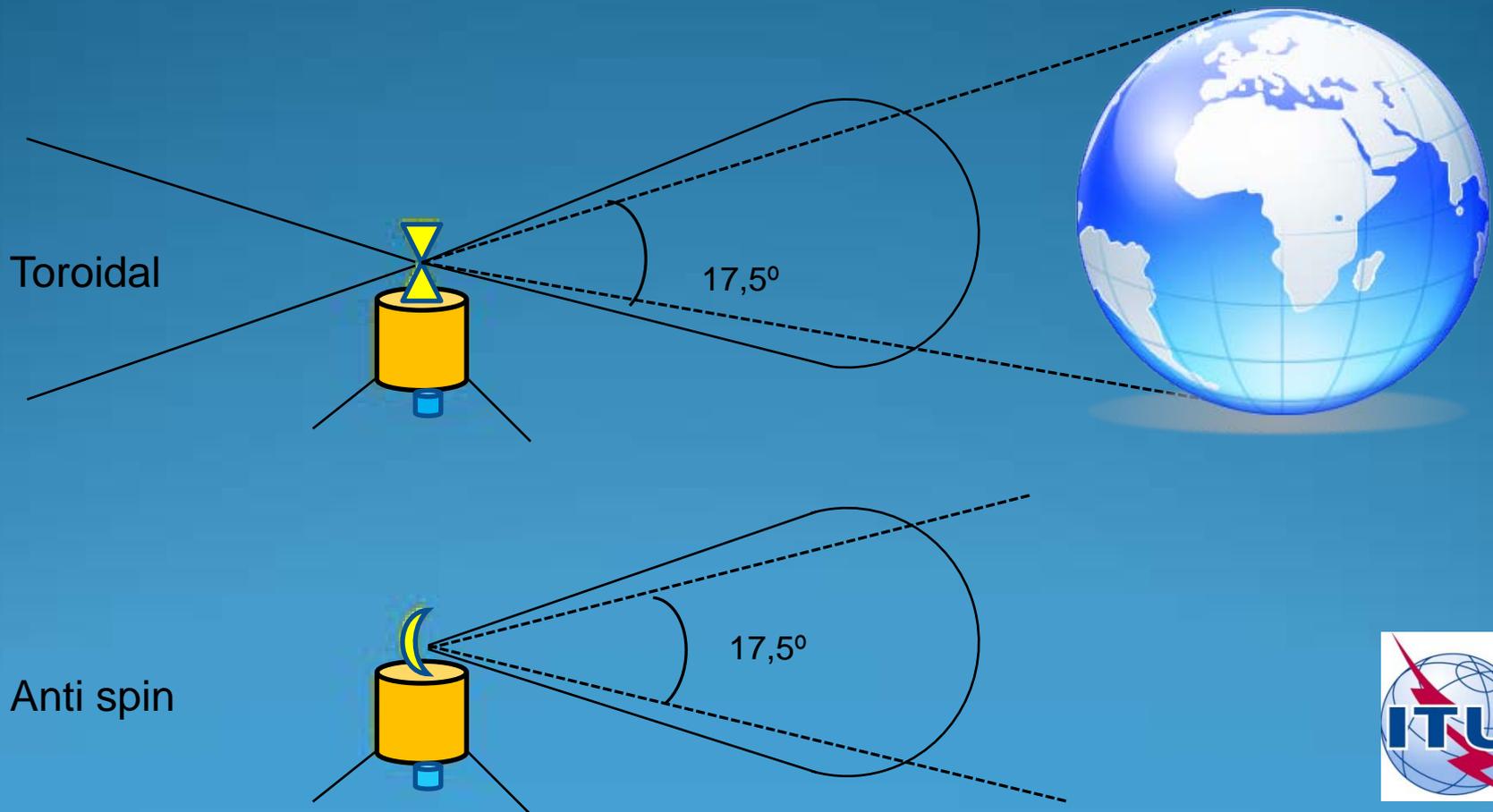
Consoante o tipo de estabilização do satélite

- **Plataforma** fixação antenas, **rotativa**
 - Wired antenas (monopolo, dipolo TTCM, UHF e VHF)
 - Antena toroidal
 - Antena *anti-spin*
- **Plataforma** fixação **estabilizada**
 - Antena horn
 - Antena duplo reflector
 - Agregado de Antenas

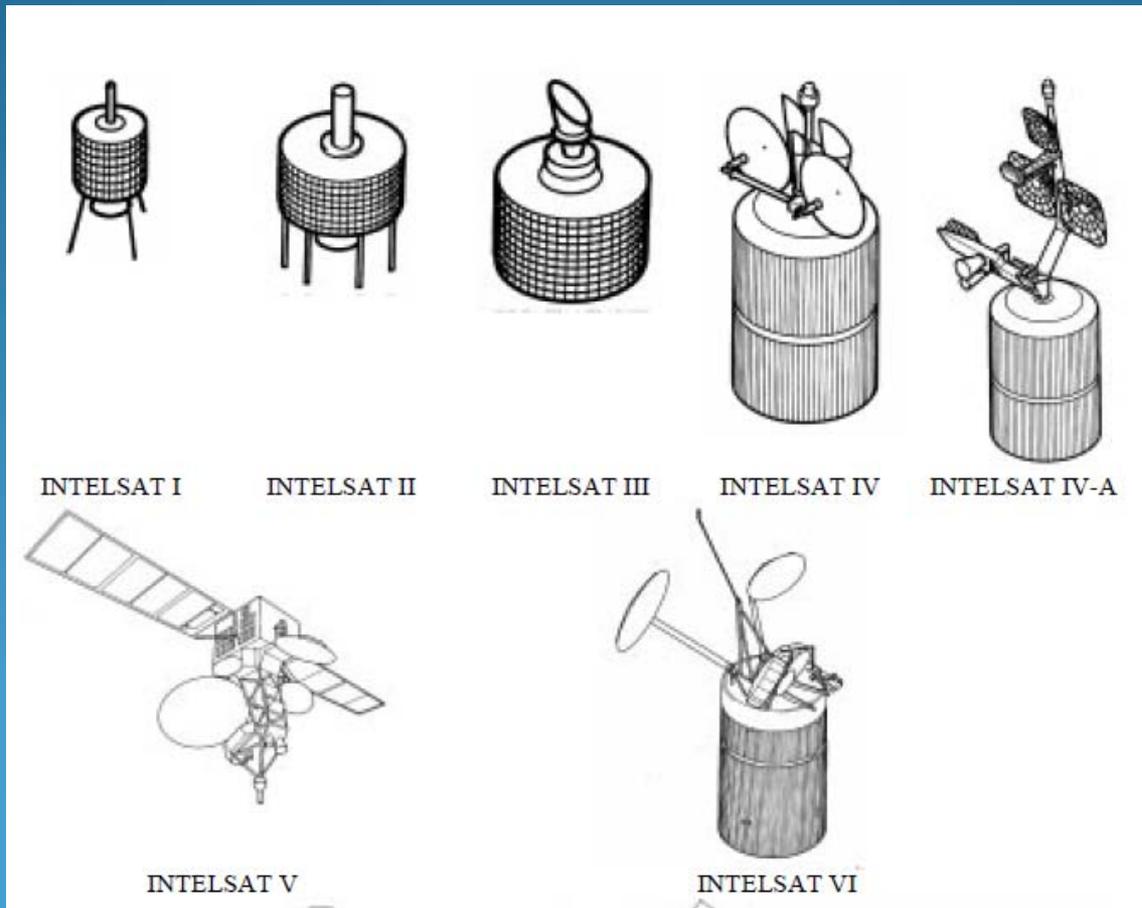
Tendo as antenas as coberturas

- Global, Hemi-esféricas, Zonal
- Projecção localizada (Spot)
- Moldagem (Shaped), Multifeixe (Multiple beam)

Configuração segmento espacial sub sistema antena 5



Configuração segmento espacial sub sistema antena 6



Configuração segmento espacial sub sistema diagrama radiação 1

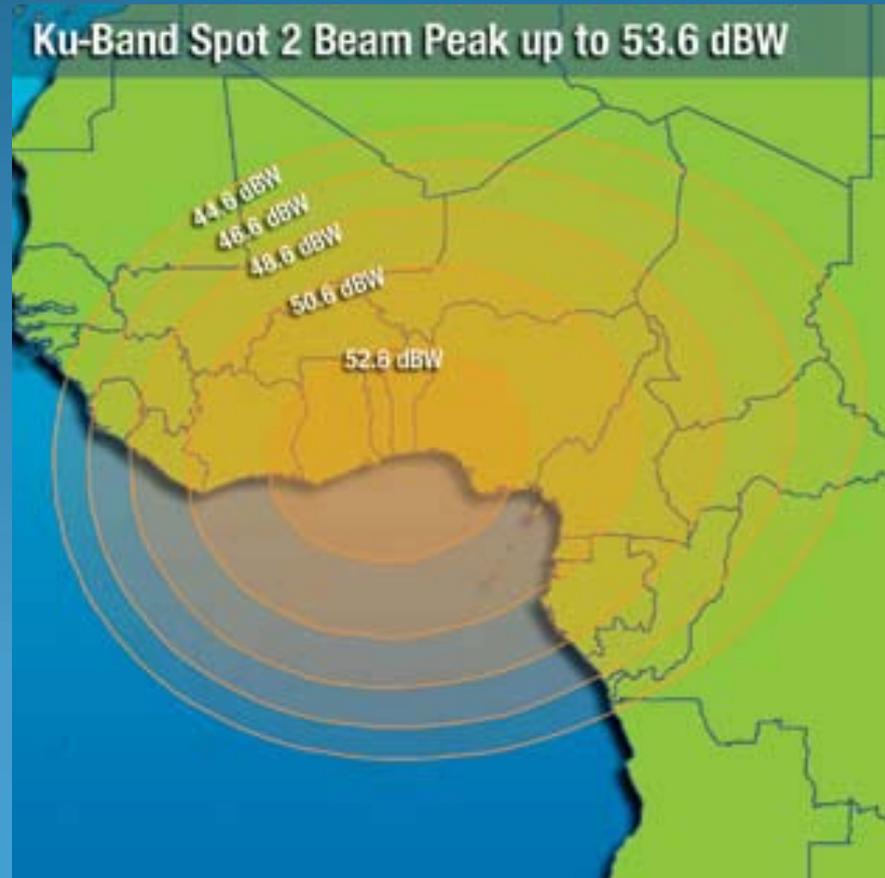


Global

Zona

Hemi

Configuração segmentp espacial sub sistema diagrama radiação 2



Configuração segmento espacial sub sistema transponder 1

São equipamentos electrónicos que asseguram:

- Amplificação dos sinais, recebidos genericamente de - 100dBW para +10 dBW ou seja 110 dB ganho
- Transladores de frequência, que evitam ou minimizam interferência dos sinais emitidos (de elevada potência) para os de recepção que são de muito baixa potência.
- Regeneradores (satélites não convencionais)

Configuração segmento espacial sub sistema transponder 2

No desenho de um sistema de comunicações por satélite o **downlink do sistema é a componente mais crítica**, pois o emissor tem uma potência muito limitada e a estação que vai receber esses sinais está a cerca de 36000Km de tal modo que mesmo utilizando antenas de grande porte a potência recebida é da ordem dos 10^{-12} W.

Para que o sistema funcione razoavelmente é preciso que a potência recebida exceda a **potência de ruído entre 5 a 25 dB** (dependendo da largura de banda do sinal emitido e da modulação usada).



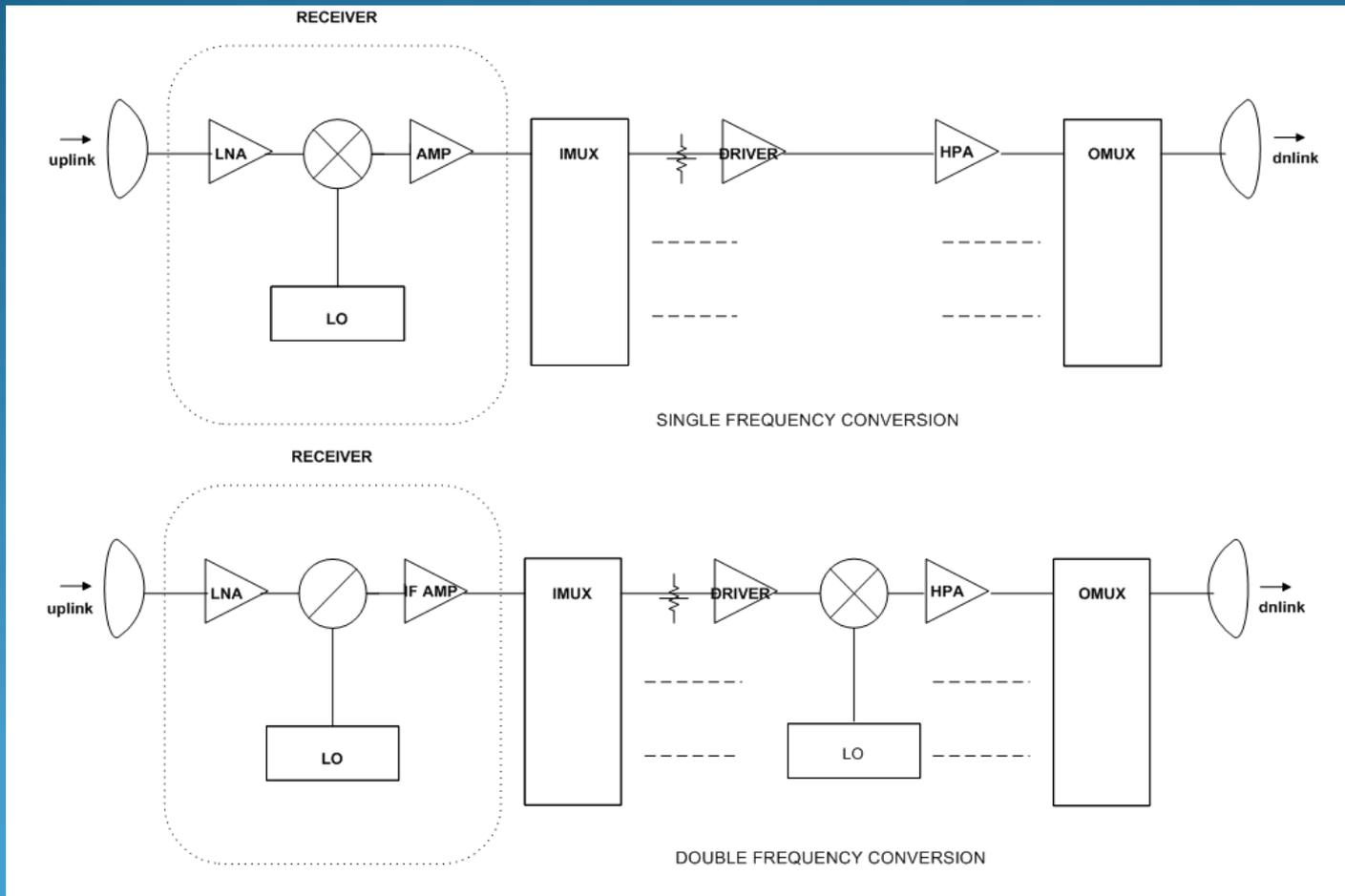
Configuração segmento espacial sub sistema transponder 3

Os satélites iniciais eram equipados com repetidores (*transponder*) de 250 ou 500 MHz, com antenas de baixo ganho e emissores de 1 ou 2 W, e os mais recentes embora sem poderem usar emissores de potência muito elevada podem fazer a otimização das frequências mediante a sua reutilização, por antenas distintas e polarizações distintas (*spatial frequency reuse* e *polarization frequency reuse*) duplicando ou triplicando a utilização da largura de banda.

Por exemplo o Intelsat V, consegue nas bandas 6/4 14/11GHz, que os 500 MHz sejam otimizados para 2500 MHz.



Configuração segmento espacial arquitetura transponder





Configuração segmento espacial componentes transponder 1

- Amplificadores de baixo ruído
- Conversores descendentes
- Amplificador intermédio
- Multiplexers de entrada e saída
- Matriz de comutação (em satélites multifeixe)
- Amplificador de canal
 - Driver
 - Andar saída
 - Operação multi portadora
 - Amplificador Alta potência (*HPA* com *TWTA* ou *SSPA*)
- Repetidor regenerativo



Configuração segmento espacial componentes transponder 2

- Amplificadores baixo ruído
 - Trata-se dum amplificador com ganhos da ordem dos 5 a 20 dB, com figura de ruído baixa (3 dB/6GHz e 4 db /14GHZ), e com tecnologia FET (GaAs) ou paramétricos,
- Conversores descendentes
 - Inclui um misturador, filtros e o oscilador local, sendo responsável por uma perda de conversão de 5 a 7 dB.
- Amplifier Intermédio
 - Depois da conversão de frequência é usado para repôr níveis, usualmente com transistor bipolares, FET e TW. Consequência da amplificação surgem normalmente fenómenos de não linearidade



...../...

Configuração segmento espacial componentes transponder 3

- *Multiplexer* de entrada e saída

Dispositivos que impõem a largura de banda pré-definida no *transponder*, quer à entrada quer à saída do sinal, sendo constituídos pelo:

- **IMUX** que *separa* (mediante dispositivos de ondas guiadas híbridos, circuladores, filtros passa banda, coaxiais) os canais (pares e impares).
- **OMUX** que (re)combina os canais após amplificação. São impostas restrições rigorosas pois que qualquer perda de inserção se traduz na prática por redução ao EIRP satélite

.../...



Configuração segmento espacial componentes transponder 4

.../...

- Filtros cuidadosamente ajustados , obedecendo a requisitos de *variações de amplitude e group delay versus frequency (filter mask)*, nomeadamente:
 - Elevado atenuação fora de banda, para evitar sobreposição (*overlapping*) entre canais
 - Pequena amplitude variação dentro de banda e extremos abruptos (*slope variations*) para evitar distorções

.../...



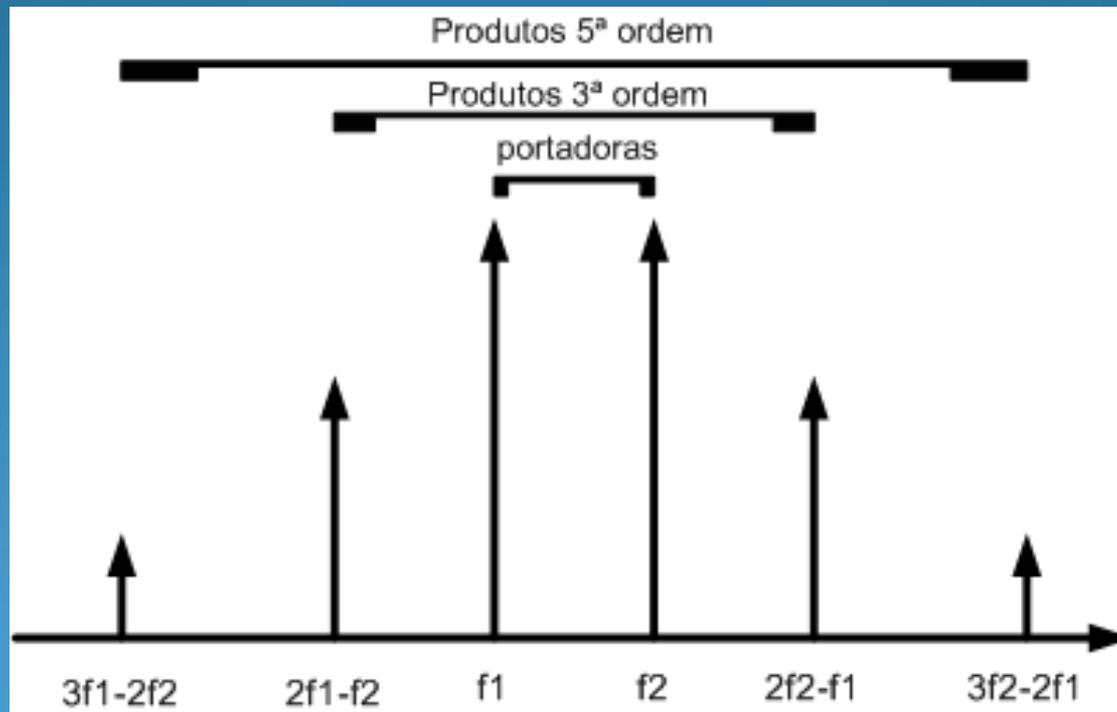
Configuração segmento espacial componentes transponder 5

- Matriz comutação
 - Usualmente em satélites Multibeam e como forma de fazer interconectividade entre os diversos feixes, recorre-se a switch comandados ou não remotamente, a partir do centro de controlo terrestre. A rapidez dos switch - alguns milissegundos - é fundamental, o que implica:
 - Dispositivos SS - *solid state* e
 - Controlo *on board* do estado do switch
- Amplificador de canal
 - Composto por um ou vários andares, tem na sua linearidade a principal exigência de desenho.
Com efeito para o caso de 2 portadoras (canais) são os produtos de 2ª e 5ª ordem o principal obice , dado que os produtos $2f_1-f_2$ e $2f_2-f_1$ bem como os $3f_2-2f_1$ respectivamente os mais significantes, como exposto à frente.
O amplificador é constituído genericamente por:

.../...



Configuração segmento espacial componentes transponder 6



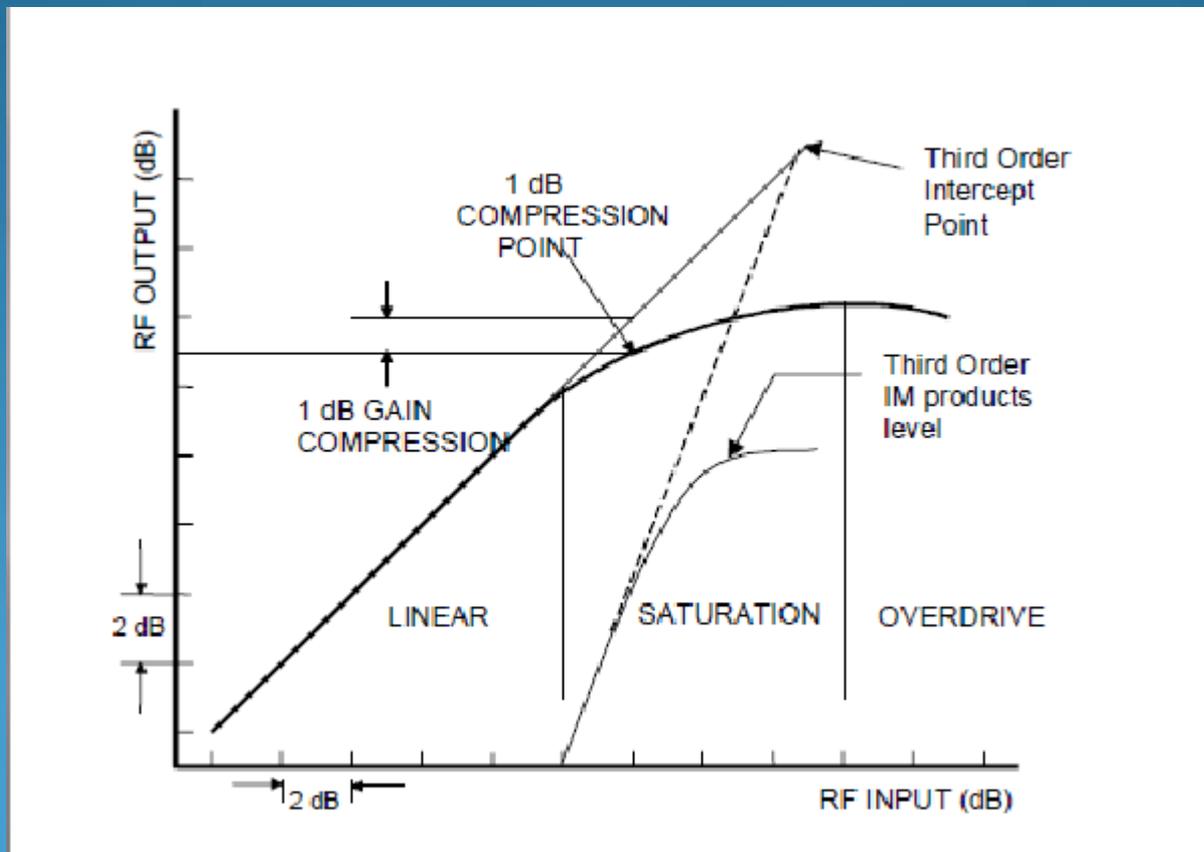


Configuração segmento espacial componentes transponder 7

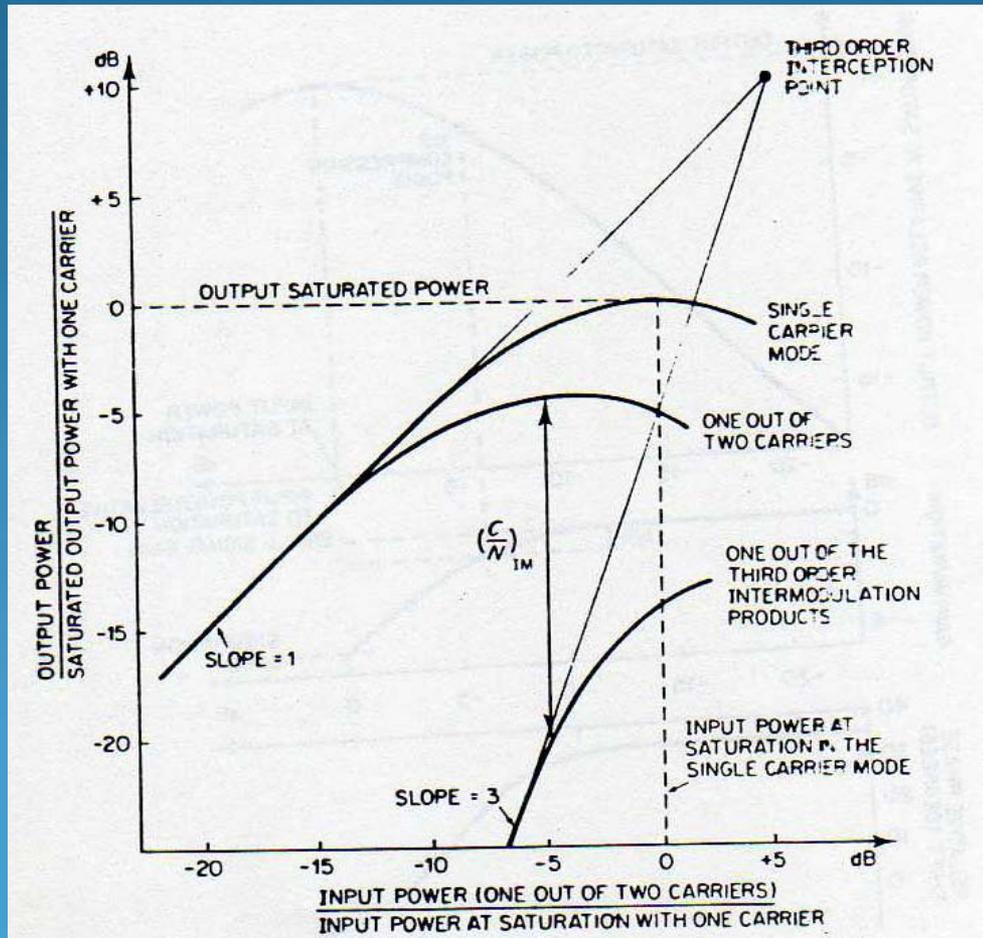
- Driver que não é mais do que um amplificador de banda estreita, implementado em componentes Solid State
- Andar de saída, andar em que as curvas de ganho e defasagem são críticas conduzindo neste ultimo caso ao equivalente de conversão AM / PM, evidenciado na figuras seguintes (caso mono portadora e multiportadora)
- Amplificador alta potência (*HPA*) com *TWTA* - *Travelling Wave Tube* dispositivo de amplificação que tem vindo a ser susbtituido com mais eficiência pelo *SSPA* - *Solid State Power Amplifier*, já que são mais leves, mais lineares e com mais fiabilidade.



Configuração segmento espacial componentes transponder 8



Configuração segmento espacial componentes transponder 9





Configuração segmento espacial componentes transponder 10

- O campo eléctrico da onda de RF ao penetrar na região de feixe de electrões, origina aceleração a alguns electrões e a desaceleração de outros produzindo uma modulação periódica da velocidade aproximadamente em fase com o campo eléctrico de RF.
- Os grupos de electrões tendem a concentrar-se mais perto da zona de mais intensidade do campo e são rarefeitos na zona oposta. Porque a velocidade média do feixe de electrões é ligeiramente maior do que a onda de RF, os grupos tenderão a mover-se para trás em regiões onde o campo de RF vai desacelerar. Como os electrões perdem velocidade, a energia perdida é transferida para a energia de RF na transferência de energia da onda. Esta RF regista um ganho constante na amplitude da onda de RF por unidade de comprimento..
- A onda progressiva será ampliada no sentido input-output e não ao contrário

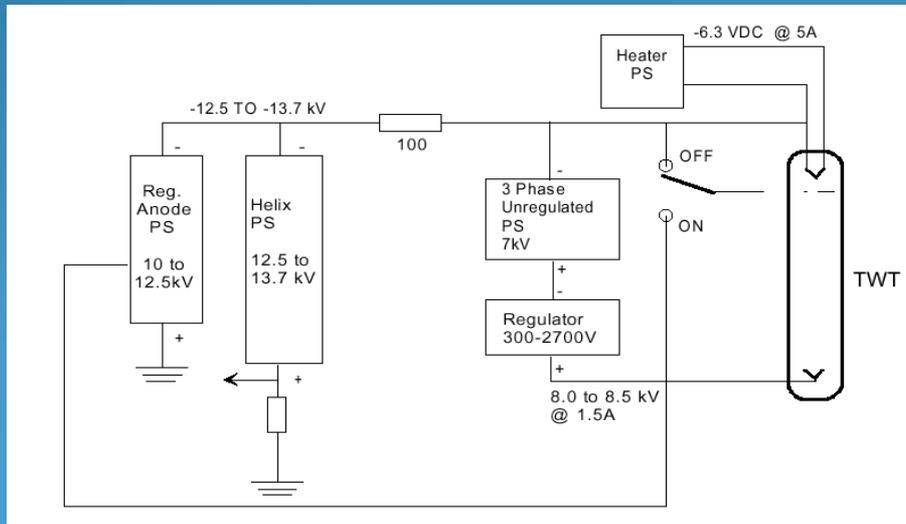
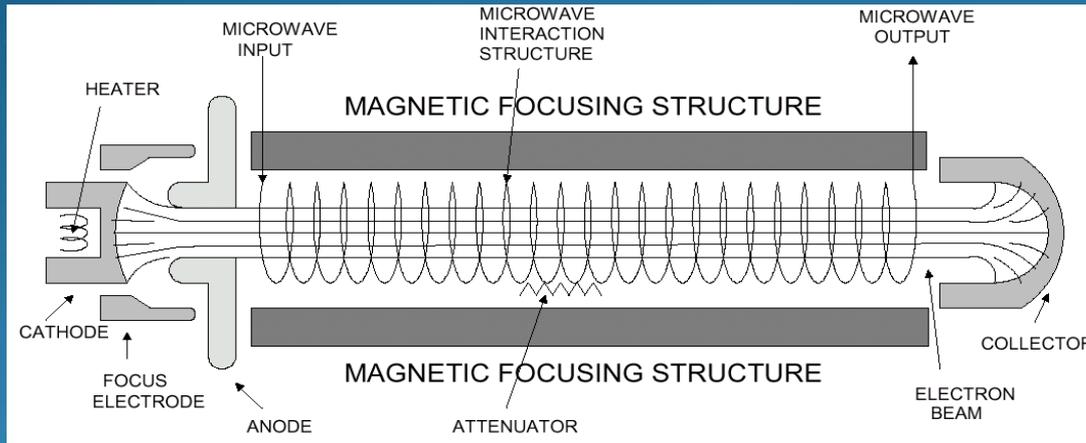


Onfiguração segmento espacial componentes transponder 11

- No entanto, na presença dos reflexos inevitáveis no acoplamento de entrada e saída, poderá haver reflexões de energia para a entrada ao longo da hélice, e sob o ponto de vista de entrada, este sinal irá representar o feedback RF.
- Na prática todos os TWTAs têm ganho suficiente para este mecanismo de feedback. para resultar em auto-oscilação. É bastante simples interromper esta realimentação, colocando atenuação de RF em uma ou mais das barras de apoio hélice. A atenuação é formada pela colocação de um padrão cuidadosamente controlada de um material resistente nas hastes antes da sua instalação na estrutura de hélice.
- A grafite pirolítica (carbono) e carboneto de titânio são as substâncias mais usadas. O padrão de atenuação é dimensionado para fornecer uma reflexão muito baixa de RF de modo que qualquer energia reflectida a partir da saída do TWTA é absorvida na atenuação.



Componentes segmentos espacial componentes transponder 12



- Canhão de Electrões

Catodo

Filamento

Electrodo Focagem

Anodo

- Helice

- Colector

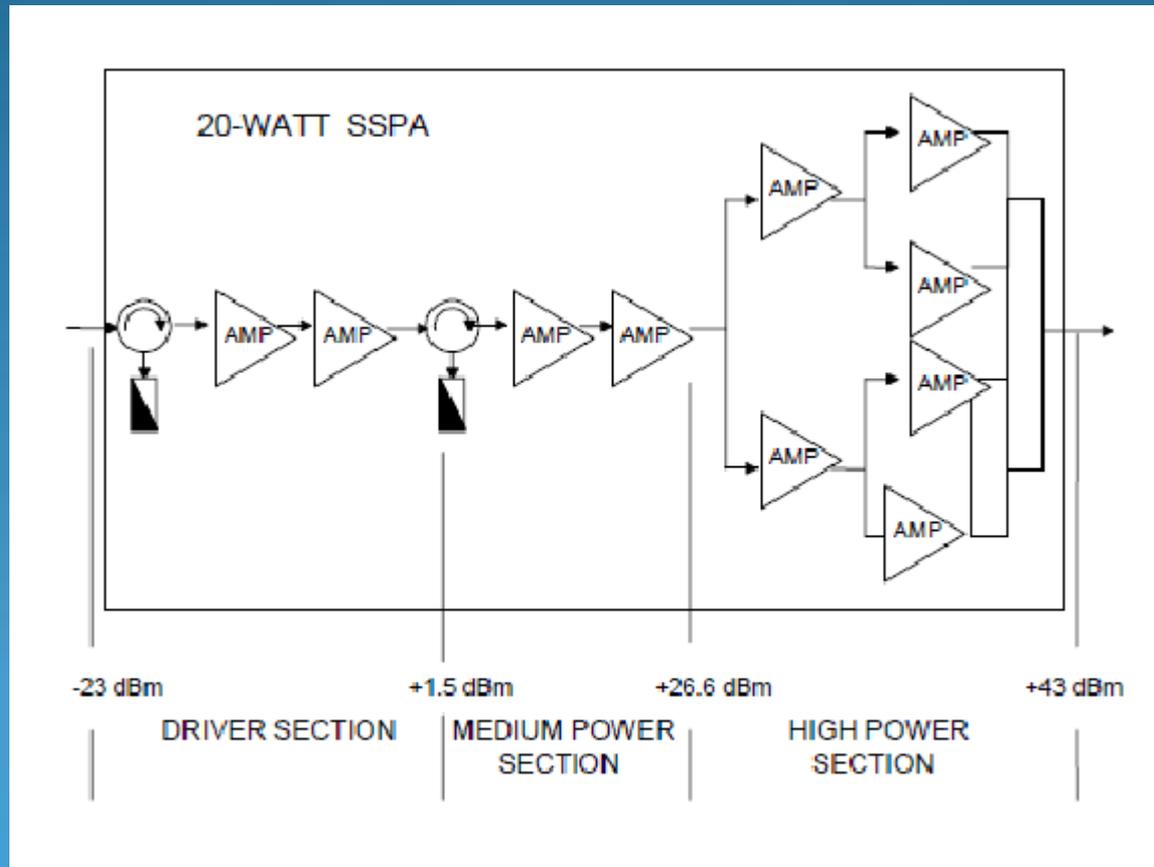
- Focagem Magnetica

- Tensão filamento ($\approx 6\text{ V}$)

- Alta Tensão $\approx 11\text{ KV}$



Configuração segmento espacial componentes transponder 13



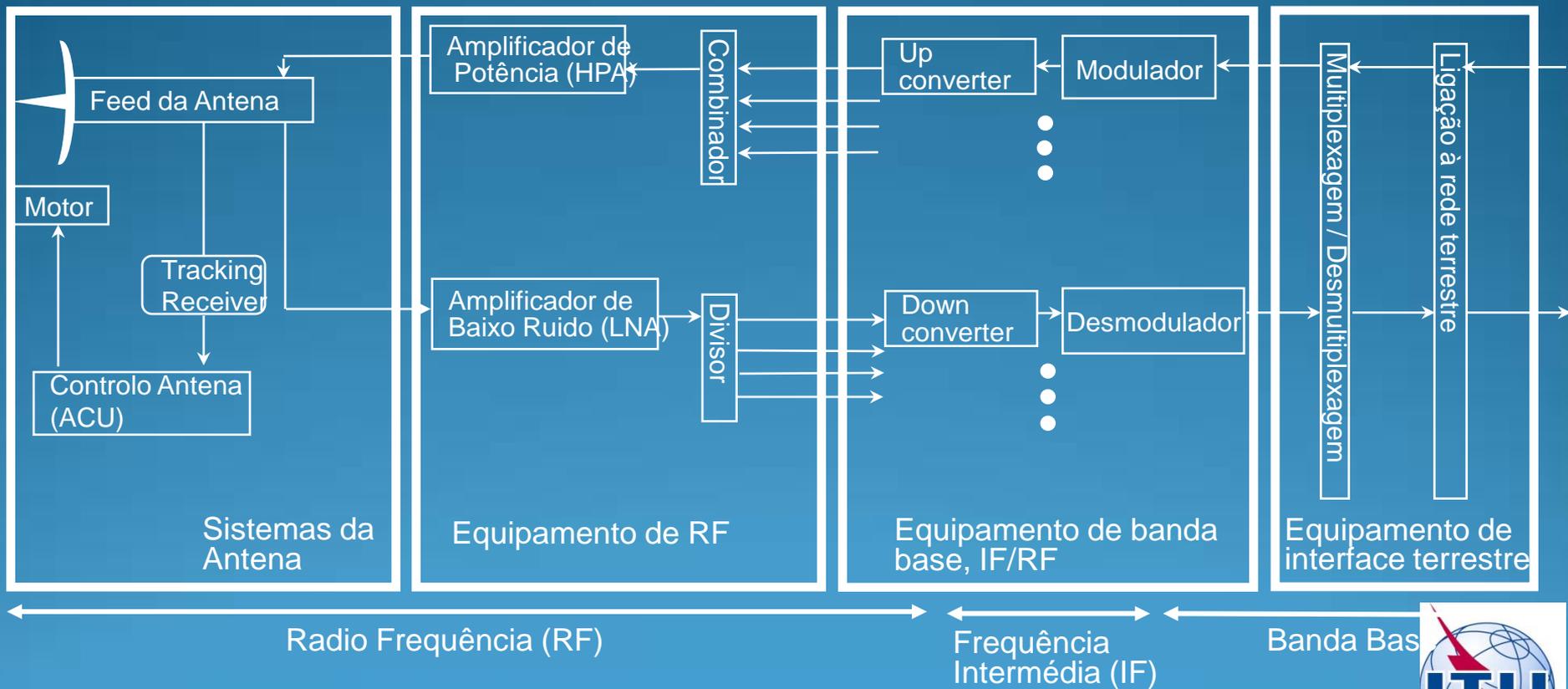
Configuração segmento espacial componentes transponder 14

Item	TWTA	SSPA
Gama de operação	3,4-4,2 GHz	3,7-4,2 GHz
Potência saída saturação	8,5 W	8,5 W
Ganho na saturação	58 dB	58 dB
Produtos intermodulação 3ª ordem $(C/N)_{IM}$	11 dB	15 dB
conversão AM / PM	4,5° / dB	2° / dB
Eficiência DC / RF (EPC)	32%	28%
Massa incluindo EPC	2,2 Kg	0,9 Kg
Falhas em 10 ⁹ horas	> 2000	< 500



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena



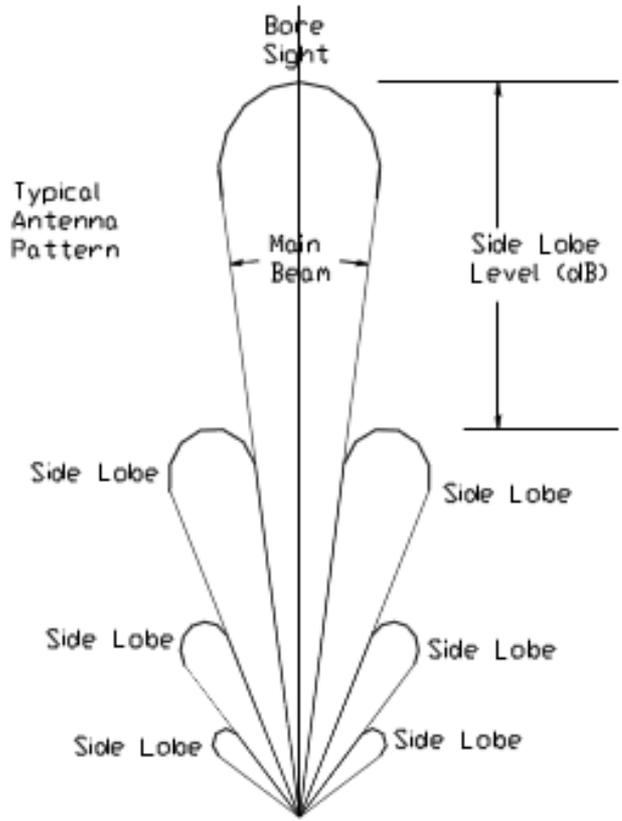
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena

- Sistema antena
- Sistema transmissão
- Sistema recepção
- Receptor beacon
- Sistema apontamento
- Sistemas auxiliares, nomeadamente
 - Baterias
 - UPS – sistema alimentação continua
 - Geradores diesel
 - Ar condicionado

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 1



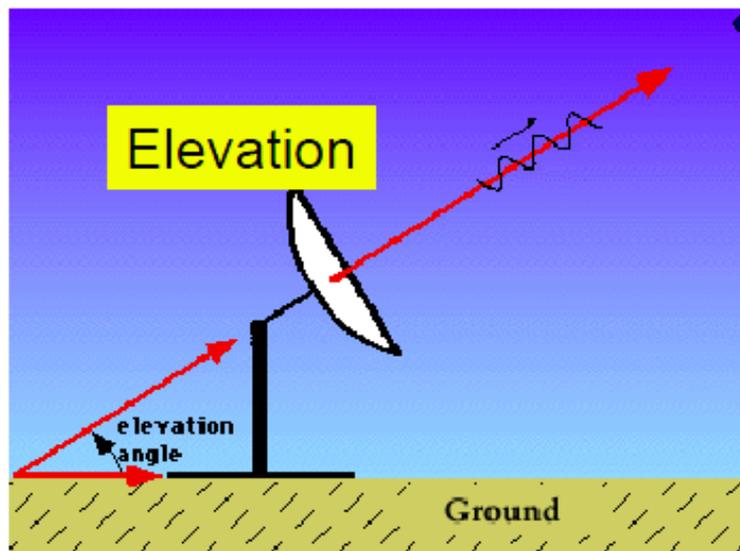
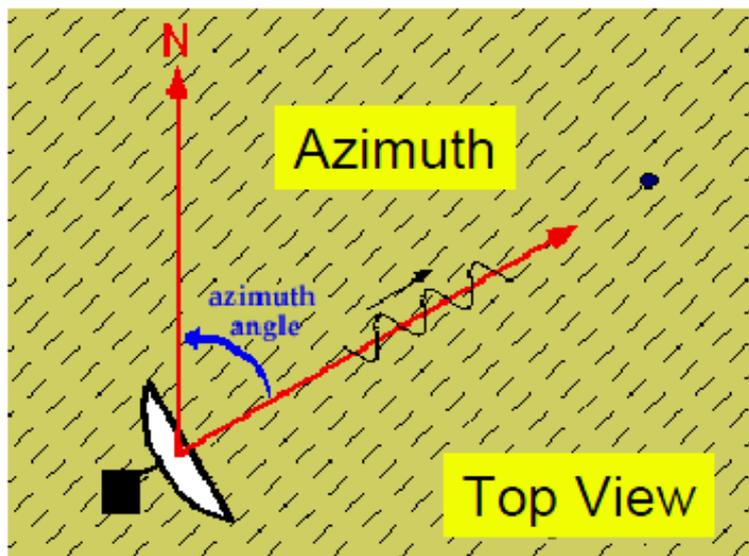
- **Fixed:**
 - **views one satellite**
 - **Inexpensive**
- **Elevation-Azimuth:**
 - **Vertical and horizontal movement**
 - **Narrow Beam Width**
 - **High Gain**



Componentes da comunicação satélite

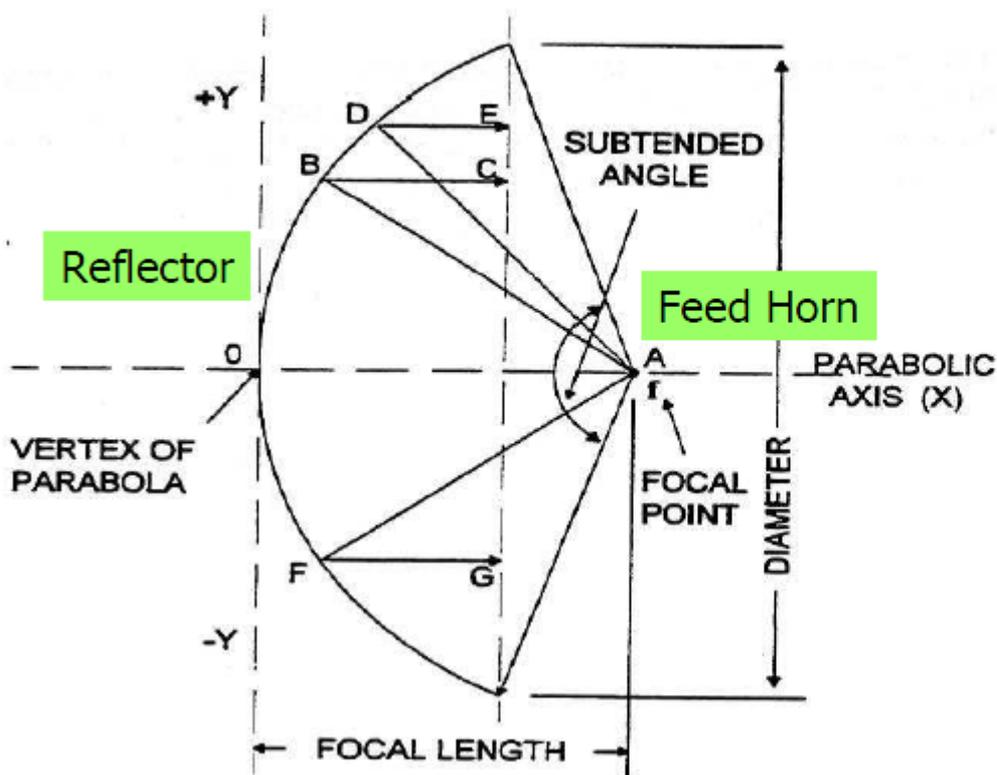
Estação terrena - antena 2

- Azimuth is the axis of angular rotation
- Elevation is the Angle with respect to the horizon



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 3



- Signals are fed from a point source
- Feed Horn is the antenna
- Dish is a Reflector
- Geometry is such that all signals are reflected in parallel -

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 4

- Prime Focus Feed

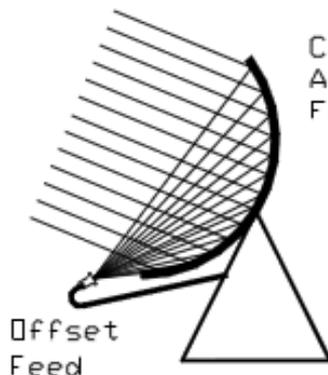
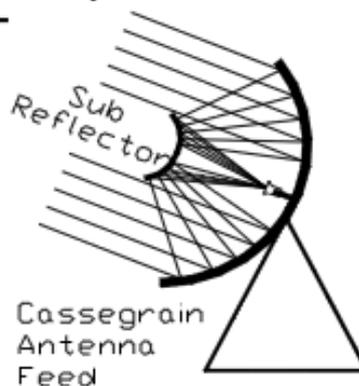
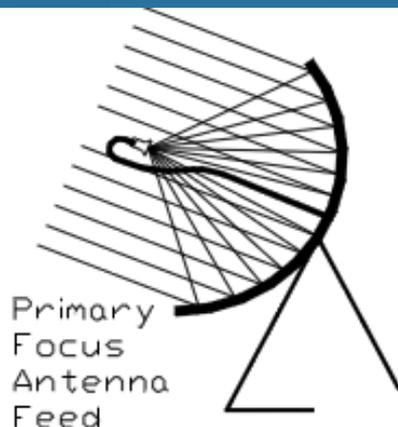
- Simplest Antenna Design

- Cassegrain Feed

- Allows for Shorter Feedlines

- Offset Feed

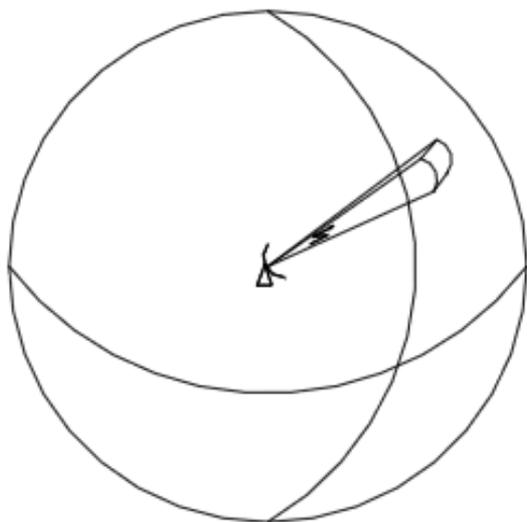
- Minimizes Feed Blockage



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 5

Antenna Beam Width

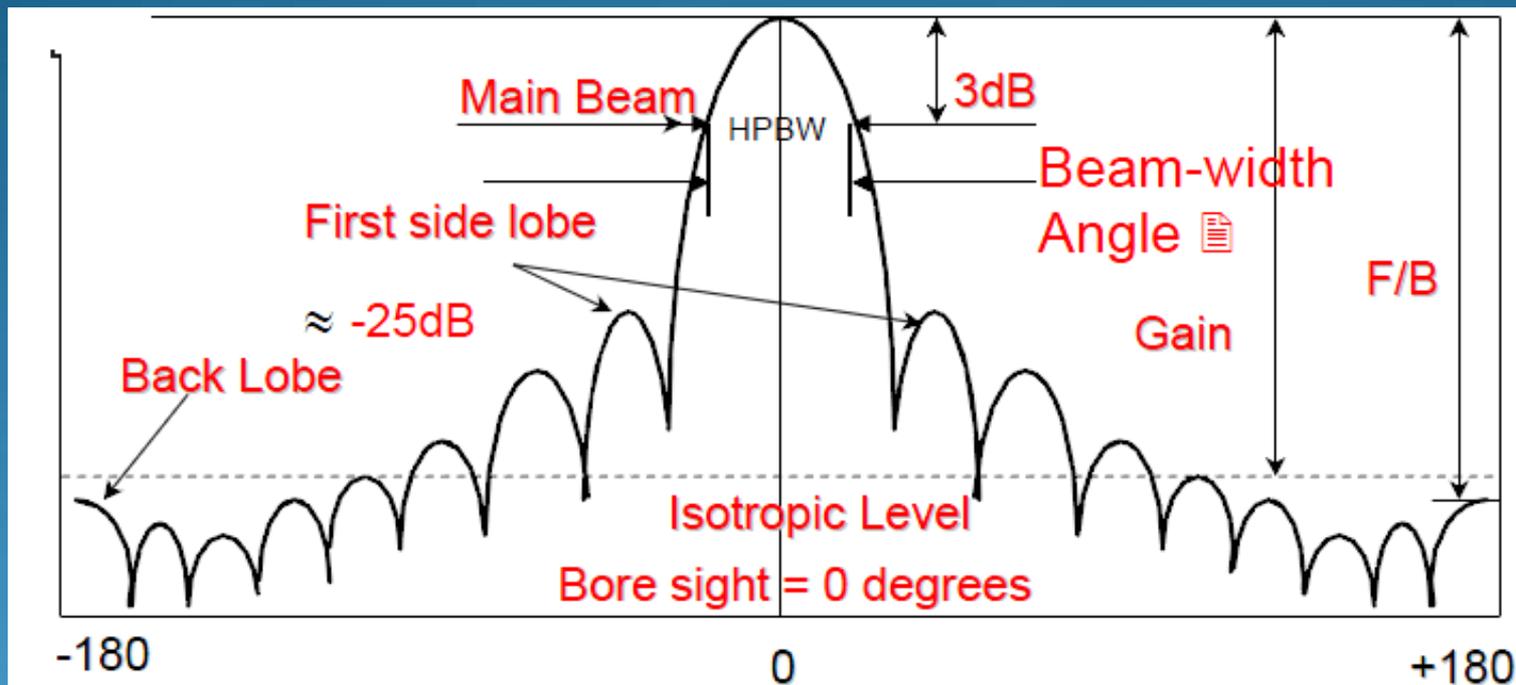


□ Example: 3
Meter Antenna @ 4
GHz has a 1.75°
Beam width (-3 dB) -

- Beam width is the angle where the antenna power is within 3 dB of the peak
 - Beam Mid-Point: Boresight
- Beam width is a solid angle
- Beam width $\approx 21 / (F \cdot D)$ in degrees (Parabolic dish)
 - F = Frequency in GHz
 - D = diameter of the dish in Meters
- For a parabolic dish D is the same in all directions

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 6



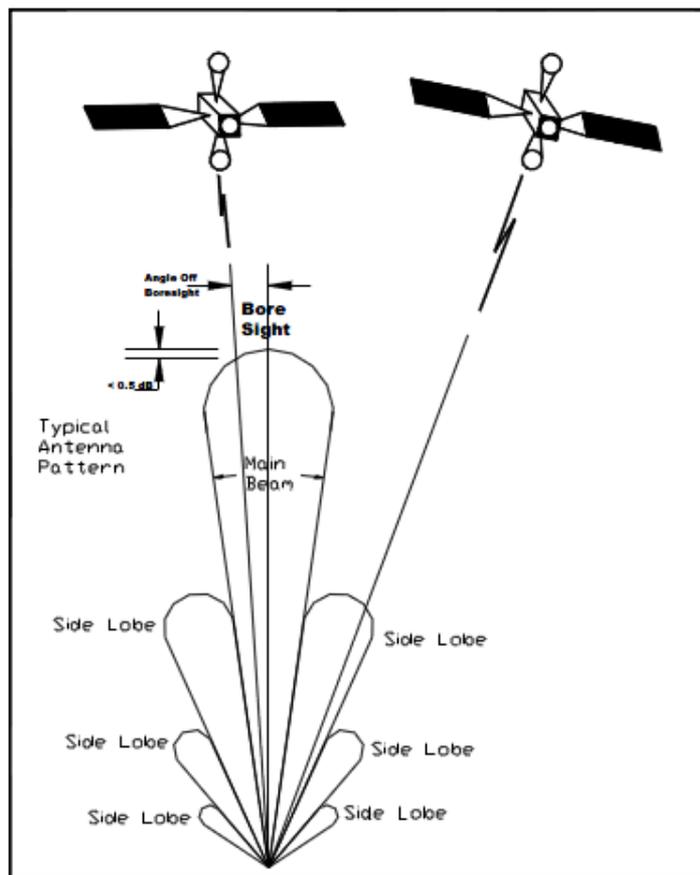
- All angles are referenced to Bore-sight
- θ is the $\frac{1}{2}$ Power (3dB) Beam Width
- **Side Lobes:** The antenna patterns are repeated at lower gains on either side of the main beam

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 7

Side Lobe Radiation Problem

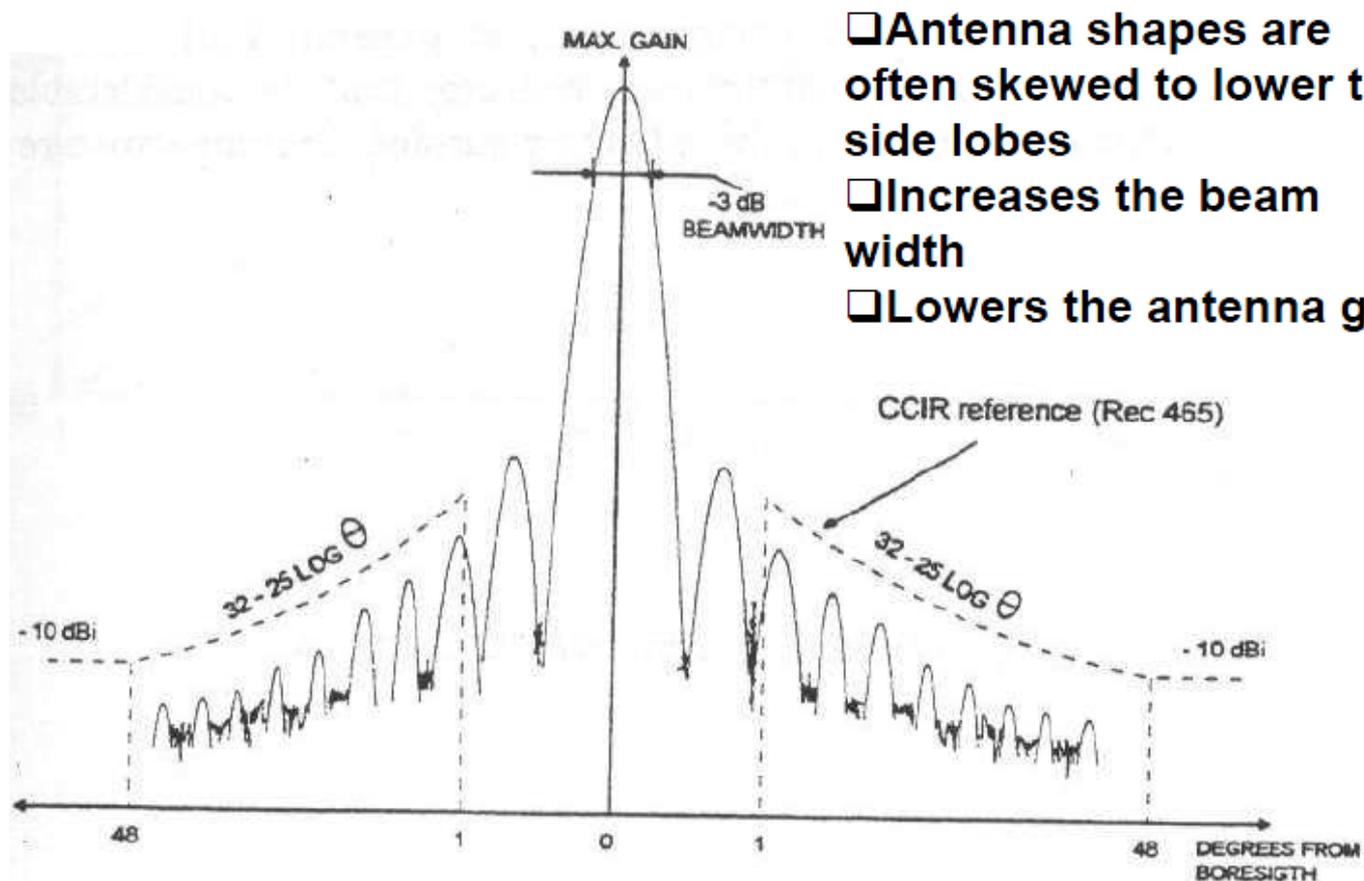
- ❑ Side Lobe Energy
Limits: Limit interference to nearby satellites
- ❑ IESS Spec: Side Lobe
Max: $\leq 29 - 25^* \text{Log}_{10}$
(A) in dB
A = the angle off boresight.



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - antena 8

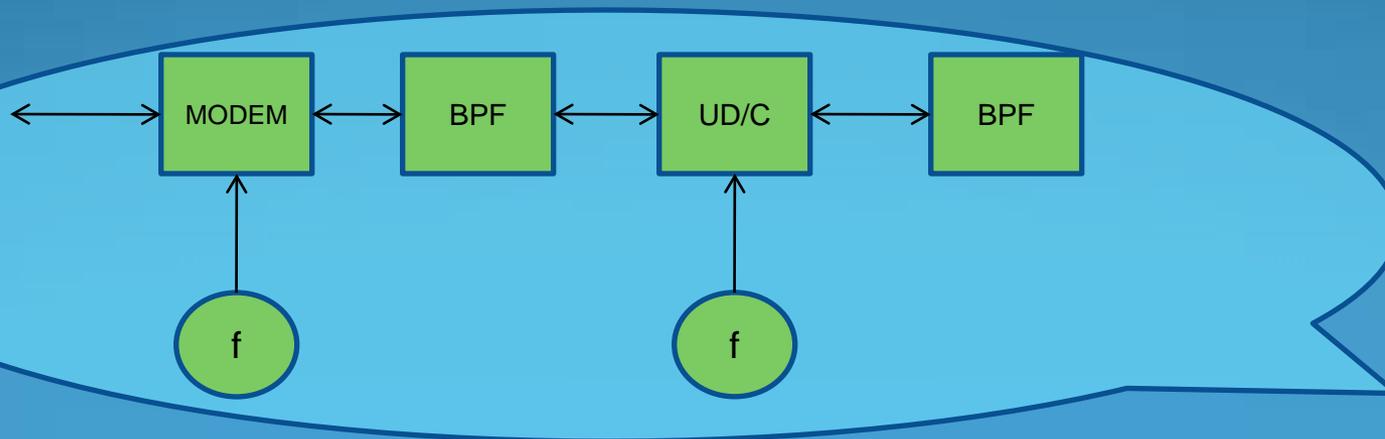
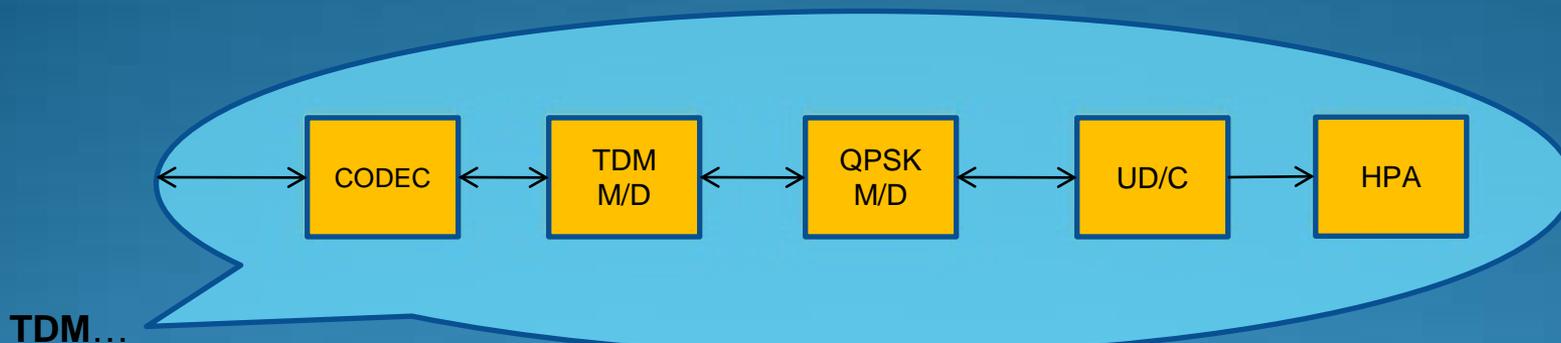
Antenna Side Lobes Limits



- Antenna shapes are often skewed to lower the side lobes
- Increases the beam width
- Lowers the antenna gain

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema tx



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema tx

Estações de médio e grande porte usam-se HPA's da ordem 1 a 8KW. A configuração empregue depende do nº de portadoras a transmitir e se são FDM ou TDM, sendo comum utilizar-se um HPA para o mesmo *transponder*, cobrindo os 40 ou 80 MHz.

A tecnologia utilizada em HPA é normalmente o Klistrão (em alternativa ao TWT) havendo redundância de elementos - dada a sua criticidade - cobrindo um só destes equipamentos normalmente a largura de banda (do satélite) de 500MHz, permitindo deste modo a sua resintonia em qualquer *transponder* que a OIS atribuiu.





Componentes da comunicação satélite

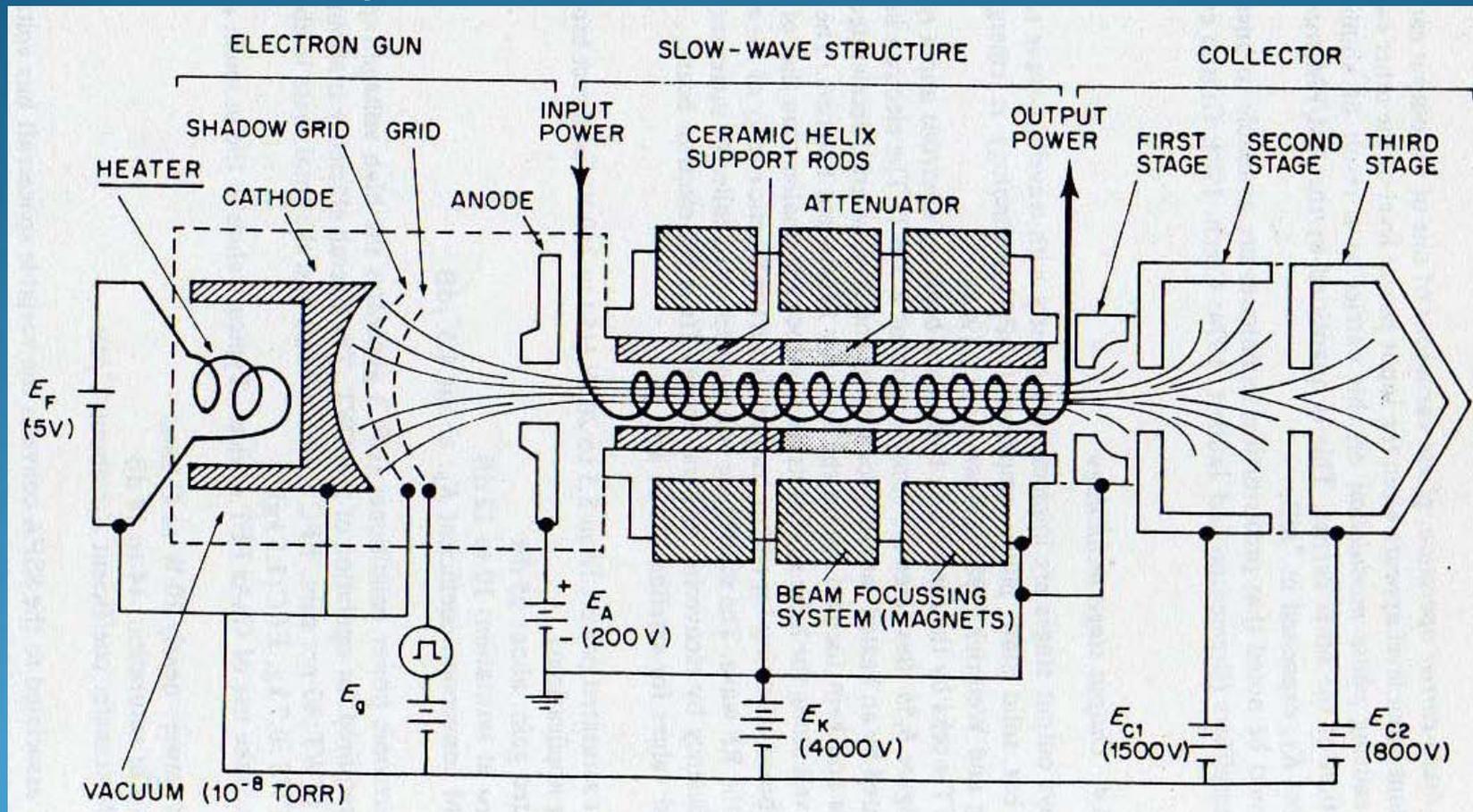
Estação terrena - sistema tx

- Em estações de **pequeno porte**, ao invés utilizam-se HPA's de **tecnologia SSPA** que não requer tensões de alimentação tão elevadas com nos Klistrões ou TWT (tipicamente da ordem dos 10 a 15 KV)
- Quando **vários HPA's** são usados numa mesma antena é indispensável uma estrutura de **combinação do sinal** de saída (ver pormenor) para o único guia de alimentação do "feed" da antena
- O HPA servindo de interface entre a antena (o espaço livre de propagação RF) e a frequência intermédia (IF) mais não é do que um estágio intercalar de tratamento dos sinais de banda de base (BB) que atacam por sua vez (ou são oriundos de) os moduladores (analógicos ou digitais) que agregam os diversos canais telefónicos (se for o caso).



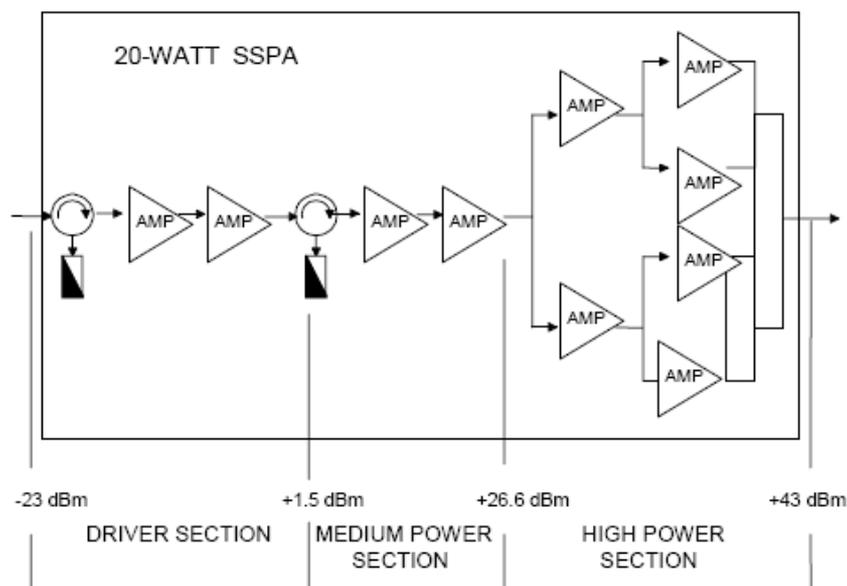
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema twt tx



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema sspa tx

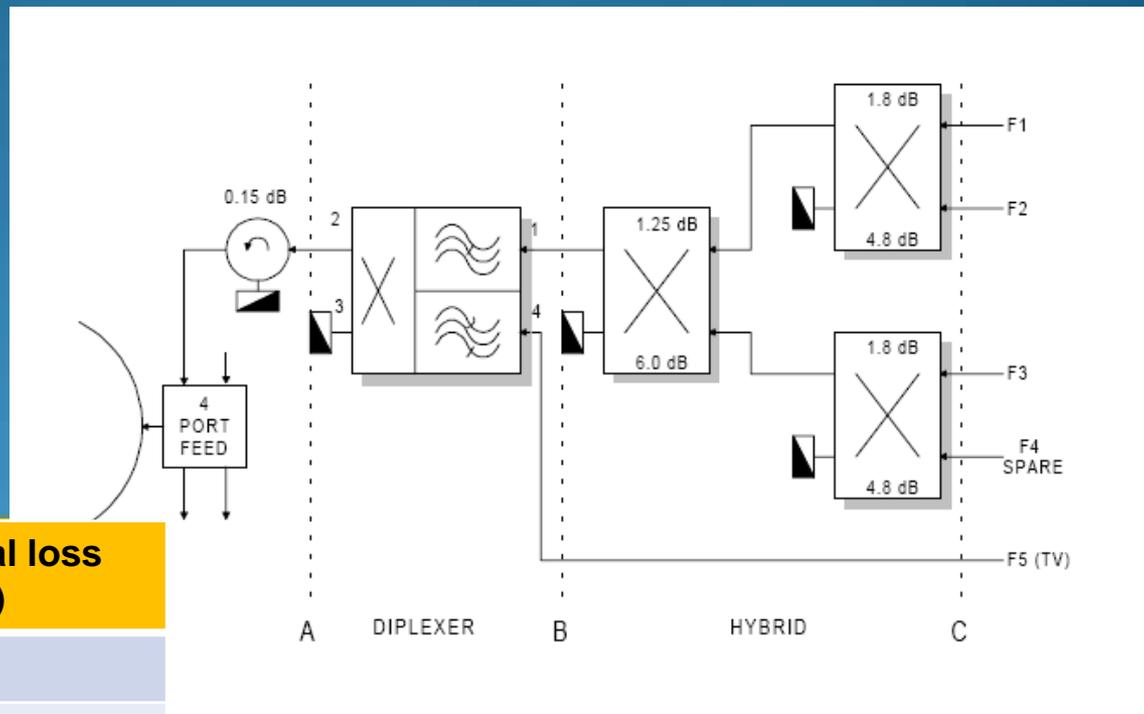


Com o avanço tecnológico em tecnologia FET (GaAs) muitos TWT têm vindo a ser substituídos nas novas gerações satélites, devido a:

- Performance distorção (int)
- Muito boa
- Alta fiabilidade
- Custos manutenção baixos
- Elevada durabilidade
- Segurança de trabalho
- Menos consumo
- Menor custo total gestão

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - hibrido tx + combinador

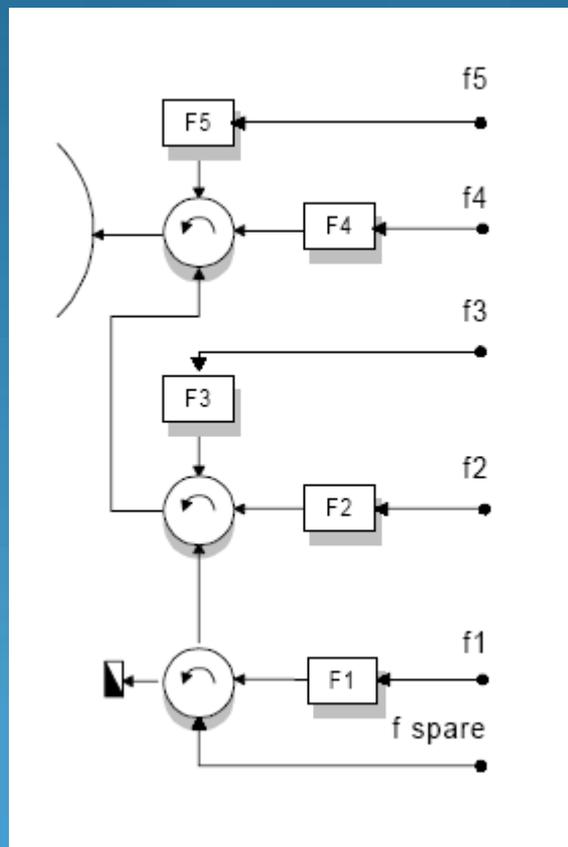


Input	Hib loss (dB)	Dip loss (dB)	Total loss (dB)
F1	3	0,8	3,8
F2	6	0,8	6,8
F3	7,8	0,8	8,6
F4	10,8	0,8	11,6
F5	1,8	

Baixas perdas combinação, embora o diplexer seja específico na frequência

Componentes da comunicação satélite

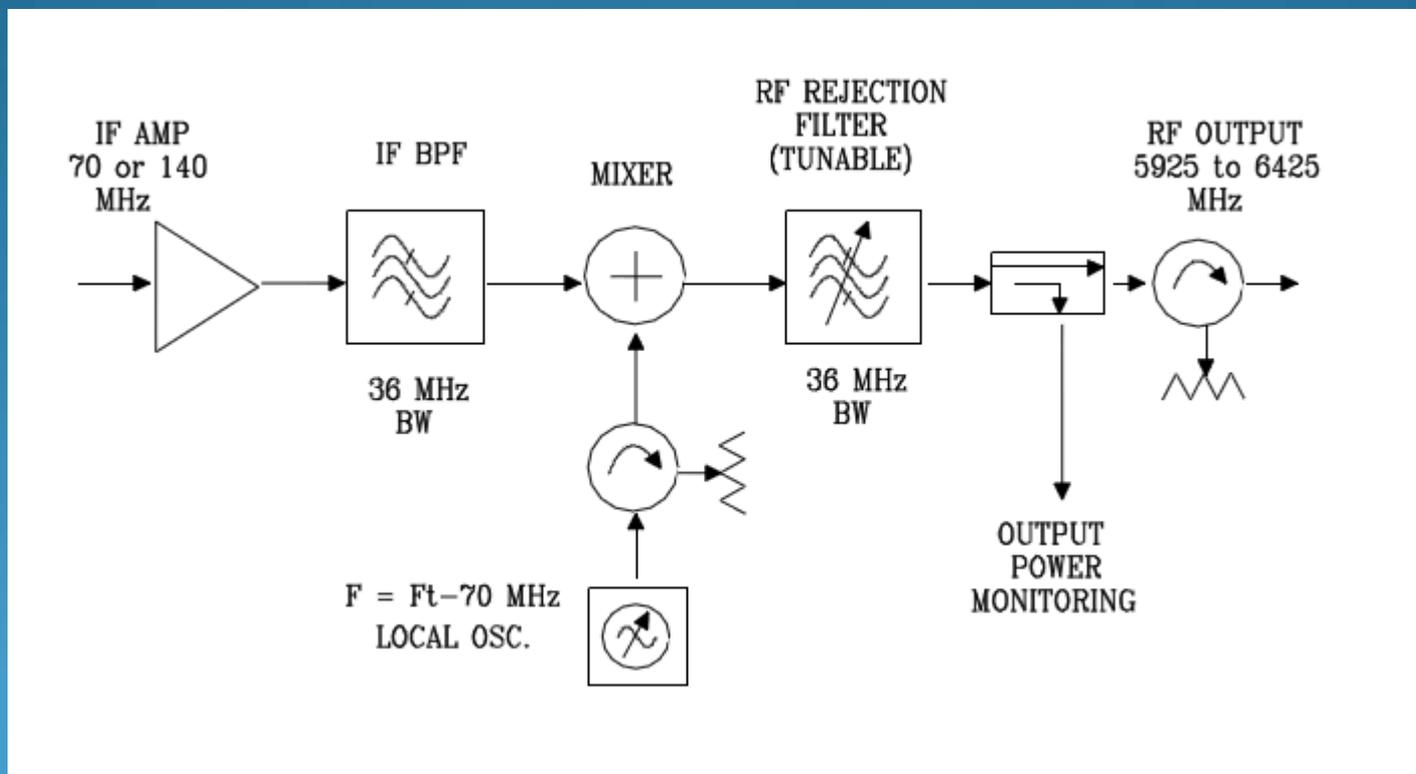
Estação terrena - circulador tx



Baixas perdas combinação, embora bandas estreitas

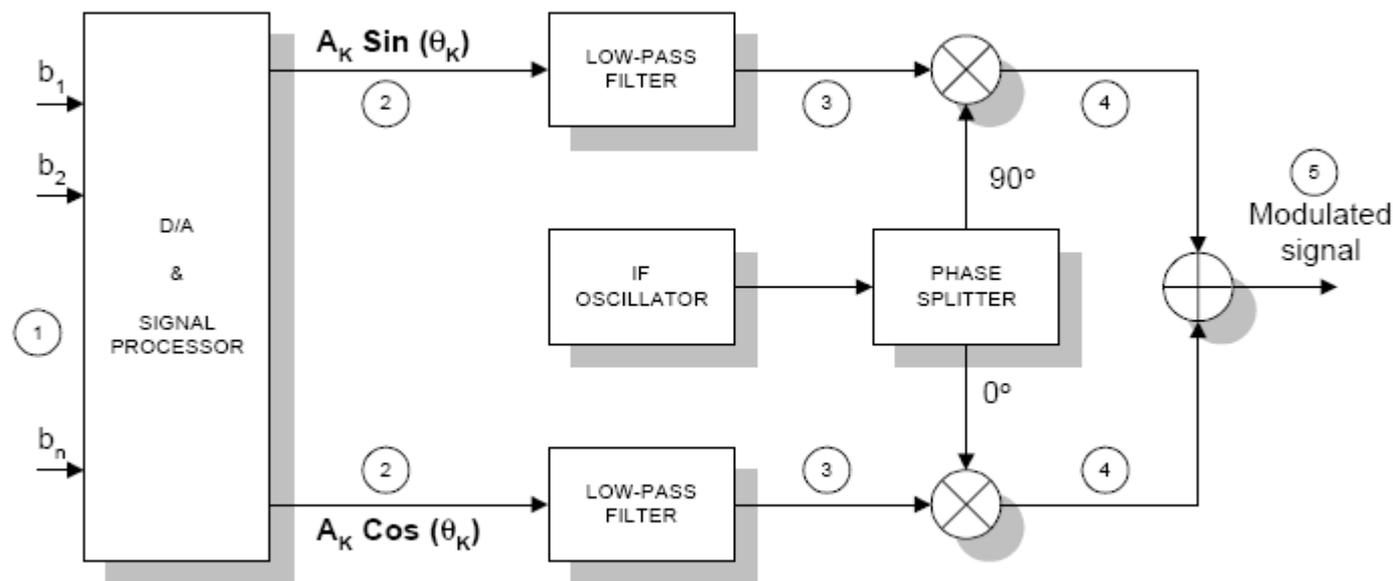
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - up converter



Componentes da comunicação satélite

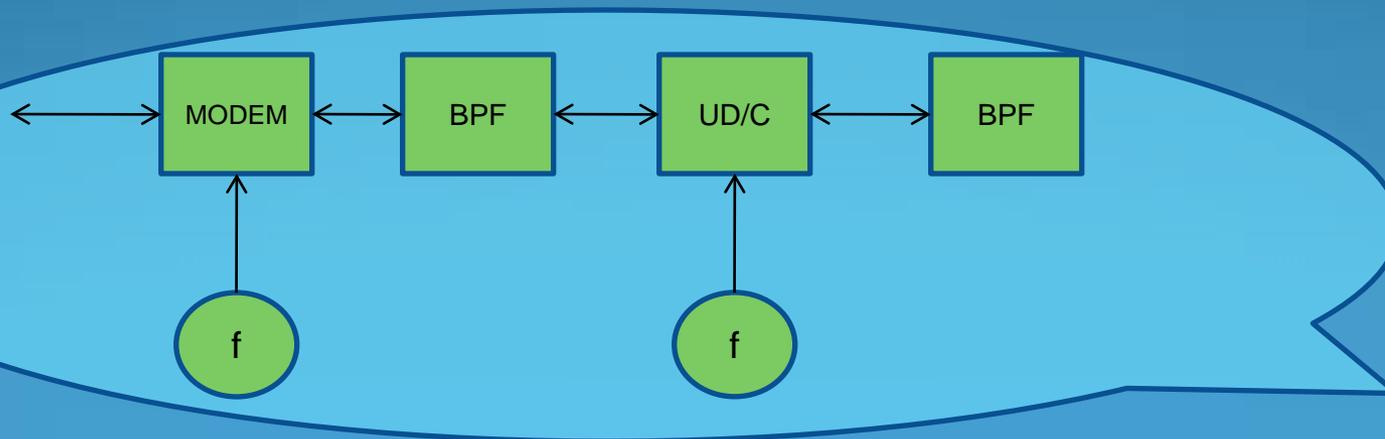
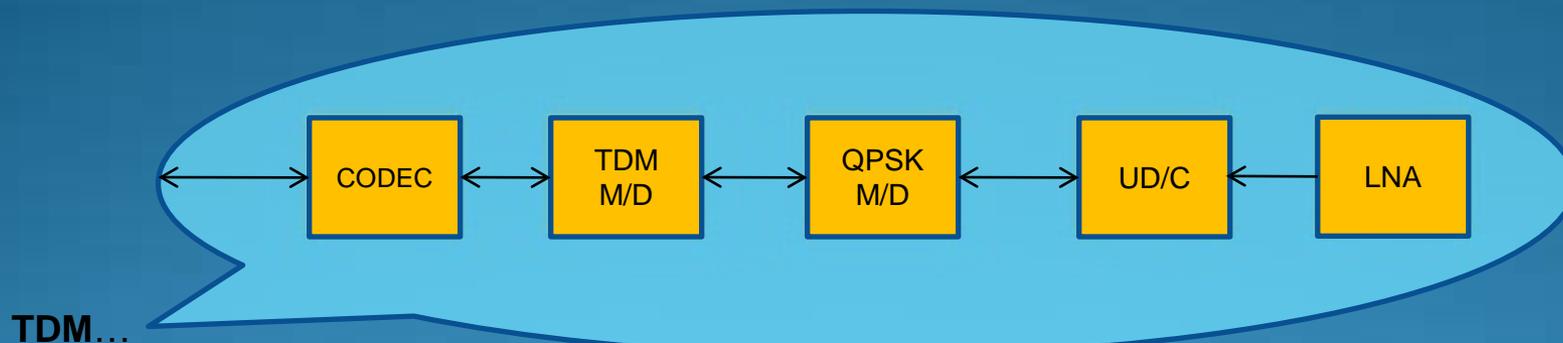
Estação terrena – modulador psk



Block Diagram of a PSK Modulator

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema Rx



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema Rx

Estações de maior porte precisam de amplificadores de baixo ruído, obrigando a processos de arrefecimento por azoto ou hélio com temperaturas da ordem dos 4°K, permitindo Temperaturas de ruído da ordem dos 20 a 40 °K.

As estações de pequeno porte, ao contrário, utilizam amplificadores SSPA (GaAsFET) sem arrefecimento excepcional apresentando temperaturas de ruído de 50 a 120 °K (banda C) ou 120 a 130°K (banda Ka).



Componentes da comunicação satélite

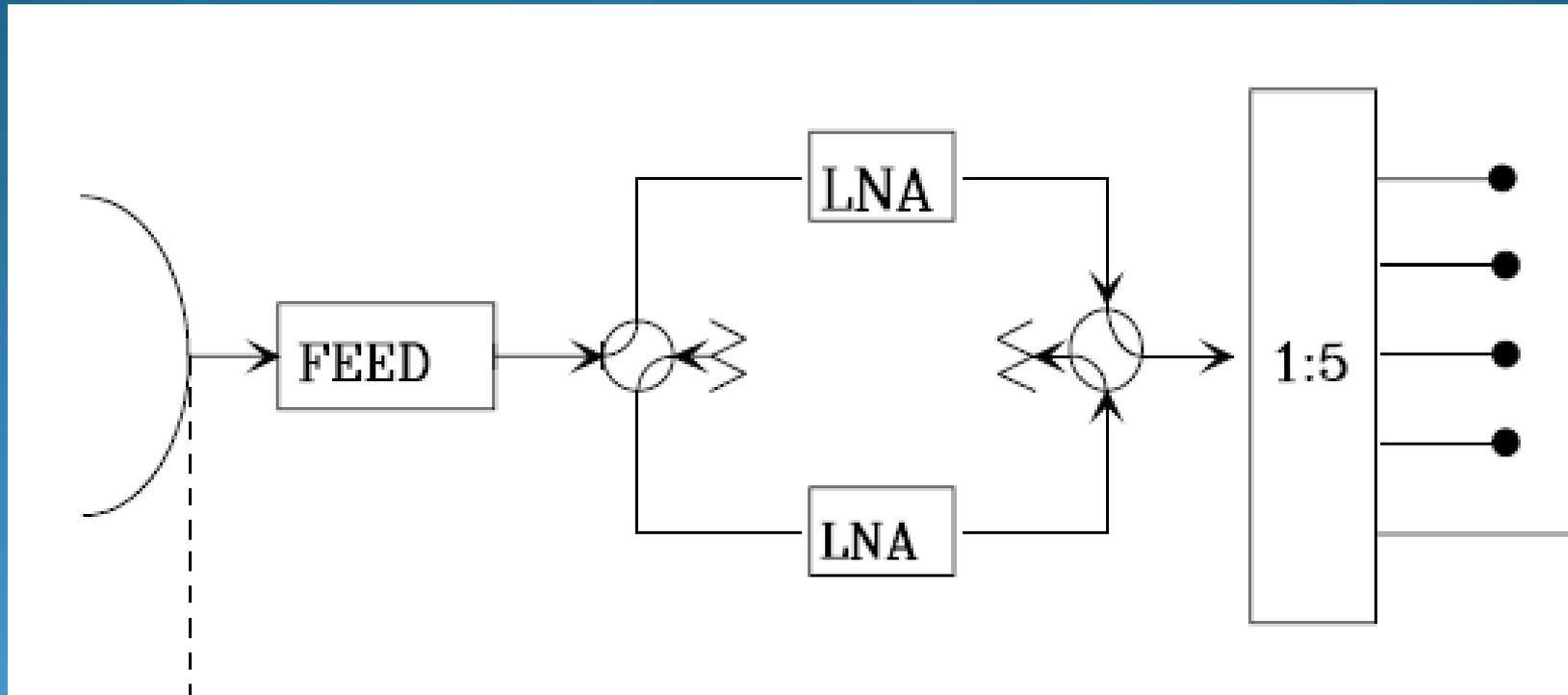
Estação terrena - sistema Rx

- Os LNA's usados cobrem a banda do satélite, 500 MHz (banda C) ou 750 MHz (banda Ku), e são – à semelhança dos HPA's – configurados em redundância (1:1) , de modo que na hipótese de falha dum destes equipamentos não haverá perda de comunicações, ou seja adopta-se a configuração de “*hot standby*” por contraposição à de “*cold standby*” em que devido ao tempo de activação do equipamento redundante haverá sempre perda de sinal, ou seja de tráfego.
- O equipamento redundante é normalmente direccionado para um ponto de monitorização (ver slide) por forma a haver uma avaliação continua do seu estado de disponibilidade. No caso de haver recepção simultânea de polarizações ortogonais, a configuração redundante (1:2) salvaguardaria de igual modo qualquer interrupção de serviço



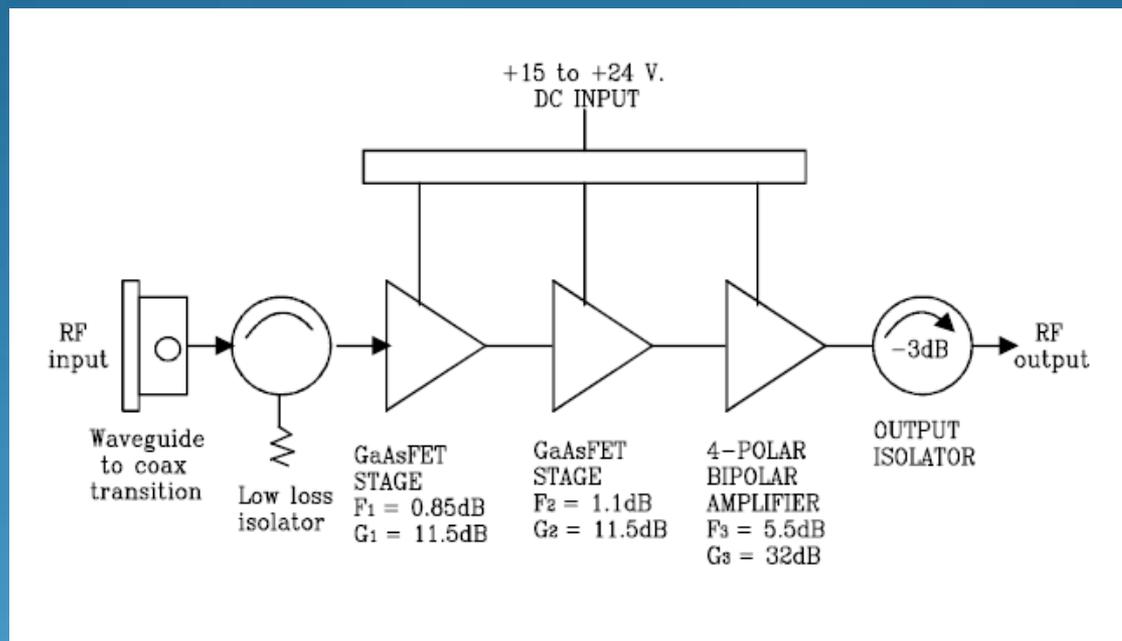
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - redundância LNA



Componentes da comunicação satélite

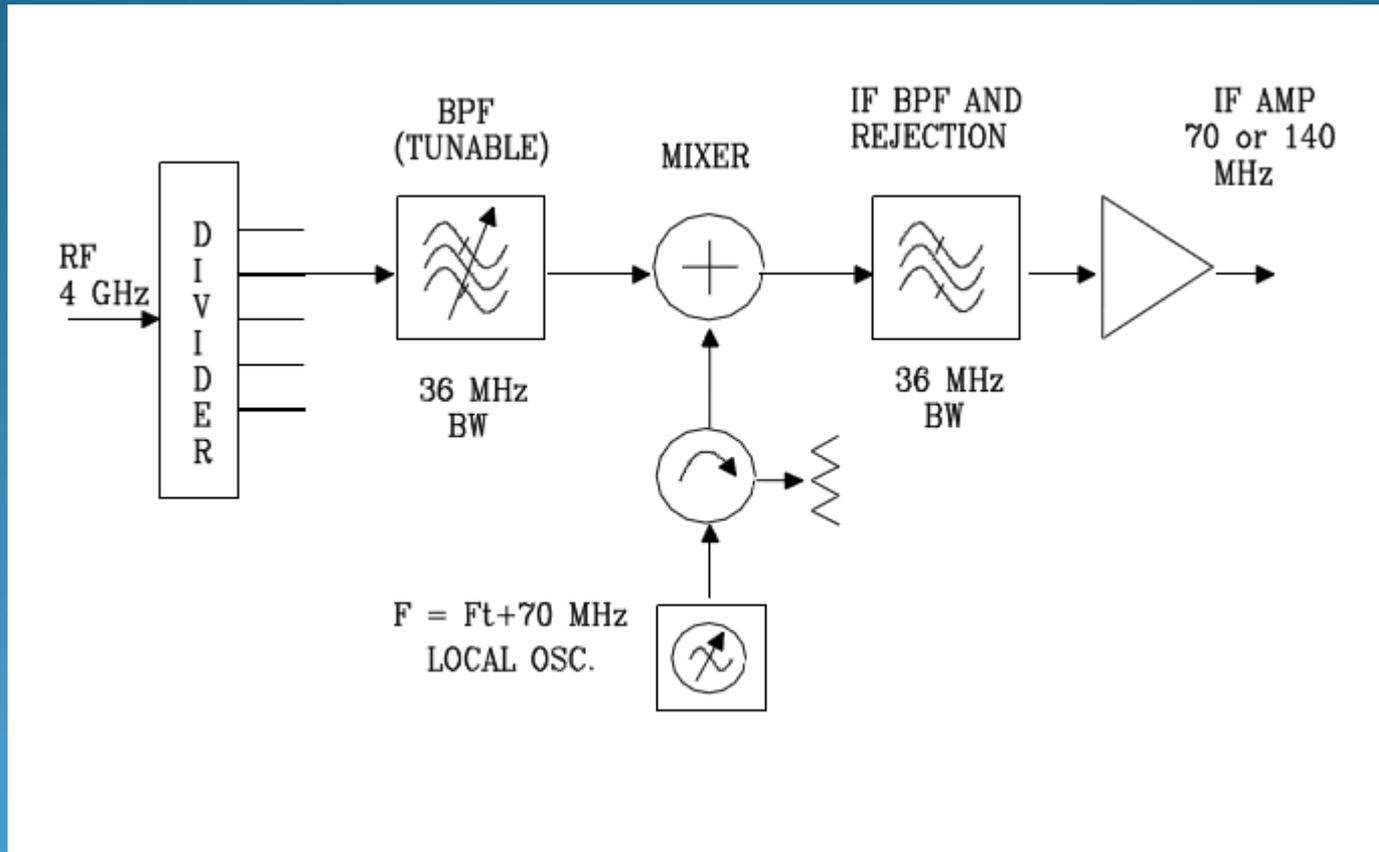
Estação terrena - LNA SSPA



Um LNA SSPA a FET usa tipicamente 4 andares de amplificação, sendo o 1º arrefecido termo - electricamente a - 40°C produzindo uma TS de 55 a 80 °K para um ganho total de 60 dB.

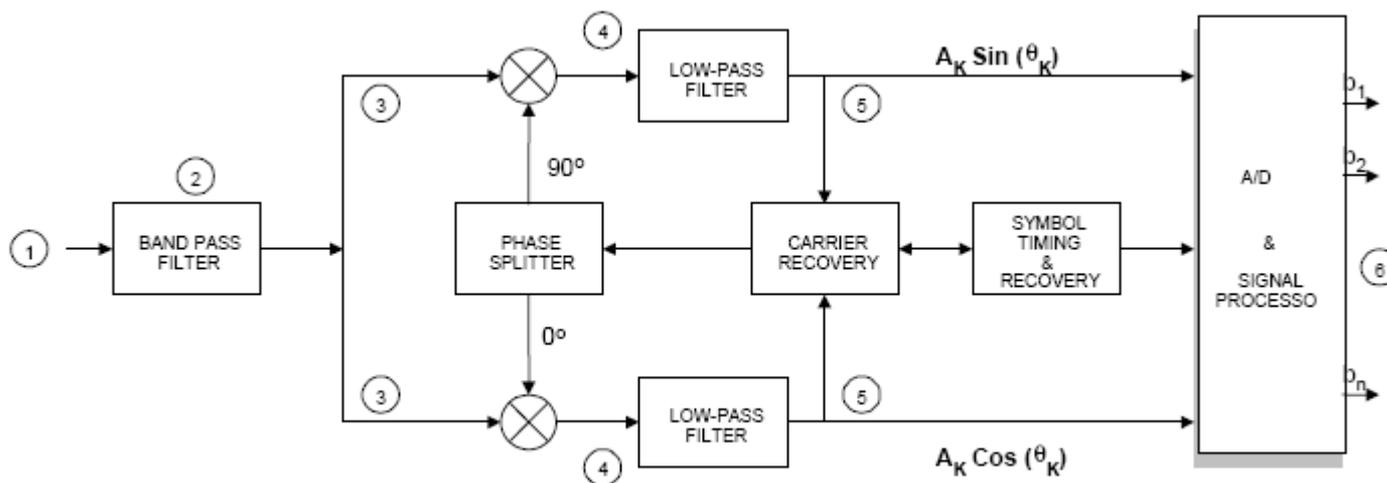
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - down conversion simples



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - desmodulador psk



Block Diagram of a PSK Demodulator

Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - receptor beacon 1

O *beacon* do satélite é um sinal muito fraco da ordem de $1,5 \times 10^{-15}$ W (1,5 fW) ou seja -118 dBm - normalmente não modulado - cuja finalidade é permitir o “*up-link power control*” bem como acções de telemetria e pesquisa.

O sinal é sucessivamente “*shiftado*” e amplificado em unidades conversoras de forma a colocar o beacon centrado na IF de 70 MHz no “*beacon receiver*” que selecciona um dos pilotos (cada satélite tem mais do que 1) e fornece um sinal DC à unidade de controlo da antena.



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena – receptor beacon 2

Esta unidade é pois responsável pelas decisões de optimização do sinal de pesquisa da antena face ao satélite, gerando os comandos de azimute e elevação adequados.

Por seu lado transdutores tipo “**Synchros ou potenciómetros variáveis**” em cada um dos eixos da antena fornecem feedback da posição em cada instante para um display centralizado na sala de comando.





Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistema apontamento

Consiste em manter o eixo do lóbulo principal na direcção do satélite independentemente do satélite e depende de:

- Largura de banda do lóbulo da antena
- Movimento aparente do satélite
- Tipo de estação terrena (móvel ou fixa)

A título de exemplo, e dado que o arco de -3dB para uma antena de 25 m (4 GHz) é tipicamente de 10 minutos, o apontamento deve ser feito com uma precisão de +/- 1 minuto de arco. Para antenas de médio ou grande porte ou em satélites de órbita inclinada é necessário um software de auto-tracking para constante correcção do apontamento.





Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - arco visível

Os satélites geoestacionários visíveis da terra a partir de uma Estação Terrena podem ser localizados usando o ângulo de elevação como função da diferença entre a longitude da ET e do satélite.

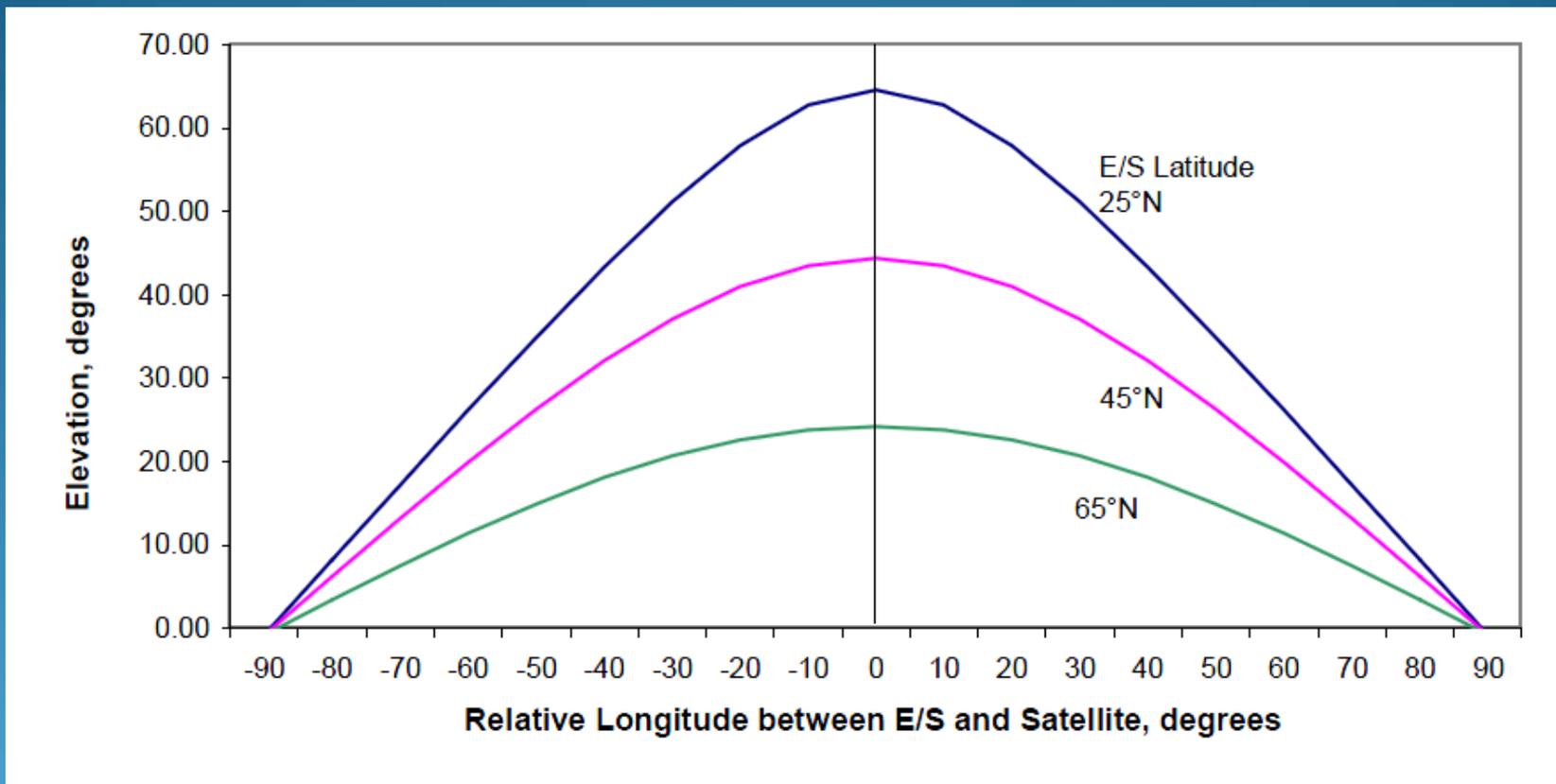
O centro corresponde à situação em que a ET e o satélite tenham a mesma longitude, isto é para um valor mínimo de elevação o gráfico permite-nos ver as longitudes relativas (à ET) dos satélites visíveis.

O caso seguinte refere-se ao arco de visibilidade por 3 ET localizadas a 25° , 45° e 65° N



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - arco visível



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - apontamento orb. inclinada

- O movimento de orbita do satélite coincide com o plano do equador e o seu período com o da rotação da terra, no entanto devido aos movimentos de atracção da lua e do sol e da força de radiação solar influenciam a sua geo estacionaridade.
- De facto o satélite oscila (drift) em relação ao eixo Norte-Sul e Este - Oeste, sendo a oscilação mais gravosa a Norte-Sul, chegando a ter uma variação de $0,86^\circ$ por ano. Como consequência há lugar à correcção da trajectória, comandada pelas ET TTCM, com consequentes consumos de combustível.

.../...



Componentes da comunicação satélite

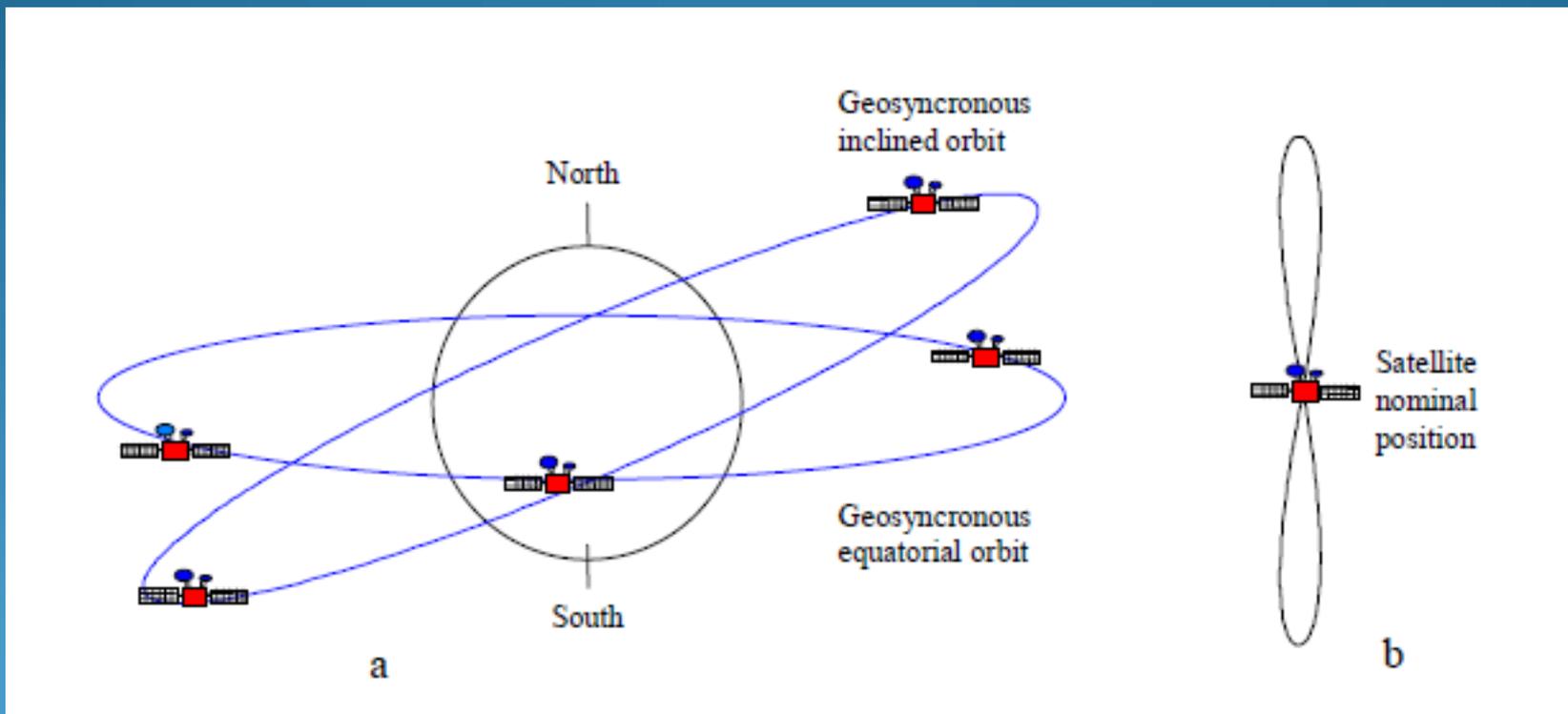
Estação terrena - apontamento orbita inclinada

- Sem a correção indicada o satélite estaciona numa orbita circular, inclinada em relação ao plano do equador – a série IS V tem uma tolerância de cerca de $0,1^\circ$ (N-S,E-W) a série IS VI de $0,06^\circ$ e os IS subsequentes menos tolerância ainda - verificando-se no entanto que os satélites mesmo deixados numa órbita inclinada continuam a poder assegurar serviço - chegando mesmo a estar operacionais com variações de 3° - tendo como vantagem consumir menos combustível. A titulo de exemplo o combustível poupado num mês de correções pode assegurar o prolongamento da vida útil de satélite por mais 1 ano, desde que haja correções E-W.



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - apontamento orbita inclinada



Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistemas de apontamento

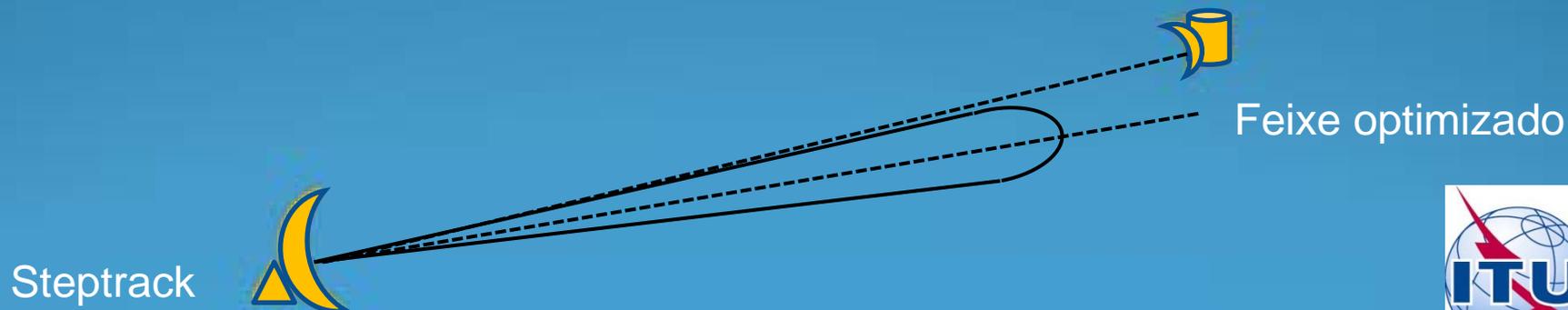
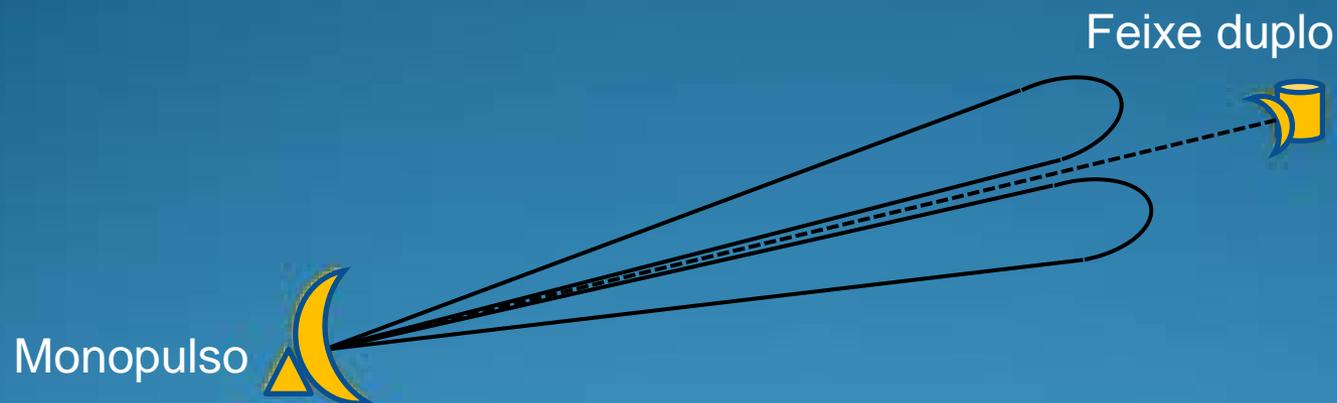
- São utilizados 3 tipos de sistemas de apontamento:
 - Monopulso (caro) e Varrimento cónico (já em desuso)
 - Apontamento por etapas (*Step track* - mais comum)
 - Apontamento por programa-memória

No sistema de *step tracking* o feixe da antena é movimentado para uma posição predeterminada no sistema (de acordo com as coordenadas indicadas) e feita a anotação da amplitude do sinal. O feixe é continuamente (e periodicamente) verificado para atingir o máximo, sendo a antena reposicionada em fracções do ângulo em várias direcções. A partir do conhecimento do feixe principal da antena a direcção correcta do satélite é estimada e a antena apontada nessa direcção.



Componentes da comunicação satélite

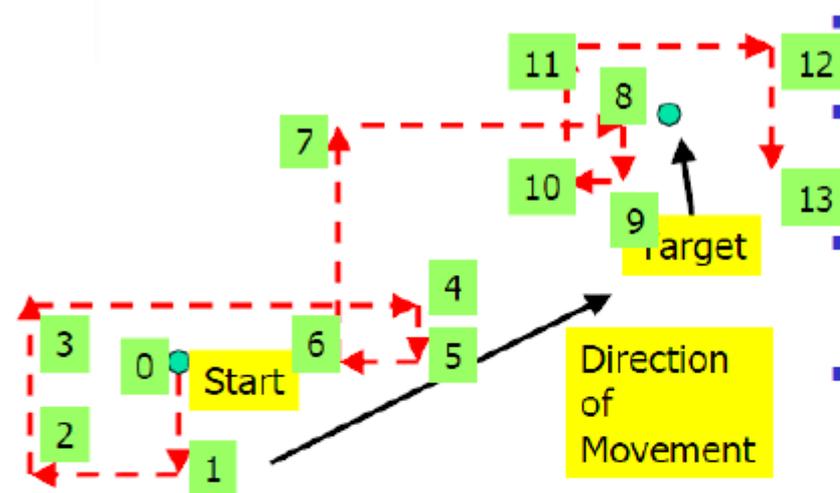
Estação terrena - sistemas de apontamento



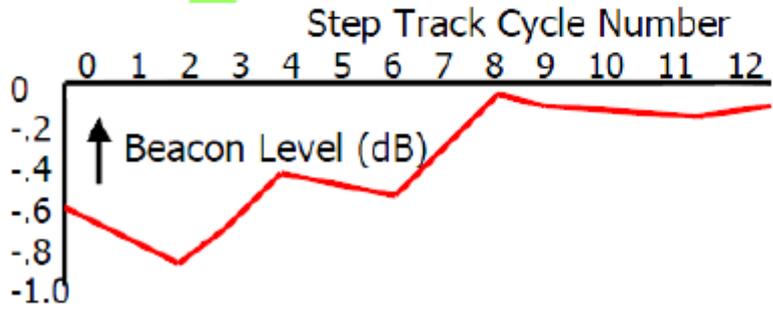
Componentes da comunicação satélite

Estação terrena - sistemas de apont. step

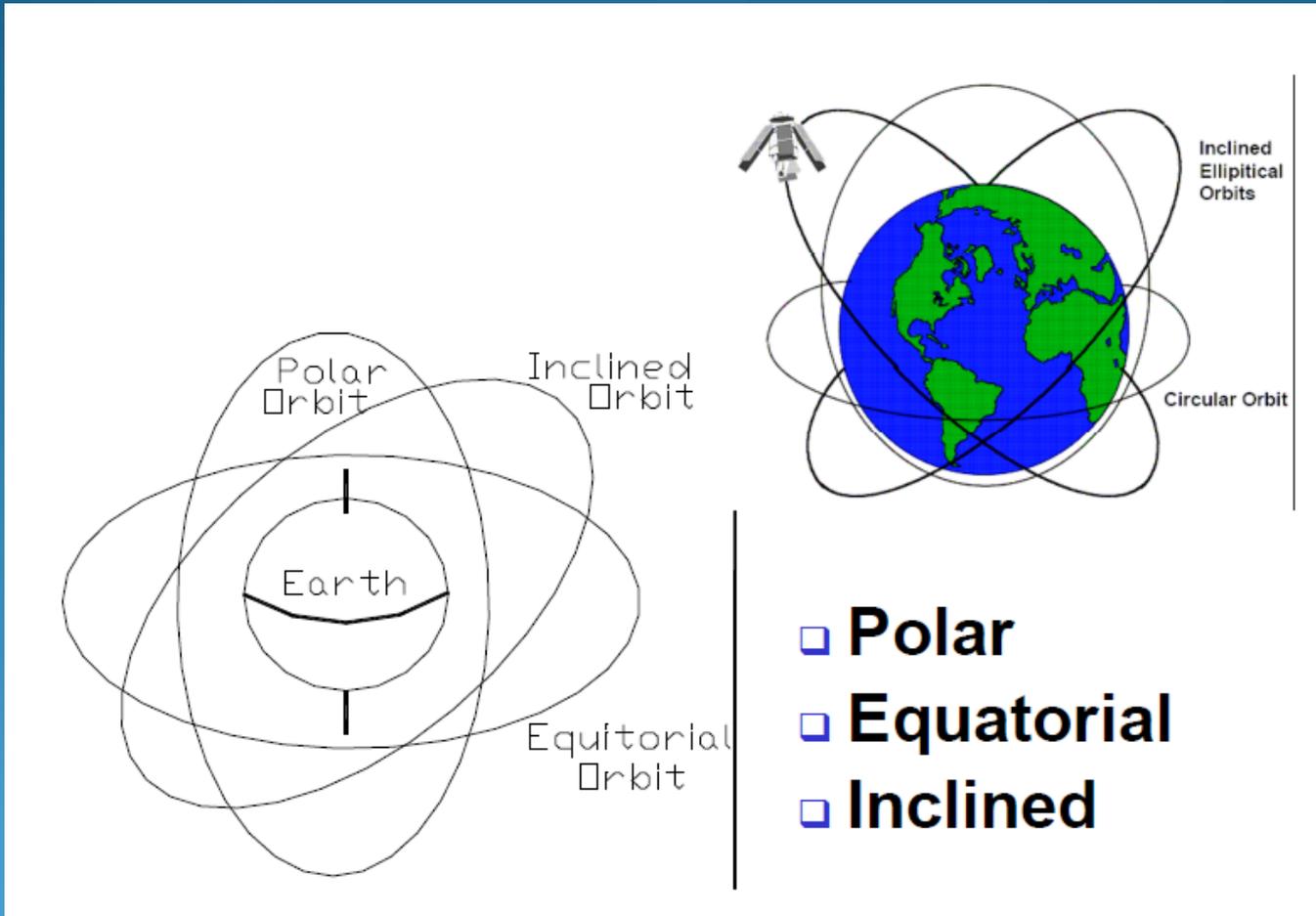
Antenna Step Tracking



- Used for Low Relative Motion
- Beacon Receiver Monitors Signal Strength
- Moves Antenna in Small Az/EI Increments
- Compares Signal Strength with Previous Values to Determine Direction & Size of Next Step
- Once Signal Strength is "Peaked" Waits for Next Scheduled Step Track Cycle -

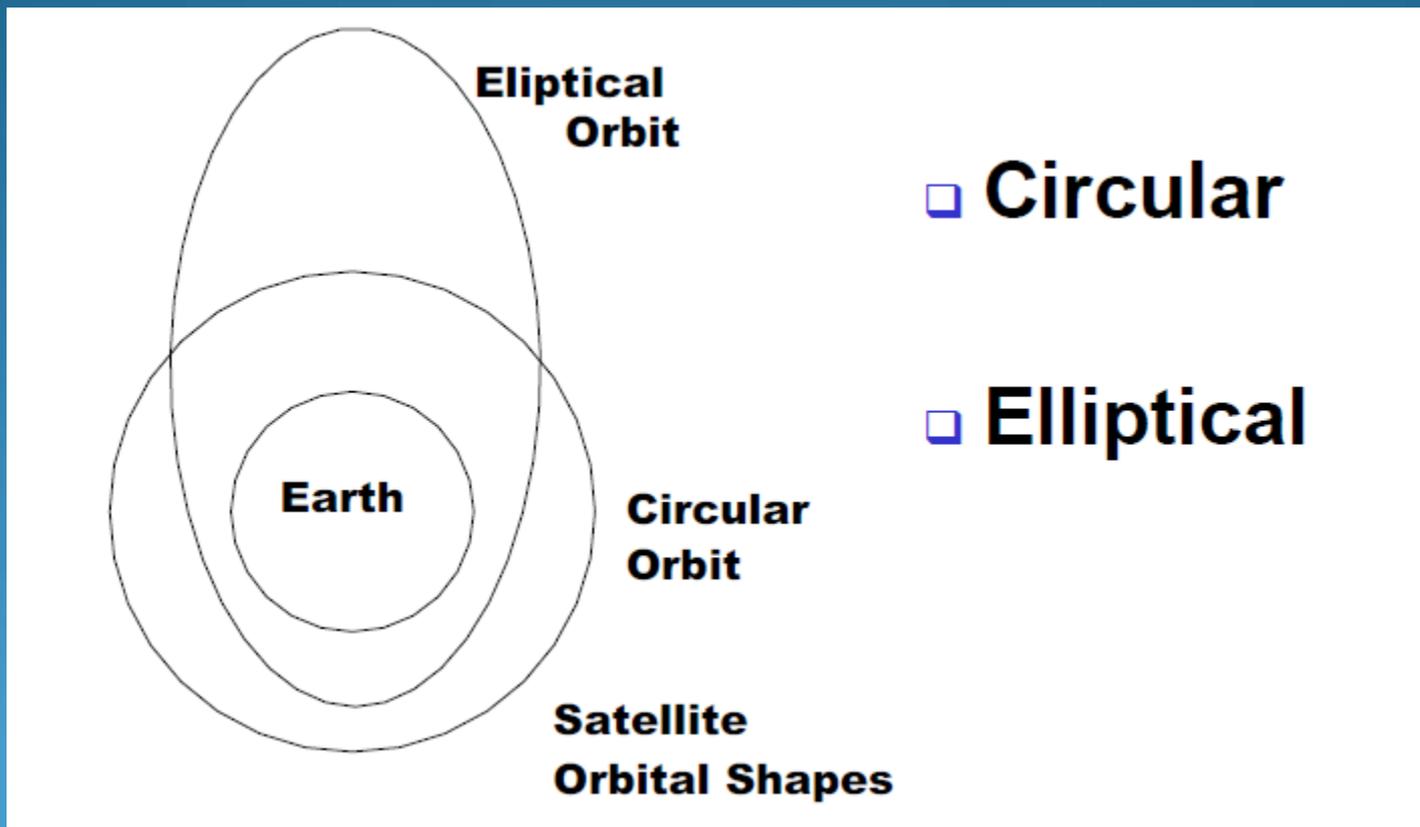


Tipos de órbitas

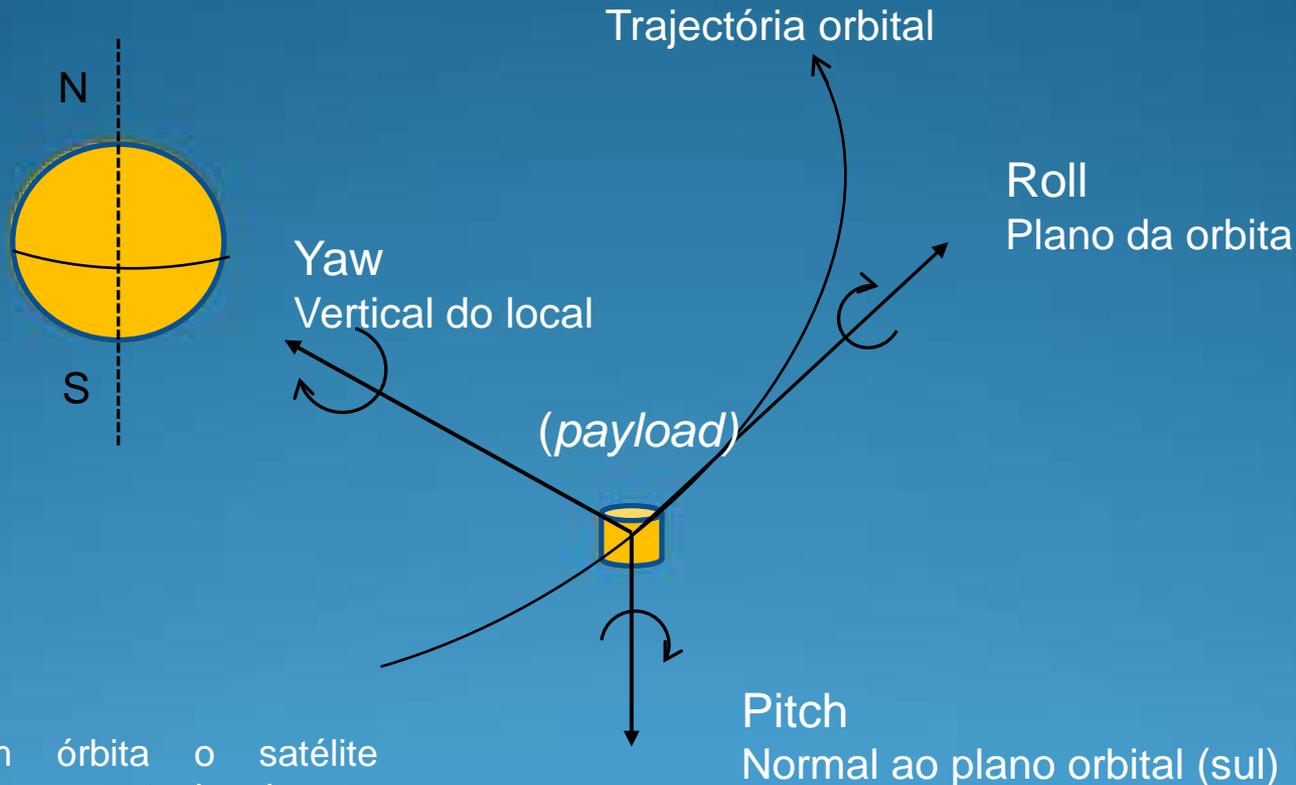


- ❑ **Polar**
- ❑ **Equatorial**
- ❑ **Inclined**

Tipos de órbitas



Tipos de órbitas 1



Quando em órbita o satélite movimenta-se rotacionalmente referenciado a 3 eixos (y,p,r).

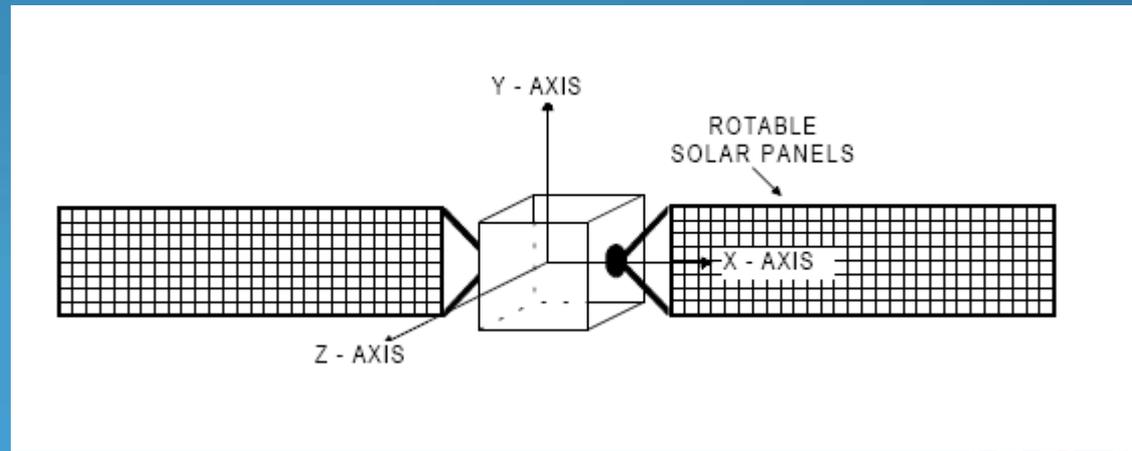
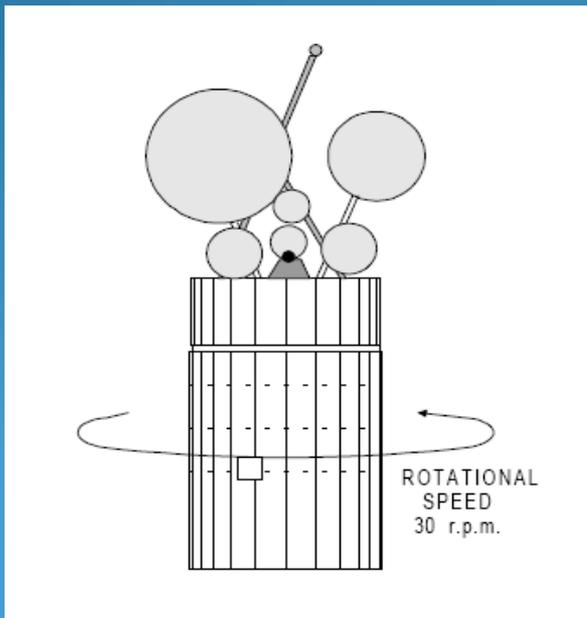
A posição do Satélite é determinada pelo ângulo que a sua estrutura apresenta face aos 3 eixos referenciais

Tipos de órbitas 2

- Sensores detecção posição
 - Solares
 - Horizonte
 - Estrelares
 - Inércia
 - Radiofrequência
 - Laser
- Geradores de binário correcção
 - Rodas reacção e gyroscópios
 - Thrusters
 - Bobinas magnéticas
 - Velas solares

Tipos de órbitas 3

- Técnicas de controlo de posição
 - Gradiente gravitacional (LEO)
 - Estabilização spin simples (orbita transferência)
 - Estabilização spin duplo (satélites com spot beams)
 - Estabilização tri - axial



Tipos de órbitas 4

- Manutenção posição do satélite
 - Determinação da posição
 - Medida do angulo (através variação apontamento da antena estação terrena para consneguir o máximo ganho ou usando técnicas monopulso)
 - Medida da distância (através da medida do desfasamento entre o sinal emitido e o transmitido)
- Referenciação posição Norte – Sul (...como consequência da atracção lua - sol alterando a inclinação, deve aplicar-se correcção à velocidade do do satélite
- Referenciação Este – Weste (consequência da não esfericidade da terra e por acção da força da gravidade)



Tipos de orbitas 5

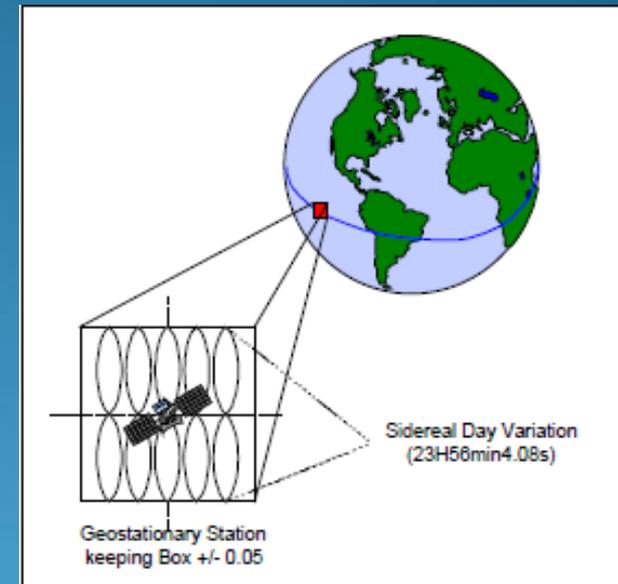
Controlo posição do satélite

Os efeitos gravitacionais do sol e da lua, pressão de radiação do sol, campo magnético da terra, originam perturbações na órbita do satélite.

As correcções de trajectória são feitas com motores alimentados a combustível, devendo pois este ser criteriosamente controlado pelo Operador.

Cerca de 20 a 40% da massa *morta do satélite* é alocada para manter a posição do satélite.

Tipicamente o controlo corrige +/- 0,05° no sentido Norte Sul ou Este-Oeste.



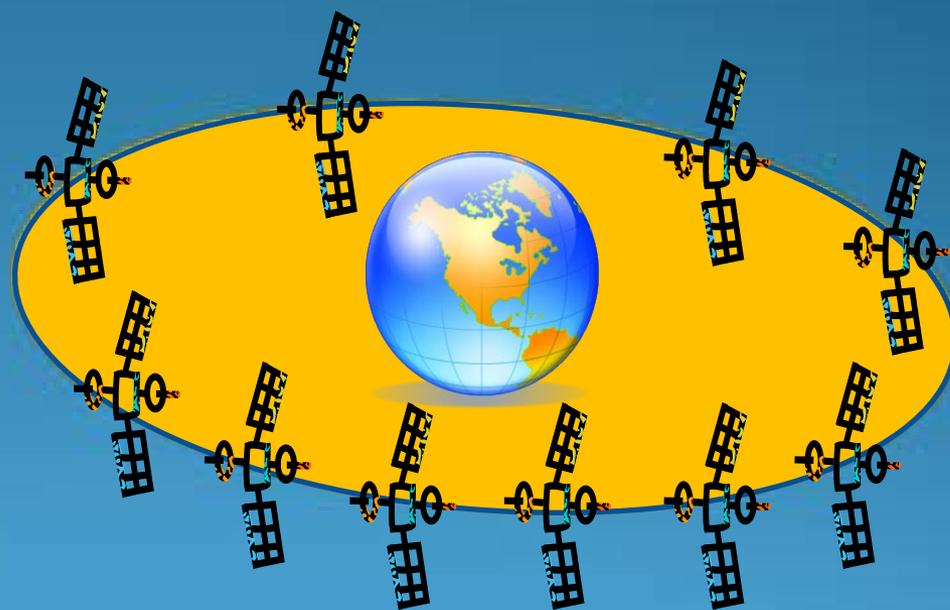
Posições orbitais & rádio interferências

- O espaço é hoje em dia assumido como um recurso infinito. No entanto o “arco” do espaço em que os satélites operam - chamada órbita de Clark - é em si um recurso finito, com um n° de posições orbitais geoestacionárias limitado, tornando-se pois cada cada vez mais indispensável haver um quadro regulatório de gestão dos segmentos orbitais
- Algumas precauções têm que ser tomadas
 - Não interferir com ou ser interferido
 - Salvaguardar aumentos capacidade

Posições orbitais & rádio interferências

A ITU regula a porção do arco de órbita no arco geoestacionário. Este tem 360° sendo que é imposto uma separação de 2° entre satélites para não haver Interferência, ficando portanto 180 porções para serem ocupadas.

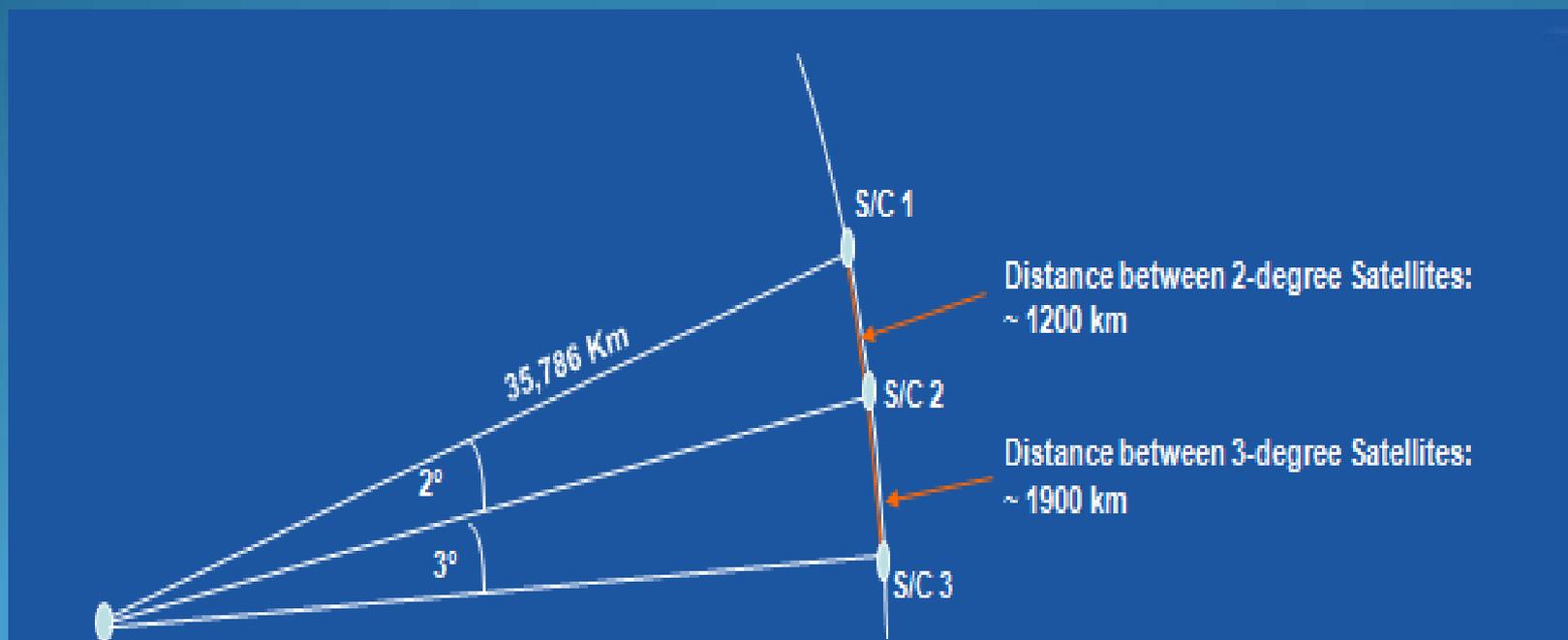
Cada uma pode ter simultaneamente 2 ou mais satélites desde que trabalhem em frequências distintas



Posições orbitais & rádio interferências)

Previnem erros de apontamento

Evita interferências entre satélites com a mesma freq.



Posições orbitais & rádio interferências

Criado em 1959 nas Nações Unidas o *COPUOS – Committee on the Peaceful Uses of Outer Space* (64 membros actualmente), tem elaborado diversa regulamentação internacional sobre a exploração espacial , nomeadamente, tratados

- Espaço interestelar
- Lixo no espaço
- Promoção da cooperação internacional
- Fontes de energia nuclear
- Comunicações, sendo entre estas
 - **Acordo relativo à INTELSAT (Agosto 1971)**
 - Convenção de responsabilização por danos causados por corpos espaciais (1972)
 - Convenção de Registo de corpos lançados para o espaço (1975)
 - Convenção relativa à INMARSAT (1979)

