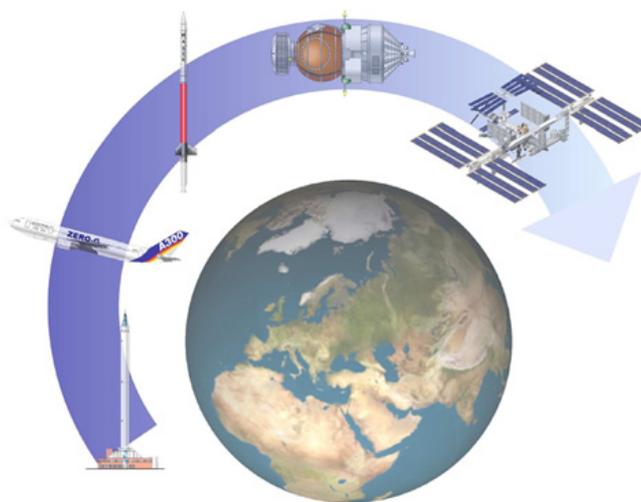


# 1 COMUNICAZIONI TERRA-SATELLITE

## 1.1 Analisi delle piattaforme

La ricerca europea nell'ambito degli esperimenti spaziali effettuati per mezzo di satelliti a bassa quota ha avuto inizio circa 30 anni fa con programmi nazionali avanzati da Francia e Germania, in collaborazione con gli Stati Uniti. Da allora l'Agenzia Spaziale Europea (ESA) ha finanziato più di 1500 esperimenti, *payloads*<sup>1</sup> e dispositivi su vari tipi di piattaforme a bassa quota, tra cui ricordiamo la Stazione Spaziale Internazionale<sup>2</sup>(ISS), moduli di *re-entry*, razzi di sondaggio, la stazione spaziale MIR<sup>3</sup> e varie navicelle spaziali.

Il contributo dell'ESA è notevole anche nello sviluppo di strutture e laboratori a Terra, in cui vengono simulati gli esperimenti che saranno poi realizzati nello spazio; ciò consente non solo di verificare e migliorare la preparazione di tali *test* ma anche di incrementare la conoscenza scientifica che concerne l'influenza della gravità e/o degli ambienti extraterrestri sui processi vitali, fisici ed interdisciplinari [7].



**Figura 1.1** - Esempio di piattaforma.

---

<sup>1</sup> Carico utile.

<sup>2</sup> Stazione equipaggiata, permanentemente in orbita attorno alla Terra; il suo assemblamento ha avuto inizio dal novembre del 1998 e la prima squadra ha raggiunto la stazione spaziale il 2 novembre 2000.

<sup>3</sup> Prima stazione spaziale permanentemente abitata; di appartenenza prima sovietica e poi russa, fu assemblata in orbita a partire da diversi moduli, lanciati separatamente dal 19 febbraio 1986 al 1996, rientrati in orbita il 23 marzo 2001.

## 1.2 Profilo di missione

*Foton* è un satellite russo “recuperabile”<sup>4</sup>, con una durata tipica di volo intorno ai 15-20 giorni, utilizzato per effettuare esperimenti scientifici su orbite a bassa quota.

L’Agenzia Spaziale Europea (ESA) sta utilizzando queste navette spaziali sin dal 1987 per esperimenti in microgravità (con livelli  $\leq 10^{-5} g$ ). Il modello è derivato da quello della navetta di *Vostok* che portò nel 1961, per la prima volta, un uomo nello spazio: Yuri Gagarin [8].

*Foton M2* è l’undicesima missione in cui l’ESA ha partecipato e prevede lo stesso programma di esperimenti scientifici assegnati precedentemente al satellite *Foton M1*, distrutto durante l’operazione di lancio il 21 ottobre 2003. La missione fa parte di un accordo firmato tra l’ESA e l’Agenzia Spaziale Russa a Roskosmos il 15 ottobre 2002 e riguarda anche il futuro lancio di *Foton M3*, in programma per l’autunno del 2007. L’accordo lega anche altre due compagnie russe: l’ufficio generale di progettazione per l’ingegneria a Barmin (KBOM), vicino Mosca ed il centro di produzione di razzi TsSKB a Samara. Inoltre l’ESA è coadiuvata nel programma di esperimenti previsti da altre tre agenzie: quella tedesca (DLR), quella francese (CNES) e quella canadese (CSA).

Tutte le navette *Foton* sono state progettate e costruite dal Centro di Produzione di razzi spaziali russo, *TsSKB-Progress* [9]. Le prime 13 (fino a *Foton M1* compresa) sono state lanciate in orbita a bordo di un razzo *Soyuz-U* da Plesetsk in una regione sita nel nord della Russia, a 800 km da Mosca; *Foton M2* invece e la successiva missione *M3* in programma per l’autunno del 2006, hanno la base di lancio a Baikonour in Kazakistan, (vedi Figura 1.2).

---

<sup>4</sup> È un satellite costituito da un modulo che rientra a Terra.

---



**Figura 1.2** - Carta geografica del Kazakhstan; i numeri cerchiati in bianco si riferiscono alle missioni *Foton* mentre quelli in blu alle missioni *Bion*.

*Foton M2* è stato lanciato il 31 Maggio 2005 ed è rimasto in orbita per 16 giorni con un carico di 385 Kg comprensivo di 39 esperimenti.

Questi coprono un ampio *range* di discipline scientifiche includendo la fisica fluida, la biologia, la geologia, la dosimetria di radiazione e contribuiscono alla ricerca di nuovi dispositivi per scambi energetici, di processi più efficaci per l'estrazione del petrolio ed alla scoperta di nuove leghe semiconduttrici [8].

*Foton* è composto da tre moduli [9]:

- modulo di servizio
- modulo batterie
- modulo di *re-entry*

illustrati in Figura 1.3 [10] nell'assemblamento della navicella.

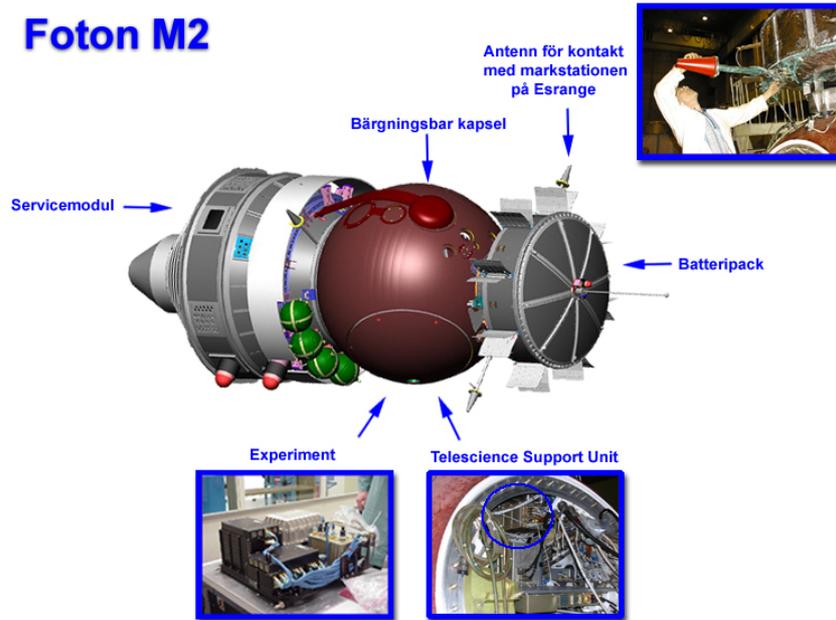


Figura 1.3 - Foton M2.

Il modulo di servizio è lungo 3,2 m e largo 2,5 m; esso contiene il sistema di controllo, i dispositivi di telemetria ed i retrorazzi.

Il sistema di controllo incorpora i getti dell'azoto ed i sensori di orizzonte della Terra per l'allineamento della nave spaziale in fase di rientro a Terra.

Durante il volo questo sistema non è attivo in modo da non influenzare il livello di microgravità della navetta e da lasciarla orbitare lentamente.

La funzione dei retrorazzi è quella di ridurre la velocità del satellite, al fine di collocarlo in un'orbita più bassa e di disporne così il rientro in atmosfera. Il modulo di servizio resta affisso alla capsula di *re-entry* per mezzo di quattro cinghie, fino alla distruzione dei retrorazzi nell'atmosfera.

Il modulo di *re-entry* è una sfera del diametro di 2,2 m con una massa di circa 2,4 tonnellate ed è l'unica parte recuperabile e riutilizzabile del satellite.

Essa alloggia il carico utile scientifico ed i paracadute di atterraggio; è fornita di tre porte circolari, due collocate su lati opposti per l'installazione e rimozione del carico ed una per l'accesso ai paracadute. La struttura di lega di alluminio della capsula è ricoperta di materiale ablativo per protezione contro l'elevata temperatura dell'atmosfera. L'atterraggio è aiutato dai paracadute e dai retrorazzi che attenuano l'impatto sul terreno. La temperatura interna varia da 10°C a 30°C e quella esterna da -150°C a 120°C.

Il satellite è equipaggiato con dei sensori posti sulla superficie esterna adibiti a funzioni diverse:

- sensori di polveri: sono due ed aiutano a determinare i livelli e gli effetti delle polveri cosmiche sulla navicella; esse possono danneggiare le superfici di vetro ottico e diminuire l'efficienza dei pannelli solari;
- sensori di flusso ionico a riempimento: anch'essi sono due e determinano parametri quali la variazione di pressione all'esterno del satellite che può influenzare negativamente la dinamica dello stesso; ciò può intaccare la qualità degli esperimenti a bordo a causa di alterazioni nelle condizioni di microgravità;
- magnetometri: sono sei e si trovano all'interno del modulo di *re-entry*; essi misurano il campo magnetico e costituiscono un valido aiuto per interpretare i risultati degli esperimenti;
- sensori elettrici: misurano la distribuzione della carica elettrica esternamente al satellite, la quale potrebbe causare interferenze con i dispositivi elettronici ed ottici di bordo;
- sistema di navigazione satellitare: determina l'orientamento spaziale e le dinamiche che possono alterare le micro-accelerazioni del satellite.

Il modulo batterie è una sezione cilindrica del diametro di 1,8 m chiuso da delle estremità a cupola e fissato alla capsula di *re-entry* tramite quattro attacchi.

Esso contiene celle di litio, il quale è la fonte primaria di energia per il satellite e per il suo carico (*payload*). Fornisce in media 500 W di potenza al giorno, con picchi di 700 W per un periodo complessivo di due settimane. Anche questo modulo, come quello di servizio, è lanciato fuori bordo prima del rientro a Terra.

La massa complessiva di *Foton M2* è di 6,5 tonnellate ed internamente la pressione dell'aria è molto simile a quella presente sulla Terra.

Per quanto concerne i parametri orbitali della missione e l'esatta composizione del *payload*, essi sono riportati nelle tabelle Tabella 1.1 [8] ed Tabella 1.2 [11].

**Tabella 1.1** - Dati di riferimento della missione *Foton M2*.

<i>SPACECRAFT</i>	
Razzo di lancio:	Soyuz-U
Navetta spaziale:	Foton-M2
<i>LAUNCH and LANDING SITES</i>	
Sito di lancio:	Baikonur, Kazakhstan
Sito di atterraggio	Orenburg, confine tra Russia e Kazakhstan
<i>MISSION PARAMETERS</i>	
Data di lancio:	31 Maggio 2005, 14:00 ora Europa centrale
Latitudine:	63° E
Longitudine:	45° N
Inclinazione:	63°
Tempo in orbita:	15 giorni, circa 20 ore
Periodo dell'orbita:	89.9 minuti
Passaggi	16 al giorno
Quota:	262-304 Km
Eccentricità dell'orbita	<0.01
Durata del rientro:	30 minuti
Data del rientro:	16 giugno 2005, 10:23 ora Europa Centrale

**Tabella 1.2** - Composizione del *payload* di *Foton M2*.

FluidPac 177 Kg	4 esperimenti di fisica fluida (ESA)
Telesupport 20 Kg	Aiuto per FluidPac, Agat, SCCO, Favorite MimiTherm (ESA)
Biopan 27 Kg	9 esperimenti in exobiologia ed esposizione alle radiazioni (ESA)
SCCO 20 Kg	2 esperimenti sugli effetti di diffusione in olio di crude (ESA/CSA)
AGAT 43 Kg	6 esperimenti sui coefficienti di diffusione in leghe (DLR/ESA)
Stone 1 Kg	2 esperimenti meteoritic di rientro (ESA)
Outreach 7 Kg	3 esperimenti del programma educativo dell'ESA (ESA)
Aquacells 11 Kg	1 esperimento in biologia dei microrganismi acquamarini (DLR)
Polizon 144 Kg	5 esperimenti sulla crescita dei cristalli (KBOM)
Keramik 6 Kg	1 esperimento nella tecnologia della fase di rientro
Favorite 64 Kg	1 esperimento di elettrolisi per il supporto di vita (ESA)
DataLogger 2 Kg	Misure di scosse, temperatura e RH in Foton (ESA/TsSKB)
TAS-3 2 Kg	Sistema di accelerazione tri-assiale, installato su Polizon (ESA/KBOM)
MiniTherm 7 Kg	3 esperimenti di tecnologia sull'alta efficienza di 2 anelli ad aggancio di fase (CNES/ESA)
SaySoy 2 Kg	1 esperimento del programma educativo dell'ESA (ESA)
Scorpi-T 6 Kg	1 esperimento precursore per Biolab (ESA)
Massa totale del carico scientifico	385 Kg

### **1.2.1 Sistema di telesupporto dati**

Il sistema di comunicazione dati è stato sviluppato dalla corporazione spaziale svedese (SSC) in collaborazione con l'ESA ed è noto come *Telescience Support Unit* (TSU) e cioè unità di supporto scientifico [12]. Esso supporta 5 dei 39 esperimenti a bordo di *Foton M2* e ne fornisce agli utenti a Terra dati ed immagini video, dando loro la possibilità di riconfigurare i programmi qualora ne sorgesse la necessità. I moduli relativi agli esperimenti sono: Fluidpac, Agat, SCCO, Favorite e MiniTherm, le cui finalità sono illustrate nella tabella 1.2.

Il sistema, che è in grado di acquisire e trasmettere dati dal satellite a Terra e viceversa, opera da una stazione di Terra della SSC sita a Esrange, vicino a Kiruna in Svezia. Tale stazione ha a disposizione 5 contatti giornalieri con il satellite, ognuno della durata di circa 5 minuti.

Le funzioni principali che deve svolgere il TSU sono:

- raccogliere dati di telemetria ed inoltrarli agli utenti a Terra;
- raccogliere immagini video, migliorarne la risoluzione, comprimerle ed inoltrarle in un formato compatibile col sistema di comunicazione;
- inviare comandi di eventuale modifica alle procedure che gestiscono gli esperimenti;
- memorizzare un campione utile dei dati scientifici (telemetria e video) originati dagli esperimenti durante i periodi in cui *Foton* non è visibile dalla stazione di Terra;
- fornire un'interfaccia al sottosistema di telemetria/telecomando (TM/TC);

Il TSU non è operativo durante la procedura di lancio del satellite ma viene attivato in orbita dal sistema di controllo dello stesso.

### **1.2.2 Centro di controllo di volo**

È noto come TsUP e si trova a Korolev vicino Mosca [12]. Questa unità di controllo gestisce i parametri orbitali del razzo e del satellite durante l'operazione di lancio. Una volta terminata questa fase, il TsUP monitora la traiettoria orbitale per tutto il periodo della missione ed infine, durante la procedura di rientro, gestisce la separazione dei moduli di servizio e batterie dalla capsula di *re-entry* e programma l'atterraggio di quest'ultima.

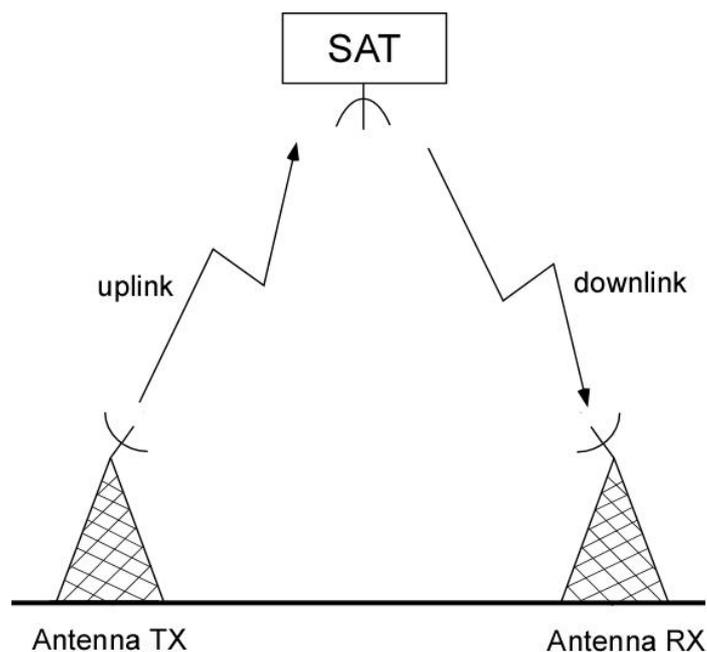
### **1.2.3 Centro di controllo del payload**

Noto come EIK-3 ha base a Samara, in Russia [12]. È responsabile del monitoraggio e dell'allocatione di risorse disponibili al carico scientifico su *Foton*. Per quanto concerne i

*payloads* europei, il centro operativo di controllo è situato a Esrange in Svezia; esso si occupa della ricezione, valutazione e diffusione dei dati scientifici che sono generati da *payloads* quali Fluidpac ed Agat. Il centro riceve queste informazioni direttamente dal TSU a bordo di *Foton*; se qualche parametro necessita di correzioni, ad esempio la risoluzione delle immagini oppure la messa a fuoco degli obiettivi, i comandi relativi sono inviati da Esrange al satellite; se invece sono necessarie ulteriori risorse a bordo, è il centro EIK-3 a valutare la possibilità di avallare la richiesta di allocazione delle stesse.

### 1.3 Link Budget

Il *link budget* è l'equazione del radiocollegamento tra satellite e stazione di Terra che permette di calcolare il rapporto tra la potenza del segnale utile e quella del rumore (termico più interferenza) in ingresso all'amplificatore a basso rumore (*LNA*) del ricevitore di Terra (Figura 1.4).



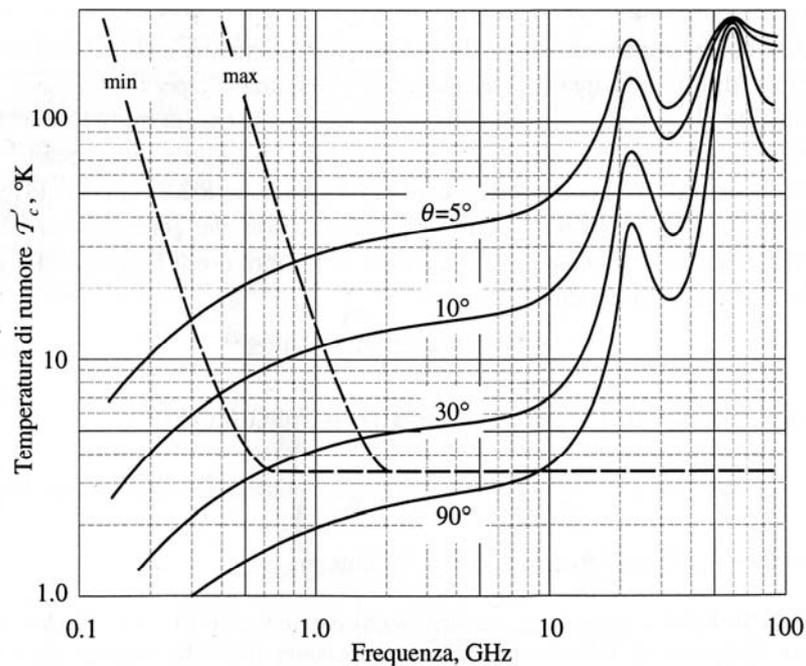
**Figura 1.4** – Schema di un radiocollegamento *uplink* – *downlink*.

Tale rapporto rappresenta un parametro fondamentale per la valutazione delle prestazioni del sistema di comunicazione in termini di probabilità di errore [13].

Il *link budget* è indispensabile per dimensionare l'antenna a Terra e ricavare il guadagno di quest'ultima e dell'antenna posta sul satellite.

Nello svolgimento dei calcoli sono state assunte alcune ipotesi, di seguito elencate:

- modulazione QPSK;
- *roll-off*  $\alpha$  della funzione di Nyquist pari a 1;
- frequenze di lavoro relative alle tratte in salita ed in discesa: 2.7 GHz e 2.1 GHz rispettivamente;
- lunghezza media delle tratte: 304 Km;
- attenuazione del rapporto segnale-rumore dovuta alla presenza della pioggia trascurabile in quanto tale effetto, come riportato in figura 2.1 [14], è rilevante per frequenze superiori a 10 GHz e l'antenna in esame lavora in banda S (vedi figura A1 in appendice A);
- attenuazione imputabile al rumore cosmico trascurabile in quanto, come si può notare dal grafico in Figura 1.5, essa è notevole per frequenze inferiori ad 1 GHz.



**Figura 1.5** - Temperatura di rumore d'antenna dovuta al rumore cosmico (a tratti) ed al rumore atmosferico, per alcuni valori dell'angolo  $\theta$  di elevazione dell'antenna.

### 1.3.1 Equazione del radiocollegamento per la tratta uplink

#### Equation Section 1

Il primo problema da affrontare per progettare l'antenna è stabilire il guadagno che essa deve possedere affinché siano rispettate le specifiche di progetto, in particolar modo il rapporto segnale-rumore limite che può essere tollerato dai ricevitori di bordo e di Terra.

Inizialmente sono state ricavate le bande disponibili per la tratta in salita (*uplink*) e per quella in discesa (*downlink*). I dati di progetto prevedevano una velocità trasmissiva di 19.2 Kbit/sec per la tratta *uplink* e di 1 Mbit/sec per la tratta *downlink*; quindi utilizzando l'equazione (1.1) in cui  $R_b$  è la velocità di trasmissione in bit/sec, sono stati ottenuti i seguenti valori:

$$B = \frac{(1 + \alpha)R_b}{2} \quad (1.1)$$

$$B_{up} = 19.2 \text{ KHz}$$

$$B_d = 1 \text{ MHz}$$

Successivamente sono state calcolate le attenuazioni dovute alla propagazione in spazio libero rispettivamente sulla tratta in salita e su quella in discesa, come segue:

$$L_u = 20 \log \left( \frac{4\pi d_u}{\lambda_u} \right) = 151 \text{ dB} \quad (1.2)$$

$$L_d = 20 \log \left( \frac{4\pi d_d}{\lambda_d} \right) = 149 \text{ dB} \quad (1.3)$$

dove

$\lambda_u = 11.11 \text{ cm}$       lunghezza d'onda riferita alla frequenza di lavoro sulla tratta *uplink*

$\lambda_d = 14.28 \text{ cm}$       lunghezza d'onda riferita alla frequenza di lavoro sulla tratta *downlink*

$d_u = 304 \text{ Km}$       lunghezza del collegamento sulla tratta *uplink*

$d_d = 304 \text{ Km}$       lunghezza del collegamento sulla tratta *downlink*

Con questi dati è possibile impostare l'equazione del radiocollegamento relativa alla tratta in salita [13] e ricavare da essa il guadagno dell'antenna sul satellite:

$$\left(\frac{G}{T}\right)_u = \left(\frac{C}{N}\right)_u - EIRP_{sat} + BO_i + L + L_u + K + B_u \quad (1.4)$$

da cui

$$G_u = \left(\frac{G}{T}\right)_u + 10\log(T_u) =^5 \quad (1.5)$$

Il termine  $(C/N)_u$  che compare a secondo membro dell'equazione (1.4) è il rapporto segnale-rumore valutato in condizioni di cielo sereno e può essere ricavato dalla seguente relazione:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u^{db} = \left(\frac{E_b}{N_0}\right)^{db} - \left(\frac{B_u}{R_b}\right)^{db} = 11.3 \text{ dB} \quad (1.6)$$

in cui  $(E_b/N_0)^{db}$  è il rapporto tra l'energia per bit del segnale utile e la densità spettrale di potenza monolaterale di rumore; esso è relazionato alla massima probabilità di errore sul bit (BER) tollerabile dal ricevitore di bordo tramite questa espressione (Figura 1.6):

$$\left[ Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) \right]^{-1} = P_{b,max} \quad (1.7)$$

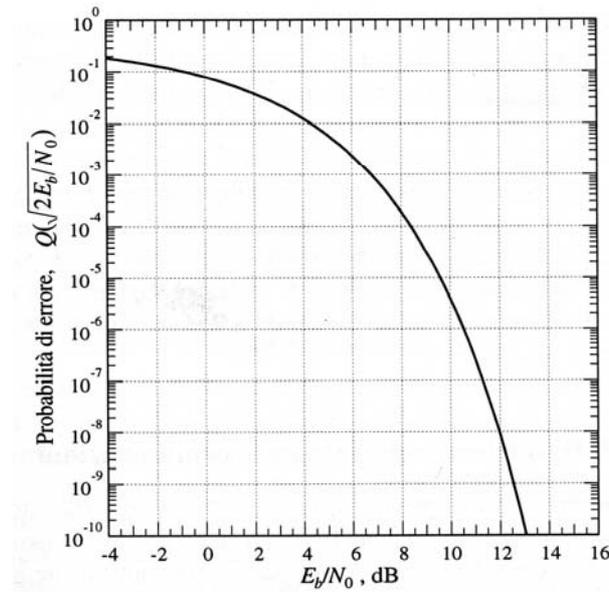
con  $P_{b,max} = 10^{-6}$  come da specifiche, mentre il rapporto  $(B_u/R_b)$  vale 1 per le ipotesi imposte; pertanto risolvendo la (2.7), si trova il valore cercato:

$$\left(\frac{E_b}{N_0}\right) = 11.3 \text{ dB}$$

---

<sup>5</sup> Risultato assente per mancanza di alcuni dati di progetto menzionati di seguito:  $EIRP_{sat}$ ,  $BO_i$ .

---



**Figura 1.6** – Andamento della BER in funzione del rapporto segnale – rumore ( $\frac{E_b}{N_0}$ ).

Gli altri parametri che costituiscono l'equazione (1.4) assumono il seguente valore:

$L_u = 151 \text{ dB}$  attenuazione per propagazione in spazio libero fornita dall'equazione (1.2);

$K = -228.6 \text{ dB}_{J/k}$  costante di Boltzmann;

$B_u = 42.8 \text{ dB}_{\text{Hz}}$  banda disponibile nella tratta *uplink*;

$EIRP_{sat} = ^6$  potenza isotropica equivalente trasmessa dall'antenna di Terra che provoca la saturazione del satellite;

$BO_i = ^7$  *back-off* di ingresso dell'amplificatore di potenza di bordo;

$L \approx 1.5 \text{ dB}^8$  perdita di *tracking* e per attenuazione atmosferica;

$T_u \approx 273 \text{ K}^9$  temperatura equivalente di rumore del ricevitore a bordo del satellite;

<sup>6</sup> Dato di progetto mancante.

<sup>7</sup> Dato di progetto mancante.

<sup>8</sup> Valore tipico nelle comunicazioni con satelliti a bassa quota.

<sup>9</sup> Valore tipico.

### 1.3.2 Equazione del radiocollegamento per la tratta downlink

L'obiettivo nel dimensionare il collegamento sulla tratta satellite-Terra è ricavare il guadagno e di conseguenza le dimensioni dell'antenna a Terra. Per ottenere questi dati, si ricorre all'equazione del *link budget*, riportata di seguito [13]:

$$\left(\frac{G}{T}\right) = \left(\frac{C}{N}\right)_d - EIRP_{s,sat} + BO_o + L_d + L + K + B_d \quad (1.8)$$

In essa compare il rapporto segnale-rumore presente al ricevitore del sistema di Terra che può essere ricavato in modo analogo all'equazione (1.6), sostituendo alla banda il valore che essa assume nella tratta in discesa; pertanto otteniamo:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_d^{db} = \left(\frac{E_b}{N_0}\right)^{db} - \left(\frac{B_d}{R_b}\right)^{db} = 11.3 \text{ dB} \quad (1.9)$$

in cui il rapporto  $(E_b/N_0)$  si ottiene dalla condizione imposta per la BER sulla tratta in discesa, ovvero:

$$\left[ Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) \right]^{-1} = 10^{-6} \quad (1.10)$$

e quindi:

$$\frac{E_b}{N_0} = 11.3 \text{ dB}$$

mentre il rapporto tra banda e velocità trasmissiva è pari ad 1 per le ipotesi imposte sulla modulazione e sul *roll-off*.

Gli altri parametri sono noti e valgono rispettivamente:

$L_d = 149 \text{ dB}$       attenuazione per propagazione in spazio libero fornita dall'equazione (1.3);  
 $EIRP_{s,sat} = 10$       potenza isotropica equivalente massima che può essere trasmessa dall'amplificatore di bordo

---

<sup>10</sup> Dato di progetto mancante.

$B_d = 60 \text{ dB}_{\text{Hz}}$  banda disponibile nella tratta *downlink*  
 $BO_o = {}^{11}$  *back-off* di uscita dell'amplificatore di potenza di bordo  
 $L \approx 1.2 \text{ dB}$ <sup>12</sup> perdita di *tracking* e per attenuazione atmosferica  
 $K = -228.6 \text{ dB}_{\text{J/k}}$  costante di Boltzmann.

Pertanto è possibile risolvere l'equazione (1.8) per ricavare il valore del guadagno da imporre all'antenna della stazione ricevente:

$$G_r = \left( \frac{G}{T} \right) + 10 \log(T) = {}^{13} \quad (1.11)$$

in questa compare il parametro  $T$ , temperatura equivalente di rumore del ricevitore di Terra che si può ottenere dalla seguente espressione:

$$T = T_a + T_r \quad (1.12)$$

con:

$T_a = \frac{T_{sky}}{L_w} + T_g \approx 46 \text{ K}$  temperatura equivalente di rumore d'antenna  
 e  $T_r$  temperatura di rumore dell'elettronica costituente il ricevitore di Terra.

I parametri che costituiscono la temperatura d'antenna, hanno il seguente significato:

$T_{sky}$ : temperatura di cielo dovuta al rumore cosmico ed atmosferico; assume valori prossimi ai 60 K;

$T_g$ : temperatura di rumore imputabile all'effetto di *spill-over*<sup>14</sup> del *feed* d'antenna.

La temperatura di rumore del ricevitore ( $T$ ) assume, in genere, valori nell'intervallo: (100-200)°K.

---

<sup>11</sup> Dato di progetto mancante.

<sup>12</sup> Valore tipico nelle comunicazioni con satelliti a bassa quota.

<sup>13</sup> Risultato assente per mancanza di alcuni dati di progetto.

<sup>14</sup> Perdita di potenza per mancata intercettazione della stessa da parte del riflettore parabolico; è causata dal fatto che il diagramma di irradiazione del *feed* ha una direttività superiore a 1.

### 1.3.3 Procedimento alternativo per il calcolo dei guadagni relativi all'antenna del satellite e della stazione di Terra

Le equazioni del *link budget* non sono state risolte in quanto mancano alcuni parametri di progetto, di seguito elencati:

$EIRP_{sat}$ : potenza isotropica equivalente trasmessa dall'antenna di Terra che provoca la saturazione del satellite;

$BO_i$ : *back-off* di ingresso dell'amplificatore di potenza di bordo;

$BO_o$ : *back-off* di uscita dell'amplificatore di potenza di bordo;

Per ovviare a ciò, è possibile impostare un'equazione semplificata che lega la potenza ricevuta a Terra con quella trasmessa dal satellite e ricavare da essa una stima dei guadagni per le due antenne satellitari. Partiamo quindi da una forma approssimata dell'equazione (1.8):

$$P_R = \left( \frac{P_T G_T G_R}{L_d} \right) \quad (1.13)$$

dove

$$L_d = 20 \log \left( \frac{4\pi d_d}{\lambda_d} \right) = 149 \text{ dB} \quad (1.14)$$

è l'attenuazione per propagazione in spazio libero sulla tratta in discesa,  $G_T$  è il guadagno dell'antenna trasmittente sul satellite,  $G_R$  quello dell'antenna ricevente a Terra,  $P_T$  la potenza trasmessa dal satellite e  $P_R$  quella ricevuta a Terra.

Il valore della potenza trasmessa è noto e pari a  $5 \text{ W}^{15}$ , mentre la potenza ricevuta può essere ricavata impostando la seguente equazione relativa al radiocollegamento sulla tratta *downlink*:

$$P_{R,Terra} = P_n + \left( \frac{E_b}{N_0} \right) - (BT_b) \quad (1.15)$$

dove  $(E_b/N_0) = 11.3 \text{ dB}$  e  $(BT_b) = 0 \text{ dB}$ , come ricavato nel paragrafo 1.3.1. Per quanto concerne la potenza di rumore al ricevitore di Terra, se consideriamo una banda passante di  $1 \text{ MHz}$ , essa può essere stimata in circa  $-85 \text{ dB}_m$ . Pertanto la potenza ricevuta è pari a

---

<sup>15</sup>  $5 \text{ W}$  equivalgono a  $7 \text{ dB}_w$  e/o  $37 \text{ dB}_m$ .

$$P_{R,Terra} = -85 \text{ dB}_m + 11.3 \text{ dB} - 0 = -73.7 \text{ dB}_m \quad (1.16)$$

A questo punto, avanzando l'ipotesi peggiorativa in cui il guadagno dell'antenna satellitare è nullo ( $G_{T,Sat} = 0 \text{ dB}$ ) ed invertendo l'equazione (2.13), si ottiene:

$$G_{R,Terra} \text{ dB} = P_{R,Terra} \text{ dB} - P_{T,Sat} \text{ dB} - G_{T,Sat} \text{ dB} + L_d \text{ dB} = 38.3 \text{ dB}_m \quad (1.17)$$

Tale valore suggerisce che sul satellite può essere utilizzata una qualsiasi antenna, anche omnidirettiva ( $G_T = 0 \text{ dB}$ ). Infatti, il valore stimato per il guadagno dell'antenna ricevente di Terra ( $38.3 \text{ dB}_m$ ), è nettamente inferiore a quello che la caratterizza realmente e che si può ricavare utilizzando la seguente formula:

$$G = \frac{\eta \pi^2 D^2}{\lambda^2} \quad (1.18)$$

in cui  $\eta$  è l'efficienza d'antenna,  $D$  il diametro del riflettore parabolico e  $\lambda$  la lunghezza d'onda alla frequenza di lavoro. In questo caso, assumendo  $\eta = 1$ ,  $D = 20 \text{ m}$  e sapendo che  $\lambda = 13.64 \text{ cm}$ , il guadagno dell'antenna ricevente di Terra risulta essere pari a:

$$G_{R,Terra} = 53 \text{ dB} \quad (1.19)$$

Ciò implica un margine, per il guadagno dell'antenna satellitare, di circa  $14.7 \text{ dB}$  ( $53 \text{ dB} - 38.3 \text{ dB}$ ). Ovvero, non vi sono vincoli stringenti sul valore del guadagno che dovrà caratterizzare l'antenna trasmittente, in quanto la ricezione del segnale è garantita dal guadagno dell'antenna di Terra.

Passiamo adesso al calcolo del guadagno relativo all'antenna satellitare ricevente. Impostiamo, pertanto, l'equazione del *link budget* relativa alla tratta *uplink*, nella forma analoga a quella dell'equazione (1.17):

$$G_{R,Sat} \text{ dB} = P_{R,Sat} \text{ dB} - P_{T,Terra} \text{ dB} - G_{T,Terra} \text{ dB} + L_u \text{ dB} \quad (1.20)$$

Prima di risolverla, però, è necessario calcolare la potenza che giunge al satellite. La formula da utilizzare è la seguente:

$$P_{R,Sat} = P_n + \frac{C}{N} \quad (1.21)$$

dove  $P_n$  è la potenza di rumore del ricevitore satellitare che, per una banda di circa 20 KHz, è approssimativamente pari a  $-110 \text{ dB}_m$ . Pertanto, la potenza ricevuta al satellite assume il seguente valore:

$$P_{R,Sat} = -110 \text{ dB} + 11.3 \text{ dB} = -98.7 \text{ dB} \quad (1.22)$$

A questo punto abbiamo a disposizione tutti i dati per risolvere l'equazione (1.20), quindi otteniamo:

$$G_{R,Sat} = -98.7 \text{ dB}_m - 37 \text{ dB}_m - 55 \text{ dB} + 151 \text{ dB} = -39.7 \text{ dB} \quad (1.23)$$

Il risultato può essere commentato in modo speculare a quanto fatto precedentemente, ovvero se l'antenna a Terra è direttiva, l'antenna sul satellite non necessita di requisiti stringenti per quanto riguarda il guadagno. Ciò è vero se il valore attribuito alla potenza di rumore del nostro ricevitore satellitare ( $-110 \text{ dB}_m$ ) è attendibile. A riprova di questo fatto, si riporta il calcolo relativo al margine di guadagno che possiamo prevedere nel progetto:

$$G_{T,Terra} - G_{R,Sat} = 55 \text{ dB} - 15.3 \text{ dB} = 39.7 \text{ dB} \quad (1.24)$$

dove  $G_{R,Sat}$  è stato ottenuto dall'equazione (1.23) ipotizzando il caso peggiore di antenna a Terra isotropica ( $G_{T,Terra} = 0 \text{ dB}$ ).