



Università degli Studi di Trieste

FACOLTÀ DI INGEGNERIA
Corso di Laurea in Ingegneria delle Telecomunicazioni

Tesi di laurea triennale in Elettronica per le Telecomunicazioni

**Progetto di sistema del satellite AtmoCube
architettura di comunicazione e architettura di sistema**

Candidato:

Alessandro Cuttin

Relatore:

Chiar.mo Prof. Mario Fragiaco

Correlatore:

Chiar.mo Prof. Sergio Carrato

Anno Accademico 2005–2006



Alessandro Cuttin

Progetto di sistema del satellite AtmoCube
architettura di comunicazione e
architettura di sistema

Tesi di Laurea triennale
Università di Trieste
Marzo 2007

Indice

Introduzione	1
I Architettura di sistema	5
1 Struttura del satellite	7
1.1 Strumentazione di bordo	7
1.1.1 Spettrodosimetro	7
1.1.2 Magnetometro	8
1.1.3 GPS	10
1.2 Controllo di sistema	14
1.2.1 Operazioni e controllo	14
1.2.2 Gestione dei dati strumentali	15
1.2.3 Attuatori	15
1.3 Determinazione e controllo dell'assetto	15
1.3.1 Rilevazione dell'assetto	15
1.3.2 Controllo dell'assetto	16
1.4 Comunicazioni	17
1.5 Alimentazione	17
2 Stazione radio	21
2.1 Concetti di base	21
2.1.1 Obiettivi	22
2.1.2 Struttura	22
2.1.3 Requisiti	22
2.2 Apparecchiature di comunicazione	23
2.2.1 Ricetrasmittitore	23
2.2.2 Antenne	24

2.3	Osservazioni conclusive	24
II	Architettura di comunicazione	27
3	Architettura di comunicazione	29
3.1	Definizione dell'architettura	29
3.1.1	Architettura determinata dalla geometria orbitale	30
3.1.2	Architettura determinata dalla funzione	31
3.1.3	Criteri di scelta	31
3.1.4	Architettura di comunicazione di AtmoCube	33
3.2	Tempi di accesso	34
3.2.1	Simulazione	36
3.2.2	Risultati	36
3.3	Data Rate	41
3.3.1	Tracking, Telemetry and Command	42
3.3.2	Data Collection	44
3.4	Modulazione	52
3.5	Uplink e Downlink	53
3.6	Codifica di canale	53
3.6.1	Forward Error Correction	54
3.6.2	Interleaving	56
3.7	Protocollo di comunicazione	57
3.7.1	Motivazioni	57
3.7.2	Livello Data-Link	57
3.7.3	AX.25	59
4	Link Design	65
4.1	Equazione di bilancio	65
4.2	Equazione di progetto	67
4.2.1	Attenuazione di spazio libero	68
4.2.2	Perdite di propagazione	74
4.2.3	Perdite supplementari	79
4.2.4	Temperatura di rumore di sistema	79
4.3	Link budget	89
4.3.1	Uplink	89
4.3.2	Downlink	94
4.4	Considerazioni finali	97
4.4.1	Uplink	98
4.4.2	Downlink	100

<i>INDICE</i>	vii
5 Conclusioni e sviluppi futuri	103
Bibliografia	105
A Matlab	107
A.1 Distanza satellite-stazione	107
A.2 Attenuazione di spazio libero	108
A.3 Tempi minimi di accesso	109
B Datasheets	111
B.1 Magnetometro HMC2003	112
B.2 Ricevitore GPS Lassen LP	120
B.3 Ricevitore GPS SGR-05	122
B.4 Kenwood TS-790E	124
B.5 Spettro-dosimetro Liulin-4 LET	126
Indice analitico	129

Elenco delle figure

1.1	Schema a blocchi del sistema	8
1.2	Schema del sistema di controllo	14
1.3	Schema del sistema di alimentazione	18
1.4	Schema a blocchi generale	20
2.1	Connessioni e apparati	25
3.1	Schema a blocchi del ricetrasmittitore	33
3.2	Screenshot di STK	35
3.3	Andamento dei tempi di accesso e di attesa	36
3.4	Periodicità dei tempi di accesso	37
3.5	Confronto dei tempi di accesso	39
3.6	Tempi di attesa	39
3.7	Tempi di attesa	40
3.8	Confronto tra tempi di attesa e tempi di accesso	40
3.9	Codificatore convoluzionale	55
3.10	Interleaving	57
4.1	Caratteristiche del downlink	67
4.2	Tratta massima	69
4.3	Distanza satellite - stazione	71
4.4	Attenuazione e distanza	72
4.5	Confronto delle attenuazioni VHF e UHF	75
4.6	Assorbimento da gas atmosferici	76
4.7	Orientamento delle antenne e polarizzazione	78
4.8	Temperatura di rumore del cielo a 5°	83
4.9	Temperatura di rumore del cielo	84
4.10	Temperature di rumore per sorgenti varie	85
4.11	Temperature di rumore per rumore artificiale	86

4.12 Conversione SINAD – dB	98
4.13 BER e margine di sistema in uplink	99
4.14 BER e margine di sistema in downlink	101

Elenco delle tabelle

1.1	Liulin mini	9
1.2	Magnetometro	9
1.3	GPS	11
1.4	Livelli NMEA	11
1.5	Specifiche NMEA	12
1.6	Bobine di torsione	17
2.1	Kenwood TS-790E	23
3.1	Dati dello scenario STK	34
3.2	Simulazione per i tempi di accesso	37
3.3	Media dei minimi	38
3.4	Simulazione per i tempi di attesa	41
3.5	Volume dei dati per orbita campionati ogni 10°	44
3.6	Prima stima data rate, 36 misure	45
3.7	Volume dei dati per orbita campionati ogni 15°	46
3.8	Seconda stima data rate, 24 misure	47
3.9	Stima overhead, 24 misure	49
3.10	Data budget, 24 misure	49
3.11	Data budget, 15 misure	50
3.12	Data budget, 12 misure	51
4.1	Processo di link design e stima del payload	66
4.2	Frequenze di trasmissione	71
4.3	Massimi e minimi di distanza e attenuazione	73
4.4	Confronto Elevazione–Distanza–Attenuazione	74
4.5	Contributi di rumore per l’antenna a terra	87
4.6	Uplink budget	90
4.7	Guadagno Yagi-Uda	91

4.8	Downlink budget	95
4.9	Calcolo della temperatura di rumore di sistema	97
4.10	Dati riassuntivi per l'uplink budget	100
4.11	Margine di sistema in uplink	100
4.12	Dati riassuntivi per il downlink budget	100
4.13	Margine di sistema in downlink	102

Introduzione

Da alcuni anni una collaborazione tra il Dipartimento di Fisica e il Dipartimento di Elettrotecnica, Elettronica e Informatica dell'Università di Trieste sta realizzando il progetto AtmoCube, un nanosatellite della famiglia CubeSat, il cui intento, didattico e scientifico, è quello di rendere gli studenti protagonisti della realizzazione di una missione spaziale a partire dalla sua ideazione fino al termine della vita del satellite.

Dal punto di vista didattico, è un'esperienza unica nel suo genere perché lo studente è coinvolto in una dinamica diversa da quella prettamente accademica, partecipando attivamente ad un progetto a cui lavorano più studenti. Dal punto di vista scientifico, è di grande interesse la possibilità di sviluppare una piattaforma per esperimenti scientifici con un grado di complessità e un costo contenuti.

Obiettivi di missione

Il satellite è rivolto allo studio dei fenomeni di *space weather* tipici della parte alta dell'atmosfera terrestre, sempre più sfruttata da numerose costellazioni di satelliti e scenario delle più recenti missioni spaziali. Il carico scientifico prevede infatti l'installazione di tre strumenti per misurare il campo magnetico e le caratteristiche del vento solare per tutta la durata della missione. Gli obiettivi scientifici della missione AtmoCube sono:

- misurare la densità di flusso magnetico dovuto al campo magnetico terrestre
- registrare l'intensità di radiazione dovuta all'attività solare
- misurare la densità dell'alta atmosfera.

La progettazione del sistema deve prefiggersi di sfruttare al meglio il tempo di missione a disposizione, di durata variabile da pochi mesi a pochi anni a seconda dell'attività solare.

Struttura e obiettivi della tesi

Questo lavoro di tesi si colloca all'inizio dell'iter progettuale del sistema elettronico di controllo e gestione delle varie funzioni del satellite. È cominciato nella seconda metà del 2005 in seguito ad alcuni lavori di tesi (in particolare [Ori04], [Cia04] e [Alb03]) che descrivono le condizioni orbitali e i principali requisiti del satellite. Come primo passo si è studiato uno schema a blocchi generale che descriva in modo preciso i sottosistemi che faranno parte del satellite e le loro interconnessioni, in modo tale da permettere a chi li avrebbe a sua volta studiati e progettati di avere dei punti di riferimento precisi. I sottosistemi, la strumentazione e gli schemi a blocchi sono descritti nel Capitolo 1.

In seguito al completamento di questa parte, è stato preso in considerazione il sistema di comunicazione. L'approccio seguito è stato inizialmente teorico: anziché puntare direttamente alla implementazione di un sistema ricetrasmittente si è voluto seguire un'impostazione molto documentata in letteratura, che ha portato alla definizione di quella che viene chiamata *architettura di comunicazione*. Con architettura di comunicazione si intende il complesso di entità fisiche e logiche che caratterizzano un sistema di comunicazione nei suoi aspetti più generali, in modo da poterne avere una panoramica completa. Tenendo presente questa impostazione, il collegamento terra - AtmoCube è stato valutato sotto vari punti di vista, puntando ad una descrizione il più possibile esaustiva. Allora, nel Capitolo 3, dopo la definizione dell'architettura per AtmoCube sono stati stimati i tempi durante i quali è possibile stabilire il collegamento satellitare e la quantità di dati che è possibile trasmettere. Sono descritti inoltre il tipo di modulazione numerica adottata, la possibilità di introdurre un particolare tipo di codifica di canale, permettendo così di avere una comunicazione più affidabile, e il protocollo impiegato al livello *data link* della pila protocollare ISO - OSI.

Durante fase di studio e di raccolta del materiale è stato possibile visitare l'Osservatorio Astronomico di Basovizza, struttura afferente all'Istituto Nazionale di Astrofisica, dove sarà installato il sistema di terra. Le informazioni raccolte sulle risorse disponibili del sistema di terra sono state inserite nel Capitolo 2, dando una prima impostazione tecnica a questa fondamentale infrastruttura. Visto che nei Capitoli 1 e 2 viene data una descrizione di tipo

sistemistico sia per il satellite che per la stazione radio, mentre negli ultimi due viene studiato il canale di comunicazione, è stato naturale dividere l'esposizione in due parti: la prima relativa all'architettura di sistema e la seconda relativa a quella di comunicazione. La Parte II è la risposta al più generale obiettivo di definizione dell'architettura di comunicazione.

Una volta acquisita tutta la documentazione necessaria l'attenzione è stata rivolta al progetto del collegamento radio, descritto nel Capitolo 4. Con la realizzazione del *link budget*, un bilancio che tiene conto di tutte le grandezze che caratterizzano il collegamento, è stato possibile stimare i parametri tipici dei sistemi trasmittente e ricevente; questo procedimento è stato ripetuto due volte, la prima per il collegamento stazione – satellite (detto anche *uplink*) e la seconda per quello satellite – stazione (*downlink*).

Volendo riassumere in un elenco gli obiettivi finora esposti, questi sono:

- la definizione dello schema a blocchi del sistema elettronico per l'integrazione di tutti i sottosistemi della parte satellitare
- la definizione dell'architettura di comunicazione, in modo da fissare le specifiche di tutte le componenti che costituiscono il canale di comunicazione
- lo studio dettagliato del *link budget* per specificare in modo chiaro i requisiti che i sistemi trasmittente e ricevente devono soddisfare, nonché evidenziare la loro interdipendenza.

Parte I

Architettura di sistema

Struttura del satellite

In questo capitolo si descrivono i principali componenti dei diversi sottosistemi presenti sul satellite. Il carico, (*payload*), comprende la strumentazione scientifica, i sistemi di controllo (*housekeeping*) dei dispositivi e dell'assetto, la parte relativa all'alimentazione e quella radio per la trasmissione e ricezione dei dati. Si comincia con la strumentazione scientifica (Sezione 1.1) per poi proseguire con i dispositivi di controllo (Sezioni 1.2 e 1.3). Nella Sezioni 1.4 e 1.5 i sottosistemi non sono descritti approfonditamente dato che per la parte di alimentazione sono stati svolti studi più approfonditi in altri lavori di tesi (si vedano [Din05] e [Cah06]), mentre le comunicazioni sono discusse nella Parte II.

Per ognuno di questi sottosistemi è presentato uno schema a blocchi dettagliato per costruire, alla fine, un unico schema a blocchi completo. Uno schema di partenza che illustra il sistema elettronico del satellite è in Figura 1.1 nella pagina seguente.

1.1 Strumentazione di bordo

La strumentazione di bordo prevede tre dispositivi: uno spettrodosimetro, un magnetometro e un ricevitore GPS. Il loro scopo è quello di misurare le grandezze necessarie a raggiungere gli obiettivi scientifici della missione di AtmoCube.

1.1.1 Spettrodosimetro

È lo strumento scientifico principale e opererà la misura dello spettro delle radiazioni incidenti sul satellite. Il modello che sarà installato sul satellite è un *Liulin mini* e ha bisogno di essere interfacciato solo col microcontrollore

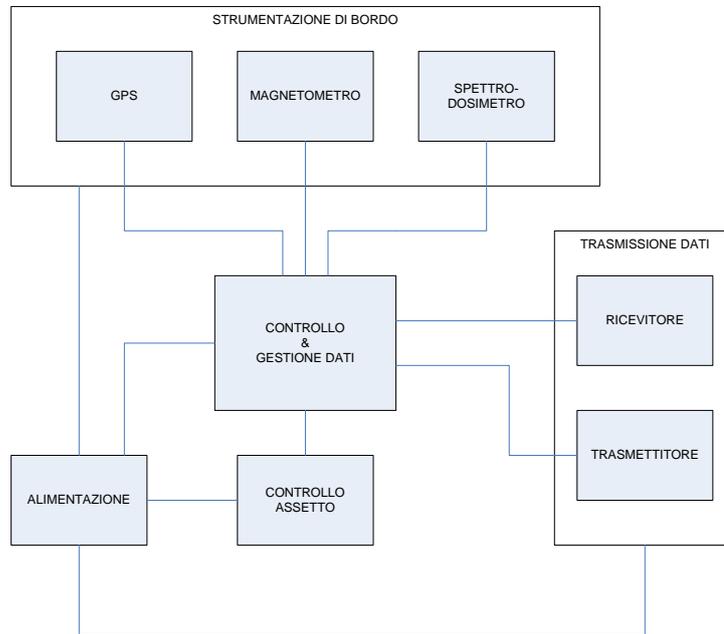


Figura 1.1: Schema a blocchi del sistema

e l'alimentazione. I dati tecnici sono riportati nella Tabella 1.1 nella pagina successiva.

Lo spettrodosimetro quantizza i dati misurati mediante un ADC con una risoluzione di 12 bit per 1024 canali. La misura di un singolo spettro necessita di un tempo di esposizione che va dai 10 ai 3539 secondi [Dac, p. 4]. Il tempo di esposizione deve essere tenuto in considerazione in fase di realizzazione del sistema di controllo. Anche se la risoluzione dell'ADC è di 12 bit, lo spazio effettivamente occupato da un singolo campione in memoria è di 16 bit (2 B). Tuttavia, per non trasmettere informazioni inutili, in fase di trasmissione saranno omessi i bit non significativi e inviati solo i 12 effettivi del campione.

1.1.2 Magnetometro

Il magnetometro misura il campo magnetico terrestre che interessa il satellite per tutta la durata della missione. I valori registrati, oltre ad essere dati sperimentali, possono essere usati anche dal sistema di controllo dell'assetto del satellite.

Il modello utilizzato è l'*HMC2003* della Honeywell; la sua caratterizzazione si può trovare in [Cia04]. I dati tecnici sono riportati nella Tabella 1.2 a fronte.

Tensione di alimentazione (V)	8 ÷ 12
Consumo (mW)	180 (max)
Corrente massima (mA)	15
Uscita dati	RS232 full-duplex @1024 bit/s
Formato dati	—
Quantità dati	—

Tabella 1.1: Dati tecnici Liulin mini

Tensione di alimentazione (V)	6 ÷ 15 (normale)	12 (reset)
Consumo (W)	160	
Corrente massima (mA)	20 (normale)	3200/2 μ s (reset)
Uscita dati	analogica	
Formato dati	—	
Quantità dati	—	

Tabella 1.2: Dati tecnici magnetometro

Interfacciamento

Come si vede dalla Tabella 1.2, l'uscita del magnetometro è analogica, e il valore del campo magnetico viene dato nelle tre componenti di un sistema di riferimento cartesiano riferito alla scheda su cui è montato. Il valore misurato si preleva da tre piedini (uno per ogni asse) e ha una tensione compresa tra 0,5 e 4,5 V. È necessaria allora una conversione analogico – digitale per ognuna delle tre uscite: ognuna di esse sarà collegata a un multiplexer a tre vie, collegato a sua volta a un ADC di adeguata risoluzione.

Conversione AD La sensibilità minima prevista per ottenere delle misure utili è di 1,8 mG ([Alb03, p. 60]), condizione soddisfatta in analogico, dato che il magnetometro ha una sensibilità dichiarata di 40 μ G. Tuttavia, è necessario verificare che la risoluzione della conversione AD rispetti questa condizione.

Il magnetometro prevede una corrispondenza di 1 V per 1 G, quindi devono essere misurabili 1,8 mV. Allora, per rispettare la condizione sulla

sensibilità, è necessario che, quando il LSB (bit meno significativo) è posto a 1 (e tutti gli altri a 0), ad esso corrisponda una tensione almeno minore o uguale a 1,8 mV:

$$V_{LSB} \leq 1,8 \text{ mV}$$

A questo punto, con una conversione a 12 bit, l'intervallo di variazione della tensione da convertire viene suddiviso in 2^{12} intervalli di quantizzazione, ognuno dei quali è codificato con una sequenza binaria di 12 bit. Quindi, considerando una dinamica di 5 V ad ogni intervallo di campionamento corrispondono:

$$\frac{5}{2^{12}} = 1,22 \cdot 10^{-3} \text{ V} = 1,22 \text{ mV} = V_{LSB}$$

La condizione è quindi soddisfatta. L'impiego di un ADC a 14 bit consente di avere una risoluzione di 0,3 mV.

1.1.3 GPS

Il sistema GPS (*Global Positioning System*) fornisce in tempo reale la posizione del satellite nello spazio. Principalmente serve per associare una posizione ai dati misurati dallo spettrodosimetro e dal magnetometro, in modo da consentirne la mappatura; con opportuni accorgimenti i dati relativi alla posizione possono essere utilizzati per un ulteriore controllo dell'assetto. Se la sensibilità del GPS rispettasse certi vincoli i dati trasmessi a terra potrebbero essere elaborati per produrre una misura indiretta della densità atmosferica alla quota dell'orbita percorsa dal satellite.

Attualmente non si dispone di un ricevitore adatto per un uso satellitare, ad esempio il modello *SSTL SGR-05* della Surrey, ma si studia l'interfacciamento di un GPS di impiego comune, il *Lassen LP* della Trimble; i dati tecnici sono riportati nella Tabella 1.3 nella pagina successiva.

Protocolli di comunicazione

Attualmente, i ricevitori GPS supportano vari protocolli, il ricevitore della Lassen che dovrebbe essere montato sul satellite può comunicare usando i protocolli TSIP, TAIP e NMEA 0183 v2.1. Il protocollo NMEA (*National Marine Electronics Association*) specifica l'interfaccia e il protocollo dati per la comunicazione tra dispositivi elettronici usati in ambiente nautico, tuttavia viene usato quando serve un output di tipo PVT (posizione, velocità, tempo) per avere un continuo aggiornamento di questi tre valori, ad esempio per effettuare navigazione in tempo reale. Questo protocollo è usato anche per interfacciare tra loro GPS di diverse case produttrici. È impiegato anche nello standard radioamatoriale APRS (*Automatic Position Reporting System*).

	Solo GPS	GPS con antenna
Tensione di alimentazione (V)	3.3 ± 0.3	
Consumo (mW)	182	221
Corrente massima (mA)	5.5	67
Uscita dati	Serial port 1pps CMOS TTL levels	
Formato dati	Vari protocolli disponibili	
Quantità dati	Varie bit-rate disponibili	

Tabella 1.3: Dati tecnici ricevitore GPS

	Livelli di tensione [V]	
Stato logico	NMEA	RS232
1	$\leq +0.5$	+12
0	$\geq +4$	-12

Tabella 1.4: Livelli NMEA

NMEA 0183 Nel vasto mondo dei ricevitori GPS molti sono i protocolli proprietari delle case costruttrici, e generalmente sono orientati al bit; lo NMEA 0183 è un protocollo nato per uno scambio di informazioni più semplice e compatibile con la maggior parte dei dispositivi elettronici e per questo è orientato al carattere: i dati scambiati sono tutti stringhe di caratteri ASCII. La maggior parte degli strumenti che lo implementa è predisposta con una porta seriale RS232, ma la comunicazione avviene su un bus costituito essenzialmente da un doppino. I livelli di tensione del segnale non sono compatibili con i livelli del protocollo RS232: la Tabella 1.4 riporta il confronto; sarà quindi necessario l'uso di traslatori di livello.

Lo standard RS232 contempla la presenza di un mittente (*Data Communication Equipment–DCE*) e di un ricevente (*Data Terminal Equipment–DTE*), in generale il ricevitore GPS è un mittente e usa frasi (o sentenze, dall'inglese *sentences*) codificate di caratteri ASCII.

È importante osservare che per ogni byte l'ultimo bit è sempre posto a 0, quindi il protocollo trasmette solo i caratteri dallo 0 al 127. La bit-rate di comunicazione per lo NMEA 0183 è di 4800 bit/s, e dipende dal protocollo (l'NMEA 0182 trasmette a 1200 bit/s). Questa bit-rate è supportata anche dal ricevitore Lassen.

NMEA 0183	
Bit rate (bit/s)	4800
Bit di dati	8
Controllo di parità	nessun bit
Bit di stop	1 o più

Tabella 1.5: Specifiche NMEA

Struttura messaggi I messaggi del protocollo sono sequenze di caratteri alfanumerici che cominciano sempre col carattere \$ e terminano sempre con CR (Carriage Return) e LF (Line Feed), che normalmente non sono visualizzati. La frase non può eccedere gli 80 caratteri, inclusi \$ e CR LF. I vari campi della sequenza sono sempre separati da una virgola (,) e, se un campo è nullo, viene lasciato vuoto e due virgole si succedono; i campi sono individuati mediante il conteggio delle virgole. Un esempio può essere:

\$GPGLL,4538.4355,N,01350.5540,E

questo dato riporta le coordinate geografiche di un ricevitore GPS: il gruppo di 5 caratteri alfanumerici dopo il carattere \$ individua il tipo di apparato che trasmette ed il tipo di dati trasmessi; i dati sono separati da una virgola e sono nel formato GGPP.pppp per le latitudini e GGGPP.pppp per le longitudini (G indica una cifra dei gradi, P una cifra dei gradi primi e p una cifra dei decimali dei gradi primi). Dai dati dell'esempio si ricava:

latitudine: 45° 38,4355' N
longitudine: 13° 50,5540' E

Al fine di poter mappare le misure degli strumenti è necessario avere almeno le informazioni relative a latitudine, longitudine e quota. Si considera un esempio più completo.

\$GPRMC,034523,Y,02754.31,N,08023.03,W,1.5,035,030495,4,W*23

Il primo campo, di 5 lettere, specifica il tipo di dispositivo che invia la sequenza con i primi due caratteri, in questo caso GP che indica un ricevitore GPS, e il tipo di frase che segue ([Pit99]).

Esistono svariati tipi di frasi, che contengono informazioni diverse. Il ricevitore Lassen supporta frasi di tipo GGA, GLL, GSA, GSV, RMC, VTG e ZDA. Dall'esempio si ha:

Campo	Formato	Descrizione
0	GPRMC	DCE GPS e frase di tipo RMC
1,2	034523,Y	Tempo GMT di fix della posizione (hhmmss)
3,4	02754.31,N	Latitudine
4,5	08023.03,W	Longitudine
6	1.5	Velocità al suolo in nodi
7	035	Direzione di movimento in gradi reali
8	030495	Giorno (ggmmaa)
9,10	4,W	Declinazione magnetica in gradi
11	*	Inizio checksum
12	23	Checksum

Al termine di ogni frase viene riportato il campo checksum, che è ottenuto dall'XOR a 8 bit di tutti i caratteri della frase compresi tra i caratteri \$ e * esclusi; il valore esadecimale dei 4 bit più significativi e meno significativi è convertito in due caratteri ASCII (quindi il checksum varia da 0A a 9F), di cui è trasmesso per primo il più significativo.

Più utili risultano le frasi di tipo GGA: Global Positioning System Fix Data, che riportano i dati relativi al fix tridimensionale (latitudine, longitudine e quota). Le frasi che contengono informazioni relative ai satelliti GPS usati per il rilevamento sono di tipo GSA (in cui vengono riservati fino a 12 campi per gli identificatori dei satelliti ricevuti) e GSV (in cui, oltre all'identificatore, vengono riportati dati relativi ai satelliti ricevuti—elevazione, azimuth e SNR), in questo caso possono essere trasmesse le informazioni di al più quattro satelliti per frase, per un totale di, al più, tre frasi consecutive. Per i campi specifici di queste frasi si rimanda a [Ben03], [Ste03]. Si riporta qui sotto una sequenza di frasi NMEA ottenuta dal GPS Lassen.

```

1  $GPZDA,112346.3,08,12,2005,,*5A
2  $GPGLL,4541.51411,N,01346.82033,E,112346.0,A*39
3  $GPVTG,209.3,T,208.9,M,000.0,N,000.1,K*44
4  $GPGSA,A,3,06,21,14,01,30,,,,,4.04,2.74,2.97*0D
5  $GPZDA,112348.3,08,12,2005,,*54
6  $GPGLL,4541.51412,N,01346.82037,E,112348.0,A*30
7  $GPVTG,189.7,T,189.3,M,000.0,N,000.1,K*4B
8  $GPGSA,A,3,06,21,14,01,30,,,,,4.04,2.74,2.97*0D

```

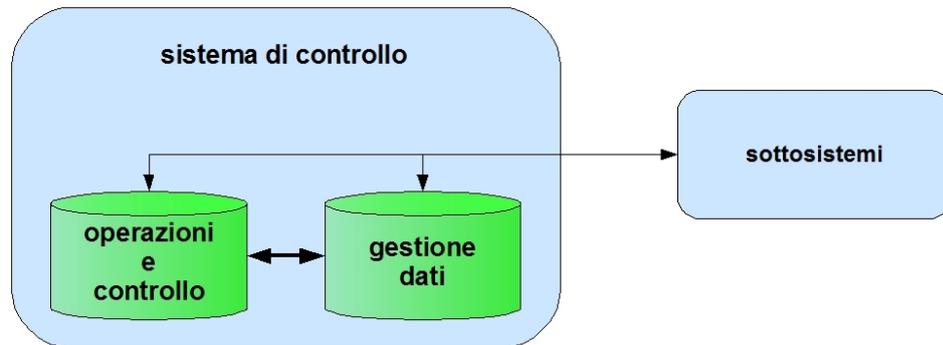


Figura 1.2: Schema a blocchi del sistema di controllo

9 \$GPZDA,112350.3,08,12,2005,,*5D
 10 \$GPGLL,4541.51413,N,01346.82041,E,112350.0,A*39
 11 \$GPVTG,173.5,T,173.1,M,000.0,N,000.1,K*4Bf

1.2 Controllo di sistema

Il controllo di sistema è dato dall'insieme di componenti hardware e software che permettono uno regolare svolgimento delle attività di missione del satellite. La realizzazione di questo vitale sottosistema prevede l'impiego di uno o più (a seconda delle esigenze costruttive) microcontrollori. È già in fase di sviluppo un prototipo basato sul PIC 18F452.

Le istruzioni da implementare nel sistema di controllo di AtmoCube sono di due tipi: quelle che permettono di gestire le attività e l'*housekeeping* del satellite e quelle che gestiscono i dati strumentali (OBDAH – *On Board Data Handling*). Questi due tipi di istruzioni costituiscono due blocchi software distinti, come mostrato in Figura 1.2.

1.2.1 Operazioni e controllo

In questa categoria rientrano le funzioni che regolano l'attività dei sottosistemi del satellite a partire dall'istante di sgancio nello spazio libero. Quella principale è il controllo dell'alimentazione, in modo da assicurare il fabbisogno energetico di ogni dispositivo e la sopravvivenza del satellite a seconda delle risorse energetiche disponibili. Poi è necessario garantire un corretto svolgimento dell'attività sperimentale e la comunicazione tra satellite e stazione a terra.

Il controllo può essere centralizzato oppure distribuito. Il primo consente al satellite una maggiore indipendenza ma necessita di una elevata complessità computazionale, il secondo è di più semplice realizzazione ma implica una maggiore dipendenza dalla stazione a terra perché alcune funzioni vengono svolte a terra e il satellite riceve dei parametri opportuni in fase di comunicazione.

1.2.2 Gestione dei dati strumentali

Questa parte del sistema presiede alla raccolta e alla memorizzazione delle informazioni sperimentali. Affinché siano utili, è necessario che i dati raccolti dagli strumenti (interrogati a intervalli regolari) siano associati tra loro, in modo da correlare la misura del campo magnetico e dello spettro solare con la posizione del satellite rispetto al sistema di riferimento terrestre. Quindi, nella memoria predisposta alla conservazione di queste informazioni, saranno memorizzate progressivamente delle stringhe che associano tra loro le tre misure.

1.2.3 Attuatori

Gli attuatori sono i dispositivi elettromeccanici o i servomeccanismi che dispiegano gli elementi alloggiati all'interno della carlinga durante la fase di lancio. Dopo l'espulsione del satellite dal veicolo del lanciatore è possibile mettere in posizione le antenne e un eventuale boom per il controllo dell'assetto.

1.3 Determinazione e controllo dell'assetto

Questo sottosistema si occupa di mantenere e controllare la posizione del satellite nello spazio in modo da garantire i requisiti di puntamento e posizionamento definiti dalla missione, compensando i disturbi esterni. I requisiti di puntamento riguardano l'antenna, i pannelli solari, i sensori.

La strumentazione installata su AtmoCube non ha requisiti particolari di puntamento, similmente i pannelli solari che sono montati su tutte le facce del satellite, deve essere garantito invece un corretto orientamento dell'antenna.

1.3.1 Rilevazione dell'assetto

La rilevazione dell'assetto è affidata a sensori che misurano uno o più angoli che il loro piano di montaggio forma con uno o più oggetti di riferimento.

Per le caratteristiche della geometria orbitale di AtmoCube si possono considerare i sensori solari, di campo magnetico e di orizzonte. I sensori solari misurano la posizione del satellite rispetto al sole e sono molto accurati, la loro principale controindicazione è quella di non poter essere usati quando il satellite è nel cono d'ombra. I sensori di campo magnetico (come il magnetometro) misurano modulo, direzione e verso del campo magnetico che interessa il satellite; confrontando questa misura con un modello del campo magnetico è possibile determinare l'assetto del satellite. Tuttavia, la misura non è affidabile se sul satellite sono presenti attuatori di tipo magnetico. I sensori di orizzonte permettono di individuare la posizione relativa alla superficie terrestre misurando la differenza di radiazione infrarossa emessa dalla bassa atmosfera terrestre (più calda) rispetto a quella dello spazio (più fredda).

1.3.2 Controllo dell'assetto

I requisiti di missione impongono l'assenza di dispositivi attivi di controllo dell'assetto a bordo del satellite. È quindi possibile impiegare unicamente attuatori passivi. All'inizio del progetto era stato preso in considerazione un sistema a gradiente gravitazionale in combinazione con delle bobine di torsione magnetica. Il metodo del gradiente gravitazionale consente, mediante il dispiegamento di un *boom*, di avere un'orientamento praticamente costante del satellite lungo l'asse del nadir. Le bobine di torsione magnetica, le cui caratteristiche tecniche sono in Tabella 1.6 a fronte, consentono, per effetto dell'allineamento del loro momento magnetico con le linee di forza del campo magnetico terrestre, di ridurre lo spin del satellite e di orientarlo correttamente prima del rilascio del boom all'esterno.

Entrambi questi sistemi non saranno impiegati, e al loro posto saranno usati uno o più magneti permanenti che stabilizzeranno il satellite orientandosi a seconda del campo magnetico terrestre; questa soluzione ha maggiore efficacia quando l'orbita percorsa è di tipo equatoriale, perché l'orientamento del campo magnetico non subisce forti variazioni (come possono aversi in un'orbita polare). Un'altra controindicazione di questo sistema di stabilizzazione è l'errore che si introduce nelle misure del magnetometro, con il rischio di mandarlo in saturazione.

Il sistema di controllo dell'assetto di AtmoCube deve provvedere ad un corretto orientamento dell'antenna usata dal sistema di comunicazione.

Tensione di alimentazione (V)	3.3	
Consumo (W)	165 (max)	
Corrente massima (mA)	50 (normale)	100 (massima)
Resistenza (Ω)	66	
Uscita dati	—	
Formato dati	—	
Quantità dati	—	

Tabella 1.6: Bobine di torsione

1.4 Comunicazioni

Il sistema di comunicazione è l'interfaccia che deve garantire una comunicazione affidabile tra il sistema di controllo del satellite e l'operatore della stazione a terra. I suoi compiti sono di trasmettere a terra i dati sperimentali raccolti e la telemetria, e comunicare al sistema di controllo i comandi e i dati ricevuti dalla stazione a terra.

Il sistema di comunicazione di AtmoCube, avendo l'intenzione di essere un sistema aperto e, eventualmente, condivisibile da altre missioni CubeSat, si basa su tecniche di trasmissione satellitare di tipo radioamatoriale, che costituiscono una sorta di standard aperto; sono infatti definiti il tipo di emissione, la sua occupazione di banda, la modulazione (FSK), il tasso di trasmissione, il protocollo del livello data-link (AX.25). Decidere di sviluppare il sistema di comunicazione con queste caratteristiche presenta il vantaggio di avere molti aspetti dell'architettura di comunicazione già fissati (ad esempio: la modulazione, il tasso di trasmissione, ...), ma anche alcuni svantaggi, come un tasso di trasmissione troppo basso per la quantità di dati che si vorrebbe trasmettere. Dato però il carattere sperimentale del progetto, questi svantaggi sono accettabili.

1.5 Alimentazione

Il sistema di alimentazione di un satellite ha il compito di produrre, accumulare e distribuire l'energia elettrica a tutti i sottosistemi per garantire il loro normale funzionamento. Un compito semplice a prima vista, ma molto complicato nella realtà.

La fonte primaria di energia sfruttata da AtmoCube è l'energia solare, che

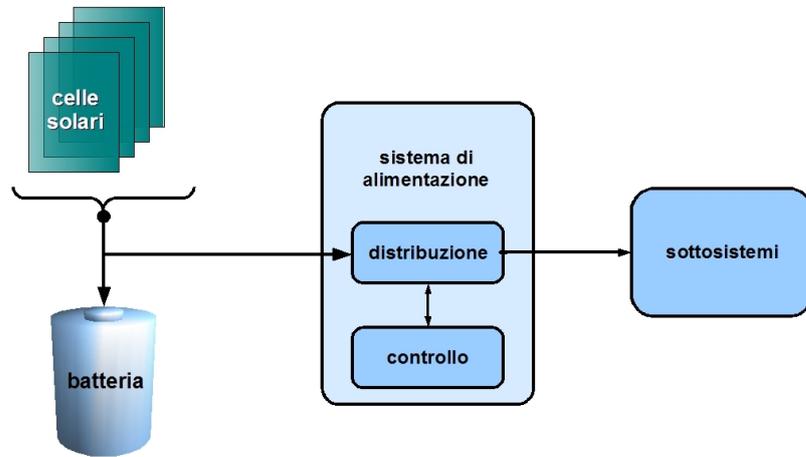


Figura 1.3: Schema del sistema di alimentazione

viene convertita in energia elettrica con dei pannelli fotovoltaici distribuiti sulla superficie esterna del satellite. La superficie a disposizione è molto piccola, e per ottenere più energia possibile, è previsto l'impiego di pannelli a tripla giunzione, che offrono una efficienza maggiore rispetto alle comuni celle fotovoltaiche. Se non viene impiegata direttamente, l'energia elettrica convertita viene immagazzinata in una batteria al litio, dimensionata in modo da soddisfare il fabbisogno energetico anche quando il satellite è nella fase di eclissi e deve permettere di sostenere il picco massimo di potenza richiesta. Lo studio e l'interfacciamento dei pannelli solari e della batteria è stato studiato in [Din05].

Oltre a rendere disponibile l'energia necessaria, il sistema di alimentazione provvede a fornire in modo continuativo, per tutta la durata della missione, l'energia elettrica a tutti i sottosistemi a seconda delle loro necessità; adatta quindi la tensione di alimentazione a seconda dei dispositivi collegati. Inoltre, controlla lo stato energetico generale per prevenire guasti e lo scaricamento completo delle batterie; eventualmente, in condizioni di emergenza, comunica col sistema di controllo che provvede a spegnere uno o più sottosistemi. La Figura 1.3 ne mostra uno schema a blocchi. Una fase critica per l'alimentazione può essere l'inizio della missione del satellite, perché i requisiti di missione prevedono che il satellite venga alloggiato nel lanciatore a batterie scariche, quindi, una volta liberato nello spazio, prima di ogni altra cosa, il satellite dovrebbe provvedere a caricare completamente le batterie.

Per progettare un sistema di alimentazione adeguato si stila un bilancio di potenza in cui si tiene conto della potenza richiesta (media e di picco) da tutti i dispositivi e della potenza erogabile dalle celle solari e dalle batterie;

lo scopo è di rendere il bilancio positivo.

Ora che tutti i sottosistemi sono stati passati in rassegna è possibile tracciare uno schema a blocchi generale più dettagliato, riportato in Figura 1.4 nella pagina seguente.

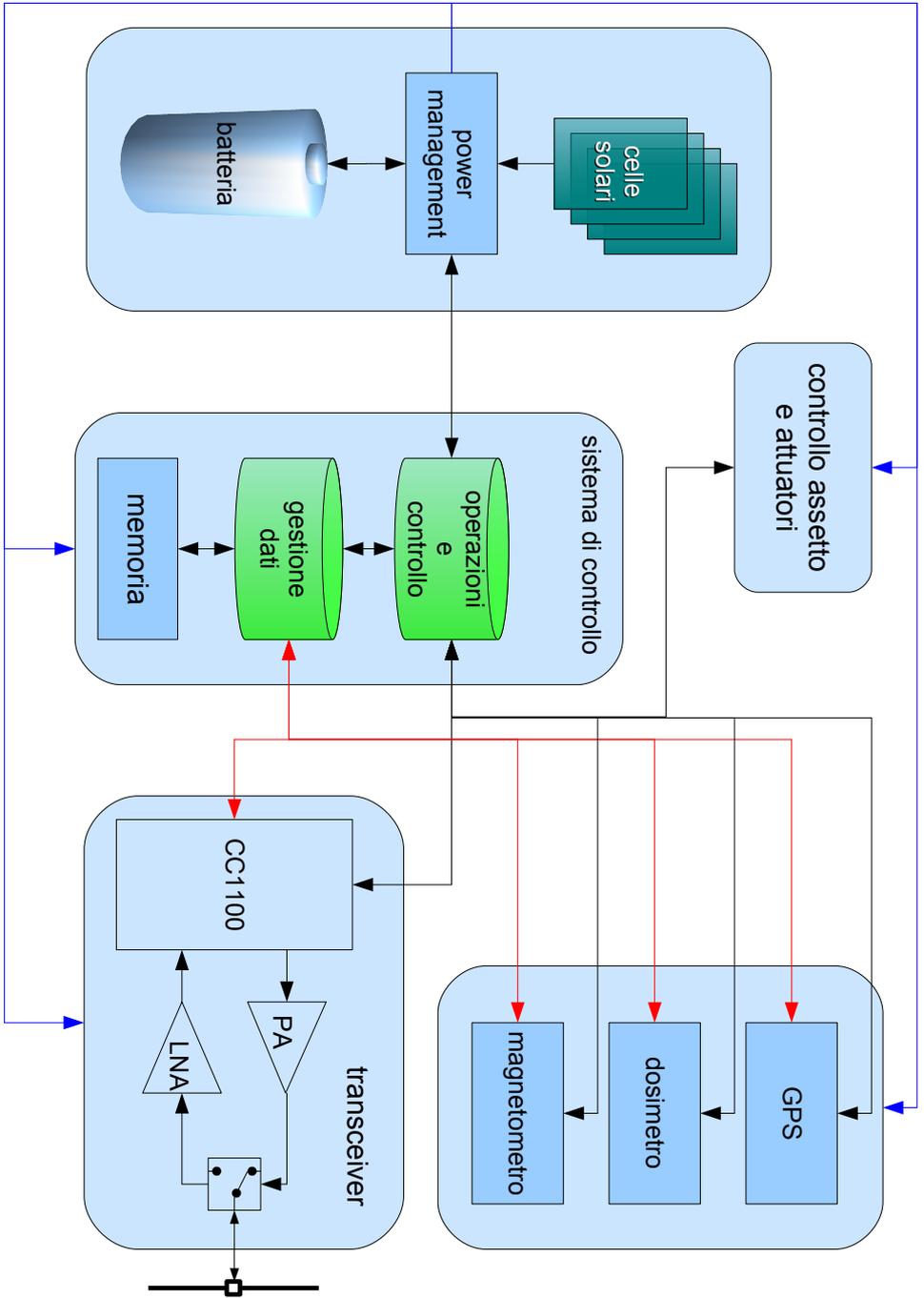


Figura 1.4: Schema a blocchi generale. In nero sono rappresentate le linee di controllo, in rosso quelle di trasferimento dati e in blu le linee di alimentazione.

Capitolo 2

Stazione radio

Lo scopo di questo capitolo è quello di porre le basi per lo studio del sistema ricetrasmittente della stazione a terra. La stazione avrà sede presso l'Osservatorio Astronomico di Basovizza, che ne ha già ospitata una nei primi anni '90 in occasione della missione ItamSat, un satellite LEO radioamatoriale appartenente alla classe Microsat, lanciato nel 1991. Successivamente è stata smantellata e gli apparati sono stati conservati presso l'Osservatorio.

Nel novembre 2005 è stato fatto un sopralluogo per prendere visione degli apparati e valutare le possibilità di impiegarli per i collegamenti terra-AtmoCube.

Nella prima parte si introducono i concetti di base che devono guidare la realizzazione del sistema di terra, nella seconda si descrivono i principali componenti, includendo una descrizione di quelli eventualmente disponibili all'Osservatorio.

2.1 Concetti di base

Nell'ambito di una missione spaziale, la realizzazione delle infrastrutture a terra ha un peso pari a quello della progettazione del satellite da lanciare in orbita. Il motivo risiede nella necessità di garantire un collegamento affidabile per permettere il raggiungimento di tutti gli obiettivi di missione, a partire dalla sopravvivenza del satellite fino all'adempimento degli scopi scientifici. Già da questa osservazione si può capire che il sistema a terra non si riduce a una stazione in grado di stabilire un collegamento radio, ma che questa ne costituisce solo una parte.

2.1.1 Obiettivi

In condizioni operative normali, il sistema di terra deve essere in grado di garantire una canale di comunicazione affidabile con il satellite, eseguire il controllo da remoto del suo sistema centrale, rendere disponibili i dati sperimentali.

Il raggiungimento del primo obiettivo è strettamente legato alla corretta progettazione del collegamento radio (il *link design*, descritto nel Capitolo 4). Con controllo da remoto si intende il monitoraggio dello stato e dell'efficienza di tutti i sottosistemi in base ai dati di telemetria ricevuti, la possibilità di comandare e istruire il satellite e i vari dispositivi, la rilevazione dell'assetto orbitale sulla scorta dei dati forniti dai sensori di bordo. La presentazione dei dati sperimentali avviene dopo che questi siano stati ricevuti.

Questi obiettivi devono essere coniugati ad una elevata affidabilità di componenti e procedure, in modo da garantire il più possibile operatività e tolleranza ai guasti (*fault tolerance*).

2.1.2 Struttura

Alla luce di queste prime considerazioni conviene fare una distinzione. Il sistema di terra si può suddividere in centro di comunicazione e centro di controllo. Al primo spettano le operazioni necessarie a stabilire il collegamento radio; il secondo presiede a tutte le funzioni di monitoraggio e comando del sistema satellitare. Il centro di controllo gestisce in parallelo sia elementi di missione (come ad esempio il calcolo dell'orbita del satellite) che elementi dell'infrastruttura di terra.

2.1.3 Requisiti

Si indicano ora i requisiti che è necessario soddisfare basandosi sull'esperienza finora accumulata e sulle condizioni emerse durante questo studio.

Per quanto riguarda la parte di radiocomunicazione:

- è di primaria importanza assicurare i margini stabiliti nel *link budget* (Sezione 4.3)
- bisogna portare particolare attenzione al *tracking* della frequenza della portante a causa degli scostamenti in frequenza provocati dall'effetto Doppler
- si rende necessaria l'automazione del puntamento delle antenne per inseguire il satellite lungo la sua traiettoria

	Larghezza di banda	Potenza in uscita
VHF	144 – 146 MHz	45 W (modo FM)
UHF	430 – 440 MHz	40 W (modo FM)
Impedenza d'antenna		50 Ω

Tabella 2.1: Dati tecnici Kenwood TS-790E

In questo ultimo caso il compito è facilitato dal fatto che i dati sperimentali, grazie alle informazioni del GPS, forniscono un monitoraggio costante sul moto del satellite e permettono un continuo aggiornamento dei suoi parametri orbitali, in modo tale da rendere preciso il puntamento e stimare correttamente lo scostamento Doppler.

Nella parte di controllo, dato il poco tempo a disposizione, si tratta di rendere il più possibile automatizzato lo scambio di informazioni da e verso il satellite. In pochi minuti il satellite e il centro di controllo devono scambiare i dati di telemetria, i comandi necessari fino al prossimo contatto e devono essere trasmessi tutti i dati sperimentali. Tutti i parametri che il controllo di terra invia al satellite, inoltre, devono tenere conto delle orbite successive e della durata del prossimo contatto.

2.2 Apparecchiature di comunicazione

Segue una descrizione degli apparati e degli strumenti che sono stati trovati durante l'ultimo sopralluogo. I dispositivi costituivano una stazione di tipo radioamatoriale predisposta per le comunicazioni in packet radio, le comunicazioni digitali radioamatoriali ancora in vigore. Molti sono in buono stato di conservazione e manutenzione.

2.2.1 Ricetrasmittitore

Il ricetrasmittitore è un Kenwood modello TS-790E corredato di alimentatore e interfaccia per un ingresso RS-232, al suo interno è predisposto anche il modulo per la trasmissione nella banda dei 23 cm (1240 – 1300 MHz). Nella Tabella 2.1 i principali dati tecnici. Per i dati tecnici completi si veda [B.4 a pagina 124](#), in particolare per quanto riguarda la sensibilità e la sensibilità del ricevitore supereterodina.

2.2.2 Antenne

All'esterno dell'edificio sono installate su un traliccio due antenne direttive di tipo Yagi, una per la banda VHF a 10 elementi e una per la banda UHF a 17 elementi. Entrambe sono a doppia polarizzazione. Purtroppo non c'è alcuna documentazione riguardo a queste due antenne, soprattutto per quanto riguarda il guadagno, importante per il calcolo dell'EIRP, ma essendo di un tipo molto usato sono dei dati di facile reperibilità. Entrambe le antenne sono solidali ad un affusto orientabile per mezzo di due rotori, il puntamento delle antenne è quindi regolabile in elevazione e azimuth. Attualmente i rotori funzionano correttamente e possono essere pilotati sia in modalità manuale che in modalità automatica. Per questo scopo il dispositivo di controllo dei rotori era stato interfacciato con un calcolatore che lo pilotava sulla base di dati che venivano calcolati mediante un software opportuno (Istantrack) per la predizione dell'orbita del satellite.

Modem e TNC

Il modem e il TNC (*Terminal Node Controller*) sono i dispositivi principali per realizzare la trasmissione digitale. Il TNC, collegato al pc da cui riceve i dati da trasmettere, si occupa dell'incapsulamento dell'informazione in pacchetti AX.25 e della gestione della connessione. Normalmente ogni TNC include un modem AFSK (*Audio Frequency Shift Keying*), ma per le trasmissioni del satellite ItamSat è stata impiegata la modulazione PSK perché consente di trasmettere con un rapporto segnale-rumore più alto, per questo è necessario disabilitare il modem interno e usarne uno esterno specifico. Nella Figura 2.1 nella pagina successiva sono mostrate le connessioni tra pc, TNC, modem BPSK e ricetrasmittitore come illustrate nella documentazione reperita. Il TNC è un Pakratt 232 e il modem un Tronik's TST 1. Dato che il modem non è compatibile con la modulazione di fase scelta per AtmoCube, si dovrà provvedere alla sua sostituzione.

2.3 Osservazioni conclusive

In queste poche pagine è stato preso in considerazione il sistema di terra nei suoi aspetti generali, senza alcuna pretesa di esaustività. L'intento è stato quello di portare l'attenzione sulle infrastrutture che completano la missione di AtmoCube: anche se di complessità inferiore rispetto ai componenti che devono essere integrati sul satellite, non sono meno indispensabili.

Perciò andrebbe messa in atto la possibilità di sviluppare la stazione di terra in parallelo alla realizzazione del satellite, considerando soprattutto

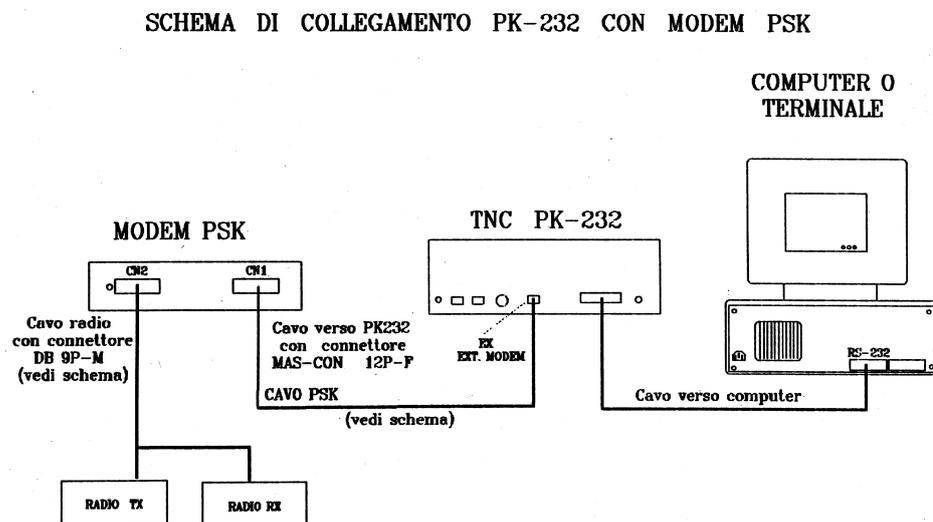


Figura 2.1: Connessioni e apparati

l'opportunità di ottenere risultati concreti e, quindi, affrontare e risolvere in anticipo eventuali difficoltà, tentando l'ascolto degli altri satelliti della famiglia CubeSat già in orbita da tempo.

Parte II

Architettura di comunicazione

Architettura di comunicazione

The role of the communication-system designer is to make sure that the information is transmitted to the receiver correctly. [...] Therefore, the communication-system designer designs a system that transmit the output of a random process (information source) to a destination via a random medium (channel) and ensures low distortion. [JGP02, p.268]

Un'architettura di comunicazione è una rete di satelliti e stazioni di terra, interconnessi da canali di comunicazione [JRW03, p. 534]. In questo capitolo saranno considerati tutti gli aspetti che la riguardano: la struttura dei collegamenti, le loro operazioni, e gli effetti di questi sul progetto del sistema complessivo.

Questo approccio, usato nella progettazione di costellazioni di satelliti di grandi dimensioni e, quindi, con reti di comunicazione complesse, risulta valido ai fini della progettazione anche nel caso del satellite AtmoCube, anche se, ragionevolmente, seguirà uno sviluppo più semplificato, ma non per questo meno rigoroso.

3.1 Definizione dell'architettura

Il primo passo è la raccolta dei requisiti e degli obiettivi di missione con un dettaglio sufficiente per una definizione preliminare dell'architettura. L'obiettivo di missione principale di AtmoCube è la trasmissione a terra dei dati derivanti dalle misure effettuate dalla strumentazione di bordo. Già a questo punto si può supporre di essere di fronte ad un'architettura di tipo *store and forward*.

Questo tipo di architettura è stato introdotto nel 1960; in questa configurazione il satellite viaggia in orbita bassa (meno di 1000 km), riceve dei dati e li conserva in memoria. Quando il satellite giunge in vista di una stazione a terra ricevente, trasmette i dati memorizzati [JRW03, p. 536].

Gli scopi scientifici non necessitano di acquisizione di dati in tempo reale, quindi i dati registrati dalla strumentazione possono essere conservati in memoria e trasmessi a terra in un secondo momento. Detto questo, i requisiti di comunicazione che devono essere considerati e su cui si deve garantire un buon margine di successo sono: l'accessibilità o disponibilità (*availability*) e l'affidabilità (*reliability*).

Dopo questa definizione preliminare deve essere determinato il tasso di trasmissione (*data rate*) di ogni collegamento individuato: si specificano i requisiti di accuratezza della trasmissione e si decide per un'eventuale elaborazione dei dati a bordo del satellite.

Infine, si progetta nel dettaglio ogni collegamento che è stato individuato: gli elementi principali che influenzano questa operazione sono la disponibilità delle frequenze, l'area di copertura determinata dal diagramma di radiazione dell'antenna e la lunghezza della tratta dal satellite alla stazione di terra; questi elementi a loro volta permettono di determinare le dimensioni dell'antenna e la potenza di trasmissione necessaria.

A fronte di questa procedura, l'architettura del satellite prevista dal progetto CubeSat pone delle consistenti restrizioni in termini di peso, dimensioni e geometria orbitale, unite alla necessità di un canale radio accessibile liberamente.

3.1.1 Architettura determinata dalla geometria orbitale

La geometria orbitale del satellite e della stazione a terra determina la geometria orbitale di base. Non appoggiandosi ad alcuna rete di satelliti ed essendoci un'unica stazione di terra, l'architettura di AtmoCube sarà di tipo *store and forward*. In questa configurazione il satellite compirà una traiettoria in orbita bassa e, quando giungerà in vista della stazione a terra, trasmetterà i dati raccolti nelle orbite precedenti, conservati in una memoria. I principali vantaggi di questa architettura sono: il basso costo del satellite e della sua messa in orbita, la possibilità di installare un'antenna a bassa direttività, il che consente di ridurre le dimensioni e permette una maggiore tolleranza per il suo puntamento. Inoltre, la bassa quota dell'orbita riduce la potenza necessaria per una trasmissione affidabile e la suscettibilità ad interferenze perché la porzione di superficie terrestre vista dal satellite è limitata;

se poi l'orbita è inclinata rispetto all'equatore consente di avere anche una buona copertura delle zone polari. Gli svantaggi caratteristici sono invece il lungo tempo di attesa, il breve tempo di accesso, e il notevole ritardo di trasmissione (inteso come ritardo tra la ricezione o generazione dei dati e la loro trasmissione), dovuti all'attesa necessaria affinché il satellite ritorni nel cono di visibilità della stazione ricevente. Questo tipo di satellite opera generalmente in banda VHF con ampiezze di banda molto piccole.

3.1.2 Architettura determinata dalla funzione

Gli obiettivi per cui viene progettato e la funzione che deve assolvere il satellite individuano tre principali architetture: *Telemetry, Tracking and Command (TT&C)*, *Data Collection* e *Data Relay* [JRW03, p. 539]. In questo caso l'architettura è determinata dal tipo di dati dalle loro necessità di trasmissione: in tempo reale o in tempo differito. Il collegamento del satellite alla stazione ricevente è garantito da una rete con un singolo collegamento punto-punto. Il tipo di architettura tiene anche in considerazione la necessità di elaborare i dati a bordo del satellite. Usualmente i dati raccolti dal satellite sono trasmessi direttamente all'utente mediante il canale di *downlink*. Tuttavia, i dati spesso richiedono la loro elaborazione affinché le loro informazioni risultino utili, e questo è anche il caso di AtmoCube. Un satellite viene controllato sia in modo automatico sia con istruzioni inviate dall'operatore a terra; il controllo da terra permette di ridurre la complessità, aumentarne la flessibilità e l'affidabilità. Durante le operazioni del satellite i collegamenti possono essere riconfigurati a seconda delle necessità, ad esempio è utile poter variare la potenza in trasmissione. L'insieme di questo tipo di operazioni è detto controllo di rete.

3.1.3 Criteri di scelta

Adesso saranno descritte le priorità per la scelta dell'architettura del satellite AtmoCube alla luce di quanto appena detto.

Orbita L'orbita del satellite determina l'accesso al satellite: il tempo durante il quale il satellite è in vista e il ritardo prima che il satellite ritorni disponibile; la quota dell'orbita influisce direttamente sulla copertura di superficie terrestre.

AtmoCube percorrerà un'orbita bassa, inclinata rispetto all'equatore, con una quota compresa tra i 500 e i 1000 km. Questi parametri non sono modificabili perché dipendono dal tipo di lanciatore usato per la messa in orbita.

Spettro a radio frequenza La banda di frequenza scelta per le comunicazioni influisce direttamente sulla potenza in trasmissione (infatti l'attenuazione di spazio libero è inversamente proporzionale al quadrato della lunghezza d'onda), le dimensioni e la direttività dell'antenna, la stabilizzazione del satellite per il puntamento dell'antenna.

A causa delle attenuazioni è necessario operare a frequenza superiori ai 100 MHz per penetrare facilmente gli strati dell'atmosfera; inoltre, dato lo scopo didattico del progetto, è necessario accedere gratuitamente allo spettro radio. Questo porta all'impiego di frequenze radioamatoriali, e di conseguenza è indispensabile recepirne la regolamentazione.

Data Rate Il tasso di trasmissione è proporzionale alla quantità di dati che deve essere trasmessa nell'unità di tempo tra satellite e stazione. Maggiore è il tasso di trasmissione richiesto, maggiore è la larghezza di banda necessaria; questo aumento incide direttamente sulla potenza da trasmettere e le dimensioni dell'antenna (cfr. [JRW03, Sez. 13.1.3]).

Dato che si useranno modi di trasmissione di tipo radioamatoriale, anche in questo caso ci si trova di fronte a modi di trasmissione predefiniti e quasi standard. Le trasmissioni digitali radioamatoriali usano determinate modulazioni, un dato protocollo e almeno due tassi di trasmissione: 1200 e 9600 Baud. Per AtmoCube si è scelto di trasmettere i dati a 9600 Bd (il tasso massimo disponibile per la trasmissione in banda UHF).

Disponibilità del collegamento La disponibilità del collegamento (*Link Availability*) è il rapporto tra il tempo durante il quale il satellite è disponibile per la comunicazione e il tempo di disponibilità teorica del satellite. La scelta del protocollo di comunicazione e delle procedure di operazione deve massimizzare questo rapporto. Una possibilità è l'implementazione di un canale di comunicazione full-duplex, in modo che il satellite possa ricevere istruzioni necessarie per le prossime orbite mentre, ad esempio, sta trasmettendo dati della strumentazione alla stazione ricevente. Tuttavia, non è possibile implementare questo tipo di comunicazione.

Tempo di attesa È il tempo che è necessario attendere prima di ottenere un nuovo collegamento valido con il satellite; dipende direttamente dal tipo di orbita. Il tempo di attesa fissa la priorità dei dati che devono essere trasmessi: dati di tipo TT&C richiedono la trasmissione quasi in tempo reale, mentre i dati sperimentali possono essere trasmessi con priorità inferiore.

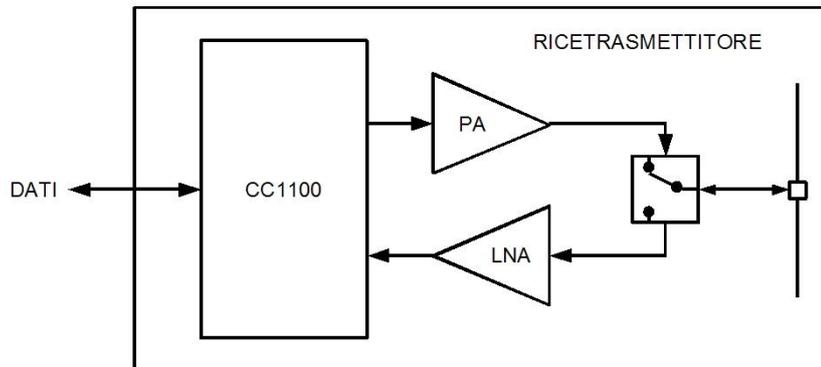


Figura 3.1: Schema a blocchi del ricetrasmittitore

3.1.4 Architettura di comunicazione di AtmoCube

A questo punto, prima di proseguire con l'analisi e il progetto del sistema di comunicazione, si stabilisce a grandi linee quale sarà l'architettura di comunicazione del satellite.

Architettura La comunicazione del satellite AtmoCube con la stazione di terra avverrà con un singolo collegamento punto-punto in banda UHF (le frequenze di uplink e downlink devono ancora essere fissate, ma per le stime che seguiranno saranno presi in considerazione valori realistici) ad un tasso di trasmissione di 9600 Bd, con una modulazione binaria, rispettando il protocollo di comunicazione AX.25 descritto nella Sezione 3.7. Il tipo di architettura *Store & Forward* consente la comunicazione con il satellite per un tempo limitato, molto breve rispetto al suo periodo di rivoluzione orbitale, pari circa al 5% del tempo di missione; questo porta a dover valutare e regolare il volume di dati prodotto dalla strumentazione (Sezione 3.3.2).

Apparato ricetrasmittente Dato che la comunicazione via radio avviene unicamente in banda UHF saranno necessari un'unico trasmettitore e un'unico ricevitore. Attualmente la loro realizzazione prevede l'utilizzo del chipset CC1100 della Chipcon, che integra un transceiver completo per modulazioni digitali; affiancato a questo chipset sono previsti un amplificatore di potenza per la trasmissione e un amplificatore a basso rumore per la ricezione. L'antenna impiegata sarà un dipolo a mezza lunghezza d'onda.

Ora, alla luce di queste informazioni preliminari, è importante sviluppare quegli aspetti che possono essere determinati a partire da quelli fissati: ad esempio, con lo studio del *link budget* determinare la potenza necessaria da trasmettere per avere una comunicazione affidabile tra satellite e stazione, e

quindi il guadagno dell'amplificatore di potenza; oppure ricavare la massima quantità di dati che può essere trasmessa, e di conseguenza regolare i periodi di attività della strumentazione. Più avanti saranno trattati tutti gli aspetti coinvolti nella progettazione del satellite.

3.2 Tempi di accesso

Per capire e quantificare la durata di un singolo contatto radio col satellite e, conseguentemente, la quantità di dati che è possibile trasmettere, sono state fatte delle simulazioni al calcolatore con il software di simulazione Satellite Tool Kit (STK – versione 6). È stato creato uno scenario in cui sono stati definiti il satellite (in base ai suoi parametri orbitali e a un modello della struttura) e la stazione radio di terra (di cui sono state rilevate le coordinate geografiche e l'altitudine rispetto al livello del mare). Nella Tabella 3.1 sono riportati i principali parametri dello scenario.

Satellite		
Periodo orbitale	s	5677
Quota dell'orbita	km	500
Inclinazione dell'orbita	°	98.2
RAAN	°	74
Stazione Radio		
Latitudine		45° 38' 34,66" N
Longitudine		13° 52' 30,15" E
Altitudine	m	401

Tabella 3.1: Dati dello scenario STK

Una volta definiti gli oggetti è possibile associarvi dei sensori di vario tipo. Sia per il satellite che per la stazione di terra è stato definito un sensore di tipo *simple conic*, ognuno dei quali è caratterizzato da un angolo di apertura.

Angoli di apertura Lo scopo del sensore sulla stazione di terra è quello di simulare l'angolo di elevazione minima del satellite sull'orizzonte.

Con angolo di elevazione minima si intende quell'angolo che il satellite forma con l'orizzonte della stazione di terra al di sotto del quale non è possi-

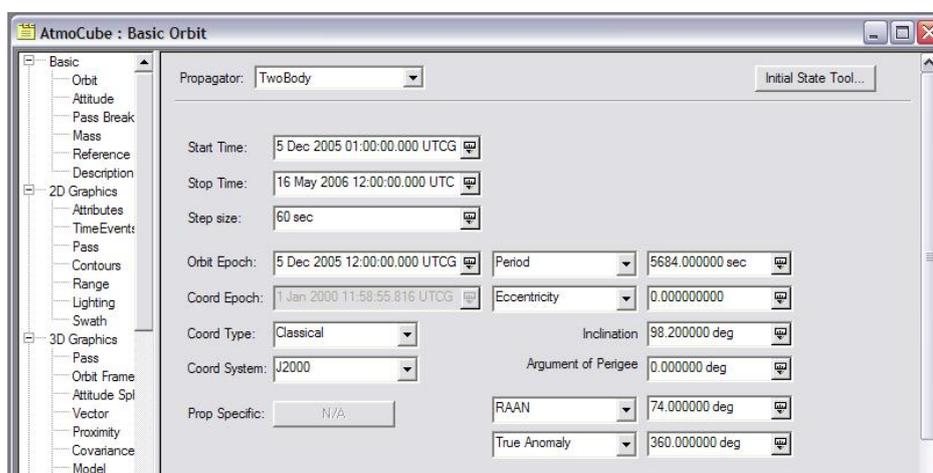


Figura 3.2: Screenshot di STK

bile stabilire un contatto diretto tra stazione e satellite. L'angolo di apertura del diagramma di radiazione delle antenne della stazione non è influente perché il loro puntamento avviene in modo automatico per l'intera durata del contatto. Si suppone che, al di sopra di questo angolo minimo, la comunicazione sia affidabile. Nel capitolo sul link budget si verificherà se è lecito usare questa ipotesi.

Il sensore sul satellite, invece, ha lo scopo di simulare il cono di visibilità che ha il satellite verso terra, di ampiezza pari a 136° . In questo contesto non ha significato considerare la forma del diagramma di radiazione del dipolo montato sul satellite dato che il suo orientamento in orbita è puramente casuale e il satellite non contempla sistemi di controllo dell'assetto che permettano di orientare l'antenna nel modo più vantaggioso.

Per quanto riguarda il sensore a terra, l'ampiezza dell'angolo del cono è stata fatta variare da 170° a 140° a intervalli di 5° , tenendo così in considerazione una variazione dell'angolo di elevazione minima da 10° a 20° . L'ampiezza del cono del sensore sul satellite è stata mantenuta costante a 136° .

È evidente che per massimizzare i tempi di accesso l'angolo di elevazione minima deve essere minore possibile. Inoltre, se la quota di orbita del satellite è maggiore di quella considerata ora, i tempi saranno maggiori. Tuttavia, entrambi i parametri non possono essere modificati perché dipendono da condizioni ambientali.

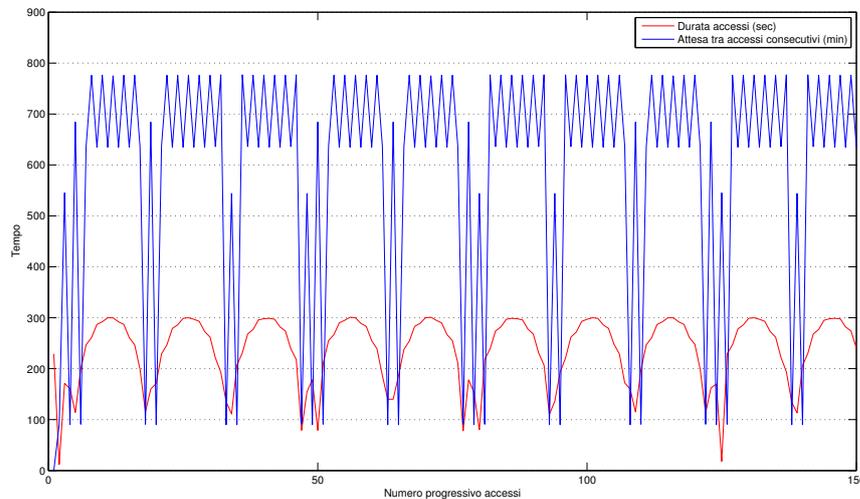


Figura 3.3: Andamento periodico dei tempi di accesso e di attesa

3.2.1 Simulazione

È stata simulata l'orbita del satellite dal 5 dicembre 2005 al 16 maggio 2006, usando il tool *access* definito sui due sensori, per un totale di circa 400 accessi. Il report con tutti i dati è stato poi trasposto in un foglio di calcolo per ricavare la durata sia dei tempi di accesso al satellite, che dei tempi di attesa, e ricavare poi alcuni valori di interesse: durata media, massima, minima.

3.2.2 Risultati

Ne è risultato in generale un comportamento periodico di entrambi i tempi considerati, la Figura 3.3 mostra l'andamento ottenuto in uno dei tre casi.

Tempi di accesso

Le Figure 3.4 a fronte e 3.5 a pagina 39 e la Tabella 3.2 riportano i principali risultati ottenuti, dai quali possono essere tratte interessanti conclusioni. Innanzitutto la periodicità delle curve è dovuta al fatto che l'orbita del satellite, essendo retrograda, attraversa la regione di visibilità della stazione per una corda sempre diversa, cioè non passa mai esattamente sopra lo zenith, a cui corrisponde il tempo massimo. Accade poi che passaggi consecutivi abbiano durata minore compresa tra 100 e 200 secondi: ciò è dovuto al fatto che il

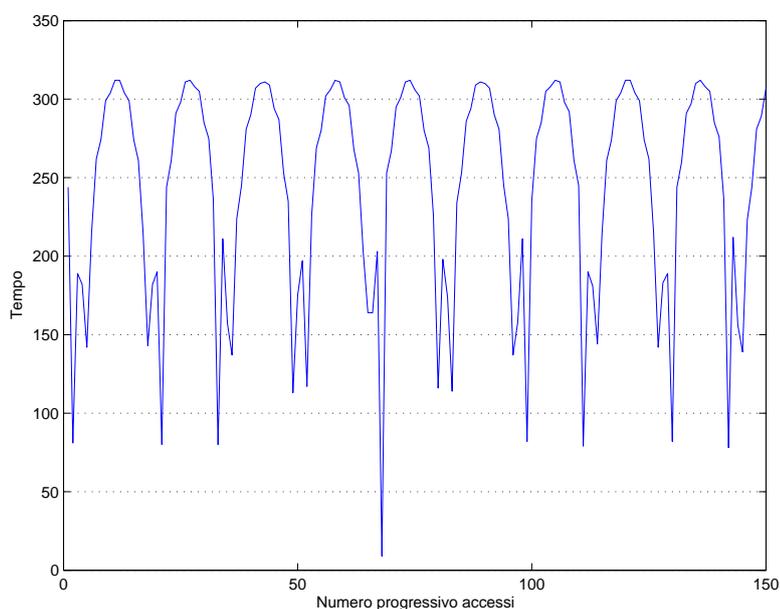


Figura 3.4: Periodicità dei tempi di accesso

Elevazione minima (°)	10	15	20
Durata massima (s)	312	312	301
Durata minima (s)	9	9	12
Durata media (s)	245.59	245.59	236.68

Tabella 3.2: Risultati della simulazione per i tempi di accesso

satellite attraversa la regione in due orbite consecutive. I picchi molto bassi corrispondono ad attraversamenti distanti dallo zenith della stazione.

Dalla Tabella 3.2 si osserva inoltre che i valori massimo, minimo e medio non cambiano per un'elevazione minima pari a 15 o 10 gradi, una conclusione importante è quindi che, al di sotto dei 15° di elevazione minima, non è più questo parametro ad influenzare la durata dell'accesso, ma soltanto l'ampiezza del cono di visibilità del satellite verso terra.

I tempi di accesso stabiliscono la quantità di dati trasferibile in un collegamento: il tempo massimo fissa la massima quantità di dati trasferibile, mentre il tempo minimo quella massima producibile, è necessario infatti essere in grado di trasferire tutti i dati memorizzati, il tempo medio non necessita commenti. Tuttavia il tempo minimo non è significativo: in 9 secondi si

Elevazione minima ($^{\circ}$)	Valor medio minimi (s)
10	157.5
15	157.5
20	157.6

Tabella 3.3: Media dei valori minimi

ascolta soltanto il beacon del satellite.

Può essere più significativo procurare una media dei valori compresi tra 100 e 200 secondi (file `media_minimi.m`). La Tabella 3.3 ne riporta i valori.

E si osserva che la variazione non è significativa, tuttavia è un valore da tenere in considerazione, perché potrebbe risultare troppo basso per la trasmissione completa dei dati, ma questo argomento sarà affrontato in dettaglio nella Sezione 3.3.2.

Tempi di attesa

Per tempo di attesa si intende l'intervallo di tempo che intercorre tra due accessi successivi al satellite. I loro valori sono stati ricavati elaborando con un foglio di calcolo i risultati della simulazione; come per i tempi di accesso le Figure 3.6 a fronte e 3.8 a pagina 40 e la Tabella 3.4 a pagina 41 ne riportano l'andamento e i valori massimo, minimo, medio.

Come si può vedere dai grafici e dalla tabella, la variazione dell'angolo di elevazione minima non ha un'influenza significativa sui tempi di attesa, ma è interessante osservare la correlazione con i tempi di accesso (visibile più chiaramente in Figura 3.8 a pagina 40, con un numero ridotto di campioni): la periodicità fa sì che per tempi di attesa inferiori ai 200 minuti ci siano sempre almeno due passaggi consecutivi sopra la stazione, infatti il valore minimo di attesa è pari proprio al tempo di un'orbita. Questa situazione potrebbe risultare vantaggiosa se al secondo passaggio il satellite potesse trasmettere per un tempo sufficientemente lungo. Invece, per tempi di accesso superiori ai 200 s, il tempo medio di attesa si assesta sui 700 minuti.

Considerazioni finali

In conclusione, massimizzare la durata dei tempi di accesso è possibile col concorso di due fattori:

- minimizzare l'angolo di elevazione minima

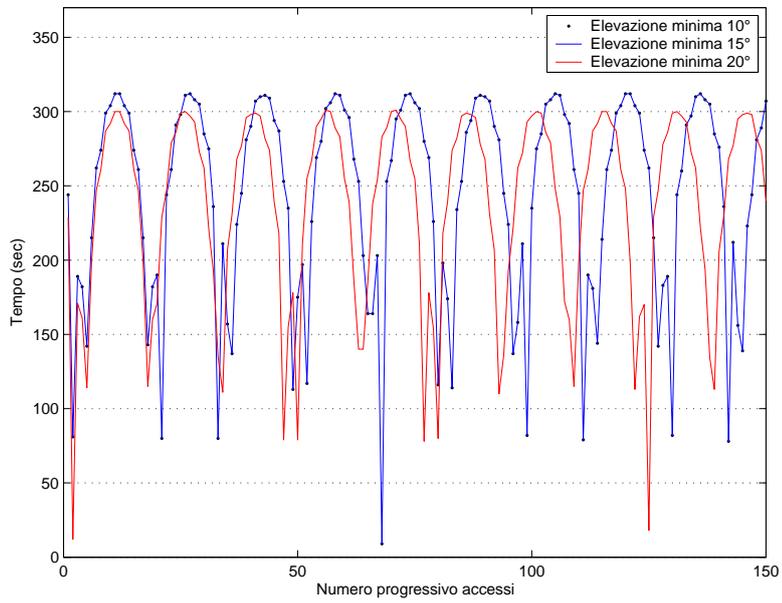


Figura 3.5: Confronto dei tempi di accesso

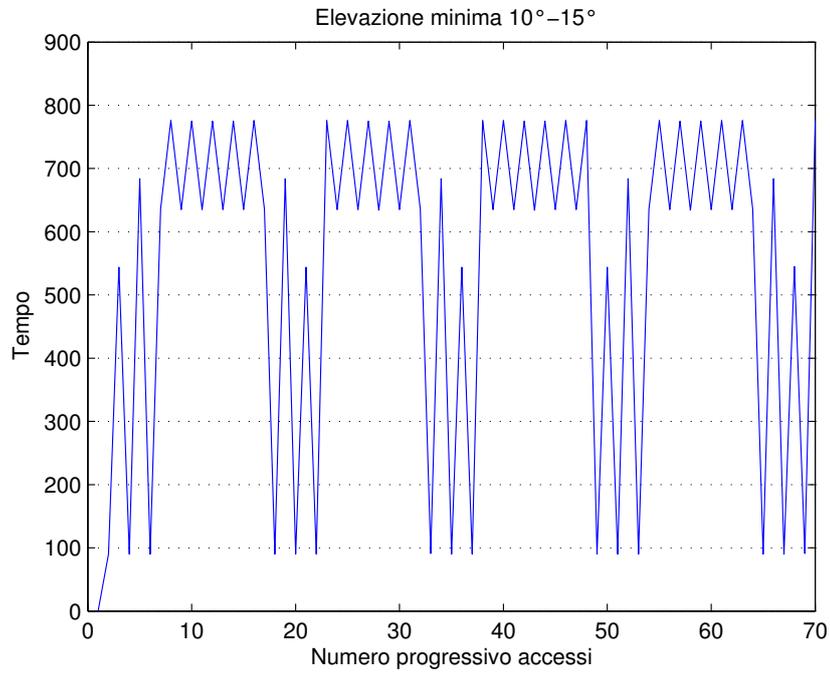


Figura 3.6: Tempi di attesa

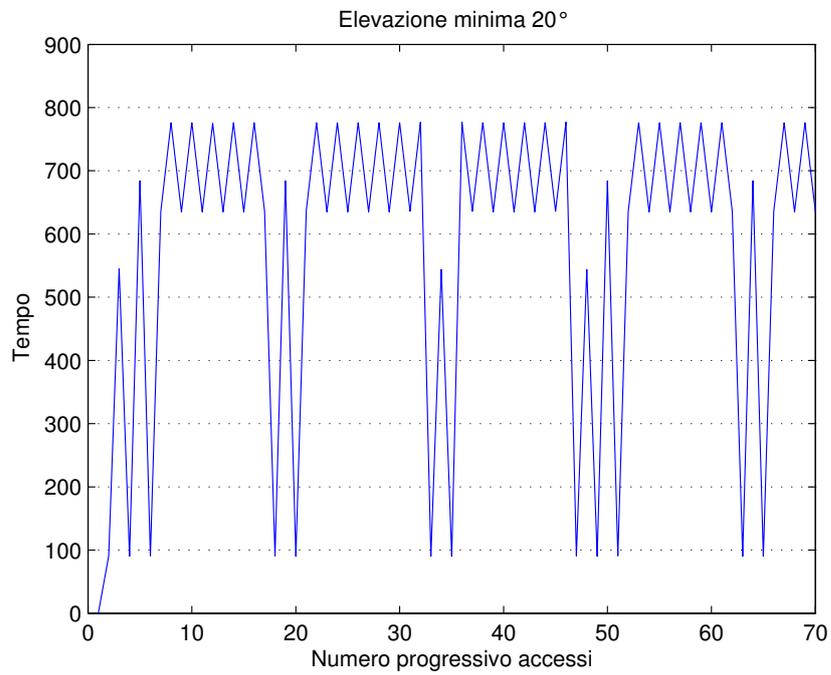


Figura 3.7: Tempi di attesa

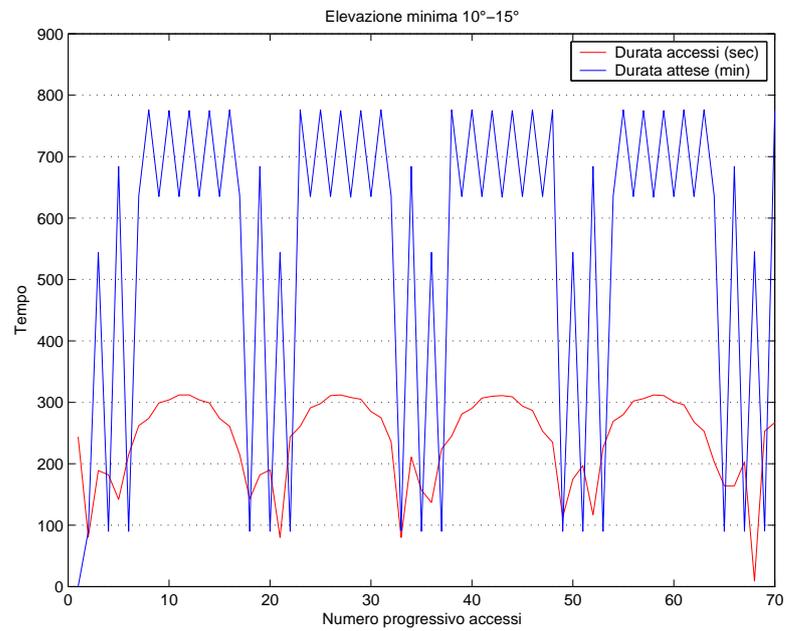


Figura 3.8: Confronto tra tempi di attesa e tempi di accesso

Elevazione minima (°)	10		15		20	
	minuti	ore	minuti	ore	minuti	ore
Durata massima	776	12.9	776	12.9	777	12.9
Durata minima	90	1.5	90	1.5	90	1.5
Durata media	572.8	9.5	572.8	9.5	595.3	9.9

Tabella 3.4: Risultati della simulazione per i tempi di attesa

- massimizzare l'orizzonte di visibilità del satellite, cioè aumentare la quota della sua orbita.

Entrambi questi fattori non possono essere modificati (il primo) o controllati (il secondo: la quota a cui verrà liberato il satellite dipende dal lanciatore usato); costituiscono allora dei parametri a cui il sistema si dovrà adattare in fase di progettazione.

La elevata variabilità dei tempi di accesso (valori minimi molto discosti dai massimi) richiede una scelta oculata nella politica di registrazione e trasmissione dei dati, in modo che essi non vengano persi. È importante anche tener presente che l'andamento dei tempi di accesso e attesa è predicibile e calcolabile con opportuni software di simulazione di facile reperibilità.

3.3 Data Rate

In questa sezione si discute la modalità di trasmissione dei dati e le eventuali procedure e/o strategie di decisione, infatti sullo stesso collegamento devono essere inviati dati di tipo TT&C ma anche di tipo Data Collect (DC) cioè i dati della strumentazione che il satellite deve trasmettere a terra. Le informazioni TT&C sono di tipo bidirezionale: da terra vengono inviate istruzioni o richieste sullo stato del sistema e la risposta deve giungere quasi in tempo reale (o quantomeno con il ritardo minimo possibile); invece le informazioni DC hanno priorità inferiore e vengono spedite dal satellite solo su richiesta della stazione a terra.

In quest'ottica è importante determinare la quantità di dati trasferibili durante uno o più collegamenti. Il dato principale da prendere in considerazione è il tasso di trasmissione fissato a 9,6 kBd; la strumentazione di bordo produce un certo volume di dati per orbita, ma deve essere tale da poter essere trasmesso interamente. È interessante notare come l'approccio seguito avvenga al contrario di come dovrebbe essere: il tasso di trasmissione dovrebbe

essere stabilito in modo da trasferire la quantità di dati maggiore possibile, in modo da garantire un'adeguato sfruttamento della strumentazione del satellite.

Questo non è tuttavia possibile a causa delle restrizioni imposte all'architettura del satellite, ma è un costo che si può pagare, dato il carattere sperimentale del satellite e le complessità derivanti dalle sue compatte dimensioni.

3.3.1 Tracking, Telemetry and Command

Telemetria

La telemetria è l'insieme dei dati raccolti da sensori appositi per poter monitorare lo stato del sistema. Il numero e l'accuratezza delle funzioni che devono essere monitorate all'interno del satellite determina il data rate per la telemetria. I parametri tipici che vengono monitorati sono tensioni, temperature, accelerazioni, ma nel nostro caso interessa conoscere anche lo stato della memoria, delle batterie e dei pannelli solari; questi dati sono essenziali per stabilire se tutti i sottosistemi del satellite operano correttamente e, in caso contrario, dove risiede un eventuale avaria.

Generalmente i parametri monitorati variano con continuità e abbastanza lentamente, questo permette di effettuare pochi campionamenti, e avere quindi un basso volume di dati; inoltre le varie misure possono essere unificate in un'unico flusso con l'uso di un multiplexer. La telemetria di AtmoCube sarà divisa in telemetria di base ed estesa.

Telemetria base La telemetria di base comprende quei parametri che servono all'*housekeeping* del sistema più altri parametri di interesse. Nel dettaglio comprende:

1. la tensione e la corrente delle celle solari
2. la tensione e la corrente della batteria
3. le tensioni e le correnti di alimentazione dei sottosistemi
4. la temperatura interna ed esterna del sistema
5. la memoria utilizzata dai dati strumentali
6. la memoria residua
7. la potenza in trasmissione

Questi dati sono trasmessi in tempo reale quando il satellite è in fase di comunicazione, e costituiscono quindi un'istantanea dell'intero sistema. Il sistema è predisposto per trasmettere la telemetria di base in modo automatico, oppure su richiesta. La codifica dei dati avviene in modo differenziale: una volta misurata la grandezza, vengono registrate solo le sue variazioni.

Telemetria estesa La telemetria di base viene trasmessa in tempo reale quando il satellite è in collegamento radio. Tuttavia, per la maggior parte del tempo di missione, il satellite non è visibile dalla stazione a terra. È di particolare interesse e importanza conoscere lo stato del sistema per tutto il tempo di missione. Si dispone allora che a intervalli regolari il satellite registri in memoria gli stessi parametri che compongono la telemetria base, e che questi dati vengano trasmessi a terra solo su richiesta della stazione a terra mediante un comando predisposto.

Comando

Per quanto riguarda il tasso richiesto per la trasmissione dei comandi al sistema di controllo del satellite, questo è generalmente basso e compatibile con quello massimo disponibile. Generalmente un messaggio di tipo *Command* è lungo da 48 a 64 bit e consiste di un preambolo di sincronizzazione, un indirizzo per il sottosistema a cui è diretto il comando, il comando stesso e alcuni bit per la rivelazione d'errore. I comandi possono essere eseguiti immediatamente oppure possono essere eseguiti anche quando il satellite non è più in visibilità, questa possibilità consente di ottimizzare il tempo a disposizione.

Comandi I comandi che la stazione invia possono essere molti e interessare funzioni diverse del satellite. Attualmente non esiste un elenco completo dei comandi che il satellite deve eseguire, perché il sistema di controllo e di gestione dei dati sono in fase di sviluppo. Si possono però fare alcuni esempi di comandi che saranno sicuramente implementati:

1. il periodo di misura, ovvero ogni quanto tempo il sistema interrogherà gli strumenti e registrerà in memoria la misura effettuata; il sistema partirà già inizializzato, ma, dopo il primo contatto con la stazione, questo parametro potrà essere cambiato
2. la richiesta di trasmissione del contenuto della memoria
3. la richiesta di trasmissione della telemetria base
4. la richiesta di trasmissione della telemetria estesa

Strumento	bit/carattere	n° caratteri	n° misure	bit/orbita (bit)
GPS	8	80	36	23040
	bit/canale	n° canali		
Dosimetro	10	1024	36	442368
Magnetometro	16	3	36	1728
Totale (bit)				467136
Totale (kbit)				468

Tabella 3.5: Volume dei dati per orbita campionati ogni 10°

3.3.2 Data Collection

Sono i dati generati dalla strumentazione di bordo. Ad intervalli di tempo stabiliti gli strumenti vengono attivati e operano la misura, i cui risultati vengono conservati in una memoria non volatile. Quando il satellite giunge in visibilità della stazione trasmette, dietro richiesta, i dati e svuota (parzialmente o totalmente) così la memoria.

Per essere utili, i dati raccolti (posizione, campo magnetico e spettro solare) devono essere associati in una terna, c'è quindi elaborazione dei dati a bordo del satellite; si può pensare di completare l'elaborazione con una compressione dei dati, in modo da ridurre il volume complessivo. Un modo possibile è la codifica differenziale, per cui vengono registrate solo le variazioni dei valori misurati (questo approccio è valido anche per i dati di telemetria).

Volume dei dati

Deve essere valutata la quantità di dati che viene prodotta dal satellite e la possibilità di trasmetterli completamente.

Per rispettare il budget di potenza, si è pensato di effettuare le misure ogni 150 secondi, intervallo di tempo corrispondente ad uno spostamento angolare di 10° lungo l'orbita; quindi vengono fatte 36 misure ogni volta che ne viene completata una. Inoltre, a causa dell'orbita retrograda, il satellite ritorna visibile alla stazione di terra mediamente 2,5 volte al giorno. La Tabella 3.5 riporta il volume di dati prodotto da ogni strumento durante un'orbita.

Interessa allora fare in modo che tutti i dati raccolti tra un passaggio e l'altro siano trasmessi completamente in un singolo downlink, per poter svuotare tutta la memoria e semplificare così le operazioni.

Il tempo di accesso è molto variabile e, per poter liberare completamente

distanza angolare di misura	(°)	10
intervallo di campionamento	(s)	158
tempo medio di accesso	(s)	245,5
tempo medio di attesa	(s)	35629
n° medio orbite durante l'attesa		6,3
quantità di dati per orbita	(kbit)	468
volume medio dati prodotti (1)	(kbit)	2948
bit rate	(kbit/s)	9,6
dati trasferibili in media (2)	(kbit)	2357
differenza media (2)-(1)	(kbit)	-591

Tabella 3.6: Prima stima data rate, 36 misure

la memoria ad ogni passaggio, è necessario poter trasmettere tutti i dati di interesse nel tempo di accesso minimo (la durata minima dell'accesso è quella media, come in 3.2.2 a pagina 36).

In media, 2,5 passaggi al giorno significano un passaggio ogni 9 h e 54 min; in questo tempo il satellite compie

$$\frac{(9 \cdot 3600 + 54 \cdot 60)}{5400} = 6,3 \text{ orbite}$$

In 6,3 orbite viene prodotta una quantità di dati pari a

$$6,3 \cdot 394 \simeq 2,4 \text{ Mbit}$$

Se la modulazione è binaria, vengono trasmessi solo due simboli, ed entrambi portano solo un bit di informazione, quindi:

$$1 \text{ Bd} = 1 \text{ bit/s} \Rightarrow 9,6 \text{ kBd} = 9,6 \text{ kbit/s}$$

Il satellite è visibile a terra mediamente per circa 245 s, quindi la quantità di dati media che può essere trasmessa è:

$$9,6 \cdot 245 = 2,35 \text{ Mbit}$$

La Tabella 3.6 riassume quanto detto finora.

Strumento	bit/carattere	n° caratteri	n° misure	bit/orbita (bit)
GPS	8	80	24	15360
	bit/canale	n° canali		
Dosimetro	10	1024	24	294912
Magnetometro	16	3	24	1152
Totale (bit)				311424
Totale (kbit)				312

Tabella 3.7: Volume dei dati per orbita campionati ogni 15°

Si vede che il bilancio è negativo: il volume prodotto tra passaggi consecutivi eccede la quantità di dati che può essere trasferita. A questo punto è evidente la necessità di ridurre la quantità di dati prodotti dalla strumentazione, in modo da garantire lo spazio sufficiente per il protocollo AX.25, la telemetria ed eventuale ridondanza.

Tutto dipende dal numero di misure in un'orbita: aumentando la distanza angolare e, quindi, l'intervallo di campionamento, si riduce il volume di dati prodotti. A questo scopo è stato prodotto un foglio elettronico (`data_rate.xls`) che permette di valutare il *data rate* modificando i valori opportuni, in questo caso la distanza angolare tra misure consecutive.

Considerando una distanza angolare pari a 15° il volume di dati prodotto è riportato nella Tabella 3.7.

Ora, con questo nuovo dato è possibile migliorare la situazione (Tabella 3.8 a fronte).

Riducendo il numero di misure si riesce ad ottenere un certo margine. A questo punto bisogna prendere in considerazione le specifiche del protocollo AX.25 e valutare la ridondanza che introduce, ma bisogna sempre tener presente la telemetria, che finora non è stata presa in considerazione.

Overhead

Per *overhead*, o ridondanza, si intende quella quantità di dati che viene trasmessa nel corso di una comunicazione, che, di per sé, non costituisce informazione, ma serve a garantire i servizi previsti dal protocollo di comunicazione (gestione della connessione, controllo d'errore, ...). Nella valutazione del data rate è necessario garantire anche lo spazio necessario per la trasmissione dell'overhead.

distanza angolare di misura	(°)	15
intervallo di campionamento	(s)	237
tempo medio di accesso	(s)	245,5
tempo medio di attesa	(s)	35629
n° medio orbite durante l'attesa		6,3
quantità di dati per orbita	(kbit)	312
volume medio dati prodotti (1)	(kbit)	1965
bit rate	(kbit/s)	9,6
dati trasferibili in media (2)	(kbit)	2357
differenza media (2)-(1)	(kbit)	392

Tabella 3.8: Seconda stima data rate, 24 misure

Ora si procede alla valutazione dell'overhead del protocollo AX.25 per il volume di dati prodotto in un'orbita del satellite. Per un singolo pacchetto si hanno (cfr. a pagina 60): 16 bit di flag, 112 bit di indirizzo, 8 bit di campo control, 8 bit di campo PID e 16 bit di FCS per un totale di:

$$16 + 112 + 8 + 8 + 16 = 160 \text{ bit}$$

mentre l'informazione trasportata da un pacchetto è al massimo di:

$$256 \cdot 8 = 2048 \text{ bit}$$

Quindi l'overhead introdotto per la trasmissione dei dati raccolti nell'intervallo temporale di un'orbita (cfr. Tabella 3.7 a fronte) è pari a:

$$\text{numero pacchetti} \cdot \text{overhead} = \frac{312 \cdot 10^3}{2048} \cdot 160 \simeq 25 \text{ kbit}$$

Allora la quantità di dati (comprensiva di overhead) da trasmettere dipende dal numero di orbite che il satellite compie tra due accessi consecutivi, ed è mostrata in Tabella 3.9 a pagina 49. In questa tabella, la dicitura *volume dati* si riferisce alla quantità di dati prodotti dalla strumentazione in un tempo di attesa massimo, minimo e medio rispettivamente; la dicitura *dati trasferibili* si riferisce invece alla quantità di dati che è possibile trasferire in un tempo di accesso, nuovamente, massimo, minimo e medio. Nelle tabelle successive

si omettono le righe relative ai dati trasferibili perché questi valori restano costanti.

Si osserva che la differenza media è ancora positiva, concedendo lo spazio per la telemetria, che può non essere ancora sufficiente perché non si conosce ancora esattamente la quantità di dati che la telemetria richiederà.

Tuttavia, quanto detto finora può non bastare: è stato detto che il valore minimo dei dati trasferibili è un vincolo per la massima quantità di dati producibile. A causa della elevata variabilità dei tempi di accesso è stato stimato un valore minimo medio, pari a 157 secondi. È ragionevole fare in modo che i dati raccolti possano essere trasmessi anche in questo intervallo di durata minima, quindi, oltre alla differenza media tra dati trasferibili e dati da trasferire, è sensato e opportuno considerare la differenza tra la quantità minima media di dati trasferibili e la quantità massima (o media) di dati prodotti. Questo approccio va tenuto particolarmente in considerazione per quanto riguarda la fase iniziale della vita del satellite: per tutto il periodo che va dal suo rilascio nello spazio al primo contatto con la stazione, è opportuno adottare questa politica di raccolta dei dati.

Si vede allora che il bilancio è decisamente negativo, e dei dati sarebbero persi perché non trasmessi (cfr. Tabella 3.10 a fronte); una situazione di questo tipo non è accettabile. Bisogna comunque tener conto del fatto che una grande quantità di dati viene prodotta quasi sempre in corrispondenza di un tempo di accesso prossimo alla durata massima, mentre in corrispondenza dei tempi minimi verrà prodotto un volume di dati simile a quello medio.

Allora, nonostante la differenza media sia stata portata ad un valore positivo diminuendo il numero delle misure, non è possibile trasmettere un volume medio di dati nella finestra temporale minima: è necessario allora ridurre ancora il numero di misure. Scendendo a 15 misure per orbita (una ogni 24°, cioè ogni 379 secondi) la situazione migliora (Tabella 3.11 a pagina 50) perché la differenza tra quantità minima di dati trasferibili e quantità media di dati prodotti risulta positiva. Diminuendo ancora il numero di misure a 12 tutte le differenze risultano essere positive, con un certo margine, e i dati possono sempre essere trasmessi interamente (Tabella 3.12 a pagina 51).

Osservazioni finali La capacità di trasmettere la maggior quantità di dati è uno degli aspetti importanti del link budget e soprattutto della missione per la quale viene studiato e progettato AtmoCube. Se da un lato si cerca la semplicità di implementazione, dall'altro bisogna fare in modo che il satellite non sia sotto utilizzato. L'idea di fare in modo che i dati raccolti tra due passaggi consecutivi siano sempre completamente trasferibili consente mag-

dati per orbita con overhead	(kbit)	337
volume max dati (2')	(kbit)	2763
volume min dati (2'')	(kbit)	337
volume medio dati (2)	(kbit)	2123
max dati trasferibili (1')	(kbit)	2763
min dati trasferibili (1'')	(kbit)	337
media dati trasferibili (1)	(kbit)	2123
differenza max (1')-(2')	(kbit)	233
differenza min (1'')-(2'')	(kbit)	1170
differenza media (1)-(2)	(kbit)	234

Tabella 3.9: Dati e overhead per 24 misure

senza overhead		
differenza max	(kbit)	438
differenza min	(kbit)	1195
differenza media	(kbit)	392
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	-1051
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	-458
con overhead		
differenza max	(kbit)	133
differenza min	(kbit)	1170
differenza media	(kbit)	234
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	-1256
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	-616

Tabella 3.10: Data budget con 24 misure

senza overhead		
volume max dati	(kbit)	1599
volume min dati	(kbit)	195
volume medio dati	(kbit)	1228
differenza max	(kbit)	1397
differenza min	(kbit)	1312
differenza media	(kbit)	1129
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	-92
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	279
con overhead		
volume dati per orbita con overhead	(kbit)	211
volume max dati	(kbit)	1730
volume min dati	(kbit)	211
volume medio dati	(kbit)	1329
differenza max	(kbit)	1266
differenza min	(kbit)	1296
differenza media	(kbit)	1028
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	-223
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	178

Tabella 3.11: Data budget con 15 misure

senza overhead		
volume max dati	(kbit)	1279
volume min dati	(kbit)	156
volume medio dati	(kbit)	982
differenza max	(kbit)	1717
differenza min	(kbit)	1351
differenza media	(kbit)	1375
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	228
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	525
con overhead		
volume dati per orbita con overhead	(kbit)	169
volume max dati	(kbit)	1385
volume min dati	(kbit)	169
volume medio dati	(kbit)	1064
differenza max	(kbit)	1611
differenza min	(kbit)	1338
differenza media	(kbit)	1293
min dati trasferibili - max dati prodotti	(kbit)	122
min dati trasferibili - media dati prodotti	(kbit)	443

Tabella 3.12: Data budget con 12 misure

giore facilità nel progettare il sistema di controllo del satellite, a scapito di un numero più ottimizzato di misure effettuate.

Tuttavia, il ciclo orbitale del satellite è completamente predicibile: una volta noti gli elementi kepleriani (determinati al momento dalla messa in orbita, ma sempre aggiornati e reperibili presso il NORAD — <http://celestrak.com/NORAD/elements>) sarà sempre possibile conoscere, con l'impiego di un semplice software, quando il satellite sarà visibile e quanto durerà il suo passaggio; tutto questo deve essere implementato nella strumentazione della stazione a terra.

Allora è ragionevole pensare ad un sistema adattativo che, in base al calcolo del tempo disponibile per la comunicazione al prossimo passaggio, mediante la trasmissione di un opportuno parametro, ottimizzi il numero di misure e, quindi, la quantità di dati. Basandosi su quanto detto finora, un possibile candidato è l'intervallo di tempo che separa due misure consecutive, in modo tale da non produrre più dati di quelli che potrebbero essere trasmessi, e lasciare nella finestra temporale a disposizione un margine sufficiente per le comunicazioni supplementari e di servizio. Ad ogni modo, il satellite partirà inizializzato per poter cominciare a misurare senza dover attendere il primo contatto con la stazione.

3.4 Modulazione

La modulazione adottata è la *Frequency Shift Keying* (FSK) binaria. Con questo schema di modulazione una sequenza di informazione binaria è codificata in una successione di due forme d'onda a frequenza diversa, f_1 e f_2 . Le due forme d'onda, una associata al bit 1, l'altra associata al bit 0, sono:

$$u_0(t) = \sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos 2\pi f_1 t, \quad 0 \leq t \leq T_b$$

$$u_1(t) = \sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos 2\pi f_2 t, \quad 0 \leq t \leq T_b$$

dove E_b è l'energia per bit (essendo la modulazione binaria, è anche l'energia per simbolo) e T_b è il tempo di trasmissione del bit (cioè del simbolo) pari a $1/R$. La separazione delle due frequenze

$$\Delta f = f_1 - f_2$$

deve essere scelta opportunamente in modo da consentire una efficiente discriminazione del segnale trasmesso. Per soddisfare la condizione di ortogonalità dei due segnali, è necessario che Δf sia un multiplo di $1/2T_b$ ([JGP02,

p. 364]). Nei demodulatori a legge quadratica si assume

$$\Delta f = \frac{1}{T_b} = R$$

rispettando quindi la condizione di ortogonalità.

I segnali FSK sono demodulati misurando la potenza ricevuta ad ognuna delle possibili frequenze, il demodulatore decide quale frequenza è stata trasmessa scegliendo quella con potenza ricevuta maggiore. Questa tecnica (implementata nel demodulatore a legge quadratica) consente di avere un sistema poco sensibile alle variazioni aleatorie della fase della portante.

3.5 Uplink e Downlink

Generalmente, i satelliti radioamatoriali, di cui AtmoCube sfrutta la struttura, prevedono un l'impiego di una frequenza in banda VHF e un'altra in banda UHF. La prima è usata solo in downlink, per quello che viene definito *beacon*: un breve messaggio automatico che riporta il nome del satellite e altri indicativi, trasmesso a intervalli regolari con una potenza limitata. Il suo scopo è semplificare il tracking del satellite, in particolare capire quando il satellite giunge in visibilità della stazione a terra. Una volta ricevuto il beacon si ha la conferma che il satellite è visibile, e si inizia la trasmissione dell'informazione. Le frequenze di uplink e downlink per la trasmissione dei dati dipendono poi dal satellite e dalle sue capacità.

Inizialmente la volontà era quella di seguire questa impostazione ma, in seguito, si è preferito sviluppare il ricetrasmittitore solo in banda UHF, per semplificarne l'implementazione. Questa decisione è possibile dato che non è necessario rispettare alcuno standard.

Le trasmissioni avverranno in banda UHF, con passo di canalizzazione di 25 kHz a due frequenze distinte, una per l'*uplink* e una per il *downlink*. Queste frequenze al momento non sono state fissate, infatti aspetto non trascurabile è la richiesta dell'autorizzazione all'uso dello spettro radio; una volta ottenuta, le frequenze di trasmissione in up e downlink saranno fissate definitivamente, permettendo così una progettazione più precisa.

3.6 Codifica di canale

La codifica di canale introduce nella sequenza di dati da trasmettere una opportuna ridondanza che ha lo scopo di mitigare gli effetti di un canale rumoroso sulla sequenza che giunge al ricevitore.

Il chipset CC1100 che sarà impiegato a bordo implementa una codifica di canale con un codice convoluzionale in combinazione con la tecnica del *bit interleaving*.

3.6.1 Forward Error Correction

Il CC1100 implementa una codifica di canale che consente la correzione dell'errore a posteriori (*Forward Error Correction* – FEC); vale a dire che con questa tecnica è possibile correggere dal lato del ricevitore quei bit che sono stati ricevuti in modo errato a causa del rumore, senza la necessità di ritrasmettere la sequenza di informazione. Il ricevitore, per fare questo, necessita di una ridondanza aggiuntiva che viene trasmessa assieme all'informazione; basandosi su questa ridondanza può determinare la presenza di errori e, nel caso, correggerli.

L'uso di una tecnica di FEC consente di ricevere un rapporto segnale/rumore inferiore a parità di probabilità di errore (BER), si può quindi estendere il raggio di comunicazione se la larghezza di banda del ricevitore rimane inalterata. D'altra parte, a parità di rapporto segnale/rumore, la FEC permette di ricevere con una BER inferiore. Il concetto che riassume questi due fatti è il guadagno di codifica (o *coding gain*).

Una BER inferiore permette anche di diminuire la probabilità che avvenga la ritrasmissione di un pacchetto qualora il suo contenuto fosse ricevuto errato. Infatti la probabilità di errore sul pacchetto (*Packet Error Rate* – PER) è legata alla BER dalla seguente relazione:

$$PER = 1 - (1 - BER)^n$$

dove n è la lunghezza del pacchetto.

Codici convoluzionali

Lo schema di FEC adottato dal CC1100 è un codice convoluzionale. I codici convoluzionali sono diversi dai codici a blocco lineari per l'esistenza di memoria nello schema di codifica. In un codice convoluzionale ogni blocco di k bit viene mappato in un altro blocco di n bit da trasmettere sul canale, ma questi n bit non sono determinati solo dai k bit di informazione correnti, ma anche dai bit precedenti. Questa dipendenza dall'informazione precedente fa sì che il codificatore sia una macchina a stati finiti.

Il codificatore consiste di un registro a scorrimento con kL stadi, dove L è la lunghezza di vincolo del codice (Figura 3.9 nella pagina successiva). Ad ogni istante di tempo k bit di informazione entrano nel registro, il contenuto dei kL stadi viene traslato per lasciare liberi i primi k stadi, e il contenuto

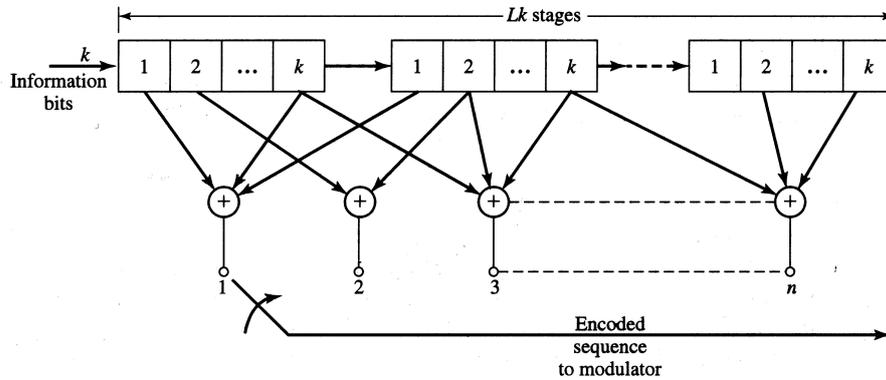


Figura 3.9: Schema a blocchi di un codificatore convoluzionale

degli ultimi $kL - 1 - k$ stadi viene eliminato. Dopo che i bit sono entrati nel registro, vengono calcolate n combinazioni lineari dei bit contenuti nel registro. È allora evidente che le n combinazioni lineari non dipendono solo dai bit di informazione correnti ([JGP02, p. 623]). Dato che per ogni k bit in ingresso ce ne sono n in uscita, il tasso del codice (tasso di codifica) è:

$$R_c = \frac{k}{n}$$

I codici convoluzionali variano a seconda di come sono combinati i sommatore e dalla dimensione del registro di scorrimento. Un altro parametro che caratterizza un codice è la *distanza libera*, d_{free} , che è la minima distanza tra due parole di codice, pari anche al peso della sequenza di peso minimo (e non nullo).

Il guadagno di codifica massimo ottenibile con un codice convoluzionale è:

$$G_{c,max} = 10 \log_{10} R_c d_{free} \text{ dB}$$

Il codificatore del CC1100 ha un tasso di codifica $R_c = 1/2$, con una lunghezza di vincolo $n = 4$ ([Chi, p. 39]). Inoltre, la distanza libera massima ottenibile da un codice convoluzionale di questo tipo è $d_{free} = 6$ ([JGP02, Tabella 9.2, pag. 638]). Quindi il massimo guadagno di codifica che è possibile ottenere (ma che non è lecito aspettarsi) è:

$$G_{c,max} = 10 \log_{10} \frac{1}{2} \cdot 6 \simeq 4,8 \text{ dB}$$

A fronte di questo risultato bisogna però tenere in considerazione il fatto che il tasso di codifica, a parità di tasso di trasmissione, dimezza il tasso di

informazione, perché, per ogni bit di informazione che entra nel codificatore, sul canale ne vengono trasmessi due. Questo significa che, volendo mantenere costante il tasso di trasmissione effettivo, per usare la FEC con codice convoluzionale è necessario raddoppiare il tasso di trasmissione dei simboli sul canale, e, di conseguenza, aumentano la banda utilizzata e la larghezza di banda necessaria al ricevitore. Tuttavia, un aumento della larghezza di banda al ricevitore diminuisce la *sensitivity*; bisogna quindi tenere conto di un degrado di prestazioni in termini di *sensitivity* e, da questo punto di vista, l'uso del codice convoluzionale è controproducente. La decodifica dei codici convoluzionali avviene mediante l'algoritmo di Viterbi.

3.6.2 Interleaving

Molti codici lineari sono fatti in modo da correggere errori casuali in una data sequenza di bit, cioè errori che sono indipendenti da altri errori. Certi tipi di canale, come il canale additivo gaussiano bianco (AWGN) possono essere modellati come canali con errori casuali. Tuttavia, per la maggior parte dei canali fisici l'ipotesi di indipendenza degli errori non è valida; un esempio sono i canali con affievolimento (*fading*).

Se in un certo istante il canale presenta una forte attenuazione, si verifica un gran numero di errori in una sequenza di bit adiacenti: in questo caso si dice che gli errori si verificano in *burst*. Un metodo efficace per prevenire gli errori derivanti dagli *error burst* è l'*interleaving*, che fa in modo di distribuire opportunamente i dati codificati in modo che eventuali errori a *burst* risultino distribuiti su più parole e possano essere corretti con codici per errori casuali.

Il modo in cui si riesce a far questo è molto semplice:

1. i dati in ingresso al trasmettitore sono memorizzati in un registro in forma di matrice per righe successive
2. quando la matrice è completa, i dati vengono prelevati per colonne e trasmessi sul canale in base a questo nuovo ordine
3. il ricevitore, prima di qualsiasi decodifica, registra i bit ricevuti in colonne di una matrice di dimensioni pari a quella di trasmissione
4. quando la matrice è completa, legge i dati per righe, ripristinando così l'ordine originale.

In questo modo, la probabilità che compaiano errori a *burst* è più bassa in quanto bit che nella trasmissione sul canale erano adiacenti, al ricevitore non lo sono più; nella Figura 3.10 a fronte è illustrata la procedura appena descritta. Il CC1100 usa matrici di dimensione 4×4 .

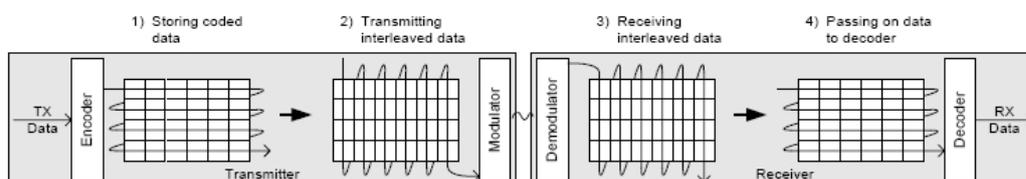


Figura 3.10: Schema di funzionamento dell'interleaving, [Chi, p 40]

3.7 Protocollo di comunicazione

In questa sezione sarà descritto il protocollo da usare al livello data-link della pila ISO-OSI per le comunicazioni tra satellite e stazione a terra. Data la tipologia del collegamento il protocollo segue uno “standard” di tipo radioamatoriale, ed è una modifica dell’ormai obsoleto *X.25*.

Quanto segue è un adattamento della descrizione che si trova in [Pit99, Cap. 3], forse l’unico testo che lo descrive dettagliatamente.

3.7.1 Motivazioni

Gli intenti didattici e scientifici dello sviluppo del satellite impongono, per certi versi, l’impiego di tecnologie anche un po’ datate; tuttavia, la progettazione non sempre contempla la realizzazione di qualcosa di nuovo, ma anche (e, forse, soprattutto) l’ottimizzazione di infrastrutture già esistenti. In questo caso, data la natura del progetto, ci si trova di fronte a grossi limiti di budget e a qualcosa di già esistente: la stazione radio presso l’Osservatorio Astronomico di Basovizza, descritta nel Capitolo 2. Questa stazione è stata allestita in occasione del progetto MicroSat, nei primi anni '90. e dispone di apparati di tipo radioamatoriale.

Trovandosi quindi di fronte a un’apparecchiatura di questo tipo, e dato che molti altri progetti Cubesat e Microsat (come AlmaSat, dell’Università di Bologna, www.almasat.org, o Unisat, dell’Università di Roma) impiegano la banda e i modi di trasmissione dei radioamatori, si svilupperà un sistema che sia compatibile con questi standard.

3.7.2 Livello Data-Link

Dal punto di vista della pila protocollare, l’argomento trattato in questa sezione è la definizione del protocollo di comunicazione del secondo livello della pila ISO-OSI, ovvero definire il formato e la modalità di comunicazione dei dati.

In generale, il protocollo del livello data-link definisce il formato delle unità di dati scambiate fra i nodi di un collegamento (due, in questo caso) e le azioni intraprese dai nodi quando inviano e ricevono le unità di dati; queste azioni comprendono l'accesso al mezzo trasmissivo, il controllo (e/o la correzione) di errori, la ritrasmissione.

Canale radio

Nell'insieme dei canali di comunicazione, quello radio appartiene alla categoria *broadcast*, ovvero è un mezzo condiviso da tutti i nodi. In questo caso i nodi sono solo due: la stazione e il satellite, tuttavia, le frequenze che saranno assegnate ad AtmoCube per le sue trasmissioni non saranno esclusive: quelle stesse frequenze potranno essere usate in trasmissione da altre stazioni digitali di tipo radioamatoriale. E' quindi necessario implementare un adeguato protocollo per la regolamentazione dell'accesso. Quando il mezzo è broadcast la soluzione adottata è l'accesso casuale: quando un nodo deve comunicare, lo fa, sperando di non trasmettere sopra qualche altro nodo o che la sua trasmissione non sia interrotta. In questo caso si verifica una collisione, e la trasmissione deve essere ripetuta. Una delle strategie più semplici per evitare collisioni è l'ascolto preventivo del canale, si usa quindi la tecnica denominata *Carrier Sensing Multiple Access*.

CSMA È una delle tecniche più semplici di accesso al mezzo condiviso da parte di molti nodi (*Multiple Access*), la procedura è molto semplice: ogni nodo, prima di comunicare i dati, ogni nodo ascolta se sul canale è già in corso una comunicazione, cioè rileva la possibile presenza di un segnale (una portante modulata—*Carrier Sensing*): se il canale è libero, trasmette, altrimenti ritenta. Tuttavia può accadere che due nodi, ascoltando il canale libero, inizino simultaneamente la trasmissione, generando una collisione; per evitare questa situazione, la procedura prevede che ogni nodo attenda un certo intervallo di tempo di durata casuale tra l'ascolto del canale e l'inizio della trasmissione: molto difficilmente due nodi diversi attenderanno lo stesso tempo. Si genera un'attesa di durata casuale anche in caso di canale occupato. Può capitare però che, a causa della natura del mezzo trasmissivo (e.g. ritardi di propagazione), si verifichi lo stesso una collisione: si implementa allora anche la rilevazione di collisione (*Collision Detection*—CSMA/CD): il nodo ascolta anche mentre trasmette e, in caso di collisione, interrompe la trasmissione corrente per trasmettere un segnale di avviso, poi si riprende normalmente dopo un'attesa di durata casuale.

Un canale ad accesso casuale, e in particolar modo il mezzo radio, può

risentire di alcuni effetti indesiderati, che possono compromettere il normale funzionamento dell'algoritmo di accesso.

Effetto cattura Si verifica quando al ricevitore giungono segnali con livelli di potenza molto diversi: il segnale più debole viene “coperto” da quello più forte, che viene ricevuto correttamente senza che la collisione venga rilevata.

Terminale nascosto Può accadere che non tutti i nodi “si vedano”, quindi può succedere che ad un nodo il canale risulti libero mentre una trasmissione che non può rilevare è già in corso, ed inizia a trasmettere generando una collisione.

Effetto vicino–lontano I segnali sono attenuati in modo diverso a causa delle diverse distanze che separano i nodi (attenuazione e fading), e viene ricevuto un segnale piuttosto che un altro. Un altro effetto indesiderato causato dalla distanza è il ritardo di propagazione: il canale sembra libero anche se una trasmissione è già iniziata perché il segnale non raggiunge tutti i nodi simultaneamente.

Di questi tre, sicuramente possono interessare il satellite l'effetto cattura e vicino–lontano, perché il segnale trasmesso dal satellite giunge alla stazione di terra fortemente attenuato. Nel panorama delle trasmissioni digitali radioamatoriali l'algoritmo CSMA è stato il primo ad essere implementato, con alcune varianti successive in modo da renderlo adatto alla presenza di molti nodi, e avere quindi la capacità di smaltire più traffico.

X.25

Il protocollo X.25, introdotto all'inizio degli anni '80 per le reti a vasta copertura territoriale (WAN), è considerato la prima tecnologia pubblica a commutazione di pacchetto. Al momento attuale X.25 è una tecnologia obsoleta e sta cadendo in disuso. Il protocollo implementava l'indirizzamento a circuito virtuale e, quando non esistevano ancora le dorsali in fibra ottica e i cablaggi erano tutti in rame, prevedeva il recupero degli errori da nodo a nodo[JFK03, Cap 5].

3.7.3 AX.25

Come suggerisce il nome, il protocollo AX.25 è una versione modificata dell'X.25, in modo opportuno per essere impiegato sul mezzo radio (infatti è

l'abbreviazione di *Amateur X.25*). Similmente a molti altri protocolli di secondo livello, X.25 è stato a suo tempo sviluppato per collegamenti di tipo punto-punto con cablaggio in rame, per una struttura di comunicazione che prevedeva essenzialmente due entità con ruoli definiti: un mittente e un ricevente. Il canale radio, essendo un mezzo condiviso, per sua natura non è compatibile con questa struttura: l'insieme delle varie stazioni trasmettenti è un'insieme di unità paritarie, col medesimo diritto di trasmissione sul canale. Quindi, la prima e principale modifica al protocollo è l'istituzione di entità che svolgono, da pari a pari, entrambe le funzioni di trasmissione e ricezione.

Le altre due principali modifiche apportate sono l'estensione del campo di indirizzo e l'aggiunta di un frame di tipo *Unnumbered Information*; queste modifiche sono conformi alle raccomandazioni ISO 3309, 4405, 6525 HDLC e CCITT X.25 ([Pit99, p. 77]).

Descrizione del pacchetto AX.25

Come gli altri protocolli della sua famiglia, l'AX.25 trasmette l'informazione all'interno di una sequenza canonizzata di bit, in modo da garantire i servizi tipici di un protocollo della sua famiglia, in particolare il controllo d'errore. La struttura di un pacchetto è la seguente:

Flag	Address	Control	Pid	Informazione	FCS	Flag
01111110	112-560 bit	8 bit	8 bit	$N \cdot 8$ bit	16 bit	01111110

Si nota innanzitutto la presenza dei due campi Flag, per segnalare l'inizio e la fine di un pacchetto, e la dimensione variabile del campo di indirizzo. Ora si passa alla descrizione di ogni singolo campo.

Flag E' composto sempre dalla sequenza di bit 01111110, che non può essere presente all'interno di uno qualsiasi degli altri campi; per garantire questa condizione viene impiegata la tecnica di *bit stuffing*. Segnala l'inizio o la fine di un pacchetto, oppure viene inviato per interrompere la trasmissione corrente. La ripetizione continuata del campo flag agevola la sincronizzazione degli apparati.

Address Nel campo address vengono inseriti gli indirizzi di destinatario e mittente (nell'ordine), e la sua lunghezza è stata estesa rispetto al protocollo X.25 per aumentare la capacità di indirizzamento. Lo X.25 prevede un campo address di soli 8 bit, che possono essere estesi dando un opportuno valore al bit meno significativo del campo stesso, detto anche *extender bit*.

Se l'extender bit è posto a zero, anche il byte successivo fa parte del campo indirizzo, se è posto a uno il campo address è finito. Considerando il caso in cui ci siano solo un mittente e un ricevente il campo sarà composto da due sequenze di sette byte (i nominativi di radioamatore sono una sequenza di sei caratteri, più un carattere di station-ID), per un totale di 14 byte, cioè 112 bit, che saranno trasmessi dal meno significativo al più significativo, cominciando dall'indirizzo del destinatario e ogni byte (ad esclusione dell'ultimo) avrà il bit meno significativo (extender bit) posto a zero. Nel caso si usi un campo address più esteso (più destinatari) si rimanda a [Pit99, pp. 81–84].

Campo Address	
Nominativo destinatario	Nominativo mittente

Control Viene usato per identificare il tipo di pacchetto e per la gestione della connessione. Esistono tre tipi principali di pacchetto:

- Information frame o I-frame: pacchetto contenente informazioni
- Supervisory frame o S-frame: pacchetto di supervisione per la gestione della connessione
- Unnumbered frame o U-frame: pacchetto di informazione che, a differenza degli I-frame, è privo di numerazione

Per il byte di controllo tutti i bit hanno un significato preciso e, a seconda del tipo di pacchetto svolgono funzioni diverse:

- I 1 bit di identificatore I-frame, 3 bit di identificatore nella sequenza di pacchetti inviati e 3 bit di identificatore nella sequenza di pacchetti ricevuti
- S 2 bit di identificatore S-frame, 3 bit di identificatore di sequenza in ricezione e 2 bit per dichiarare lo stato del ricevitore: pronto, non pronto, pacchetto rifiutato (richiesta di ritrasmissione dell'ultimo pacchetto)
- U 2 bit di identificatore U-frame, i bit restanti identificano la natura dell'U-frame (ne esistono di vari tipi, non trattati in questa sede)

Per tutti i tre tipi c'è un bit che dichiara se il pacchetto è un comando oppure una risposta, ed è utile nel caso di ritrasmissione di pacchetti ricevuti non validi.

PID È il campo contenente l'identificatore del protocollo ISO-OSI in uso nel pacchetto corrente (si distingue tra livello 2 e livello 3).

Informazione È l'unico campo del pacchetto che contiene l'informazione (proveniente dal livello superiore) che deve essere trasmessa. Questo campo è presente solo per frame di tipo I e U (Unnumbered Information o frame rejected). La dimensione massima per questo campo è di 256 byte, che devono essere trasmessi in modo trasparente, quindi è indispensabile che in questo campo non compaia mai un byte uguale a quello del campo flag. Per far questo si impiega la tecnica del *bit-stuffing*.

Bit stuffing Prima di incapsulare l'informazione nel pacchetto da trasmettere, il mittente controlla i dati: se riscontra la presenza di un byte uguale al flag, lo modifica ponendo il settimo bit a zero, anziché a uno. Questa procedura viene svolta al contrario dal lato ricevitore, che invertirà il settimo bit da zero a uno. L'operazione avviene in modo automatico e trasparente ai dati.

Frame Check Sequence È il campo preposto ad assolvere il controllo dell'errore (una sorta di *Forward Error correction Code*): una volta ricevuto il pacchetto, il ricevitore ne calcola il valore in base ai dati ricevuti: se il valore calcolato e quello ricevuto coincidono, il pacchetto viene accettato. I 16 bit che compongono il campo sono calcolati in base alla raccomandazione ISO 3309 (HDLC).

Procedure

Il protocollo AX.25 è orientato alla connessione, infatti la procedura di connessione prevede quello che si chiama *three way handshake*: prima della trasmissione delle informazioni vengono scambiati dei pacchetti per impostare la comunicazione (in particolare le variabili di stato).

Stretta di mano Nello *handshake* a tre vie comincia a trasmettere l'entità che vuole stabilire la connessione per il trasferimento dei dati. Il primo pacchetto trasmesso è un U-frame per la richiesta della connessione, che include l'indirizzo del mittente e non contiene informazioni; questo frame è detto SABM (Set Asynchronous Balanced Mode): permette di stabilire una connessione bilanciata (tra entità pari) per lo scambio di frame in modo asincrono.

A questo punto il ricevente, se può, risponde con un altro U-frame per confermare la connessione, e il frame si chiama UA, Unnumbered Acknowledge. La risposta deve giungere entro un time-out interno al mittente, altrimenti il frame SABM viene ritrasmesso.

Una volta ricevuto il frame UA e inizializzate le variabili relative alla connessione il mittente termina l'handshake cominciando a inviare i dati con frame contenenti informazioni (I-frame).

Trasmissione Se il mittente ha dati da trasmettere li incapsula in un I-frame con il campo di indirizzo debitamente compilato e inserisce nel campo control il numero di sequenza del pacchetto, pari al valore corrente della variabile di stato della sequenza di trasmissione (una volta trasmesso il pacchetto questa variabile viene incrementata).

Ricezione Un entità considera un pacchetto ricevuto come valido se non vengono riscontrati errori nel pacchetto e se il numero di sequenza in trasmissione è uguale a quello della variabile interna di ricezione (una volta convalidato il pacchetto questa variabile viene incrementata). A questo punto, se il ricevente ha un I-frame da trasmettere, lo invia con numero di sequenza in ricezione pari al nuovo valore della variabile interna di ricezione, dando così l'acknowledge per il pacchetto ricevuto; altrimenti trasmette un S-frame con l'indicazione di *ready* (pronto a ricevere).

Ciascuna delle due entità è in grado di interrompere la connessione mediante l'invio di un U-frame di disconnessione, al quale ne seguirà uno di acknowledge. Tutto ciò avviene se tutto procede nel migliore dei modi, infatti molti inconvenienti possono accadere: il controllo d'errore non ha esito positivo, il numero di sequenza non coincide con la variabile di stato, il ricevitore è occupato in altre trasmissioni,...

In questa sezione sono stati considerati solo gli aspetti più generali del protocollo AX.25: sia le tipologie di pacchetto che le procedure di trasmissione possono essere approfondite in dettaglio in [Pit99, Cap. 3]. Tuttavia è stato trattato quanto basta per aggiungere tassello in più al lavoro che ci si propone: la panoramica generale del protocollo consente ora una chiara visione di come sarà strutturata la comunicazione e la descrizione (seppur a livello base) della struttura del pacchetto consente di quantificare l'*overhead* introdotto dal protocollo, parametro importante nella valutazione del data-rate (discusso in 3.3.2).

Capitolo 4

Link Design

Il *link design* è quello strumento di progettazione che riassume in sé tutte le caratteristiche del sistema di comunicazione e, nel contempo, le definisce con un dettaglio che prima non era stato raggiunto. Infatti è l'ultimo passo della procedura generale che è stata illustrata nella Sezione 3.1. A sua volta, il link design prevede alcuni passaggi tra loro collegati, in modo da soddisfare i requisiti necessari per una comunicazione affidabile. L'intero procedimento è indicato nella Tabella 4.1 nella pagina successiva. Buona parte dei punti indicati è già stata trattata.

4.1 Equazione di bilancio

Per poter progettare il collegamento è necessario individuare un legame tra tasso di trasmissione, guadagno dell'antenna, lunghezza della tratta radio e potenza trasmessa. Questa relazione è definita da un'equazione di bilancio che interessa tutti i parametri richiesti al fine di calcolare il rapporto segnale-rumore del sistema di comunicazione. L'equazione che si usa tipicamente nel dimensionamento di un collegamento numerico è [JRW03, p. 551]:

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{PL_l G_t L_s L_a G_r}{kT_s R} \quad (4.1)$$

dove si ha:

$\frac{E_b}{N_0}$ rapporto tra l'energia per bit ricevuta e la densità spettrale di potenza del rumore

P potenza a radio frequenza del trasmettitore in Watt

L_l contempla tutte le perdite della linea di alimentazione dell'antenna

Definire le caratteristiche di ogni collegamento	
Definire i requisiti per ciascun collegamento	<p>A Selezionare la frequenza di trasmissione</p> <p>B Selezionare la modulazione e la codifica</p> <p>C Determinare dimensioni e caratteristiche dell'antenna</p> <p>D Stimare le attenuazioni supplementari</p> <p>E Stimare il rumore in ricezione</p> <p>F Calcolare il guadagno d'antenna e la potenza in trasmissione</p>
Stimare il payload del sottosistema di comunicazione	<p>A Determinare le dimensioni dell'antenna</p> <p>B Stimare la massa dell'antenna</p> <p>C Stimare la massa e la potenza del trasmettitore</p> <p>D Stimare il peso complessivo</p>

Tabella 4.1: Processo di link design e stima del payload

G_t guadagno dell'antenna trasmittente

L_s attenuazione di spazio libero (o *free space path loss*)

L_a insieme delle attenuazioni supplementari della tratta radio

G_r guadagno dell'antenna ricevente

k costante di Boltzmann, pari a $1,38 \cdot 10^{-23}$ J/K

T_s temperatura di rumore di sistema in gradi Kelvin

R tasso di trasmissione in bit al secondo

Nella maggior parte dei casi un rapporto E_b/N_0 compreso tra 5 e 10 può ritenersi adeguato per ricevere dati binari con una bassa probabilità d'errore

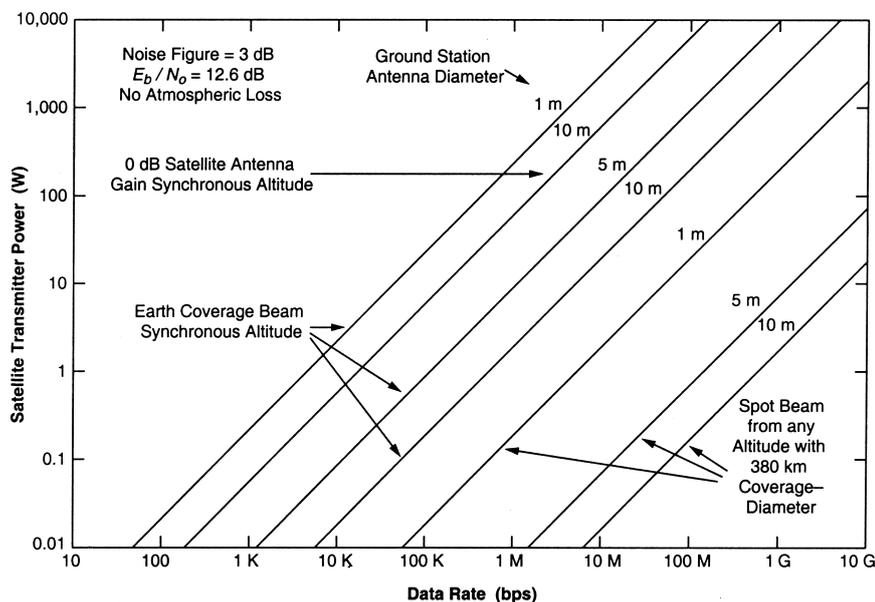


Figura 4.1: Caratteristiche del downlink. Il grafico illustra la corrispondenza tra tasso di trasmissione e potenza richiesta per la comunicazione affidabile, poste in corrispondenza della dimensione dell'antenna della stazione a terra. [JRW03, p. 552]

(o *BER* — *Bit Error Probability*), supportati da una codifica per la correzione d'errore (*FEC* — *Forward Error Correction*).

Una volta che la quota dell'orbita e il tasso di trasmissione sono stati stabiliti le principali variabili che determinano il comportamento del sistema sono P , G_t e G_r . Questi parametri sono pressoché indipendenti tra di loro per frequenze comprese tra i 200 MHz e i 20 GHz in condizioni di cielo sereno e la Figura 4.1 ne illustra la corrispondenza. A basse altitudini la potenza richiesta è bassa perché l'area di superficie terrestre in visibilità del satellite è piccola. La derivazione della Eq. (4.1) è ampiamente trattata in letteratura e in [JRW03].

4.2 Equazione di progetto

L'equazione di bilancio Eq. (4.1) è il prodotto di fattori successivi e, quindi, per comodità può essere riscritta in dB. Si ha allora:

$$\frac{E_b}{N_0} = P + L_l + G_t + L_s + L_a + G_r - 10 \log_{10} k - 10 \log_{10} T_s - 10 \log_{10} R \quad (4.2)$$

dove E_b/N_0 , L_l , G_t , L_s , L_a , G_r sono misurati in dB, P in dBW, $10 \log_{10} k$ in dBW/K·Hz, T_s in K e R in bit/s. A questo punto si può definire l'*Effective Isotropic Radiated Power*, o *EIRP*, misurato in W:

$$EIRP = P + L_l + G_t \quad (4.3)$$

e, quindi, la Eq. (4.2) nella pagina precedente diventa:

$$\frac{E_b}{N_0} = EIRP + L_s + L_a + G_r - 10 \log_{10} k - 10 \log_{10} T_s - 10 \log_{10} R \quad (4.4)$$

in questo caso si può anche mettere in evidenza quella che è detta la *sensitivity* della stazione ricevente, espressa in dB/K:

$$\frac{G_r}{T_s} = G_r - 10 \log_{10} T_s$$

La (4.4) è usata prevalentemente quando EIRP e *sensitivity* sono assegnate separatamente, facendo attenzione che G_r e T_s siano specificate nello stesso punto, usualmente tra l'antenna ricevente e l'amplificatore a basso rumore.

Le prestazioni del sistema di comunicazione possono essere concretamente valutate specificando la probabilità d'errore che è possibile ottenere con un determinato rapporto E_b/N_0 in ricezione.

4.2.1 Attenuazione di spazio libero

L'attenuazione di spazio libero, o *free space path loss* è la componente più importante del collegamento ed è l'attenuazione maggiore in assoluto. Essa è dovuta al fatto che la densità di potenza trasmessa dall'antenna, all'aumentare della distanza a cui viene ricevuto il segnale, si distribuisce, più o meno uniformemente, su una superficie sempre maggiore, che aumenta in ragione del quadrato della distanza. Infatti, considerando un'antenna che irradia un segnale in modo isotropico (che nelle applicazioni pratiche non accade quasi mai), se la distanza a cui viene ricevuto il segnale è r , la potenza irradiata si distribuisce su una superficie pari a $4\pi r^2$.

In generale, note la distanza tra stazione trasmittente e ricevente D e la frequenza di trasmissione f l'attenuazione di spazio libero è data dalla seguente relazione:

$$L_s = \left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (4.5)$$

o, in dB:

$$L_{sdB} = 10 \log_{10} \left[\left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right)^2 \right] = 20 \log_{10} \left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right) \quad (4.6)$$

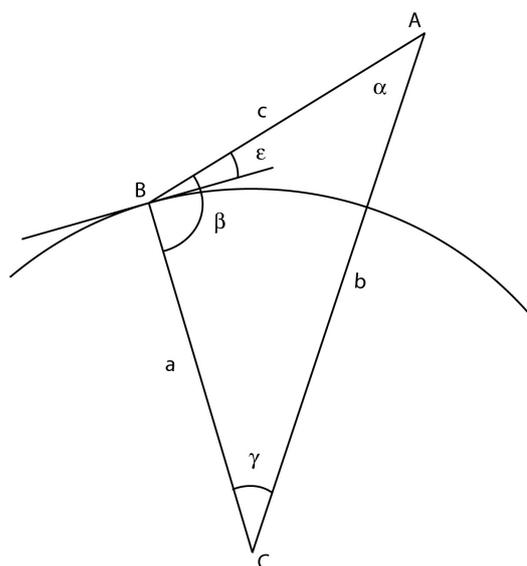


Figura 4.2: Tratta massima

con λ che si ricava dalla relazione: $c = f\lambda$. Sia D che λ sono in metri. La Eq. (4.5) a fronte è la formulazione più generale dell'attenuazione di spazio libero in scala lineare (quindi l'attenuazione è adimensionale), ed è riportata normalmente nella letteratura.

Tratta satellitare

Il collegamento terra-satellite è diverso da un collegamento di tipo LOS (*Line Of Sight*) terrestre per molti aspetti, quello principale è la variabilità della distanza tra le due stazioni, soprattutto per i satelliti in orbita bassa (*Low Earth Orbit - LEO*). Infatti, a causa della bassa quota dell'orbita e della elevata velocità di rivoluzione attorno alla terra (nel caso di AtmoCube si tratta di circa 7 km/s), la distanza tra le stazioni trasmittente e ricevente cambia molto rapidamente, anche di un ordine di grandezza in pochi minuti. Il contatto (ottico) con la stazione di terra si verifica quando il satellite sorge sopra l'orizzonte della stazione e dura fino a quando, percorrendo la sua orbita, non tramonta sotto la stessa linea d'orizzonte. È evidente che la distanza sarà pari alla quota dell'orbita solo quando il satellite passerà per lo zenith della stazione di terra, in tutti gli altri casi la distanza sarà maggiore. Per determinare la distanza si risolve un triangolo, come mostrato in Figura 4.2. Il triangolo può essere risolto perché si conoscono almeno due lati e (una volta misurata l'elevazione angolare del satellite sull'orizzonte) un angolo. Si ha infatti che:

$$a = R_e$$

$$b = R_e + h$$

$$\beta = \pi/2 + \varepsilon$$

con

$$R_e = 6370 \text{ km raggio della terra}$$

$$h = 500 \text{ km quota dell'orbita}$$

$$\varepsilon \text{ angolo di elevazione del satellite sull'orizzonte}$$

Allora il triangolo si risolve come segue:

per il teorema dei seni si ha:

$$\frac{a}{\sin \alpha} = \frac{b}{\sin \beta}$$

da cui si ricava α :

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{a}{b} \sin \beta\right)$$

l'angolo γ si ricava per sottrazione:

$$\gamma = \pi - \alpha - \beta$$

e quindi, applicando il teorema del coseno si ha, infine:

$$\begin{aligned} c &= \sqrt{a^2 + b^2 - 2ab \cos \gamma} && \text{[km]} \\ &= \sqrt{a^2 + b^2 - 2ab \cos\left(\pi - \beta - \arcsin\left(\frac{a}{b} \sin \beta\right)\right)} \\ &= \sqrt{a^2 + b^2 - 2ab \cos\left(\frac{3}{2}\pi + \varepsilon - \arcsin\left(\frac{a}{b} \sin(\pi/2 + \varepsilon)\right)\right)} \end{aligned}$$

Si vede quindi (ed era facile intuirlo) che la distanza del satellite visto dalla stazione è funzione dell'angolo di elevazione sull'orizzonte (ε): la Figura 4.3 a fronte ne riporta l'andamento. È interessante notare che la differenza tra distanza massima e la distanza minima è maggiore di 2000 km.

Ora, nota la distanza tra satellite e stazione, è possibile determinare l'attenuazione di spazio libero in funzione dell'angolo di elevazione; a tale scopo è stata scritta una semplice routine in Matlab (`tratta_sat.m`) in modo da poter valutare l'attenuazione per tutto il periodo di visibilità del satellite.

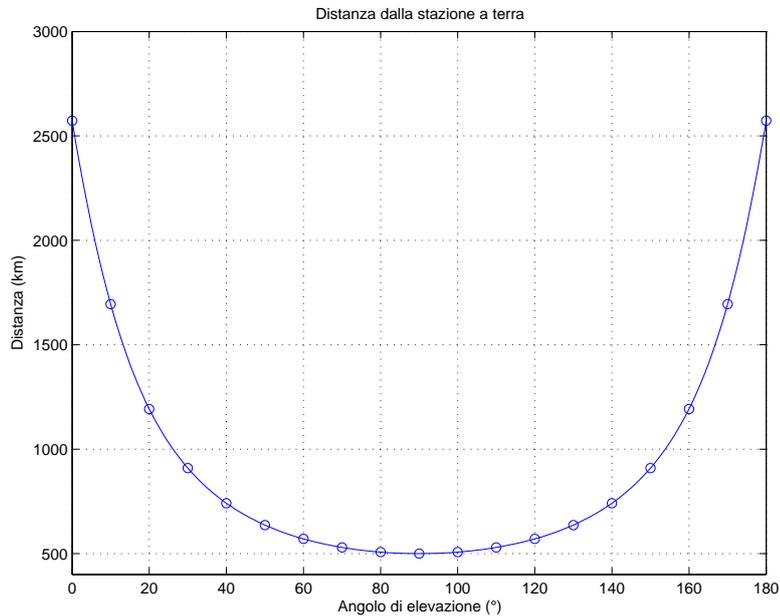
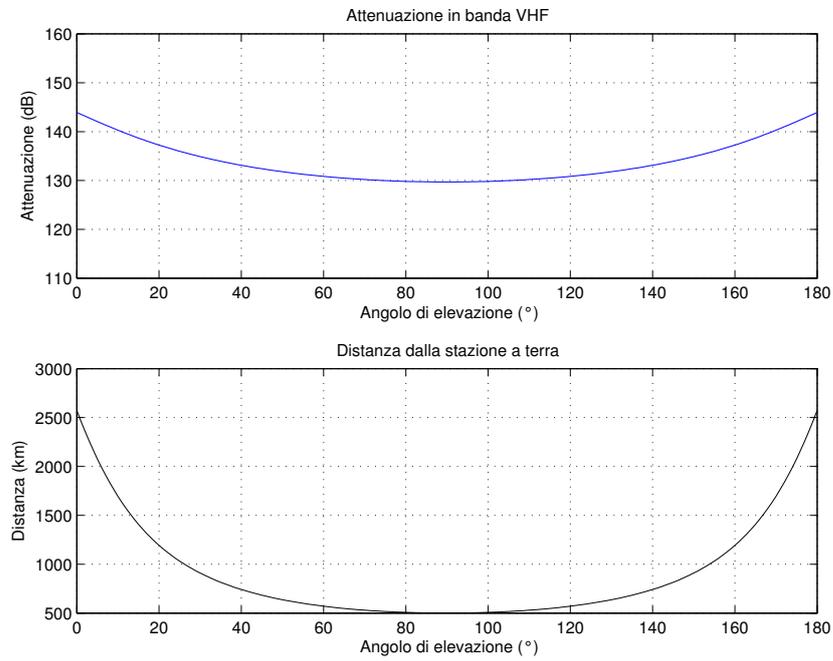


Figura 4.3: Distanza satellite - stazione

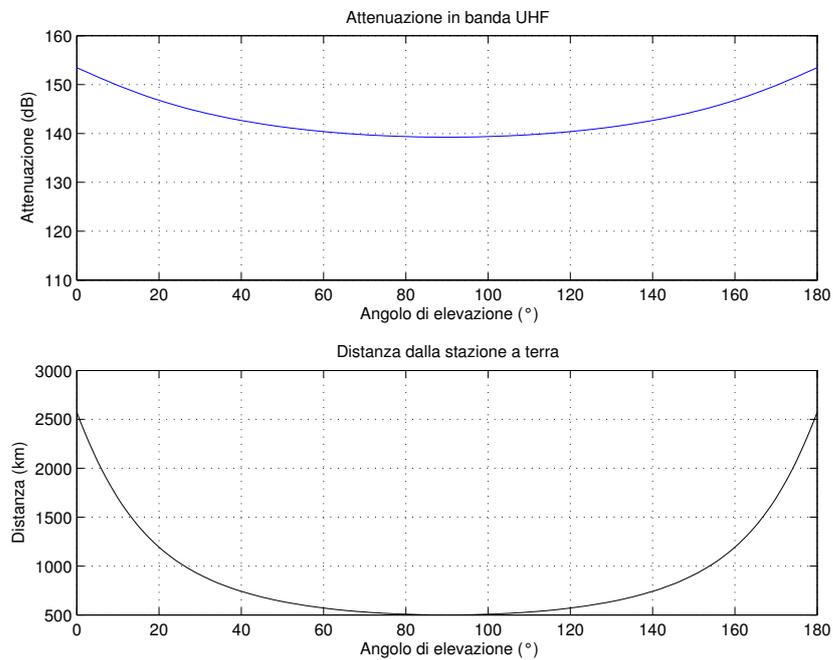
	Banda VHF (2 m)	Banda UHF (70 cm)	
	Downlink	Downlink	Uplink
f [MHz]	145,835	437,490	437,847
λ [m]	2,05	0,68	0,68

Tabella 4.2: Frequenze di trasmissione

Frequenze di trasmissione Il sistema di comunicazione utilizza frequenze diverse: il beacon trasmette in banda VHF (2 metri) e la ricezione/-trasmissione dati avviene in banda UHF (70 cm). Già il nome indica che si ha a che fare con lunghezze d'onda diverse, e quindi sullo stesso canale si avranno valori di attenuazione molto differenti a seconda della frequenza considerata; la Tabella 4.2 riporta dei possibili valori di frequenze impiegabili; anche se quelli definitivi saranno altri, le differenze in termini di lunghezza d'onda non sono significative. Visto che in banda UHF non c'è una differenza significativa tra la lunghezza d'onda dell'uplink e quella del downlink, da qui in poi si intenderà UHF sia per l'up che per il downlink. La Figura 4.4 nella pagina seguente mostra la dipendenza dell'attenuazione dalla distanza e, di conseguenza, dall'angolo di elevazione. L'andamento è quello



(a) Banda VHF



(b) Banda UHF

Figura 4.4: Attenuazione e distanza in funzione dell'angolo di elevazione

	Distanza [km]	L [dB]	
		UHF	VHF
minimo	500	139,2	129,7
massimo	2572	153,5	143,9

Tabella 4.3: Massimi e minimi di distanza e attenuazione

atteso: attenuazione massima all'inizio e alla fine del collegamento e minima in corrispondenza dello zenith della stazione, la Tabella 4.3 riporta i valori precisi. Tuttavia è necessario approfondire.

La stima dell'attenuazione in banda VHF è stata mantenuta anche se il sistema non impiegherà questa banda, che era stata prevista inizialmente.

Elevazione minima Per elevazione minima si intende quel valore dell'elevazione (espressa in gradi sopra l'orizzonte) per cui si ha *effettivamente* il contatto tra il satellite e la stazione a terra. Per la visibilità ottica un valore non nullo di questo parametro può essere dato dal fatto che l'orizzonte immaginario (cioè la massima distanza visibile in linea teorica) non coincide con l'orizzonte reale, a causa della presenza di alture, edifici, o rilievi del terreno in genere.

Per quanto riguarda le telecomunicazioni si parla di *visibilità elettromagnetica*, ovvero esiste un valore positivo dell'elevazione minima al di sotto del quale la propagazione di un segnale elettromagnetico da un punto (il satellite) a un altro (la stazione a terra) non avviene. Generalmente (cfr. [Orl04]) questo valore è compreso tra 0 e 20 gradi sopra l'orizzonte; ciò è dovuto alla natura dei diagrammi di radiazione delle antenne trasmittente e ricevente.

La principale conseguenza è che si potrà stabilire il contatto radio solo dopo un certo intervallo di tempo da quando il satellite diviene visibile sopra l'orizzonte. Questo significa che nel calcolo del link budget l'attenuazione di spazio libero che dovrà essere tenuta in conto è quella data dalla distanza corrispondente a un'elevazione compresa tra 10° e 20°. È verosimile che l'angolo di elevazione minima sia più vicino a 20° che a 10°. Questi valori sono riportati nella Tabella 4.4 nella pagina seguente. Quello che si può fare è prendere in considerazione l'attenuazione di valore maggiore e verificare che sia soddisfatto il link budget, nel qual caso si può ritenere di aver un buon margine; se il link budget non fosse soddisfatto si può considerare l'altro valore di attenuazione, o un valore intermedio.

In conclusione, una volta noto l'angolo di elevazione minima, si terrà

Elevazione (°)	Distanza [km]	Attenuazione [dB]	
		Banda UHF [dB]	Banda VHF [dB]
0	2572	153.4	143.9
5	2077	151.6	142
10	1694	149.8	140.3
15	1407	148.2	138.6
20	1192	146.7	137.2

Tabella 4.4: Confronto Elevazione–Distanza–Attenuazione

conto dell'attenuazione maggiore, e se ne verificherà la compatibilità col link budget; è inoltre necessario considerare che per angoli di elevazione minima maggiori si ha un minore valor medio dei tempi di accesso.

4.2.2 Perdite di propagazione

L'attenuazione di spazio libero non è l'unico fenomeno che contribuisce a diminuire la potenza del segnale, infatti subisce varie attenuazioni a causa della propagazione lungo tutto lo spessore dell'atmosfera terrestre. Talvolta si preferisce indicare la prima come *path loss—attenuazione di tratta* e le seconde come *propagation loss—perdite di propagazione*. In un modo simile all'attenuazione di tratta, le perdite di propagazione dipendono strettamente dalla banda di frequenze utilizzata, ma anche dalle caratteristiche (note e studiate) dell'atmosfera. Le perdite di propagazione dipendono dalla frequenza della portante, dall'angolo di elevazione sull'orizzonte, dallo stato della ionosfera e dell'atmosfera e dall'attività solare.

Assorbimento da gas atmosferici e pioggia

La dipendenza dalla frequenza dell'assorbimento da parte di gas atmosferici è illustrata nella Figura 4.6 a pagina 76; la figura fornisce i valori di attenuazioni allo zenith (per determinare i valori dell'attenuazione a un diverso angolo di elevazione, β , si divide il valore dell'attenuazione per $\sin \beta$).

La presenza di assorbimento atmosferico è inevitabile, tuttavia assume valori molto diversi a seconda della frequenza impiegata; in certi casi assume valori tutt'altro che trascurabili. Alle frequenze della banda VHF l'assorbimento può essere trascurato, tanto che molti grafici in letteratura non riportano le curve al di sotto del GHz.

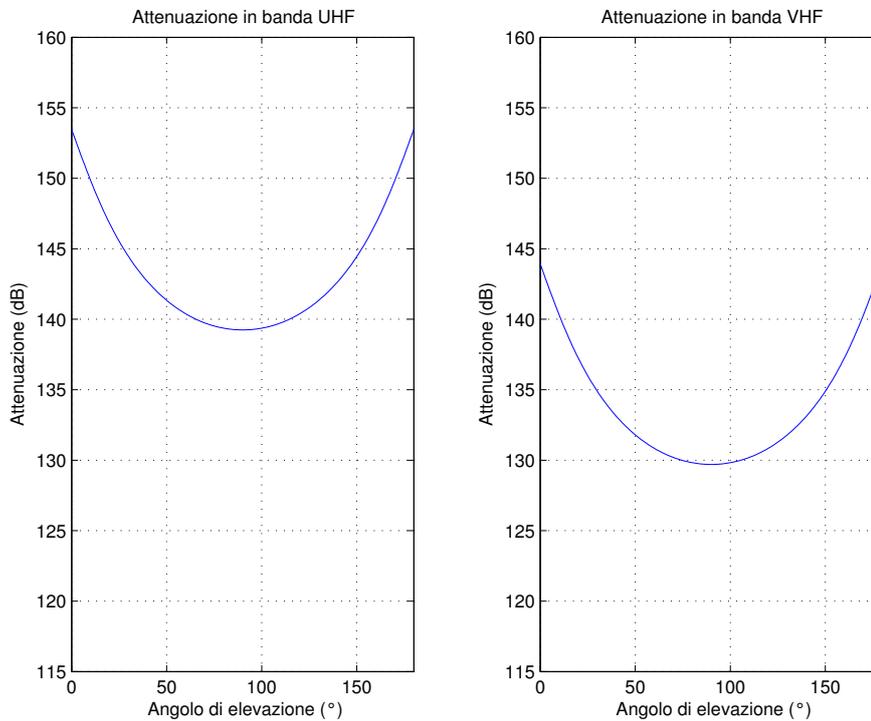


Figura 4.5: Confronto delle attenuazioni VHF e UHF

L'effetto dominante delle precipitazioni è quello di attenuare il segnale e, quindi, aumentare la temperatura di rumore di sistema. Questo contributo può essere considerato tra le perdite di propagazione ([WLP93]) oppure come un aumento nella temperatura di rumore dell'antenna ([JRW03]). Esistono modelli che prevedono l'entità dell'attenuazione a seconda della quantità di precipitazioni annue della zona in cui viene installata la stazione di terra. Non verranno però presi in considerazione dato che l'assorbimento da pioggia è trascurabile alle frequenze di trasmissione di AtmoCube.

Oltre a questo effetto, le precipitazioni causano depolarizzazione.

Scintillazione ionosferica

A causa delle variazioni dell'indice di rifrazione della ionosfera possono verificarsi, specialmente a frequenze inferiori ai 1000 MHz, fluttuazioni a breve termine sia in ampiezza che in fase, le quali richiedono un piccolo margine. Anche a frequenze elevate, per angoli di elevazione al di sotto dei 10°, si possono incontrare livelli elevati di scintillazione [WLP93].

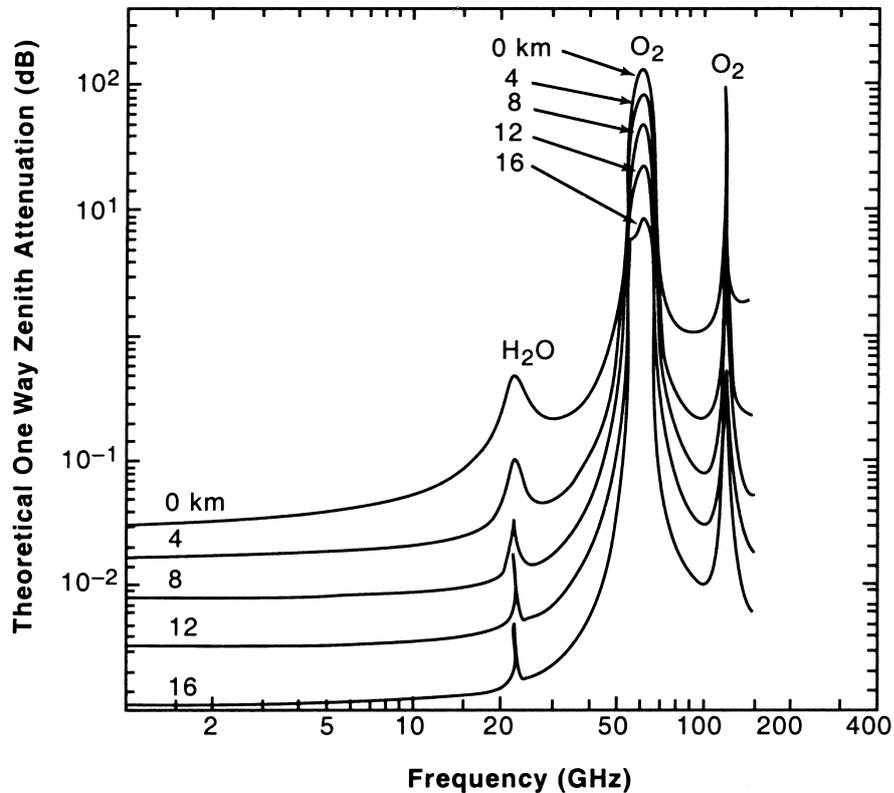


Figura 4.6: Attenuazione teorica simplex per le altezze specificate fino alla fine dell'atmosfera. Il grafico assume una densità di vapore acqueo sulla superficie terrestre di $7,5 \text{ g/m}^3$ e non include effetti dovuti a piogge o nubi [NASA, 1983], [JRW03, p.564]

Variazioni della rifrazione atmosferica

Le variazioni dell'indice di rifrazione dell'atmosfera e riflessioni sulla superficie terrestre possono causare cammini multipli, specialmente per piccoli angoli di elevazione e per basse frequenze; è un fenomeno che interessa soprattutto i sistemi mobili.

Effetto Doppler

Nelle comunicazioni radio, l'effetto Doppler è responsabile di una deriva della frequenza della portante ricevuta. Ciò significa che, se il mezzo su cui è installato il trasmettitore si muove con una certa velocità v_r , e la frequenza della portante trasmessa è f_0 , la frequenza a cui è ricevuta la portante sarà $f_0 \pm \Delta f$, e Δf è lo scostamento dovuto all'effetto Doppler (il segno dipende dal

moto relativo del mezzo rispetto al ricevitore fermo, + se in avvicinamento, - se in allontanamento). Lo scostamento dipende da molti parametri, come la velocità del trasmettitore, la sua distanza dal ricevitore, la velocità di propagazione delle onde elettromagnetiche.

Nel caso di satelliti in orbita bassa, la velocità relativa del satellite rispetto alla stazione a terra non è trascurabile e, a seconda della sua orbita, può o meno sommarsi alla velocità di rotazione terrestre. Dato che l'orbita di AtmoCube è quasi polare o, in ogni caso, molto inclinata rispetto all'equatore, il moto di rotazione terrestre può essere considerato trascurabile.

Un osservatore a riposo rispetto a un trasmettitore (il satellite) che si muove con velocità relativa v_r riceverà la portante trasmessa a una frequenza [Dav01, p. 8-1]

$$f' = f_0 \left(1 - \frac{v_r}{c}\right)$$

dove, a meno del segno (cioè del verso) della v_r

f_0 è la frequenza della portante trasmessa

f' è la frequenza della portante ricevuta

v_r è la velocità relativa del satellite rispetto all'osservatore

c è la velocità della luce ($3 \cdot 10^8$ m/s).

Allora lo scostamento dovuto all'effetto Doppler è:

$$\Delta f = f' - f_0 = -\frac{v_r}{c} f_0$$

In via del tutto approssimativa, considerando una velocità relativa pari a $7,6 \cdot 10^3$ m/s e la frequenza della portante a 437,490 MHz lo scostamento Doppler (massimo) che può interessare le trasmissioni di AtmoCube è dato da:

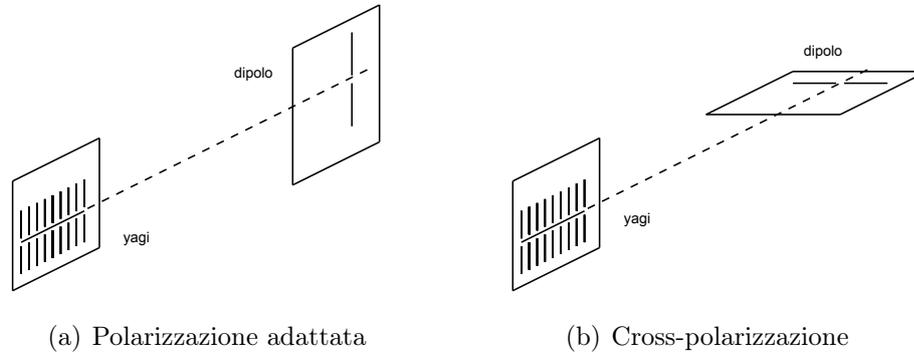
$$\Delta f = -\frac{7,6 \cdot 10^3}{3 \cdot 10^8} \cdot 437,490 \simeq 11 \text{ kHz}$$

Un valore di questo tipo non è trascurabile, tuttavia non compromette la possibilità di comunicazione se è possibile effettuare il *tracking* della frequenza della portante.

Polarizzazione

La polarizzazione di un antenna è la polarizzazione dell'onda irradiata dall'antenna lungo la direzione di massima radiazione; la polarizzazione dell'onda irradiata (lungo una direzione specificata, normalmente quella di massima

Figura 4.7: Orientamento delle antenne e polarizzazione



radiazione) è la polarizzazione dell'onda localmente piana in un punto della regione di campo lontano.

Considerando il vettore campo elettrico \vec{E} di un'onda piana, i possibili tipi di polarizzazione prendono il nome dalla curva che l'estremità del vettore \vec{E} traccia su un piano perpendicolare alla direzione di propagazione. Si distingue allora tra polarizzazione ellittica (caso più generale), circolare e lineare.

Per ottenere le prestazioni massime in un sistema di comunicazione è necessario che le antenne impiegate alle due estremità del collegamento abbiano medesima polarizzazione. In caso contrario il livello del segnale ricevuto diminuisce sensibilmente a causa quella che viene definita perdita di polarizzazione dell'antenna.

Sia il dipolo in $\lambda/2$ che le antenne direttive Yagi hanno polarizzazione lineare. Tuttavia, questo fatto da solo non consente di trascurare le perdite di polarizzazione. Infatti l'orientamento reciproco delle due antenne è determinante: considerando il piano passante per l'asse del dipolo e la direzione di massima radiazione e il piano su cui giacciono gli elementi della Yagi, contenente la direzione di massima radiazione, se questi due piani sono tra loro paralleli (Figura 4.8(a)) allora c'è adattamento tra le polarizzazioni delle due antenne, mentre, se questi due piani sono tra loro ortogonali (Figura 4.8(b)) si è in condizioni di cross-polarizzazione: la perdita di propagazione è massima e, teoricamente, infinita.

Ora, non è possibile conoscere l'orientamento del dipolo montato su AtmoCube perché, dal momento del lancio, il satellite ha un moto casuale di rotazione sui tre assi. Questo moto viene poi smorzato dai sistemi di assetto passivo. La polarizzazione allora non è una questione di secondaria importanza. La soluzione adottata è quella di usare antenne Yagi a dop-

pia polarizzazione, sia verticale che orizzontale, in modo da non risentire della polarizzazione casuale dell'onda irradiata dal dipolo. Le perdite di polarizzazione si possono quindi considerare trascurabili.

Tuttavia è necessario tenere presente che il satellite deve essere stabilizzato opportunamente in modo da orientare correttamente il dipolo e, conseguentemente, il suo diagramma di radiazione.

Osservazioni

In conclusione, tutte le perdite di propagazione possono essere ritenute trascurabili, tuttavia può essere opportuno considerare, in via precauzionale, un margine facoltativo (per esempio 3 dB).

4.2.3 Perdite supplementari

Errore di puntamento

Parte delle attenuazioni supplementari è dovuta anche ad un possibile errore di puntamento dell'antenna. Questo inconveniente deve essere tenuto presente per il dipolo del satellite, perché il sistema di stabilizzazione a magnete permanente garantisce un'accuratezza di puntamento di $\pm 5^\circ$, [JRW03, p. 359]; invece può essere trascurato per la stazione a terra perché l'antenna farà il tracking automatico del satellite mediante un opportuno sistema automatizzato che si basa sugli elementi kepleriani del satellite. L'errore di puntamento tiene conto dell'ampiezza θ del cono a -3 dB del diagramma di radiazione. Per un'antenna parabolica questo valore può essere determinato mediante una relazione empirica, mentre è noto che per il dipolo l'ampiezza del cono a -3 dB è $\theta = 78^\circ$. Se il guadagno di direttività di un antenna è grande e l'ampiezza del cono a -3 dB è piccola, anche piccoli errori di puntamento possono portare a diminuzioni di guadagno consistenti. La relazione che segue stima l'attenuazione supplementare di cui tenere conto:

$$L_\theta = -12 \left(\frac{e}{\theta} \right)^2 \quad (4.7)$$

Nel calcolo del link budget questo valore va sottratto al guadagno dell'antenna.

4.2.4 Temperatura di rumore di sistema

La valutazione delle prestazioni del collegamento radio sono valutate anche in termini di temperatura di rumore di sistema T_s , infatti questo parametro

influisce nella figura di merito del sistema G/T_s . La temperatura di rumore è data dalla somma dei contributi dei vari componenti del sistema; in questo senso si può affermare che ogni stadio presenta una temperatura di rumore, che è quella temperatura che dovrebbe avere una resistenza passiva per produrre un livello di rumore equivalente a quello osservato nel punto considerato, ad una determinata frequenza.

Una semplificazione nel calcolo della temperatura di rumore di sistema viene dalla definizione della temperatura equivalente T_e , che è la differenza tra la temperatura di sistema e la temperatura di rumore all'uscita dello stadio considerato, ed è quindi una misura della sua rumorosità. Un amplificatore ideale, che non aggiunge rumore, ha temperatura equivalente $T_e = 0$. In particolare, considerando il rapporto segnale rumore all'ingresso e all'uscita dello stadio considerato, esso viene ridotto di un fattore $(1 + T_e/T)$, con T temperatura alla quale si trova il sistema ([JGP02, p.256]). Quando $T = T_0 = 290$ K il fattore $(1 + T_e/T)$ è detto figura di rumore dell'amplificatore (o stadio del sistema):

$$F = \left(1 + \frac{T_e}{T_0}\right) \quad (4.8)$$

ed è definita come il rapporto tra la potenza di rumore in uscita rispetto al rumore in uscita ad una rete due porte ideale per la quale la temperatura di rumore è T_0 . Allora si ha:

$$\left(\frac{S}{N}\right)_o = \frac{1}{F} \left(\frac{S}{N}\right)_i \quad (4.9)$$

Applicando il logaritmo ad entrambi i membri di questa equazione si ottiene:

$$10 \log_{10} \left(\frac{S}{N}\right)_o = -10 \log_{10} F + 10 \log_{10} \left(\frac{S}{N}\right)_i \quad (4.10)$$

quindi $10 \log_{10} F$ rappresenta la perdita nel rapporto segnale/rumore a causa del rumore aggiunto dall'amplificatore. La figura di rumore per molti amplificatori a basso rumore come i tubi a onda progressiva sono inferiori a 3 dB [JGP02, p.256].

A questo punto si ricorda anche la ben nota formula di Fries, che permette di calcolare la figura di rumore di una cascata di K stadi rumorosi, di cui sono noti il guadagno G_i e le figure di rumore F_i :

$$F = F_1 + \frac{F_2 - 1}{G_1} + \frac{F_3 - 1}{G_1 G_2} + \dots + \frac{F_K - 1}{G_1 G_2 \dots G_{K-1}} \quad (4.11)$$

Si osserva che il termine dominante è F_1 , che è la figura di rumore del primo stadio amplificatore; quindi il *front-end* di un ricevitore deve avere una bassa

figura di rumore e un guadagno elevato. In questo caso i termini rimanenti della somma potranno essere considerati trascurabili. Inoltre, con la formula di Fries, si può calcolare la temperatura di rumore di sistema a partire dalle figure di rumore dei singoli stadi del ricevitore.

È opportuno dividere in due gruppi i contributi di rumore che determinano l'intera temperatura di sistema: contributi interni al ricevitore e contributi esterni.

Contributi interni

Tutte le sorgenti di rumore esistenti tra i terminali d'antenna e l'uscita del ricevitore sono concentrate assieme a formare la temperatura di rumore del ricevitore T_r . Normalmente, un ricevitore ha una struttura generale data da antenna, linea di trasmissione, amplificatore a basso rumore, down-converter, demodulatore, . . . Allora il rumore al suo interno è generalmente dato da:

- Linee di trasmissione e filtri—la cui temperatura equivalente è data da $(1 - L)T$, dove L è l'attenuazione del filtro o della linea di trasmissione (per i componenti passivi infatti la figura di rumore è pari all'attenuazione) e T è la temperatura del componente in K
- Amplificatori a basso rumore—per i quali la temperatura equivalente è $(F - 1)T_0$, con F figura di rumore conosciuta dai datasheets dell'amplificatore adottato

In presenza di stadi successivi all'amplificatore a basso rumore, il loro contributo può essere trascurato perché è diviso per il guadagno (elevato) del primo amplificatore.

Contributi esterni

I contributi esterni sono dovuti al fatto che l'antenna ricevente, oltre ad avere una propria temperatura di rumore (nel caso in cui presenti anche un elemento passivo—condizione non ideale), capta rumore proveniente da altre sorgenti. Queste sorgenti (fatta eccezione per l'antenna stessa) sono tutte esterne alla stazione ricevente; di solito vengono considerati i seguenti contributi:

- Rumore cosmico
- Rumore atmosferico
- Rumore generato da formazioni nuvolose e/o precipitazioni lungo la tratta di propagazione

- Presenza del globo terrestre nel lobo principale e/o secondario (contributo significativo per l'antenna del satellite—la temperatura terrestre è tipicamente 290 K)
- Rumore artificiale (prodotto dall'uomo)
- Temperatura di rumore di elementi accessori all'antenna (ad esempio balun e booms)

Temperatura di rumore dell'antenna Il calcolo della temperatura di rumore dell'antenna non è semplice, in [WLP93, p. 277] si riporta la seguente espressione:

$$T_a = \int_{\Omega_1} G_t T_{sky} d\Omega_1 + \int_{\Omega_2} G_2 [(1 - \rho^2) T_g + \rho^2 T_{sky}] d\Omega_2$$

dove G_1 e G_2 sono guadagni dell'antenna, T_g e T_{sky} sono temperature di rumore di sorgenti esterne, Ω_1 e Ω_2 sono angoli solidi e ρ è un fattore di riflessione. Come si vede il calcolo è complesso e richiede parametri difficilmente noti.

Una lecita approssimazione è quella di valutare le temperature di rumore delle sorgenti esterne separatamente e sommarle tra di loro, essendo i contributi di rumore tra loro incorrelati. Si avrà allora:

$$T_a = T_{sky} + T_g + T_{sun} \quad (4.12)$$

dove T_a è data dalla somma, rispettivamente, delle temperature di rumore del cielo, della terra e del sole. Tuttavia, a seconda dell'antenna considerata (quella del satellite o della stazione) i termini avranno un peso diverso.

Rumore atmosferico La temperatura di rumore del cielo è comprensiva dei contributi dati dal rumore cosmico, dal rumore di fondo nella banda delle microonde e dalle perdite a causa dell'ossigeno e del vapore acqueo in atmosfera. Come detto prima, questa temperatura di rumore dipende dall'elevazione dell'antenna sull'orizzonte; nella Figura 4.8 nella pagina successiva è riportato l'andamento della temperatura per un angolo di elevazione di 5° mentre nella Figura 4.9 a pagina 84 si riporta l'andamento per angoli di elevazione compresi tra 0° e 90° . Dalla Figura 4.8 si vede che alla frequenza di 400 MHz corrispondono circa 400 K; come valore cautelativo si considereranno 500 K.

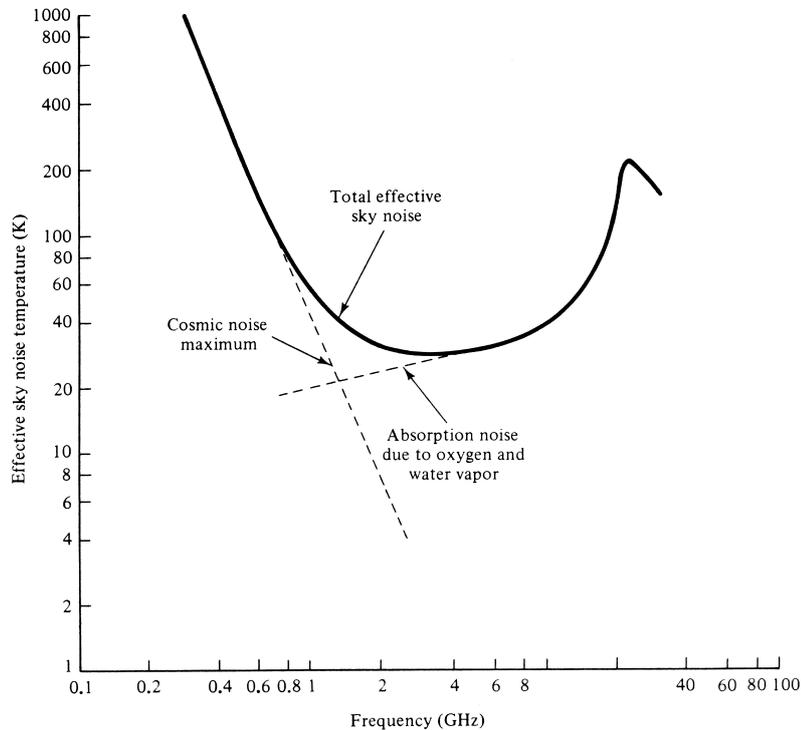


Figura 4.8: Temperatura di rumore del cielo a 5° di elevazione sull'orizzonte, dovuta all'assorbimento atmosferico e al rumore cosmico, [WLP93, p.278]

Rumore solare Il rumore solare è dovuto essenzialmente al fatto che il sole diviene visibile per uno o più lobi del diagramma di radiazione dell'antenna. Se l'antenna ha un'elevata direttività, per cui il lobo principale del diagramma di radiazione è molto stretto (dell'ordine di pochi gradi), la temperatura dell'antenna diventa semplicemente pari alla temperatura del sole, che normalmente è abbastanza elevata da incrementare il livello di rumore del sistema tanto da renderlo momentaneamente inutilizzabile; questo fenomeno è detto *sun outage* ([WLP93, p.277]).

Rumore artificiale Nel caso dell'antenna della stazione a terra, in downlink deve essere tenuta in considerazione la temperatura di rumore dovuta al rumore artificiale. Nella Figura 4.11 a pagina 86 è riportato un andamento tipico. Data la posizione geografica della stazione ricevente (abbastanza isolata rispetto al centro abitato) si considera la curva *suburban human-made* e si terrà conto di un valore di 3000 K.

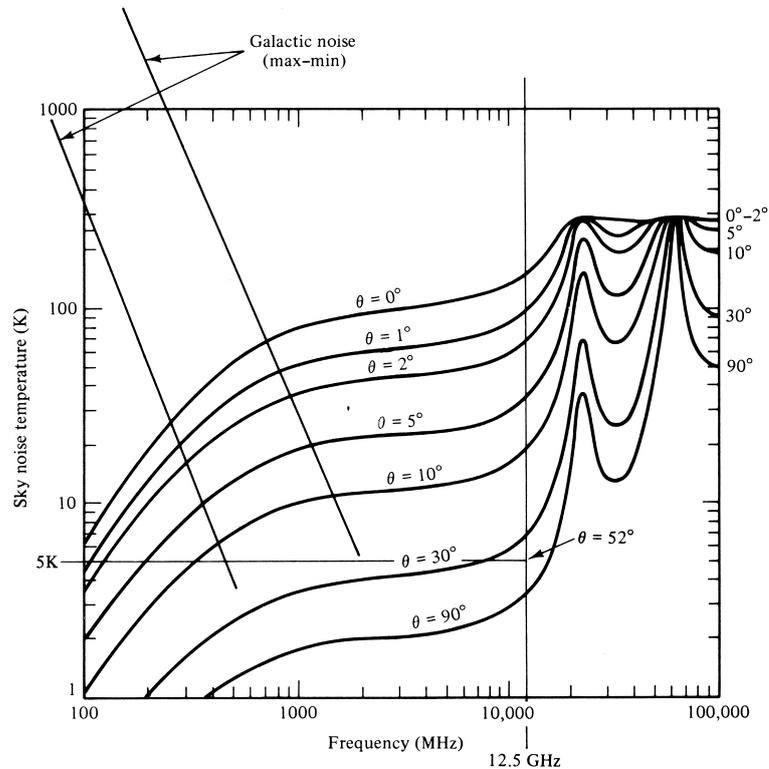


Figura 4.9: Temperatura di rumore del cielo calcolata per vari angoli di elevazione, [WLP93, p. 279]

Temperatura di rumore dell'antenna della stazione a terra

La stima della temperatura di rumore dell'antenna della stazione a terra deve tenere conto della elevata direttività dell'antenna, ma soprattutto del fatto che non punterà sempre nella stessa direzione, ma effettuerà l'inseguimento del satellite; è importante ricordare allora che la temperatura di rumore dipende dall'elevazione dell'antenna sull'orizzonte: minore è l'elevazione sull'orizzonte, maggiore sarà la temperatura.

Nuovamente, un approccio sensato è quello *worst-case*: per il link budget saranno tenute in considerazione le stime più sfavorevoli, con la consapevolezza che generalmente le condizioni saranno sempre migliori e, quindi, il bilancio sarà generalmente migliore.

Di tutti i contributi di cui si è parlato, per la stazione a terra si terrà conto di:

- Temperatura di rumore del cielo (comprensiva di rumore cosmico e

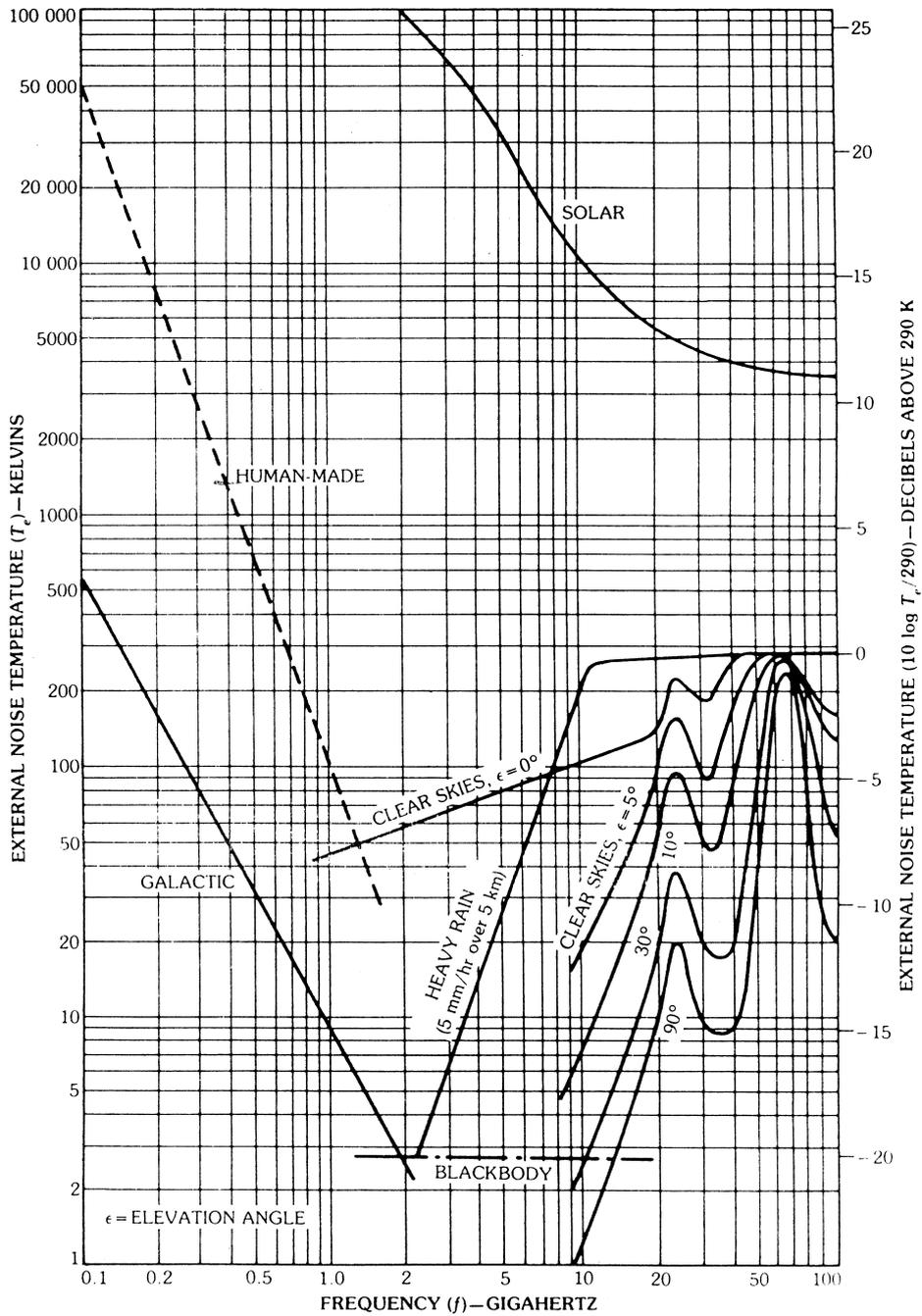


Figura 4.10: Temperature di rumore di varie sorgenti per tratte in downlink, [YL88, p. 29-52]

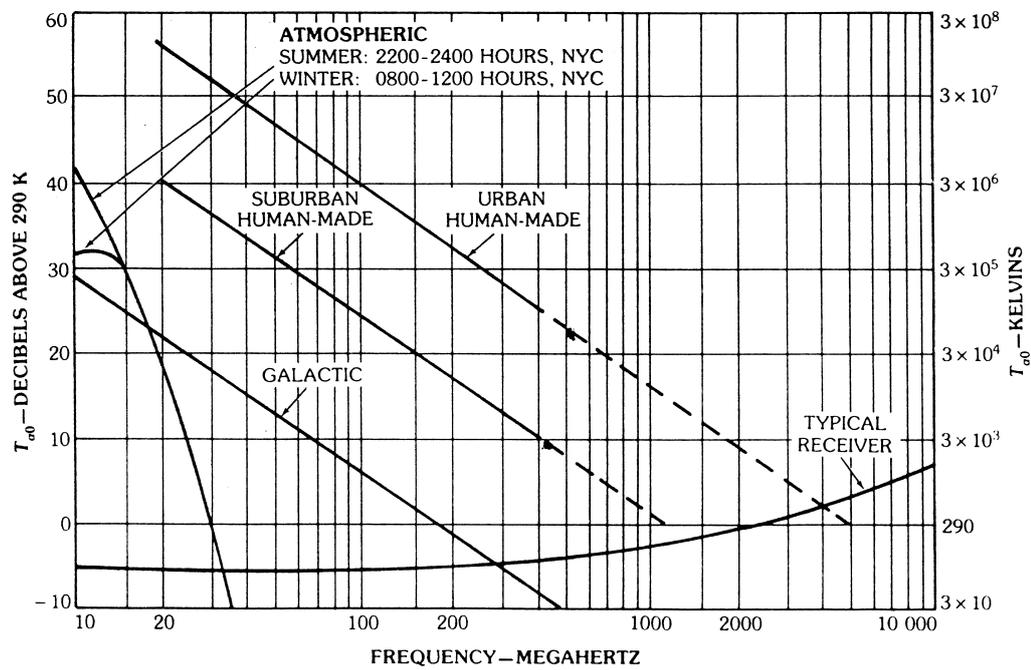


Figura 4.11: Valori medi della temperatura di rumore di un'antenna omni-direzionale prossima alla superficie terrestre, [YL88, p. 2-43]—interessano in particolare le curve del rumore artificiale.

	Simbolo	Valore [K]
Rumore di cielo	T_{sky}	500
Rumore artificiale	T_{hm}	3000
Rumore solare	T_{sun}	$100 \cdot 10^3$

Tabella 4.5: Contributi di rumore per l'antenna a terra

rumore atmosferico), pari a 500 K

- Temperatura dei rumore per cause artificiali (*human-made*), pari a 3000 K
- Temperatura di rumore del sole, in caso di sun outage (ma più avanti verrà fatta una considerazione a riguardo), di cui si assume un valore indicativo di $100 \cdot 10^3$ K

I valori sono riassunti nella Tabella 4.5.

Temperatura di rumore dell'antenna del satellite

Nel caso dell'antenna del satellite, stimarne la temperatura di rumore è più semplice: infatti l'antenna è sempre rivolta verso terra e, quindi, la componente dominante è la temperatura terrestre, assunta sempre pari a 290 K. Nella pratica si usa spesso una temperatura pari a 300 K.

Sun Outage Il rumore prodotto dal sole merita una considerazione in particolare. È stato detto prima che la presenza del sole nel diagramma di radiazione dell' antenna può dare origine a livelli di rumore nel ricevitore decisamente elevati, tali da rendere inaccettabile il rapporto segnale/rumore. Questa considerazione non è fedelmente applicabile al caso del satellite e della stazione a terra, perché entrambe (in particolare il dipolo) non presentano un diagramma di radiazione molto stretto. Quindi, non avendo un guadagno elevato non presentano al ricevitore un rumore solare particolarmente elevato, perché è moltiplicato per un piccolo guadagno.

Si può anche fare una considerazione sulla potenza di rumore solare ricevuta: la potenza di rumore è data da

$$N = kT_{sun}B$$

dove k è la costante di Boltzmann, pari a $1,38 \cdot 10^{-23}$ J/K, T_{sun} è la temperatura di rumore del sole in K e B è la banda del filtro ricevitore. Dato che

il passo di canalizzazione nella banda di frequenza considerata è di 25 kHz, un possibile valore di B è di 30 kHz. Allora si ha:

$$\begin{aligned}
 N &= KT_{sun}B \\
 &= 1,38 \cdot 10^{-23} \times 100 \cdot 10^3 \times 30 \cdot 10^3 && (\text{J/K}) \cdot \text{K} \cdot \text{Hz} \\
 &= 4,14 \cdot 10^{-14} && (\text{J/K}) \cdot \text{K} \cdot \text{Hz} \\
 &= 4,14 \cdot 10^{-2} && \text{pW}
 \end{aligned}$$

Si vede allora che il contributo di rumore del sole è modesto. Data la limitata banda del sistema potrebbe essere considerato trascurabile.

Osservazione Da un altro punto di vista è opportuno considerare il rumore in ingresso e il rumore in uscita all'antenna, e quindi ragionare sulla formula

$$P_{no} = GkTB + P_{ni}$$

come se l'antenna fosse uno stadio amplificatore, dove G è il guadagno dell'antenna.

Temperatura di rumore di sistema

Una volta stimate le caratteristiche del sistema (guadagni, attenuazioni, sorgenti di rumore esterne) la temperatura di rumore di sistema è data dalla somma delle temperature di rumore d'antenna e del ricevitore; si ha quindi [JRW03, p. 558]:

$$T_s = T_a + \left(\frac{T_0(1 - L_r)}{L_r} \right) + \left(\frac{T_0(F - 1)}{L_r} \right) \quad (4.13)$$

dove L_r è la perdita della linea di trasmissione tra l'antenna e il ricevitore, espressa come rapporto di potenze; il secondo termine è il contributo di rumore della linea di trasmissione, mentre il terzo è il contributo del ricevitore, posto che il peso maggiore sia quello del primo stadio amplificatore, rendendo così trascurabile il contributo degli stadi successivi; nel nostro caso, poi, questa approssimazione è lecita dato che il chipset che integra il demodulatore è preceduto solamente da un amplificatore a basso rumore. La divisione per L_r serve a riferire la temperatura di rumore ai terminali dell'antenna. Il calcolo della temperatura di rumore verrà fatto nella Sezione 4.3.

4.3 Link budget

Il *link budget* permette di determinare i valori della potenza in trasmissione e del guadagno dell'antenna e, più in generale, permette di definire tutti gli aspetti che erano stati definiti in modo approssimato.

È quindi uno degli elementi chiave nel progetto di un sistema spaziale, e permette di evidenziare molte caratteristiche delle prestazioni generali del sistema. In questa fase, inoltre, è possibile effettuare variazioni sulle caratteristiche dei componenti in modo da rendere il bilancio migliore possibile.

Ovviamente, i bilanci da fare sono due: uno per la tratta in uplink e uno per la tratta in downlink, perché, anche se si tratta dello stesso collegamento, i sistemi trasmittente e ricevente del satellite e delle stazione sono profondamente diversi. Il calcolo del link budget è stato fatto seguendo le indicazioni riportate in [JRW03, pp. 565–570], con opportune variazioni, data la particolarità dell'architettura del sistema CubeSat.

4.3.1 Uplink

Nella Tabella 4.6 nella pagina successiva si mostra la procedura di calcolo del link budget per il collegamento stazione–satellite; la struttura della tabella riprende quella del foglio di calcolo `link_budget.xls` usato. La dicitura 'parametro' indica che il valore riportato è un dato di progetto già esistente. La prima parte della tabella riguarda il trasmettitore, la seconda le perdite della propagazione del segnale, la terza il ricevitore; le ultime righe sono quelle del bilancio vero e proprio.

Di seguito vengono commentate tutte le voci che compaiono nelle righe della tabella.

Potenza trasmessa La potenza trasmessa, riportata prima in W e poi dBW è la potenza in uscita a radio frequenza dal ricetrasmittitore Kenwood TS-790E, il valore è quello riportato nel datasheet B.4 a pagina 124, relativamente alla banda UHF (70 cm) e alla modulazione FM.

Attenuazione della linea di trasmissione Il valore dell'attenuazione della linea di trasmissione che collega il ricetrasmittitore all'antenna direttiva è stato ottenuto supponendo di utilizzare un cavo coassiale lungo 20 metri con attenuazione specifica di 0,138 dB/m (un valore commerciale tipico).

Guadagno d'antenna Il guadagno di direttività dell'antenna è generalmente riportato nei manuali, o nei datasheets dell'antenna.

NOME	SIMBOLO	UNITÀ	SORGENTE	VALORE
Potenza trasmessa	P	W	parametro	40
Potenza trasmessa	P	dBW	$10\log(P)$	16,02
Attenuazione linea	L_l	dB	parametro	-2,7
Guadagno massimo antenna tx	G_{pt}	dB	Tabella 4.7	15
Ampiezza cono a -3 dB	θ_t	$^\circ$	parametro	15
Offset di puntamento	e_t	$^\circ$	10% di θ	1,5
Perdita di puntamento	L_{pt}	dB	Eq. (4.7)	-0,12
Guadagno effettivo antenna tx	G_t	dB	Eq. (4.14)	14,88
EIRP	$EIRP$	dBW	Eq. (4.3)	28,20
Attenuazione di spazio libero	L_s	dB	Tabella 4.4	-148,2
Perdite di propagazione	L_a	dB		0
Guadagno massimo antenna rx	G_{pr}	dB	parametro	2
Ampiezza cono a -3 dB	θ	$^\circ$	parametro	78
Offset di puntamento	e	$^\circ$	parametro	15
Perdita di puntamento	L_{pr}	dB	Eq. (4.7)	-0,44
Guadagno effettivo antenna rx	G_r	dB	$G_{pr} + L_{pr}$	1,56
Temperatura di sistema	T_s	K	Eq. (4.13)	350,72
Perdita di implementazione (3)	—	dB	stima	-2
Data Rate	R	bit/s	parametro	9600
Banda del ricevitore	B	kHz	datasheet	58
E_b/N_0 (1)	E_b/N_0	dB	Eq. (4.2)	44,89
Carrier to Noise density ratio	C/N_0	dB · Hz	Eq. (4.15)	84,71
Received Isotropic Power	RIP	dBW	$EIRP - L_s$	-120
Portante	C	dBW	Eq. (4.16)	-100,81
Portante	C	W		$8,3 \cdot 10^{-11}$
Ampiezza del segnale		μV	$V = \sqrt{P \cdot R}$	64,42
BER richiesta	BER	—	parametro	10^{-5}
E_b/N_0 richiesto (2)	Req E_b/N_0	dB		13,3
Margine di sistema		dB	(1)-(2)+(3)	29,59

Tabella 4.6: Uplink budget

Numero di elementi	Guadagno tipico [dB]
3	7
4	9
6	10,5
8	12,5
12	14,5
15	15,5
18	16,5

Tabella 4.7: Guadagno Yagi-Uda in funzione del numero di elementi

Antenna di terra Sfortunatamente, all'osservatorio astronomico di Basovizza, dove è installata la stazione, non si trovano i datasheets delle antenne che saranno usate per i collegamenti. Le antenne in questione sono due Yagi-Uda, una per la banda VHF e una per quella UHF. Quest'ultima ha 17 elementi e ha doppia polarizzazione. In [RCJ84, p. 27-8] è riportata la Tabella 4.7, che mette in relazione il numero di elementi con il guadagno (il guadagno è in rapporto ad un'antenna isotropica).

Come è stato detto in 4.2.3 è possibile una perdita supplementare a causa di un puntamento poco preciso dell'antenna trasmittente; la perdita di puntamento dipende dall'ampiezza del cono a -3 dB dell'antenna e dall'offset di puntamento (Eq. (4.7)). Allora il guadagno netto dell'antenna è dato da:

$$G_t = G_{pt} + L_{pt} \quad (4.14)$$

Per l'antenna di terra è previsto l'inseguimento automatico del satellite in base agli elementi kepleriani che saranno noti una volta lanciato, in questo caso l'errore di puntamento è pari al 10% dell'ampiezza del cono a -3 dB [JRW03, p. 5968]. Si osserva che, a questo punto, l'angolo di apertura dell'antenna è indifferente ai fini del calcolo della perdita di puntamento, perchè sarà sempre pari a $-0,12$ dB.

Antenna del satellite L'antenna che verrà montata sul satellite è un dipolo, di cui sono note le caratteristiche dai manuali. Un primo prototipo è stato studiato in [Fal06], sia con simulazioni al calcolatore che con misure in camera anecoica.

Il puntamento di questa antenna sarà soggetto ad un errore di sistematico dovuto alla bassa precisione del sistema di assetto [JRW03, p. 128]. Si

assumerà un offset di puntamento pari a 15° . Sarà poi necessario, ai fini di un puntamento corretto, compensare l'inclinazione delle linee di forza del campo magnetico terrestre alla latitudine della stazione, pari a 62° rispetto al piano orizzontale.

Attenuazioni di tratta e di propagazione Non sono necessarie ulteriori spiegazioni per queste voci; il valore considerato per l'attenuazione di spazio libero è quello corrispondente ad un angolo di elevazione di 15° , anche se per questo valore è difficile che il satellite risulti in visibilità elettromagnetica. Le attenuazioni di propagazione sono nulle in quanto ritenute trascurabili (vedi a pagina 79).

Temperatura di sistema Per comodità si richiama la Eq. (4.13), per il calcolo della temperatura di sistema a partire dalla temperatura dell'antenna e del ricevitore :

$$T_s = T_a + \left(\frac{T_0(1 - L_r)}{L_r} \right) + \left(\frac{T_0(F - 1)}{L_r} \right)$$

Nell'uplink l'antenna ricevente è quella del satellite, e la temperatura è di 300K (come detto a pagina 87). All'interno del satellite, data la sua compattezza, le perdite dovute alla linea di trasmissione che collega antenna e amplificatore, L_r , sono considerate trascurabili. Il valore della figura di rumore F dell'amplificatore a basso rumore è quello dei dispositivi reperibili in commercio; anche in questo caso il valore preciso, determinato dalla progettazione di questo stadio, dovrà rispettare i limiti imposti da questo link budget. I dati sono riportati nella Tabella 4.9 a pagina 97.

Banda del ricevitore Per banda del ricevitore, si intende l'ampiezza della banda passante del filtro del ricevitore. Questo valore è riportato nei datasheets.

Rapporto segnale rumore Il rapporto E_b/N_0 è ottenuto, considerando tutti i dati riportati finora, dalla Eq. (4.2):

$$\frac{E_b}{N_0} = P + L_l + G_t + L_s + L_a + G_r - 10 \log_{10} k - \log_{10} T_s - 10 \log_{10} R$$

Dato che il sistema impiega una modulazione binaria, il rapporto E_b/N_0 è il miglior parametro che permette di valutare le prestazioni del sistema, perché da esso si ricava la probabilità d'errore che è possibile ottenere.

Interessa però conoscere questo rapporto anche in funzione della potenza ricevuta, e non solo dell'energia per bit; infatti l'energia per bit è data dalla potenza ricevuta C moltiplicata per il tempo di bit o, equivalentemente:

$$E_b = \frac{C}{R}$$

allora determinare il rapporto C/N_0 è immediato perché basta moltiplicare E_b/N_0 per il tasso di trasmissione R :

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} R$$

o, in dB:

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} + 10 \log_{10} R \quad (4.15)$$

Questa relazione è utile nel caso in cui si volesse stimare la capacità di canale in base alla formula di Shannon:

$$R_{max} = B \log_2 \left(1 + \frac{C}{N} \right)$$

Dal rapporto C/N_0 è possibile anche ricavare la potenza della portante, infatti, in scala lineare si ha:

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{kT_s B}$$

dove il nuovo termine B è la banda del sistema o, meglio, la banda del filtro del ricevitore. Allora, la potenza della portante in dB è data da:

$$C = \frac{C}{N_0} + 10 \log(kT_s B) \quad (4.16)$$

Perdite di implementazione È una stima delle possibili (ma evitabili) perdite dovute alla realizzazione fisica del sistema.

Margine di sistema Il margine di sistema è la differenza tra il rapporto E_b/N_0 ottenibile dal sistema (Eq. (4.2)) e quello necessario per avere una determinata probabilità d'errore. Questa differenza deve essere positiva. È stato scelto come valore di riferimento una BER di 10^{-5} , il cui E_b/N_0 corrispondente si trova in [JRW03, p. 562], tuttavia è preferibile che in uplink la probabilità di errore sia minore possibile. Per questo valore di BER è

possibile ottenere un margine di 29,59 dB, avendo a disposizione un E_b/N_0 di 44,89 dB.

Si può anche calcolare la probabilità d'errore che è possibile ottenere dalla trasmissione in uplink: se viene rispettata la condizione di ortogonalità delle due forme d'onda, il calcolo della probabilità d'errore è riconducibile a quello delle forme d'onda ortogonali, e quindi, ricordando che nella modulazione binaria l'energia del simbolo corrisponde all'energia per bit, si ha:

$$P_e = Q\left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}}\right) \quad (4.17)$$

$$= \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{E_b}{2N_0}}\right) \quad (4.18)$$

$$= \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{44,89}{2}}\right)$$

$$= 1,04 \cdot 10^{-11}$$

4.3.2 Downlink

Si ripete ora il procedimento appena completato anche per il collegamento in downlink, che è quello più debole, quindi più importante perché determina le vere prestazioni del sistema. La Tabella 4.8 a fronte illustra i risultati. Alcune voci sono già state discusse nell'uplink, quindi saranno spiegate solo quelle che differiscono.

Amplificatore di potenza Nei datasheets dell'integrato CC1100 ([Chi, p. 13]) è riportata una potenza massima di 10 dBm. La potenza in uscita dipende però dall'amplificatore di potenza, perché è consigliabile che la potenza a radio frequenza irradiata dall'antenna sia almeno di 1 W (30 dBm). Allora il guadagno dell'amplificatore è immediatamente determinato dalla potenza in uscita. Si ha infatti che:

$$P = P' + G_{PA}$$

con P' potenza in ingresso all'amplificatore di potenza (PA). Il guadagno G_{PA} è determinato dal fatto che P deve essere almeno pari a 1 W (cioè $P_{\text{dBW}} = 0$).

NOME	SIMBOLO	UNITÀ	SORGENTE	VALORE
Potenza trasmessa	P	dBm	parametro	10
Potenza trasmessa	P	dBW	$10\log(P)$	-20
Guadagno PA	G_{pa}	dB	parametro	20
Attenuazione linea	L_l	dB	parametro	0
Guadagno massimo antenna tx	G_{pt}	dB	parametro	2
Ampiezza cono a -3 dB	θ	$^\circ$	parametro	78
Offset di puntamento	e	$^\circ$	parametro	15
Perdita di puntamento	L_{pt}	dB	Eq. (4.7)	-0,44
Guadagno effettivo antenna tx	G_t	dB	Eq. (4.14)	1,56
EIRP	$EIRP$	dBW	Eq. (4.3)	1,56
Attenuazione di spazio libero	L_s	dB	Tabella 4.4	-148,2
Perdite di propagazione	L_a	dB	parametro	0
Guadagno massimo antenna rx	G_{pr}	dB	Tabella 4.7	15
Ampiezza cono a -3 dB	θ	$^\circ$	parametro	15
Offset di puntamento	e	$^\circ$	10% di θ	1,5
Perdita di puntamento	L_{pr}	dB	Eq. (4.7)	-0,12
Guadagno effettivo antenna rx	G_r	dB	Eq. (4.14)	14,88
Temperatura di sistema	T_s	K	Eq. (4.13)	7499,41
Perdita di implementazione (3)	—	dB	stima	-2
Data Rate	R	bit/s	parametro	9600
Banda del ricevitore	B	kHz	datasheet	10
E_b/N_0 (1)	E_b/N_0	dB	Eq. (4.2)	18,26
Carrier to Noise density ratio	C/N_0	dB · Hz	Eq. (4.15)	58,09
Received Isotropic Power	RIP	dBW	$EIRP - L_s$	-146,64
Portante	C	dBW	Eq. (4.16)	-121,76
Portante	C	W		$6,66 \cdot 10^{-13}$
Ampiezza del segnale		μV	$V = \sqrt{P \cdot R}$	5,77
BER richiesta	BER	—	parametro	10^{-5}
E_b/N_0 richiesto (2)	Req E_b/N_0	dB		13,3
Margine di sistema		dB	(1)-(2)+(3)	2,96

Tabella 4.8: Downlink budget

Si ha allora:

$$\begin{aligned}
 P'_{\text{dBW}} &= P'_{\text{dBm}} - 30 \\
 P_{\text{dBW}} &= P'_{\text{dBW}} + G_{PA} \\
 \Rightarrow G_{PA} &= P_{\text{dBW}} - P'_{\text{dBW}} \\
 \Rightarrow G_{PA} &= -P'_{\text{dBW}} \quad [\text{dB}]
 \end{aligned}$$

quindi deve essere almeno:

$$G_{PA} = -P'_{\text{dBW}}$$

Dato che la potenza in uscita all'integrato è variabile a seconda della temperatura e della tensione di alimentazione potrebbe essere necessario implementare un controllo del guadagno adattativo.

È possibile inoltre che si riveli necessario un controllo dinamico della potenza trasmessa mediante l'invio di comandi da terra per soddisfare le condizioni di margine a seconda di eventuali parametri misurati a terra. Più opportunamente invece, il controllo dinamico della potenza può essere implementato per ottimizzare l'energia disponibile sul satellite e migliorare quindi la sua autonomia. La potenza maggiore è richiesta infatti all'inizio e alla fine del collegamento, mentre nella sua fase centrale la potenza da trasmettere è minore perché, avvicinandosi il satellite allo zenith della stazione, l'attenuazione di spazio libero diminuisce sensibilmente (più di 10 dB).

Attenuazione della linea di trasmissione Data la compattezza delle dimensioni di AtmoCube, si ritiene che le perdite presenti tra amplificatore di potenza e antenna siano trascurabili.

Temperatura di sistema La tabella 4.9 nella pagina successiva riporta i dati utilizzati. La figura di rumore del ricevitore è una stima: nel datasheet del ricevitore Kenwood la sensitivity è data inferiore a 0,22 μV con il metodo SINAD a 12 dB.

I SINAD sono un modo per esprimere la sensitivity di un ricevitore: indicano il rapporto tra segnale+rumore+distorsione e rumore+distorsione; il rapporto di 12 dB è scelto come un punto arbitrario i cui esprimere la sensitivity di riferimento [Ham67, p.17-13].

Il valore della figura di rumore è una stima basata sul grafico di conversione della Figura 4.12 a pagina 98. È necessaria una misura per inserire nel link budget un valore più preciso della figura di rumore, quello considerato è un valore pessimistico sostituibile con uno più preciso e più basso.

NOME	SIMBOLO	UNITÀ	SORGENTE	VALORE	
				UP	DOWN
Temperatura d'antenna	T_a	K	Tabella 4.5	300	3500
Temperatura di riferimento	T_0	K	parametro	290	
Attenuazione feed line	L_r	dB	pagg. 89, 96	0	-2,7
Attenuazione feed line	L_r	—		1	0,53
Figura di rumore	F	dB	parametro	0,7	9
Figura di rumore	F	—		1,17	1,58
Temperatura di sistema	T_s	K	Eq. (4.13)	350,72	4065,85

Tabella 4.9: Calcolo della temperatura di rumore di sistema

Margine di sistema Valgono le stesse considerazioni fatte in precedenza, con l'unica osservazione che il collegamento in downlink è quello che determina le prestazioni generali del sistema, in quanto ha la minore potenza disponibile. Anche in questo caso il valore di bit error rate scelto è di 10^{-5} . Il rapporto E_b/N_0 dato dal sistema è di 18,26 dB, quindi il margine che è possibile ottenere è di 2,96 dB (bisogna tenere conto che le perdite di implementazione sono di 2 dB, mentre la bit error rate data dal rapporto E_b/N_0 calcolato è:

$$\begin{aligned}
 P_e &= Q\left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}}\right) \\
 &= \frac{1}{2}\operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{E_b}{2N_0}}\right) \\
 &= \frac{1}{2}\operatorname{erfc}\left(\sqrt{\frac{18,26}{2}}\right) \\
 &= 9,6 \cdot 10^{-6}
 \end{aligned}$$

4.4 Considerazioni finali

Riassumendo i risultati ottenuti in entrambi i link budget, i bilanci risultano positivi e consentono di trasmettere le informazioni con una probabilità d'errore pari o inferiore (nel caso dell'uplink, molto inferiore) a 10^{-5} . Tuttavia, questi risultati descrivono le prestazioni del collegamento solo in un suo istante, e non per tutta la sua durata. La scelta di questo istante non è stata

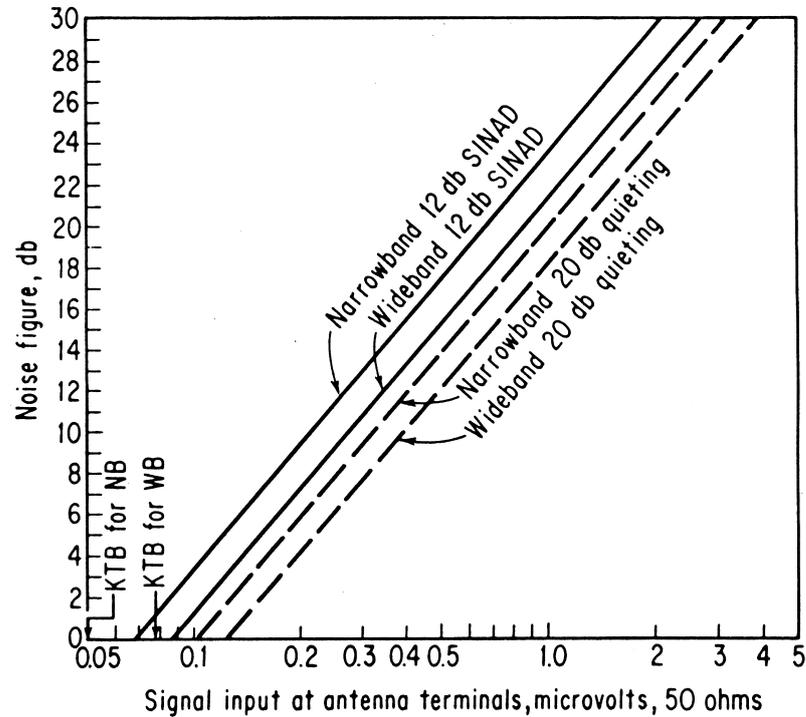


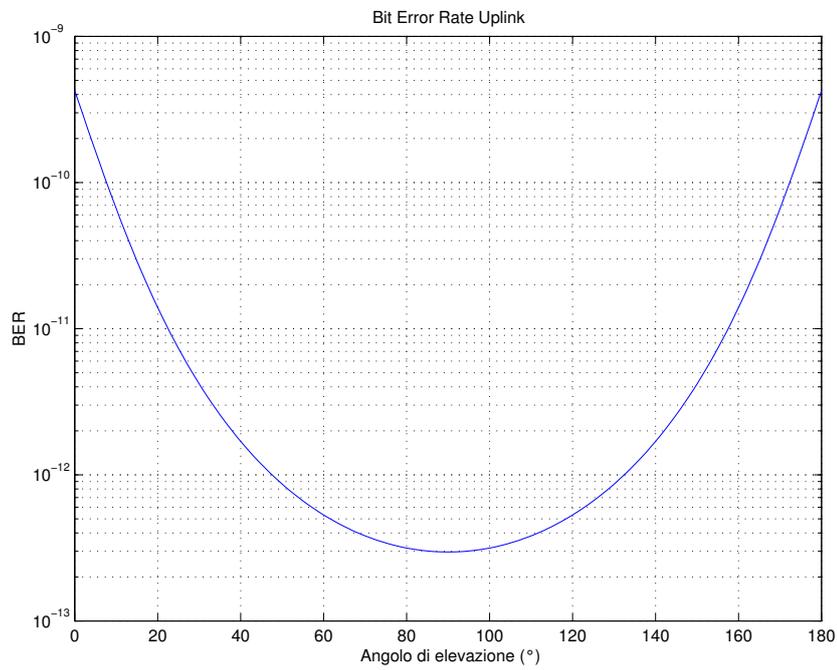
Figura 4.12: Conversione dalla sensitività alla figura di rumore per ricevitori tipici, a banda larga e a banda stretta, [Ham67, p.17-14]

casuale: si tratta infatti del momento in cui il satellite si trova a maggiore distanza dalla stazione, ad una elevazione sull'orizzonte per la quale non è ancora certa la visibilità elettromagnetica. Si espongono ora i dati principali del link budget calcolato per tutta la durata del collegamento.

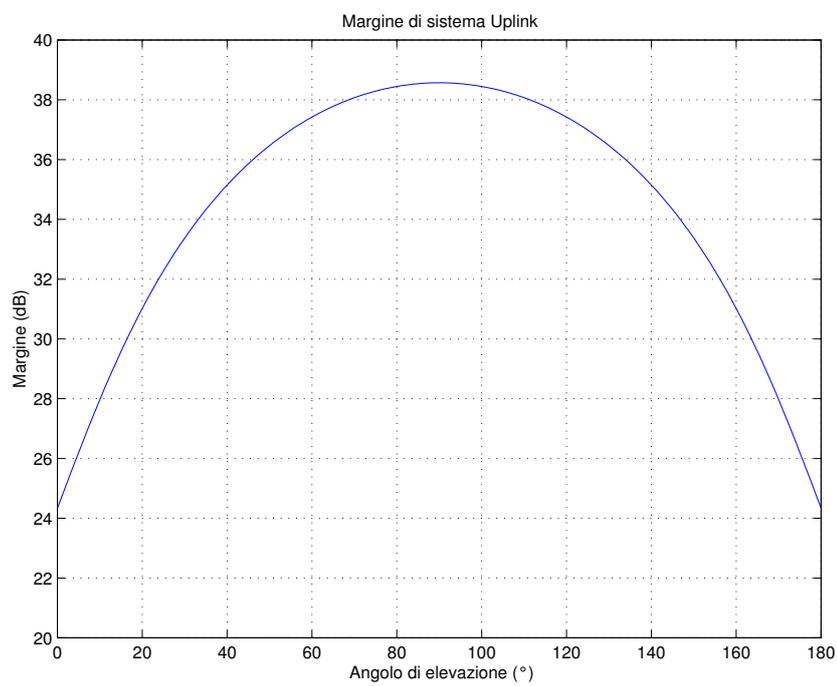
4.4.1 Uplink

La Tabella 4.10 a pagina 100 riporta i massimi e i minimi di attenuazione, E_b/N_0 , margine di sistema e probabilità di errore (facendo attenzione, però, che ad attenuazione massima corrisponde margine minimo), mentre la Tabella 4.11 mostra un confronto del margine di sistema che si ottiene per angoli di elevazione minima compresi tra 0° e 20° . In questo caso il margine è sempre positivo ma, nel caso del downlink, può essere negativo.

Nella Figura 4.13 a fronte si mostra l'andamento della BER (Figura 4.13(a)) e del margine di sistema (Figura 4.13(b)).



(a) Bit Error Rate



(b) Margine di sistema

Figura 4.13: Andamento della BER e del margine di sistema in uplink in funzione dell'elevazione sull'orizzonte

	L_s	E_b/N_0	margin	BER
massimo	153,4	51,8	38,5	$4,2 \cdot 10^{-10}$
minimo	139,2	37,6	24,3	$2,9 \cdot 10^{-13}$

Tabella 4.10: Dati riassuntivi per l'uplink budget

Elevazione ($^\circ$)	Distanza (km)	L_s (dB)	margin (dB)	BER
0	2572	153,4	24,34	$4,2 \cdot 10^{-10}$
5	2077	151,6	26,2	$1,6 \cdot 10^{-10}$
10	1694	149,8	27,9	$6,6 \cdot 10^{-11}$
15	1407	148,2	29,5	$2,9 \cdot 10^{-11}$
20	1192	146,7	31	$1,3 \cdot 10^{-11}$

Tabella 4.11: Margine di sistema in uplink a seconda dell'angolo di elevazione minima

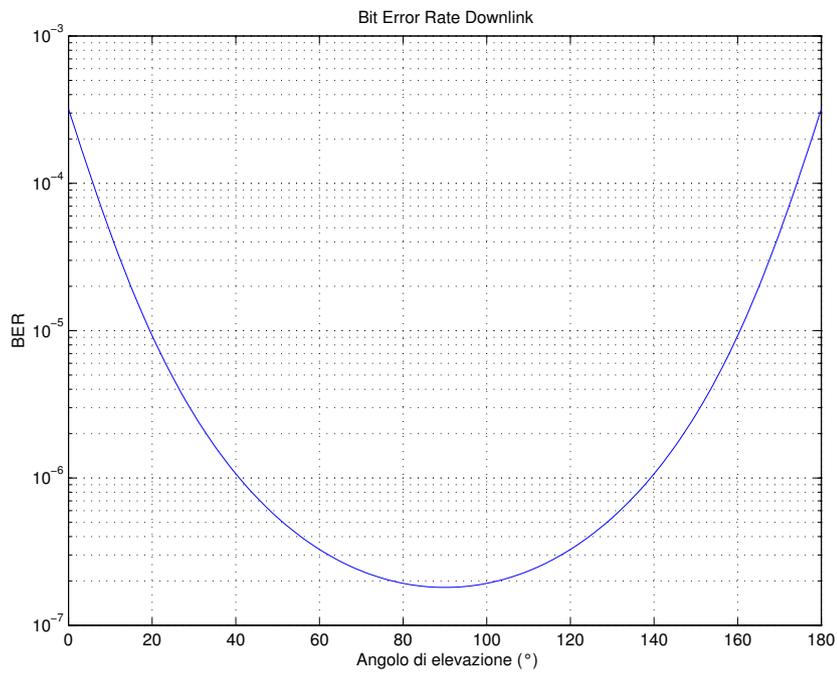
4.4.2 Downlink

Come nel caso precedente, la Tabella 4.12 riporta le prestazioni massime e minime del collegamento. È più interessante osservare i valori della Tabella 4.13 a pagina 102 perché, in questo caso, per un angolo di elevazione minima inferiore ai 15° il margine di sistema è molto esiguo e assume anche un valore negativo. Non è quindi rispettata la condizione sulla BER del collegamento; tuttavia, è difficile aspettarsi un collegamento valido per elevazioni così basse. Nella Figura 4.14(b) nella pagina successiva è ben visibile la porzione negativa del margine di sistema e, in corrispondenza di essa, in Figura 4.14(a), una probabilità d'errore più alta di quella stabilita come requisito di sistema.

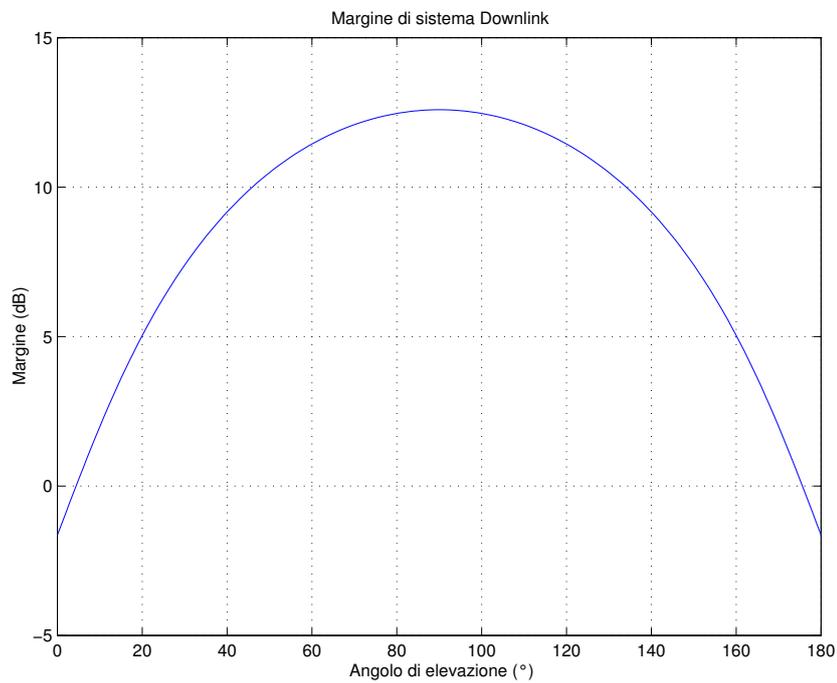
I risultati ottenuti in questa sezione non sono definitivi, anche se il link budget nel suo complesso ha permesso di individuare alcuni dei parametri che

	L_s	E_b/N_0	margin	BER
massimo	153,4	25,8	12,5	$3,1 \cdot 10^{-4}$
minimo	139,2	11,6	-1,6	$1,8 \cdot 10^{-7}$

Tabella 4.12: Dati riassuntivi per il downlink budget



(a) Bit Error Rate



(b) Margine di sistema

Figura 4.14: Andamento della BER e del margine di sistema in downlink in funzione dell'elevazione sull'orizzonte

Elevazione ($^{\circ}$)	Distanza (km)	L_s (dB)	marginе (dB)	BER
0	2572	153,4	-1,6	$3,2 \cdot 10^{-4}$
5	2077	151,6	0,22	$1,18 \cdot 10^{-4}$
10	1694	149,8	1,9	$4,6 \cdot 10^{-5}$
15	1407	148,2	3,6	$1,9 \cdot 10^{-5}$
20	1192	146,7	5	$9,2 \cdot 10^{-6}$

Tabella 4.13: Margine di sistema in downlink a seconda dell'angolo di elevazione minima

dovranno essere rispettati nelle fasi di progettazione degli altri componenti (ad esempio, il guadagno dell'amplificatore di potenza). Il link budget è uno strumento che va costantemente aggiornato di pari passo con gli sviluppi che si hanno nei vari sottosistemi; quando questi saranno realizzati e le loro caratteristiche note più in dettaglio, il link budget dovrà essere riveduto, eventualmente ampliato. A questo riguardo è importante osservare che non è stato preso in considerazione alcun tipo di codifica di canale: il guadagno di codifica consente di aumentare le prestazioni del sistema.

Esiste una minima discordanza nei risultati ottenuti: nelle tabelle viene indicato un certo margine rispetto al rapporto E_b/N_0 necessario per la BER di 10^{-5} , mentre le probabilità d'errore calcolate risultano maggiori (soprattutto nel downlink); questo perché non si sa come sia stata calcolata la BER e il relativo E_b/N_0 in [JRW03].

Capitolo 5

Conclusioni e sviluppi futuri

Al termine di questo lavoro si possono riassumere le principali conclusioni esposte al termine di ogni capitolo.

Nel Capitolo 1 è stata descritta la struttura interna del satellite, in modo da permettere lo sviluppo dei vari sottosistemi in base a punti di riferimento precisi, assenti prima di questo studio. Il risultato ottenuto è che i lavori successivi alla sua definizione hanno potuto seguire specifiche stabilite, hanno un alto grado di compatibilità tra di loro e sono pronti per essere integrati in un prototipo.

Il Capitolo 2, anche se di minore importanza rispetto al resto del lavoro, ha voluto porre l'attenzione sulla necessità di iniziare lo sviluppo del sistema di terra, finora completamente trascurato. Questa componente, di pari importanza del veicolo spaziale, ha a suo vantaggio la possibilità di essere collaudata indipendentemente dalla messa in orbita del satellite, dato che può mettersi in ascolto di quelli già lanciati nello spazio.

All'interno del Capitolo 3 hanno trovato spazio tutti gli aspetti caratteristici di un canale di comunicazione satellitare che non interessano direttamente i dispositivi di trasmissione. Dopo aver definito il tipo di architettura di comunicazione, la stima dei tempi di accesso al satellite e, congiuntamente, della quantità di dati sperimentali trasferibile a terra fornisce parametri importanti per la progettazione del sistema di controllo e per la stima dei consumi energetici dei vari dispositivi. Sono inoltre illustrati i possibili vantaggi derivanti dall'introduzione della codifica di canale e, infine, il protocollo di comunicazione scelto.

I risultati ottenuti nel Capitolo 4 sono quelli più significativi ai fini della progettazione del sistema di comunicazione. In particolare, il *link budget* mostra la possibilità di ottenere un discreto margine di sistema rispetto ai

requisiti minimi stabiliti per una comunicazione affidabile, scelti secondo i parametri tipici per un collegamento basato su trasmissione numerica. Questi requisiti sono soddisfatti in particolar modo per la tratta satellite – stazione che, a causa della poca potenza disponibile a bordo del satellite, risulta essere la più debole e quella per cui è necessaria una particolare cura nell’implementazione. Si è rivelata non trascurabile la presenza dell’effetto Doppler dovuto al moto relativo del satellite; andrà compensato con opportune tecniche in fase di progettazione e realizzazione del trasmettitore della stazione di terra.

Sviluppi futuri

Questo lavoro ha permesso l’identificazione di alcuni punti chiave quale riferimento per lo sviluppo dei vari sottosistemi. Hanno già trovato conclusione, infatti, studi sulla parte di alimentazione (Marco De Din e Walter Caharija), sull’amplificatore di potenza (Mauro Popesso), sul dipolo da montare sul satellite (Samuele Falcomer) e si sta concludendo uno studio sul sistema di controllo (Emilio Montagnana).

I risultati finora ottenuti non sono da considerarsi definitivi, bensì in costante aggiornamento: tutti i bilanci, di potenza, di comunicazione, e tutti quelli che in generale consentono di affrontare le diverse sfaccettature di una missione spaziale, ma che non sono ancora stati redatti, vanno aggiornati ogni volta che sono note nuove e più precise caratteristiche di un componente. In questo modo la panoramica sul sistema aumenta in precisione ed è possibile valutare sempre meglio l’interazione dei sottosistemi tra loro.

Per permettere la continuità di una dinamica di questo tipo, si è costituito un gruppo di studenti (quelli appena nominati) che, volontariamente, seguirà tutte le fasi di realizzazione del satellite, possibilmente fino al termine della sua missione.

Bibliografia

- [Alb03] Valentina Alberti. *Il Campo Magnetico Terrestre misurato dal satellite AtmoCube*. 2003. Tesi di laurea , A.A. 2002-2003.
- [Ben03] Peter Bennet. The NMEA FAQ. <http://vancouver-webpages.com/peter>, June 2003. ver. 6.4.
- [Cah06] Walter Caharija. *Sistema di Alimentazione del Satellite AtmoCube*. Dicembre 2006. Corso di laurea in Ingegneria Elettronica, A.A. 2005-2006.
- [Chi] Chipcon. Cc1100 single chip low cost low power rf transceiver. http://www.chipcon.com/files/CC1100_Data_Sheet_1_1.pdf. Datasheet (Rev1.1).
- [Cia04] Manuela Ciani. *Studio del sistema di assetto del satellite AtmoCube tramite attuatori magnetici*. Maggio 2004. Tesi di laurea triennale in fisica, A.A. 2002-2003.
- [Dac] Tsvetan Dachev. Technical description of liulin-4 type let spectrometers (lets). <http://www.stilrad.stil.bas.bg/publications/>. Bulgarian Academy of Sciences, Sofia, Bulgaria.
- [Dav01] Martin Davidoff K2UBC. *The Radio Amateur's Satellite Handbook*, 2001.
- [Din05] Marco De Din. *Progetto Preliminare di un Sistema di Gestione Energetica per il Satellite AtmoCube*. Dicembre 2005. Corso di laurea in Ingegneria Elettronica, A.A. 2004-2005.
- [Fal06] Samuele Falcomer. *Analisi e Progetto di un'antenna da installare sul satellite AtmoCube*. 2006. Corso di laurea triennale in Ingegneria delle Telecomunicazioni , A.A. 2005-2006.

- [Ham67] Donald H. Hamsher. *Communication System Engineering Handbook*. U.S. Army Electronics Command, 1967.
- [JFK03] Keith W. Ross James F. Kurose. *Internet e reti di calcolatori*. McGraw Hill, Milano, 2003. seconda edizione.
- [JGP02] Masoud Salehi John G. Proakis. *Communication Systems Engineering*. Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey, international second edition, 2002.
- [JRW03] Wiley J. Larson James R. Wertz. *Space Mission Analysis and Design*. Space Technology Series. Microcosm Press, El Segundo, California and Kluwer Academic Publishers, London, third edition, 2003.
- [Orl04] Elena Orlando. *AtmoCube: analisi di un satellite per lo studio dell'atmosfera terrestre*. Dicembre 2004. Corso di laurea in fisica, A.A. 2003-2004.
- [Pit99] Paolo Pitacco IW3QBN. *Manuale di Comunicazioni Digitali*, 1999.
- [RCJ84] Henry Jasik Richard C. Johnson. *Antenna Engineering Handbook*, second edition, 1984.
- [Ste03] Roger Stewart. Note sullo standard NMEA 0183 in relazione al GPS. <http://www.mobit.com/ntNMEA.html>, Luglio 2003. mobit@tin.it.
- [WLP93] Henri G. Suyderhoud Wilbur L. Pritchard. *Satellite Communications Systems Engineering*. Prentice Hall Engelwood Cliffs, NJ, second edition, 1993.
- [YL88] S.W. Lee Y.T. Lo. *Antenna Handbook, theory, applications and design*. Van Nostrand Reinhold Company, New York, first edition, 1988.

Appendice **A**

Matlab

Si riportano le semplici routine in Matlab che sono state usate per generare i grafici.

A.1 Distanza satellite-stazione

File `dst_sat.m` Restituisce un vettore con la distanza del satellite per tutta la durata dell'orbita dati il valore dell'elevazione minima e la quota dell'orbita.

```
function [dst]=dst_sat(eps_min,h)
%determina la distanza tra satellite
%e stazione a terra in funzione
% dell'angolo di elevazione
%
%riceve in input nell'ordine:
%- angolo di elevazione minimo, in gradi, tra 0 (compreso)
%e 90 (escluso)
%- quota dell'orbita in km
%
%restituisce in output, nell'ordine:
%- il vettore dst con tutti i valori della distanza, in km
%
%dati predefiniti:
%raggio della terra 6370 km

% vettore dell'angolo di elevazione
eps=[eps_min : 1 : 180 - eps_min];
```

```

%raggio della terra in km
a=6370;
%distanza satellite-centro della terra
b=a+h;
%gradi
betg=90+eps;
%radianti
bet=(betg*2*pi)/360;

%risoluzione del triangolo
alf=asin((a/b).*sin(bet));
gam=pi-alf-bet;
c = sqrt(a^2+b^2-2*a*b*cos(gam));% in km

dst=c;

```

A.2 Attenuazione di spazio libero

File fspl.m Restituisce il valore dell'attenuazione di spazio libero in dB in base alla Eq. (4.5).

```

function att_dB = fspl(frequenza , distanza);
%calcola l'attenuazione di spazio libero
% alla distanza D per la lunghezza
% d'onda lambda in base alla formula:
%
%attenuazione=(4*pi*D^2)/lambda^2
%[adimensionale , ècio in scala lineare]
%
%riceve in ingresso , rispettivamente:
%-frequenza in MHz
%-distanza in km
%
%restituisce :
%-il valore dell'atenuazione in dB

%frequenza in Hz
freq_hz = frequenza * 10^6;
%lunghezza d'onda in metri

```

```

lam =(3*10^8)/freq_hz;
%distanza in metri
dist = distanza * 10^3;
%calcolo dell'attenuazione
att_lin=(4*pi*dist/lam).^2;
%trasformazione in dB
att_dB=10*log10(att_lin);

```

A.3 Tempi minimi di accesso

File media_minimi.m Calcola una media dei tempi di accesso inferiori ai 200 secondi per fornire un tempo minimo medio.

```

%      media valori minimi

cont1=size(y1_10);
cont1=cont1(1,2)
iop1=0;
for I=1:1:cont1,
    if (y1_10(1,I)<200)&(y1_10(1,I)>100)
        iop1=iop1+1;
        min_val_1(1,iop1)=y1_10(1,I);
    end
end
iop1
size(min_val_1)
mean(min_val_1);
max(min_val_1)
min(min_val_1)

cont2=size(y1_15);
cont2=cont2(1,2)
iop2=0;
for I=1:1:cont2,
    if (y1_15(1,I)<200)&(y1_15(1,I)>100)
        iop2=iop2+1;
        min_val_2(1,iop2)=y1_15(1,I);
    end
end
end

```

```
iop2
size (min_val_2)
mean (min_val_2);
max (min_val_2)
min (min_val_2)

cont3=size (y1_20);
cont3=cont3 (1,2)
iop3=0;
for I=1:1:cont3,
    if (y1_20 (1, I)<200)&(y1_20 (1, I)>100)
        iop3=iop3+1;
        min_val_3 (1, iop3)=y1_20 (1, I);
    end
end
end
iop3
size (min_val_3)
mean (min_val_3);
max (min_val_3)
min (min_val_3)

A(1,1)=mean (min_val_1);
A(2,1)=mean (min_val_2);
A(3,1)=mean (min_val_3);
```

A

Appendice **B**

Datasheets

[Honeywell HMC2003](#)
[GPS ad uso spaziale](#)
[GPS Lassen](#)
[Kenwood TS-790E](#)
[Spettro-dosimetro Liulin](#)

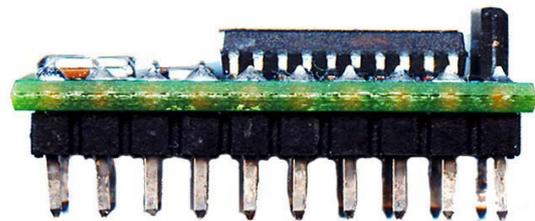
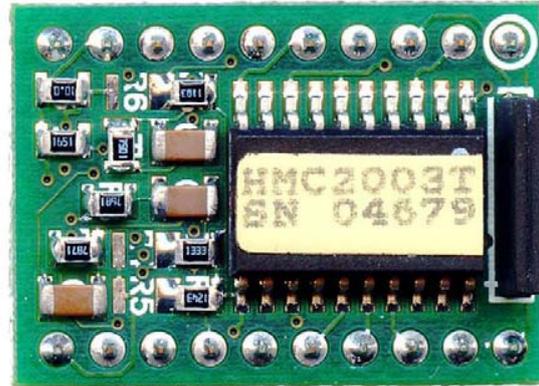
THREE-AXIS MAGNETIC SENSOR HYBRID

Features

- 20-pin Wide DIP Footprint (1" by 0.75")
- Precision 3-axis Capability
- Factory Calibrated Analog Outputs
- 40 micro-gauss to ± 2 gauss Dynamic Range
- Analog Output at 1 Volt/gauss (2.5V @ 0 gauss)
- Onboard +2.5 Volt Reference
- +6 to +15 Volt DC Single Supply Operation
- Very Low Magnetic Material Content
- -40° to 85°C Operating Temperature Range

General Description

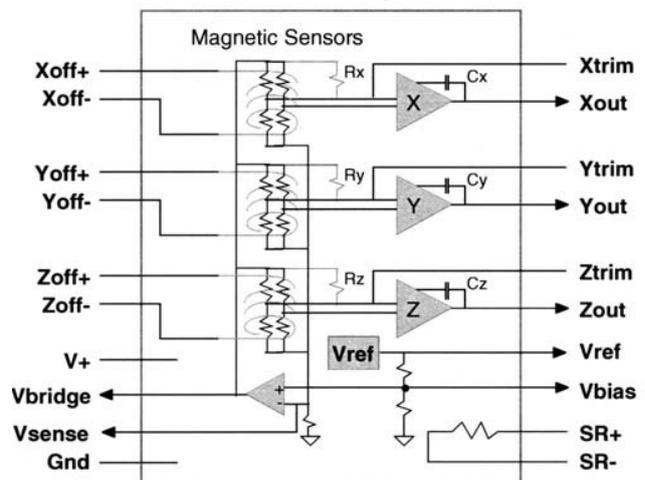
The Honeywell HMC2003 is a high sensitivity, three-axis magnetic sensor hybrid assembly used to measure low magnetic field strengths. Honeywell's most sensitive magneto-resistive sensors (HMC1001 and HMC1002) are utilized to provide the reliability and precision of this magnetometer design. The HMC2003 interface is all analog with critical nodes brought out to the pin interfaces for maximum user flexibility. The internal excitation current source and selected gain and offset resistors, reduces temperature errors plus gain and offset drift. Three precision low-noise instrumentation amplifiers with 1kHz low pass filters provide accurate measurements while rejecting unwanted noise.



APPLICATIONS

- Precision Compassing
- Navigation Systems
- Attitude Reference
- Traffic Detection
- Proximity Detection
- Medical Devices

BLOCK DIAGRAM



SPECIFICATIONS

Characteristics	Conditions ⁽¹⁾	Min	Typ	Max	Units ⁽²⁾
-----------------	---------------------------	-----	-----	-----	----------------------

Magnetic Field

Sensitivity		0.98	1	1.02	V/gauss
Null Field Output		2.3	2.5	2.7	V
Resolution			40		μgauss
Field Range	Maximum Magnetic Flux Density	-2		2	gauss
Output Voltage	Each Magnetometer Axis Output	0.5		4.5	
Bandwidth			1		kHz

Errors

Linearity Error	±1 gauss Applied Field Sweep		0.5	2	%FS
	±2 gauss Applied Field Sweep		1	2	
Hysteresis Error	3 Sweeps across ±2 gauss		0.05	0.1	%FS
Repeatability Error	3 Sweeps across ±2 gauss		0.05	0.1	%FS
Power Supply Effect	PS Varied from 6 to 15V With ±1 gauss Applied Field Sweep			0.1	%FS

Offset Strap

Resistance				10.5	ohms
Sensitivity		46.5	47.5	48.5	mA/gauss
Current				200	mA

Set/Reset Strap

Resistance			4.5	6	ohms
Current	2msec pulse, 1% duty cycle	3.0	3.2	5	amps

Tempcos

Field Sensitivity			-600		ppm/°C
Null Field	Set/Reset Not Used		±400		ppm/°C
	Set/Reset Used		±100		

Environments

Temperature	Operating	-40	-	+85	°C
	Storage	-55	-	+125	°C
Shock			100		g
Vibration			2.2		g rms

Electrical

Supply Voltage ⁽³⁾		6		15	VDC
Supply Current				20	mA

(1) Unless otherwise stated, test conditions are as follows: Power Supply = 12VDC, Ambient Temp = 25°C, Set/Reset switching is active

(2) Units: 1 gauss = 1 Oersted (in air) = 79.58 A/m = 10E5 gamma

(3) Transient protection circuitry should be added across V+ and Gnd if an unregulated power supply is used.

General Description

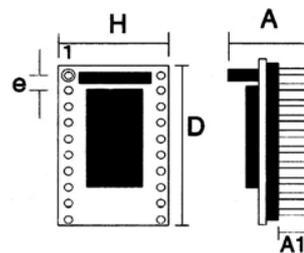
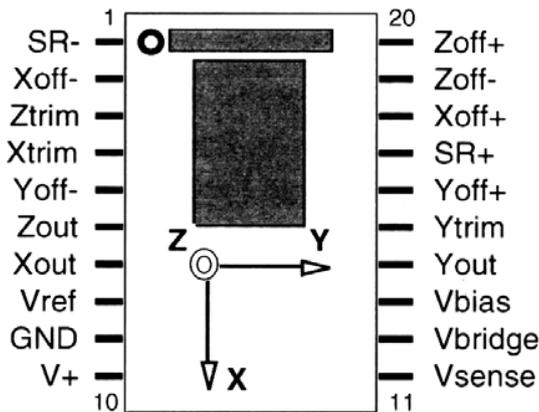
Honeywell's three axis magnetic sensor hybrid uses three permalloy magneto-resistive sensors and custom interface electronics to measure the strength and direction of an incident magnetic field. These sensors are sensitive to magnetic fields along the length, width, and height (X, Y, Z axis) of the 20-pin dual-in-line hybrid. Fields can be detected less than 40 microgauss and up to ± 2 gauss. Analog outputs are available for each X, Y and Z axis from the hybrid. With the sensitivity and linearity of this hybrid, changes can be detected in the earth's magnetic field to provide compass headings or attitude sensing. The high bandwidth of this hybrid allows for anomaly detection of vehicles, planes, and other ferrous objects at high speeds.

The hybrid is packaged on a small printed circuit board (1" by 0.75") and has an on-chip +2.5 voltage reference that operates from a single 6 to 15V supply. The hybrid is ideal for applications that require two- or three-axis magnetic sensing and have size constraints and need a magnetic transducer (magnetometer) front-end. Note that the hybrid's resistor values will vary, or an absence of some resistor components, is likely due to individual factory calibration.

Integrated with the sensor elements composed of wheatstone bridge circuits, are magnetically coupled straps that replace the need for external field coils and provide various modes of operation. The Honeywell patented integrated field offset straps (Xoff+ and Xoff-, etc.) can be used electrically to apply local magnetic fields to the bridges to buck, or offset an applied incident field. This technique can be used to cancel unwanted ambient magnetic fields (e.g. hard-iron magnetism) or in a closed loop field nulling measurement circuit. The offset straps nominally provide 1 gauss fields along the sensitive axis per 48mA of offset current through each strap.

The HMC2003's magnetic sensors can be affected by high momentary magnetic fields that may lead to output signal degradation. In order to eliminate this effect, and maximize the signal output, a magnetic switching technique can be applied to the bridge using set/reset pins (SR+ and SR-) that eliminates the effect of past magnetic history. Refer to the application notes that provide information on set/reset circuits and operation.

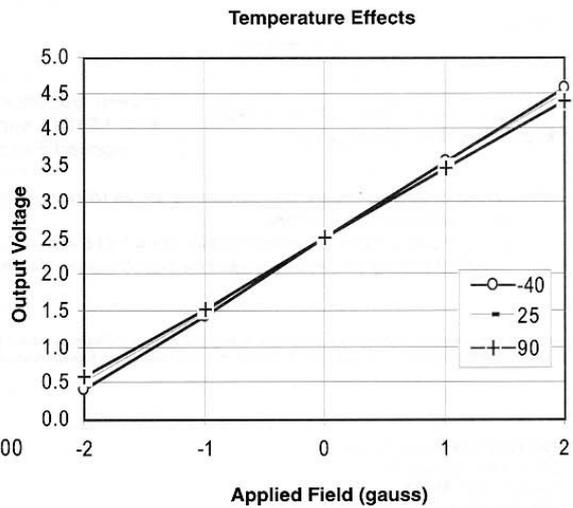
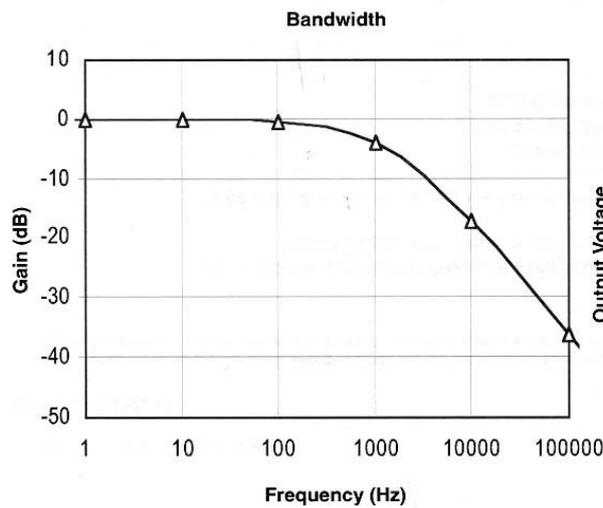
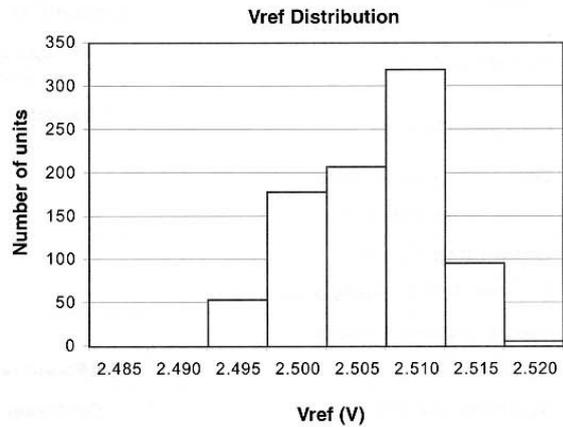
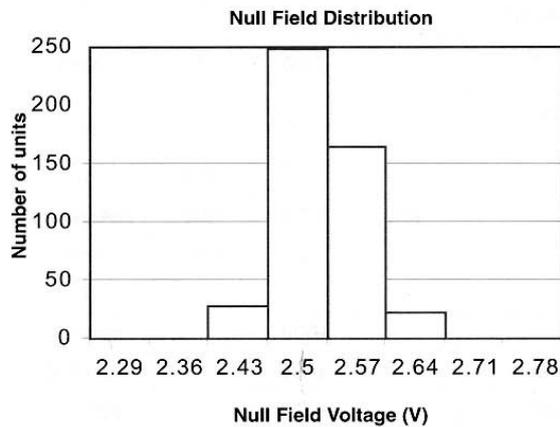
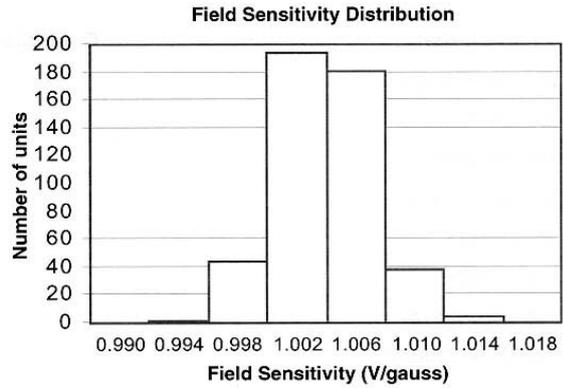
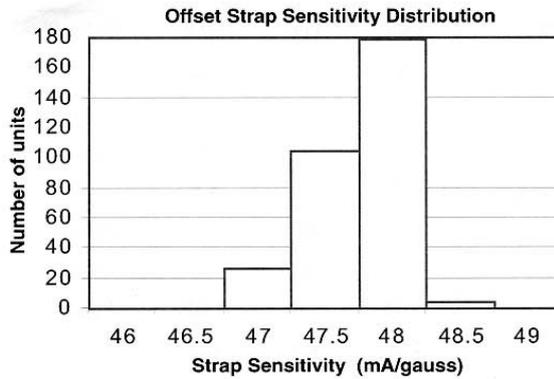
Pinout Diagram and Package Drawing



Symbol	Millimeters		Inches	
	Min	Max	Min	Max
A	10.92	11.94	0.43	0.47
A1	2.92	3.42	0.115	0.135
D	25.91	27.30	1.02	1.075
e	2.41	2.67	0.095	0.105
H	18.03	19.69	0.71	0.775

Ordering Information

Ordering Number	Product
HMC2003	Three-Axis Magnetic Sensor Hybrid



Honeywell reserves the right to make changes to improve reliability, function or design. Honeywell does not assume any liability arising out of the application or use of any product or circuit described herein; neither does it convey any license under its patent rights nor the rights of others.

MAGNETIC SENSOR HYBRID APPLICATION CIRCUIT

AN-202

Honeywell's magnetic sensor hybrids, HMC2002/3, are sensitive to magnetic fields less than 100 μ gauss in a ± 2 gauss range. For the HMC2003, the output signals Xout, Yout, and Zout represent the three ordinal axis of the magnetic field being measured. These signals swing within 0 to 5 volts with a zero magnetic field output at 2.5V. These signals can be connected directly to an analog-to-digital (A/D) converter with the Vref output of the hybrid as the zero field reference voltage - Figure 1.

In order to achieve high resolution, the magnetic hybrid must first be "set" for maximum sensitivity. This can be achieved by using Honeywell's unique on-chip current strap to set/reset the permalloy film. This technique is also referred to as flipping the film magnetization and does not require external coils. Several methods for implementing a set/reset pulse circuit are described in application note AN-201.

Using a 12 bit A/D, the least significant bit will represent about 1 milligauss for a full scale range of ± 2 gauss. To attain more sensitivity, either use a higher resolution A/D converter (14 or 16 bits) or insert a gain stage between the hybrid and the 12 bit A/D. This will increase the sensitivity but will at the expense of full scale range. For example, applying a gain of 4 amplifier between Xout and AIN0 will result in a 250 microgauss sensitivity but yield only a ± 0.5 gauss full scale range.

Customer Service Representative

612-954-2888 fax: 612-954-2582
 E-Mail: clr@mn14.ssec.honeywell.com
 Web Site: www.ssec.honeywell.com

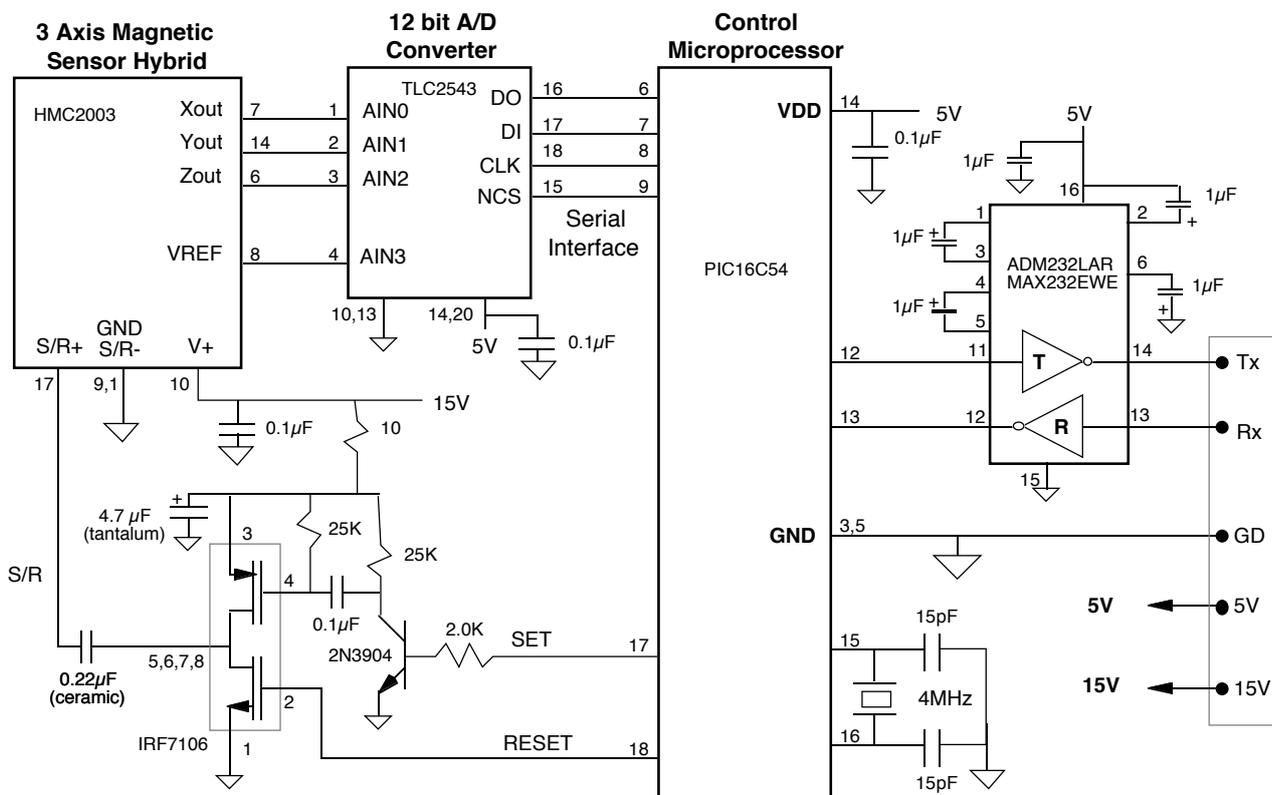


Figure 1 - Application Circuit Showing Hybrid External Connections

SET/RESET PULSE CIRCUITS FOR MAGNETIC SENSORS

AN-201

Honeywell's line of magnetoresistive permalloy sensors are sensitive to magnetic fields less than 100 μ gauss in a ± 2 gauss range. In order to achieve this high resolution, the magnetic transducer must first be "set" for maximum sensitivity. This can be achieved by using Honeywell's unique on-chip current strap to set/reset the permalloy film. This technique is also referred to as flipping the film magnetization and does not require external coils. Several methods for implementing a set/reset pulse circuit are described in this application note.

During manufacture, the easy axis (preferred direction of magnetic field) is set to one direction along the length of the film. This allows the maximum change in resistance for an applied field within the permalloy film. However, the influence of a strong magnetic field (more than 10 gauss) along the easy axis could upset, or flip, the polarity of film magnetization, thus changing the sensor characteristics. Following such an upset field, a strong restoring magnetic field must be applied momentarily to restore, or set, the sensor characteristics. This effect will be referred to as applying a set pulse or reset pulse. Polarity of the bridge output signal depends upon the direction of this internal film magnetization and is symmetric about the zero field output.

Honeywell has a patented on-chip current strap for performing this re-magnetization, or flipping, electrically in the sensor application. These straps eliminate the need for bulky external coils. The flipping may be performed manually as required, such as detecting an over-range field condition, or automatically at various time intervals depending upon the application. One option is to drive a single set (or reset) pulse upon power-up or whenever a field over-range condition has passed. A second option is to alternate the sensor output polarity for each measurement in a "flipping" fashion. That is, drive a set pulse, take a reading then drive a reset pulse and take a second reading. Subtracting the two readings will eliminate any temperature induced drift and electronics offsets. This works because the polarity of the sensor output is reversed, and the offsets associated with sensor and signal conditioning electronics is not, and may be synchronously canceled out, giving an output proportional to absolute field. Because offset of the signal conditioning circuitry is eliminated, lower cost electronic components can be used, and fine offset trimming of the sensor may be eliminated.

There are many ways to design the set/reset pulsing circuit, though, budgets and ultimate field resolution will determine which approach will be best for a given application. The first thing to note is that a set and reset pulse have the same effect on the sensor. The only difference is that the sensor output signal changes sign. In order to completely set, or reset, the permalloy film, a current pulse of 3-4 amps is required. This is a very fast

process and only requires a 1 μ sec current pulse to flip. For the circuits in this applications note the pulse width will be about 2 μ sec. This pulse width has a direct effect on the overall power consumption and can be shortened, or done less often, with care. The only requirement is that a single pulse only drives in one direction. If a +4 amp pulse is used to "set" the sensor, the pulse decay should not drop below zero current. Any undershoot of the current pulse will tend to "un-set" the sensor and the sensitivity will not be optimum.

The magnitude of the set/reset current pulse depends on the magnetic noise sensitivity of the system. If the minimum detectable field for a given application is roughly 500 μ gauss, then a 3 amp pulse (min) is adequate. If the minimum detectable field is less than 100 μ gauss, then a 4 amp pulse (min) is required.

The set/reset straps on the Honeywell magnetic sensors are labeled S/R+ and S/R-. There is no polarity implied since this is simply a metal strap resistance of typically 1.5 Ω per sensor. Therefore, for a three axis system, the total series strap resistance is typically 4.5 Ω .

If three axis are used, it is recommended that the straps are connected in series to insure the same current pulse flows through all three sensors. Assuming the pulse drive circuitry has a source impedance of 0.5 Ω , the set/reset current pulse will effectively drive a 5 Ω load. Now to generate a 3-4 amp minimum pulse into a 5 Ω load requires a 15-20V supply.

The circuit in Fig. 1 was originally intended for a flash memory programming supply, but it can be easily adapted to the set/reset circuits used throughout this application note. To generate a 20 volt supply in a 5 volt system requires an SO-8 packaged device, a couple Schottky diodes and six caps. The no load operating current is 185 μ A (typ) and in shutdown mode is 0.5 μ A (typ). This circuit is from the Maxim data book.

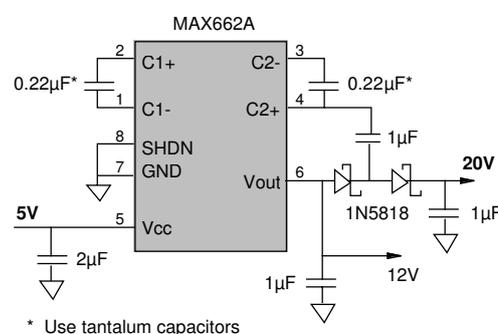


Figure 1 - 5V to 20V Converter

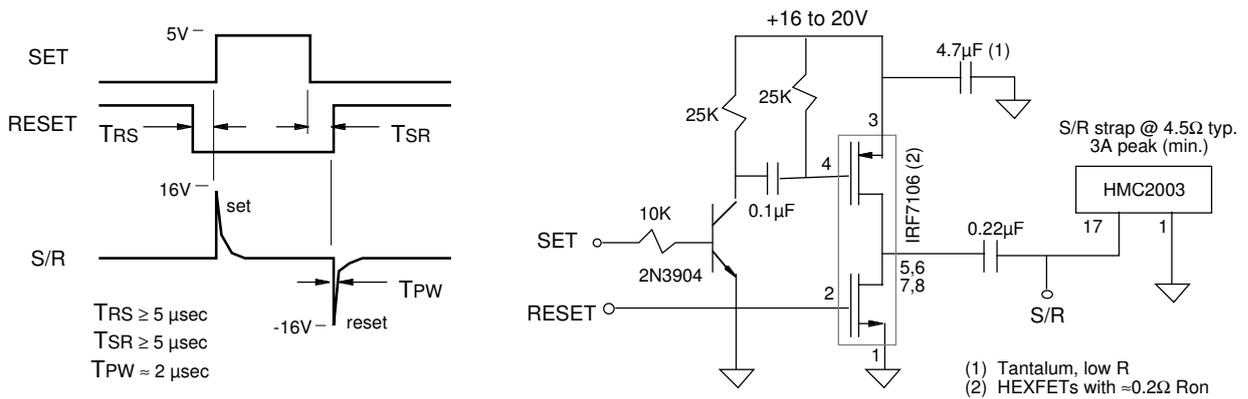


Figure 2 - Set/Reset Pulse With Microprocessor Control

The circuit in Fig. 2 generates a strong set/reset pulse (>4 Amp) under microprocessor control. The SET and RESET signals are generated from a microprocessor and control the P and N channel HEXFET drivers (IRF7106). The purpose of creating the T_{RS} and the T_{SR} delays are to make sure that one HEXFET is off before the other one turns on. Basically, a break-before-make switching pattern. The current pulse is drawn from the 4.7 μ F capacitor. If the 5V to 20V converter is used as shown in Fig. 1, then the resultant noise and droop on the 16-20V supply is not an issue. But if the 16-20V supply is used elsewhere in the system, then a series dropping resistor ($\approx 500\Omega$) should be placed between the 4.7 μ F capacitor and the supply.

If a microprocessor is not available to create the switching signals, some form of clock is needed to trigger the set and reset pulses (see Fig. 3). The circuit shown in Fig. 4 can be used to create a strong (>4Amp) pulse. The diodes, resistors, capacitors and inverters basically

create the T_{RS} and the T_{SR} delays. Now a single signal (Clock) can trigger a set or reset pulse. The minimum timing between the rising and falling edges of Clock are determined by the 25K Ω and 1nF time constant. That is, the minimum high and low time for Clock is $\approx 25 \mu$ s.

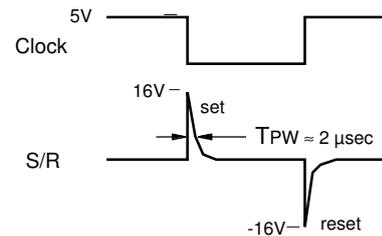


Figure 3 - Single Clock Set/Reset Timing

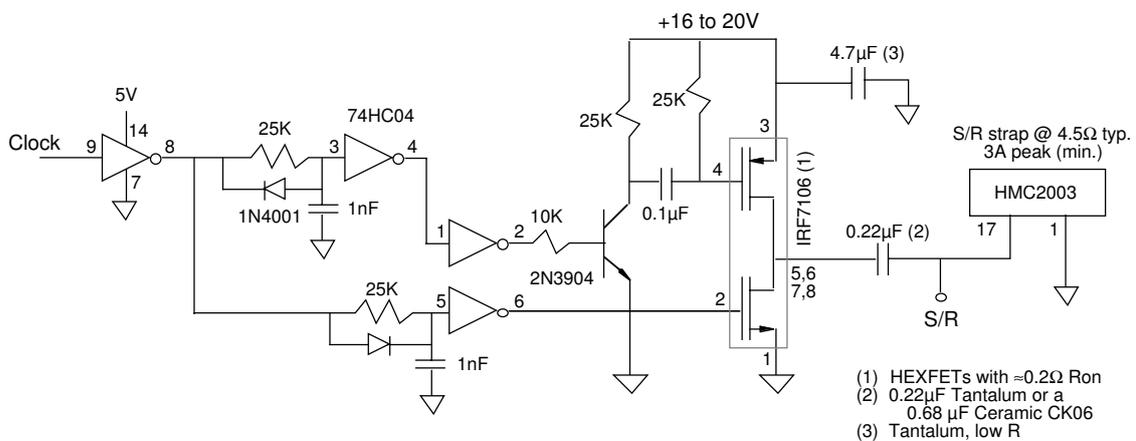


Figure 4 - Single Clock Set/Reset Pulse Circuit

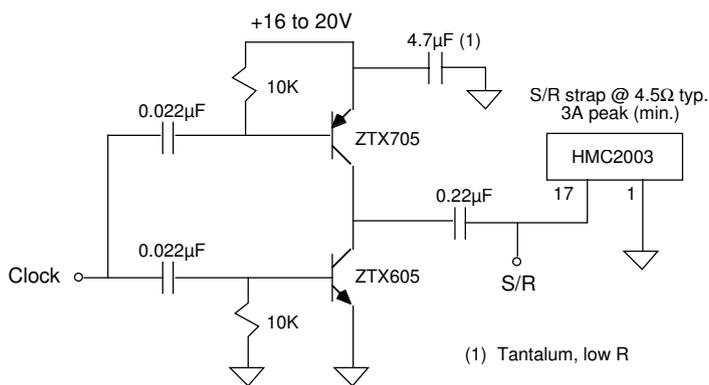


Figure 5 - Single Clock Set/Reset Circuit

When measuring 100 µgauss resolution or less, the permalloy film must be completely set, or reset, to insure low noise and repeatable measurements. A current pulse of 4 amps, or more, for just a couple microseconds will ensure this. The circuits in Figures 2 and 4 are recommended for applications that require low noise and high sensitivity magnetic readings.

For minimum field measurements above 500 µgauss, a less elaborate pulsing circuit can be used. In both Figures 5 and 6, the pulse signal is switched using lower cost darlington transistors and fewer components. This circuit may have a more limited temperature range depending on the quality of transistors selected. If accuracy is not an issue and cost is, then the reset only circuit in Fig. 6 will work.

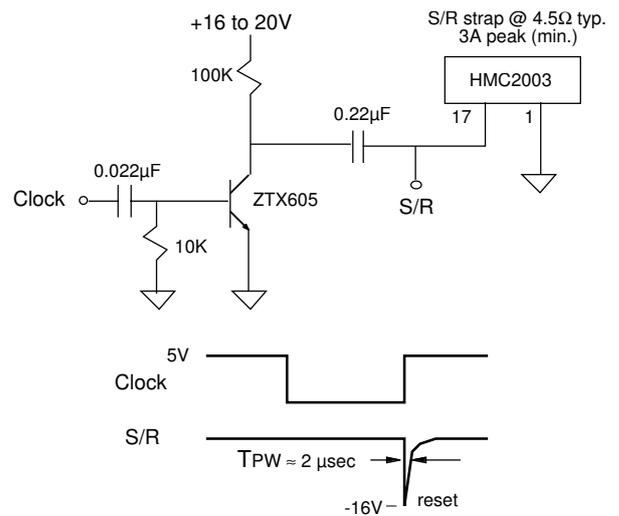


Figure 6 - Single Clock Reset Only Circuit

For any magnetic sensor application, if temperature drift is not an issue, then the reset pulse need only be occasionally applied. This will save power and enable the use of digital filtering techniques. Circumstances for a reset pulse would be 1) power on or, 2) field over/under range condition. Any other time the sensor should perform normally.

Customer Support

Customer Service Representative
 (612) 954-2888 fax: (612) 954-2582
 E-Mail: clr@mn14.ssec.honeywell.com

Lassen LP GPS

Low power module for portable applications

Key Features and Benefits

- **3.3V for battery powered applications**
- **Programmable power management**
- **Sized for portable devices**

Trimble's new Lassen™ LP GPS is a low power miniature GPS receiver module that is ideal for power-conscious portable applications. It is intended specifically for system designers and integrators who are developing the next generation of portable devices. This embedded technology gives the system developer the programming flexibility to achieve a significant reduction in power consumption.

Power management

The Lassen LP GPS features a new set of power management tools that puts the power budget decision in the developer's hands. The developer now can determine the best balance between operational frequency and power conservation for a particular application.

In Schedule Track™ operating mode, the developer can program the unit to power up, quickly acquire satellites and output position to a schedule. After gathering satellite data and computing its location, the receiver may be directed to power down to a minimal mode of operation for a programmed interval or until awakened by a hardware interruption. Schedule Track provides hot start performance at a programmed interval or in response to a hardware event. Schedule Track mode provides



Actual size

an advantage over normal battery-backed fast start modes with automatic wakeup to maintain current satellite data for fastest possible acquisition. Schedule Track offers the lowest power consumption in a deep sleep mode but provides position data as quickly as possible when needed.

Ease of integration

Lassen LP GPS provides a choice of data protocols for maximum flexibility. The TSIP binary data protocol incorporates new power management features and provides maximum control over system operation. The TAIP and NMEA protocols are available

where ASCII data is preferred. A secondary serial input port is available for RTCM SC-104 differential correction data for high accuracy applications.

The Lassen LP GPS also incorporates Trimble's antenna detection and protection circuit to monitor the condition of the antenna system. And a new high performance, miniature 3.3 V antenna is available for the Lassen LP GPS.

Getting started

The Starter Kit makes it easy to evaluate the Lassen LP GPS and begin development.

Lassen LP GPS

Low power module for portable applications

PERFORMANCE SPECIFICATIONS

General	L1 frequency, C/A code (SPS), 8-channel, continuous tracking receiver, 32 correlators
Update rate	TSIP @ 1 Hz NMEA @ 1 Hz TAIP @ 1 Hz
Accuracy	
Position	25 m CEP (50%) w/o SA
Velocity	0.1 m/sec without SA
Time	±95 nano-seconds (over-determined clock mode)
DGPS accuracy	
Position	2 m CEP (50%)
Velocity	0.05 m/sec
Acquisition (typical)	Cold start*: <130 seconds (90%) Warm start**: <45 seconds (90%) Hot start***: <20 seconds (90%)
Reacquisition after signal loss	<2 seconds (90%)
Dynamics	
Acceleration	4 g (39.2 m/sec ²)
Motional Jerk	20 m/sec ³
Operational limits	Altitude <18,000 m or velocity <515 m/sec either limit may be exceeded but not both

ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

Operating temp	-40°C to +85°C (standard)
Storage temp	-55°C to +100°C
Vibration	0.008 g ² /Hz 5 Hz to 20 Hz 0.05 g ² /Hz 20 Hz to 100 Hz -3 dB/octave 100 Hz to 900 Hz
Operating humidity	5% to 95% R.H. non-condensing, +60°C
Altitude	-400 m to +18,000 m

TECHNICAL SPECIFICATIONS

Prime power	+3.3V DC, ±0.3V
Power consumption	
Normal operation	GPS board only: 55 mA, 0.182 W with antenna: 67 mA, 0.221 W
Deep sleep	8 mA, board only
Backup power	+3.0 to +3.6V DC 2-5 µA at +25°C (nominal)
Serial ports/1PPS	CMOS TTL levels
I/O Protocols	TSIP (binary data) NMEA 0183 v2.1 (ASCII data) TAIP (ASCII data)
NMEA messages	GGA, VTG, GLL, ZDA, GSA, GSV and RMC messages selectable by TSIP command; selection stored in non-volatile memory.
Antenna power	3.3V at 12 mA, feedline fault detect/protect

* Cold start requires no initialization

** Warm start implies last position, time and almanac are saved in battery-backed memory

*** Hot start implies ephemeris also saved.

All GPS receivers are subject to degradation of position and velocity accuracies under Department of Defense imposed Selective Availability (SA).

Visit our website at www.trimble.com/oem

Specifications subject to change without notice.

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Dimensions	2.605" L × 1.250" W × 0.475" H (66.167 mm × 31.750 mm × 12 mm)
Weight	0.4 oz. (12.5 grams)
Connectors	RF: right angle MCX Power, I/O: 8-pin (2 × 4), 2 mm header

ACCESSORIES



GPS antenna Compact, 3.3V active micropatch antenna with 5-meter cable and magnetic mount. 1.65" × 1.99" × 0.55" high (42 mm × 50.5 mm × 13.8 mm)

ORDERING INFORMATION

Module

Lassen LP GPS Module, Extended Temperature, TSIP (binary) protocol, NMEA 0183 (ASCII) protocol and TAIP (ASCII) protocol, DGPS ready

Antennas

3.3V antenna, 5-meter cable with MCX connector

Starter Kit

Includes Lassen LP GPS module mounted on interface motherboard in a durable metal enclosure with dual DB9, RS232 interface, AC/DC power converter, magnetic-mount 3V antenna, TSIP, NMEA and TAIP protocols, software toolkit for TSIP, interface cable and manual.

Manual

Lassen LP GPS Module System Designer Reference Guide



Trimble Navigation Limited
Corporate Headquarters
645 North Mary Avenue
Sunnyvale, CA 94086
+1-408-481-8940
+1-408-481-7744 Fax
www.trimble.com

Trimble Navigation Europe Limited
Trimble House
Meridian Office Park
Osborne Way
Hook, Hampshire RG27 9HX U.K.
+44 1256-760-150
+44 1256-760-148 Fax

Trimble Navigation
Singapore PTE Limited
79 Anson Road #05-02
Singapore 079906
SINGAPORE
+65-325-5668
+65-225-9989 Fax



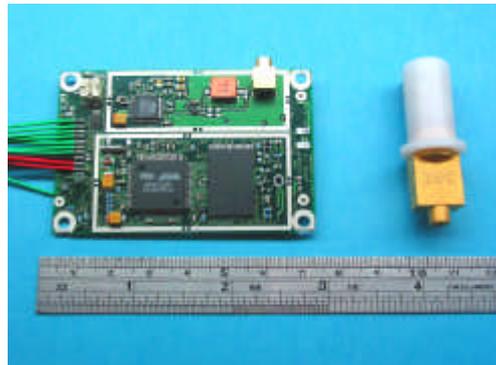
SSTL SGR-05 SERIES SPACE GPS RECEIVERS



The SGR-05 is a spacecraft orbit determination and timing subsystem designed for miniature LEO applications. The SGR-05 provides GPS standard time, position, and velocity measurements in a compact and low power unit at low cost. Two grades of the SGR-05 are available: SGR-05U is a lower-cost receiver which is sold as a standard COTS hardware product and SGR-05P is a more complete package, supplied with all the acceptance documentation, parts traceability and support expected of a professional space product. Both grades of receiver are supplied with firmware suitable for operation in space.

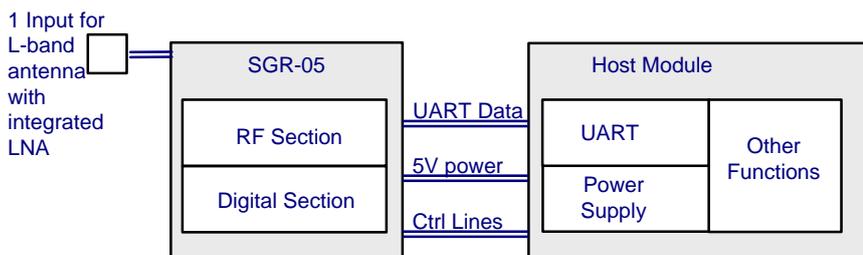
The Global Positioning System (GPS) consists of a constellation of 24 satellites at an altitude of 20,000 km and can be used for positioning on land, at sea, in air or in space. The SGR-05 receives and decodes the L-Band signals from four or more GPS satellites and through ranging techniques is able to calculate the position of the spacecraft to an accuracy of better than 20 metres. It can also be used to determine accurate velocity and time.

- The SGR-05 is an **OEM** GPS receiver based on a Zarlink chipset application board in collaboration with Sigtec Navigation. The miniaturisation is particularly useful for nano- and microsattellites where highly integrated systems sharing resources are required.
- SSTL-provided **quadrifilar** or **patch antennas** and Low Noise Amplifiers (LNAs). The LNAs may be integrated or separate from antennas.



SGR-05U OEM board and quadrifilar antenna

- **Programmable binary data interface** to tailor data rates according to application.
- **Pulse per second output** can provide means to synchronise host satellite clocks to within one microsecond of UTC.
- **Code stored in Flash** memory to enable rapid booting and future functional upgrades even once in orbit.
- **Windows program** provided to monitor and control the SGR and to view and process logged data from the SGR.
- **Testing and PA** plans available (SGR-05P only). Environmental and Acceptance Testing and PA plans can be tailored to suit customer.
- Onboard **orbit knowledge** expected to be obtained to within several metres from data over 24 hours. SSTL can provide expert advice on orbit determination solutions using the SGR.



Interfacing to SGR-05 by a host module

Applications

- Positioning and orbit determination
- Time-stamping, on-board clock synchronisation
- Low budget or very small satellites, micro and nanosatellites

Characteristics

- 12 channels receiving L1 C/A code
- 1 antenna
- Time (UTC): 1µs
- Position (2σ): 10 m
- Velocity (2σ): 0.15 ms⁻¹
- Dynamic Capability: 8 kms⁻¹, 2 g
- Time to First Fix (TTFF): 60 s warm start; 9 minutes cold start.
- Interfaces: 3.3V TTL UART channels, 5 V power and pulse per second.

Physical & Power

- SGR-05U OEM Dimensions: 70 x 45 x 10 mm
- SGR-05U Mass: 20 g
- 0.5-0.8 W @ 5 V
Also lower power mode (TBC)

Related Products

- SGR-10: 2 Antennas; position, velocity and time
- SGR-20: 4 Antennas; position, velocity and time and attitude determination

Environmental (Acceptance Level)

- Vibration: 15 g rms
- Temp: SGR-05U: 0° C to +50° C
SGR-05P -20°C to +50°C
- Radiation: - >11 kRad (Si) tolerance demonstrated. SEE results available.

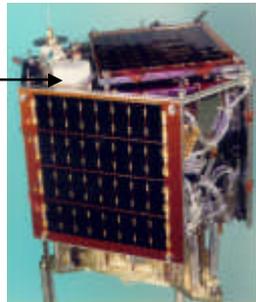
Qualification / Heritage

- SGR-05 (previous version) flown on SNAP-1, delivered for STPSat-1
- SGR-10 / 20 series (related technology) flown on 9 satellites

SSTL SGR-05 SERIES SPACE GPS RECEIVERS



Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL) is a leading manufacturer of small satellites and sub-systems. SSTL has designed, built and launched 23 satellites since UoSAT-1 in 1980. The SGR-05 combines SSTL's knowledge of spacecraft sensors and systems with advanced terrestrial GPS technology to offer a sophisticated spacecraft navigation system.



SGR Patch antenna: Previous version of SGR-05 flown in 2000 on 7 kg SNAP nanosatellite.

SGR-05U and SGR-05P Key Differences

	SGR-05U	SGR-05P
Parts	Parts not traceable	All parts traceable using SSTL computerised management system SGR-05P also includes EDAC protected memory
Assembly	May be machine-assembled	Hand-assembled by ESA-qualified staff
Temperature	Commercial-grade components	Industrial-grade components
Environmental Testing	Limited tests & reporting (vibration, thermal)	Detailed tests with full test reports, potential for custom test plan
Acceptance Testing	Delivery tests only	Documented acceptance tests
Support	Web-based support only	Customer support available prior to delivery, limited after-sales support
Software Deliverables	Receiver software	Advanced low power software plus additional support
Hardware Deliverables	Receiver, antenna	Receiver, antenna, PC interface box, auxiliary cables
Documentation	User Manual	User Manual, Specifications, Parts, Processes and Materials Lists, Environmental and Acceptance test reports, Configuration document

Performance

Assumes circular polar orbit at 680 km altitude and typical ionospheric and Ephemeris error levels on GPS signals, co-visible antenna configuration

	Typical (95%)	Max (95%)
Orbital Position (3-D)	10 m	20 m
Orbital Velocity (3-D)	0.15 m/s	0.25 m/s
Time	0.5 μ s	1 μ s
Time to First Fix (cold)	550 s	700 s
Time to First Fix (warm)	50 s	90 s

Typical measurement precision

Pseudorange	0.9 m	Doppler Velocity	0.5 m/s
Carrier-smoothed range	0.15 m	Carrier range rate velocity	0.03 m/s
Carrier Phase noise	1.5 mm	Filtered velocity	0.01 m/s

Other SSTL Products

- Complete satellite missions including **turnkey systems** and **know-how transfer**
- Units for C&DH, Power, Comms & AOCS **sub-systems** and various **payloads**
- Space technology **design, analysis** and **manufacture services**

affordable access to space

Options

- 28V power supply / interface board
- SGR-05 and interface board housed in module box
- Choice of patch or quadrifilar antenna for ultra-compact application

Contact

Surrey Satellite Technology Ltd

Surrey Space Centre
University of Surrey
Guildford, Surrey GU2 7XH
United Kingdom

Tel: +44 (0)1483 689278

Fax: +44 (0)1483 689503

E-mail: info@sstl.co.uk

www: www.sstl.co.uk

Issue Number & Notice

SSTL-27433-03. 05-11-2003. This data sheet is for preliminary information purposes and can be changed without any notice. Please contact SSTL (see above) for further information.

2. SPECIFICATIONS AND ACCESSORIES

2-1. SPECIFICATIONS

Specifications			Model	TS-790A	TS-790E	
General	Frequency range	2 m band		144 ~ 148 MHz	144 ~ 146 MHz	
		70 cm band		430 ~ 450 MHz * 1	430 ~ 440 MHz	
		23 cm band		1240 ~ 1300 MHz (Option)		
	Mode	J3E (LSB, USB), A1A (CW), F3E (FM)				
	Antenna impedance	50 ohms				
	Power requirement	13.8 VDC ± 15%				
	Grounding	Negative				
	Current drain	Receive mode with no input signal			2.5 A	
		Transmit mode	2 m band		12 A	
			70 cm band		15 A	
		23 cm band		8 A		
	Operating temperature	- 10 to +50°C (+ 14 to +122°F)				
	Frequency stability (Except FM mode)	Less than ± 3 PPM				
	Dimensions (W×H×D) (Projections included)	342×134×369 mm (13-15/32" × 5-9/32" × 14-17/32")				
Weight	9.2 kg (20.2 lbs)					
Transmitter	Output power	2 m band	LSB·USB	35 W		
			FM·CW	45 W		
		70 cm band	LSB·USB	30 W		
			FM·CW	40 W		
		23 cm band	LSB, USB, CW, FM	10 W		
		Modulation			LSB, USB	Balanced modulation
			FM	Reactance modulation		
	Spurious radiation			2 m/70 cm band	Less than - 60 dB	
				23 cm band	Less than - 50 dB	
	Carrier suppression	More than 40 dB (with 1.5 kHz reference)				
	Unwanted sideband suppression	More than 40 dB (with 1.5 kHz reference)				
Maximum frequency deviation (FM)	± 5 kHz					
Frequency response (- 6 dB) (SSB mode only)	400 to 2600 Hz					
Microphone impedance	600 ohms					
Receiver	Circuitry	2 m band	LSB·USB·CW	Single conversion superheterodyne		
			FM	Double conversion superheterodyne		
		70 cm band	LSB·USB·CW	Double conversion superheterodyne		
			FM	Triple conversion superheterodyne		
		23 cm band	LSB·USB·CW	Triple conversion superheterodyne		
			FM	Quadruple conversion superheterodyne		
	Intermediate frequency	MAIN				
			1st IF	2nd IF	3rd IF	4th IF
	2 m band	10.695 MHz	* 455 kHz	—	—	
	70 cm band	75.925 MHz	10.695 MHz	* 455 kHz	—	
	23 cm band	287.175 MHz	41.415 MHz	10.695 MHz	* 455 kHz	
	SUB RX					
		1st IF	2nd IF	3rd IF	4th IF	
	2 m band	10.595 MHz	* 455 kHz	—	—	
	70 cm band	75.925 MHz	10.595 MHz	* 455 kHz	—	
	23 cm band	287.075 MHz	41.315 MHz	10.595 MHz	* 455 kHz	

* : FM only

Receiver	Sensitivity	LSB, USB, CW (at 10 dB S+N/N)	2 m band	Less than 0.16 μ V
			70 cm band	Less than 0.16 μ V
			23 cm band	Less than 0.16 μ V
		FM (at 12 dB SINAD)	2 m band	Less than 0.22 μ V
			70 cm band	Less than 0.22 μ V
			23 cm band	Less than 0.22 μ V
	Selectivity	LSB, USB		- 6 dB:2.1 kHz, - 60 dB: 4.8 kHz
		FM		- 6 dB:12 kHz, - 60 dB: 24 kHz
		CW		- 6 dB:500 Hz, - 50 dB: 2 kHz
	Image ratio	2 m band		More than 65 dB
		70 cm band		More than 60 dB
		23 cm band		More than 55 dB
	IF SHIFT variable range			More than \pm 0.9 kHz
	RIT variable range	LSB, USB, CW		\pm 1.9 kHz
		FM		\pm 9.9 kHz
Squelch sensitivity	LSB, USB, CW		Less than 0.20 μ V	
	FM		Less than 0.16 μ V	
Output			1.5 W across 8 ohms load (10% distortion)	
Output load impedance			8 ohms	

Notes:

- *1: Frequency range for M2 type is 430~440 MHz.
- Circuit and ratings are subject to change without notice due to advancements in technology.

2-2. ACCESSORIES

Unpack your TS-790A/790E carefully and confirm that it is supplied with the following accessories.

Dynamic microphone	T91-0352-15.....	1 ea.
DIN plug (7-pin)	E07-0751-05.....	1 ea.
DIN plug (13-pin)	E07-1351-05.....	1 ea.
DC power cable assembly	E30-2065-05.....	1 ea.
Fuse (15A)	F05-1531-05.....	1 ea.
Connector cable for the Tone unit (Except U.K. and Europe version) ...	E31-3453-05.....	1 ea.
Control location sticker	B42-3314-04.....	1 ea.
External control Instruction Manual	B50-8262-XX	1 copy
Instruction Manual	B50-8254-XX	1 copy
Warranty card (U.S.A. and Europe version only)		1 ea.

After unpacking

Shipping container:

Save the boxes and packing in the event your unit needs to be transported for remote operation, maintenance, or service.

Specifications of the payload/experiment currently named “Liulin-mini” for Italian (mini/micro/nano) Satellite

Interfaces between Liulin-mini and satellite

Mechanical Interface

The size-mass draft of Liulin-mini is presented on next page as Annex 1.

Electrical Interface

The electrical interface is proposed to be performed with 1 Canon DSUB9M (Male) connector.

Power Interface

If possible Liulin-mini power requirements from Italian satellite are as follow:

+ 8-12 VDC; 15 mA;

Data Interface

The data interface will use the same Canon DSUB9M connector as the power interface.

The proposed pin assignment is as follow:

Pin

Number	Function
1.	GND
2.	GND
3.	(not connected)
4.	+8-12 V
5.	+8-12 V
6.	+Tx
7.	-Tx
8.	-Rx
9.	+Rx

There is possible a RS232 full duplex interface between satellite and Liulin-mini on type "master-slave". Italian satellite is the master. Liulin-mini is the slave. We require from Italian satellite at a synchronized by the board time with 10 s interval to send to Liulin-mini 1 byte command meaning "Request for Data". The command will be in ASCII format by letter “M” or hexadecimal “4D”. On this command Liulin-mini answered not longer than 1 ms by fixed size (1024 byte) block of binary data with 9600 baud rate and stopped till the next "request for data". It is not foreseen a recovery of the data.

Italian satellite service system must attached to the block of Liulin-mini information a header, which contains the board time. Board time will be further used for data analysis.

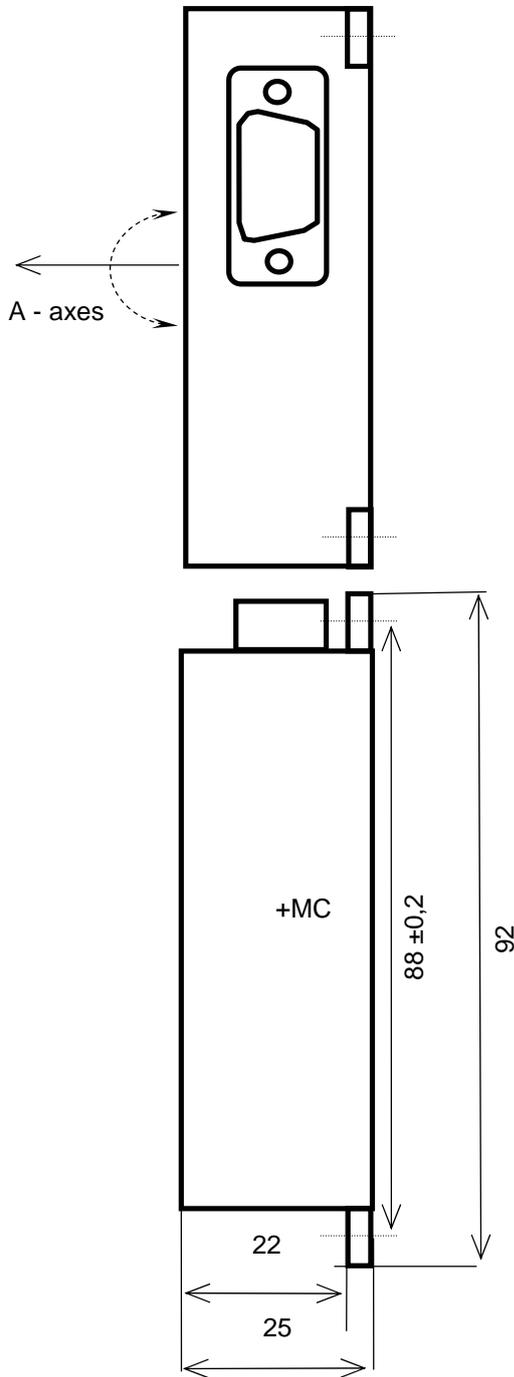
There will be Liulin-mini test mode, which is requested by Italian satellite by ASCII command “T”. On this request Liulin-mini answers with an increment data pattern. The block length should be 1024 bytes.

Thermal Interface

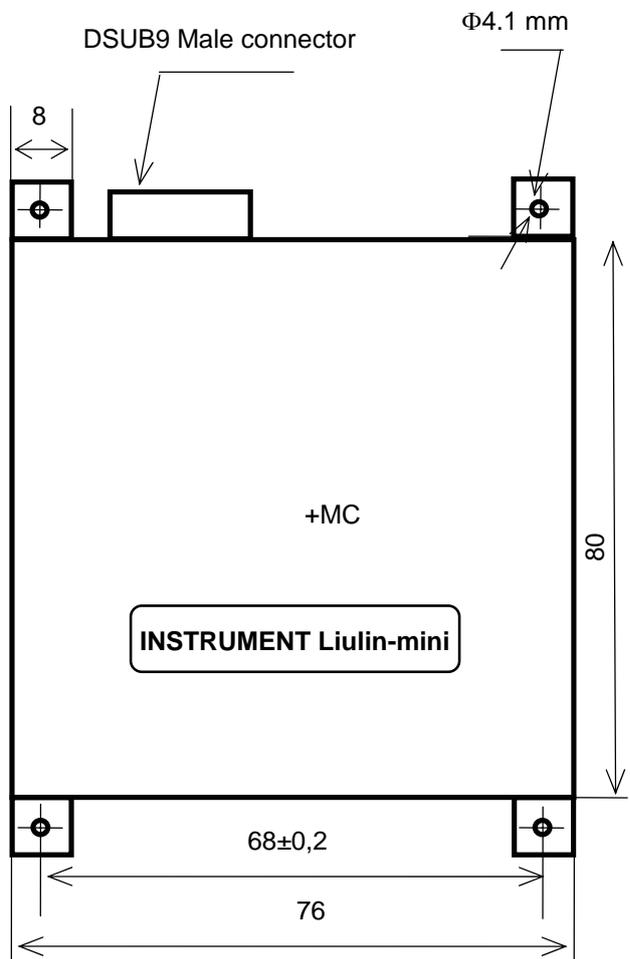
Internal power consummation of Liulin-mini will be less than 180 mW.

Italian satellite team has to specify the thermal conditions of Liulin-mini instrument and has to inform Bulgarian side about them. We will prefer to stay at -20 to +50 degree Celsius if possible.

Angle of view 180°
around A - Axes



1. Instrument is mounted outside of the satellite
2. Maximum thermal flux 180 mW.
3. MC Mass Center;
4. No preferential direction of the acceleration;
5. Required voltage input: DC 8-12 V with maximum 15 mA current;
- 6 Maximum output is 1 kbit/sec;
7. Mass 0,16±0,02 kg.



Liulin-mini for Italian Satellite	Liulin-mini SIZE MASS DRAFT		
Designed by: STIL-BAS		Date: 05.05.04	Mass: 0,16±0,02 kg

Specifications of Liulin-mini

Parameters		
Detector Thickness DT [mm]	0.300	
Detector area DA [cm ⁻²]	2	
Detector mass DM [kg]	0.0001398	
Amplifier Sensitivity AS [V/MeV]	0.24	
Number of ADC channels N	1024	
Threshold level TL [keV]	8	
A225 Time resolution TR [s]	10	
-Power consumption: at normal operation	6.5 mA from 8 to 12 V DC	
-Dimensions	76x80x25 mm	
-Expected weight	160±20 g	
-Maximum data rate	1024 bits/s	
Ranges	Range min	Range max
Pulse height PH analysis [V]	0.00488	5.0
Energy loss EL [MeV]	0.02034	20.83333
LET range [keV cm ² g ⁻¹]	0.06781	69.44444
Dose range D [Gy]	2.3314E-11	0.001564
Dose Rate DR range [Gy hour ⁻¹]	2.7977E-09	0.187745
Flux range FR [cm ⁻² s ⁻¹]	0.01	5000
LET range [MeV cm ² g ⁻¹]	0.29105	298.0448
Lowest possible LET at 8 keV threshold level [MeV cm ² g ⁻¹]	0.11444	
Charge deposition CD [fC] (1 MeV in Si = 44 fC)	0.89518	916.6666
-Temperature range	-20°C	+50°C

Indice analitico

- C/N_0 , 93
- F , 80
- L_s , *vedi* attenuazione di spazio libero
- E_b/N_0 , 65, 66, 92
- SINAD, 96

- ADC, 8, 9
- algoritmo di Viterbi, 56
- alimentazione, 17
- amplificatore di potenza, 94
- angolo
 - di apertura, 34
- angolo di elevazione minima, 34
- antenna
 - dipolo, 91
 - Yagi, 91
- architettura
 - di comunicazione, 29
 - store and forward, 29
- architettura di comunicazione, 33
- assetto
 - controllo dell', 16
 - rilevazione dell', 15
- assorbimento
 - da gas atmosferici, 74
 - da pioggia, 74
- attenuazione
 - della linea di trasmissione, 89, 96
 - di spazio libero, 68

- attuatori, 15
- availability, 30, 32
- AX.25, 17, 59

- banda del ricevitore, 92
- beacon, 53
- BER, 67
- bit error rate, 54
- bit stuffing, 60, 62
- boom, 16

- Carrier Sensing Multiple Access, 58
- CC1100, 33
- centro
 - di comunicazione, 22
 - di controllo, 22
- codice convoluzionale, 54
- codifica di canale, 53, 102
- comando, 43
- controllo
 - dell'assetto, 15, 16
 - di sistema, 14
- conversione analogico digitale, 9
- CSMA, 58

- Data Collection, 31
- data collection, 44
- data rate, 30, 32, 41, 46
- Data Relay, 31
- distanza libera, 55

- downlink, 53
- effetto Doppler, 23, 76
- EIRP, 68
- elevazione minima, 73
- energia per bit, 93
- equazione
 - di progetto, 67
- equazione di bilancio, 65
- errore di puntamento, 79
- FEC, 67
- figura di rumore, 80
- formula
 - di Shannon, 93
- formula di Fries, 80
- forward error correction, 54
- free space path loss, 66, 68
- Frequency Shift Keying, 52
- frequenze di trasmissione, 71
- FSK, 17, 52
- geometria orbitale, 30
- gestione dei dati strumentali, 15
- GPS, 7, 10
- guadagno
 - d'antenna, 66, 89
 - di codifica, 54, 55
- handshake, 62
- HMC2003, 8
- housekeeping, 7
- interleaving, 56
- Kenwood TS-790E, 23
- Lassen LP, 10
- link budget, 89, 102
 - downlink, 94, 100
 - uplink, 89, 98
- link design, 65
- Liulin mini, 7
- magneti permanenti, 16
- magnetometro, 7, 8
- marginale di sistema, 93, 97
 - in downlink, 100
 - in uplink, 98
- modem, 24
- modulazione, 52
- NMEA 0183, 10
- On Board Data Handling, 14, 15
- operazioni e controllo, 14
- orbita, 31, 34
- ortogonalità, 53
- overhead, 46
- pacchetto AX.25, 60
- packet error rate, 54
- passo di canalizzazione, 53
- payload, 7
- perdite
 - di implementazione, 93
 - di polarizzazione, 77
 - di propagazione, 74
 - di puntamento, 79
 - supplementari, 79
- PIC 18F452, 14
- polarizzazione, 77
- potenza
 - trasmessa, 89
- protocollo
 - di comunicazione, 57
 - NMEA 0183, 10, 11
- rapporto segnale rumore, 92
- reliability, 30
- rifrazione atmosferica, 76
- rilevazione dell'assetto, 15
- rumore
 - artificiale, 82, 83
 - atmosferico, 81, 82
 - cosmico, 81

- solare, 83, 87
- Satellite Tool Kit, 34
- scintillazione ionosferica, 75
- sensitivity, 68
- sistema
 - di alimentazione, 17
 - di comunicazione, 17
 - di controllo, 14
- sorgenti di rumore, 81
- spettrodosimetro, 7
- stazione radio, 21
- store and forward, 29, 30, 33
- sun outage, 83, 87

- tasso di codifica, 55
- tasso di trasmissione, 30, 41, 66
- telemetria, 42
 - base, 42
 - estesa, 43
- Telemetry, Tracking and Command, 31
- temperatura
 - di rumore
 - d'antenna, 82, 84, 87
 - del ricevitore, 81
 - di sistema, 66, 79, 88
 - di sistema, 92, 96
 - equivalente, 80
- tempi
 - di accesso, 36
 - di attesa, 38
- tempi di accesso, 34
- tempo di attesa, 32
- TNC, 24
- tracking, 23, 77
- tracking, telemetry and command, 42
- tratta satellitare, 69

- uplink, 53

- visibilità

- elettromagnetica, 73
- ottica, 73

- Yagi, 24