POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria
Corso di Laurea in Ingegneria delle telecomunicazioni

Tesi di Laurea

Sistema di telecomando e telemetria per aerei stratosferici senza pilota: definizione delle specifiche e validazione tramite simulazione

Relatori:
Prof. Mario PENT
Prof. Marina MONDIN
Ing. Fabio DOVIS

Candidati:
Francesco BAIETTO
Maurizio FODRINI
Maurizio SISTO

Dicembre 2000

Contributi dei candidati

Questa tesi è stata realizzata mediante una stretta collaborazione ed una costante cooperazione tra i candidati. Tutte le problematiche affrontate sono state esaminate singolarmente, suddividendole opportunamente per consentire un'analisi parallela dei relativi aspetti da studiare. I risultati così ottenuti sono poi stati analizzati e confrontati per decidere la strategia più adatta a risolvere tali problematiche, in modo da disporre di una base di partenza con cui impostare il problema successivo. In particolare, il contributo fornito da ciascun tesista per lo studio dei vari argomenti è stato il seguente:

- *Baietto*: analisi del modello di telemetria proposto dal CCSDS e del flusso dati in down-link, realizzazione del modello di canale, teoria della modulazione OFDM, realizzazione e simulazione dello schema DOFDM, teoria e simulazione dei codici a blocco, valutazione delle prestazioni del codice di Reed-Solomon, scansione elettronica delle schiere, antenne ad elica, valutazione del margine disponibile.

- *Fodrini*: analisi dei servizi di telemetria proposti dal CCSDS, trattazione teorica del modello del canale, teoria e simulazione della modulazione GMSK, realizzazione dello schema DOFDM, teoria e simulazione dei codici convoluzionali, valutazione dei ritardi complessivi del sistema, schiera ottenuta mediante sintesi FTM e antenna a dipoli incrociati, valutazione del link-budget per le diverse situazioni di volo.

- *Sisto*: analisi del modello di telecomando proposto dal CCSDS, analisi del flusso dati in up-link, teoria e simulazione delle modulazioni DQPSK e $\pi/4$ DQPSK, teoria e valutazione delle prestazioni fornite dal protocollo ARQ, analisi della correlazione tra i bit, schiere di tipo lineare con distribuzione uniforme, a coseno e a coseno quadrato, studio dei parametri riguardanti il calcolo del link-budget.

Ringraziamenti

Esprimiamo i nostri ringraziamenti al prof. Mario PENT e alla prof.ssa Marina MONDIN per il supporto fornitoci durante lo svolgimento di questa tesi e, in modo particolare, all'ing. Fabio DOVIS per la sua assistenza e costante disponibilità presentata nei nostri confronti.

Siamo grati, inoltre, all'ing Gabriella POVERO per la sua consulenza in merito al simulatore utilizzato, nonché ai docenti dei Dipartimenti di ingegneria Aeronautica e Spaziale, di Energetica e di Elettrica Industriale per le informazioni che gentilmente ci hanno fornito, relativamente al flusso dati.

Desideriamo anche ringraziare il tesista Roberto FANTINI per il suo contributo apportato nello studio del canale di propagazione.

Porgiamo, poi, la più sentita riconoscenza in modo particolare ai nostri rispettivi genitori, Lorenzo e Cesira BAIETTO, Italo e Maria Rosa FODRINI, Ugo e Michela SISTO, per la loro costante presenza ed il loro continuo supporto manifestatoci durante tutti questi anni.

Esprimiamo infine i nostri ringraziamenti a tutti gli amici e a quelle persone che hanno creduto nelle nostre capacità.

Indice

Capitolo 3

Analisi del flusso dati in up-link e down-link

3.1 Introduzione

La stima del flusso dati, relativo al telecomando e alla telemetria, richiede un'analisi dei parametri necessari al corretto funzionamento del velivolo e dei servizi da esso forniti. Questo richiede un'interazione tra diversi sistemi: quello aeronautico, quello energetico e quello elettrico. Un'esemplificazione della loro interconnessione è mostrata in figura 3.1.

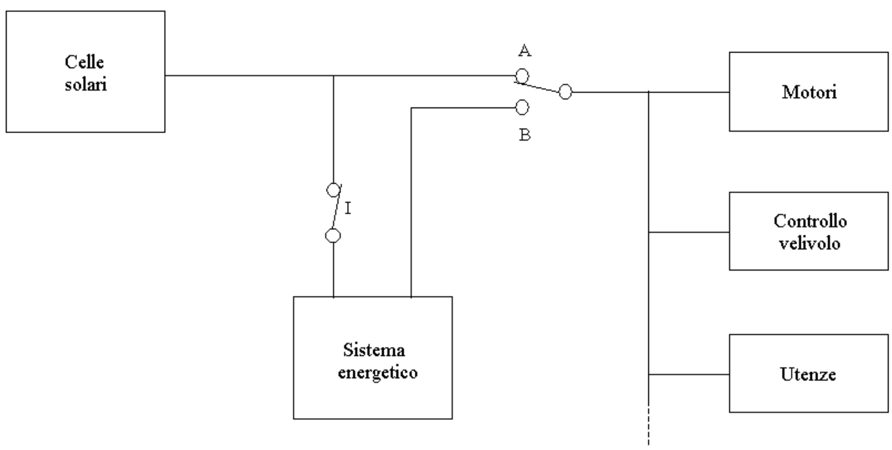

Figura 3.1. Interazione tra i sistemi aeronautico, energetico ed elettrico

Per poter alimentare il velivolo viene utilizzato un sistema di celle solari, in quanto è prevista una sua permanenza in volo per un periodo elevato e, quindi, non è possibile un rifornimento continuo di carburante. Il velivolo, però, deve essere in grado di funzionare anche di notte e perciò risulta necessario disporre di un'alimentazione alternativa: a tale scopo il sistema energetico è dotato di celle a combustibile. Per decidere il passaggio tra il sistema con celle solari e quello con celle a combustibile, in linea di principio si utilizza un meccanismo a soglia basato su di una curva che indica la quantità di luce al variare delle ore del giorno; essa sarà più alta o più bassa a seconda delle stagioni, come mostrato in figura 3.2.

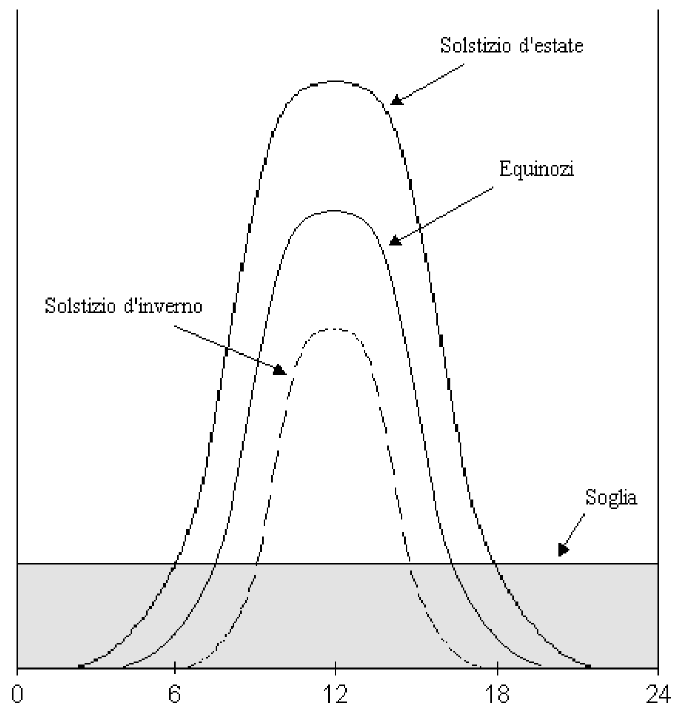

Figura 3.2. Andamento della quantità di luce al variare delle ore del giorno a seconda delle stagioni

Durante il giorno, facendo riferimento alla figura 3.1, il deviatore è situato nella posizione A per fornire energia ai motori, ai dispositivi di tipo aeronautico ed alla parte riservata alle utenze. Inoltre l'interruttore I è chiuso per consentire la rigenerazione del carburante per le celle a combustibile presenti nel sistema energetico; uno schema più dettagliato di tale sistema verrà descritto nel § 3.3.2. Durante la notte, o meglio quando la quantità di luce scende al di sotto della soglia stabilita, l'interruttore I viene aperto, mentre il deviatore viene commutato sulla posizione B; in questo caso l'alimentazione è fornita dalle celle a combustibile. La quantità di luce non è influenzata dalle condizioni atmosferiche in quanto, a regime, il volo avviene ad una quota di circa 17 km e quindi al di sopra delle nuvole.

Il blocco *controllo velivolo* contiene una serie di sensori e dispositivi necessari ad assicurare la stabilità, la rotta, la posizione e la velocità del velivolo; in particolare si deve tener conto della presenza di forti raffiche di vento, dette *Jet Stream*, che possono raggiungere delle velocità che variano di intensità a seconda delle stagioni e possono arrivare fino a velocità di circa 200 km/h.

Il *blocco utenze* riguarda tutte le applicazioni che possono essere realizzate su Heliplat, quali, ad esempio, il monitoraggio del traffico, la sorveglianza ambientale, i servizi di telecomunicazione a larga banda, i servizi di telefonia cellulare o l'utilizzo come stazione di riferimento per il futuro sistema di localizzazione GNSS2/Galileo (*Global Navigation Satellite System*). Queste applicazioni richiedono energia sia per funzionare che per poter essere telecomandate da terra.

Verrà ora analizzato il flusso dati relativo a ciascuna delle sezioni elencate in precedenza.

3.2 Dati aeronautici

Una prima analisi del flusso dati da trasmettere e da ricevere prende in considerazione i parametri di carattere aeronautico relativi a posizione, velocità, accelerazione e pressione. Per poter identificare la quantità di informazione utile per un corretto controllo del velivolo, è necessario capire quali sono le caratteristiche dei parametri di volo e i concetti di base dell'aerodinamica e della meccanica del volo. Nel seguito verranno analizzate le principali nozioni indispensabili per la comprensione dei dati, da monitorare e da controllare, forniti dai sensori presenti a bordo dell'aereo.

3.2.1 Parametri relativi agli assi corpo

Nella meccanica del volo, si veda [10], viene utilizzato solitamente un sistema cartesiano di riferimento costituito da una terna di assi, tra loro ortogonali, che viene fatta coincidere con il baricentro G del velivolo, come illustrato in figura 3.3.

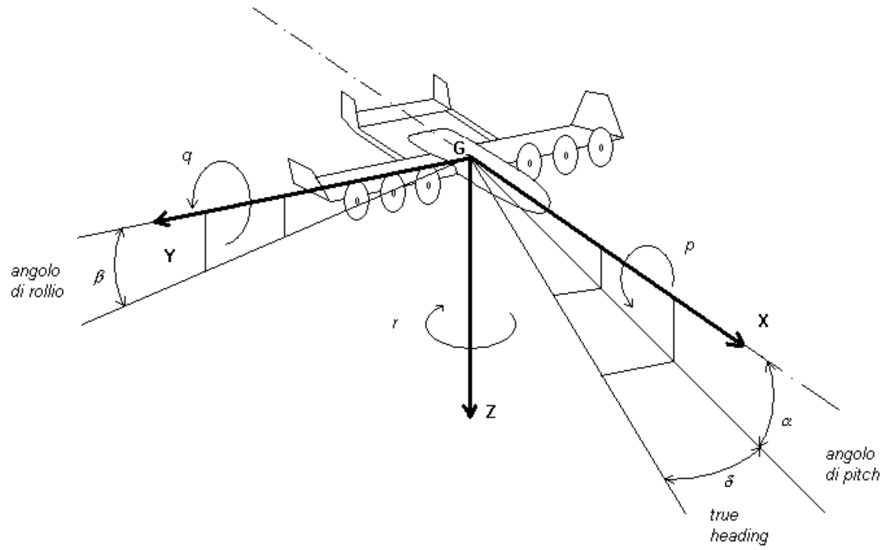

Figura 3.3. Rappresentazione degli assi corpo del velivolo

Ad ogni asse viene dato il nome del movimento che si ottiene mediante rotazione del velivolo intorno all'asse stesso e precisamente:

- x: è diretto verso prua ed è detto asse di *rollio*, perchè ruotando intorno ad esso il velivolo compie il movimento di rollio, cioè una semiala si abbassa acquistando una velocità verticale di discesa, mentre l'altra si alza acquistandone una di salita;
- y: è diretto verso l'ala destra ed è detto asse di *beccheggio* o di *pitch*, perchè ruotando intorno ad esso il velivolo compie il movimento di cabrata e di picchiata, detti movimenti di beccheggio;
- z: è diretto verso il basso ed è detto asse di *imbardata* o di *nutazione*, perchè ruotando intorno ad esso il velivolo compie il movimento di imbardata, cioè una rotazione verso sinistra o verso destra.

Il piano passante per gli assi x e z si definisce *piano di simmetria.*

Di notevole importanza risulta il monitoraggio delle condizioni di stabilità del velivolo, si veda [11], per poterle eventualmente correggere. La stabilità attorno all'asse di rollio è chiamata *stabilità trasversale* ed è poco critica in quanto automatomaticamente l'ala tende a riportare l'aereo nella situazione di equilibrio. Questo accade in quanto la semiala che sprofonda aumenta la propria portanza[1] tendendo così a risalire. Inoltre, durante la rollata, il velivolo tende a scivolare lateralmente dalla parte della semiala che si abbassa; essa risulta così percorsa da un flusso d'aria diretto verso il suo asse, il quale fa aumentare ancora di più la sua portanza.

La stabilità attorno all'asse di beccheggio è chiamata *stabilità longitudinale* ed è critica in quanto ad un aumento dell'angolo di incidenza (manovra di cabrata) il centro di pressione si sposta in avanti e crea, rispetto al baricentro G, un momento che tende a rovesciare l'ala all'indietro, in quanto aumenta ancora di più l'incidenza stessa.

La stabilità attorno all'asse di imbardata è chiamata *stabilità di rotta*: all'inizio del movimento di rotazione attorno all'asse z la semiala che avanza aumenta la sua velocità e, di conseguenza, la sua portanza, tendendo così ad alzarsi. Immediatamente, quindi, il velivolo effettua un movimento di rollio alzando l'ala dalla parte esterna rispetto alla virata.

Per quanto fin qui esposto, si nota che le azioni tra l'asse di imbardata z e quello di rollio x sono tra loro dipendenti: ad una rotazione attorno ad uno di questi assi corrisponde la rotazione intorno all'altro e viceversa.

Tra i dati di interesse, nel flusso scambiato tra la stazione di terra e il velivolo (e viceversa), vi sono le velocità di rotazione intorno agli assi precedentemente descritti, che vengono indicate come *velocità angolari assi corpo.* Quella attorno all'asse x viene indicata con p e prende il nome di *velocità di rollio*, quella attorno all'asse y viene indicata con q e prende il nome di *velocità di beccheggio*, mentre quella attorno all'asse z viene indicata con r e prende il nome di *velocità di imbardata.* Analogamente si definiscono le rispettive accelerazioni dette *accelerazioni assi corpo*: N_x per l'asse di rollio, N_y per l'asse di beccheggio e N_z per l'asse di imbardata.

[1] Con portanza si intende la componente della risultante delle forze aerodinamiche sull'ala o sull'intero velivolo, perpendicolare alla direzione della velocità relativa.

È anche importante rilevare le rotazioni angolari effettuate dal velivolo rispetto ad una condizione di riposo; anche queste sono legate agli assi di rotazione, come mostrato in figura 3.3. Per la definizione degli angoli si suppone l'aereo parallelo ad un piano orizzontale. L'angolo tra esso e l'asse x, cioè quello di rotazione attorno all'asse y, viene detto *angolo di pitch* α, mentre quello tra il piano orizzontale e l'asse y, cioè l'asse di rotazione attorno all'asse x, viene detto *angolo di rollio* β; si può ancora rilevare l'angolo di rotazione attorno all'asse z, chiamato *true heading* δ.

3.2.2 Parametri relativi alla posizione

Per poter determinare la corretta posizione del velivolo, aggiornarne gli eventuali spostamenti e dirigerlo in zone differenti in caso di necessità, è necessario disporre di un efficiente sistema di posizionamento; a tale scopo può essere utilizzato il ricevitore GPS (*Global Position System*).

Il sistema di navigazione GPS, noto anche con il nome di *Navstar*, fu concepito dal Ministero della Difesa statunitense come mezzo universale per determinare con ottima precisione il punto esatto in cui si trova un ricevitore. Le applicazioni del sistema GPS non sono limitate al campo militare, ma sono diponibili anche per uso civile, seppure con qualche limitazione della precisione ottenibile nelle misure. Il principio di funzionamento, si veda [12, 13], è basato sull'emissione, da parte di una costellazione di 24 satelliti in navigazione (si veda figura 3.4), di segnali complessi che permettono di ricavare informazioni relative al tempo e alle distanze tra i satelliti e il ricevitore. Attraverso la ricezione e l'interpretazione di tali segnali è possibile realizzare un posizionamento tridimensionale in tempo reale. L'ipotesi fondamentale è costituita dal fatto che la posizione dei satelliti nello spazio risulti nota in ogni istante; se è dunque possibile misurare la distanza tra un punto, del quale si voglia conoscere la posizione, e tre satelliti, sarà anche possibile ricavare le coordinate incognite del punto stesso dal sistema di tre equazioni del tipo:

$$d_{i,r} = \sqrt{(X_i - X_r)^2 + (Y_i - Y_r)^2 + (Z_i - Z_r)^2} \tag{3.1}$$

avendo posto:

- $d_{i,r}$: distanza tra il satellite i e il ricevitore r (viene misurata);

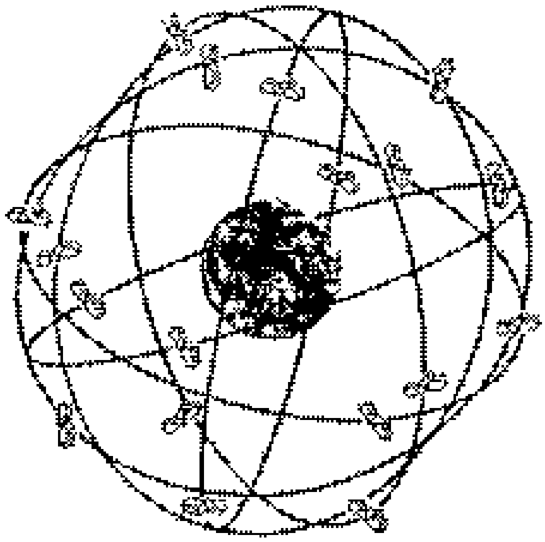

Figura 3.4. La costellazione dei satelliti GPS

- X_i, Y_i, Z_i: coordinate dell'i-esimo satellite (dette effemeridi), con i=1,2,3 (sono note);
- X_r, Y_r, Z_r: coordinate del ricevitore r (sono incognite).

Di fatto, però, la determinazione della distanza avviene attraverso la misura del tempo necessario al segnale per giungere dal satellite al ricevitore; essa è ottenuta come differenza tra il tempo di ricezione (letto sul ricevitore) e quello di trasmissione (letto sull'orologio del satellite). Questo richiederebbe che gli orologi dei tre satelliti e del ricevitore fossero sincronizzati; mentre quelli dei primi possono essere ritenuti adeguatamente sincronizzati, ciò, in realtà, non è possibile per il ricevitore e si deve quindi introdurre, come ulteriore incognita, l'offset tra le scale di tempo dei due gruppi di orologi. L'incognita aggiuntiva richiede l'osservazione di un quarto satellite; il sistema di equazioni (3.1) viene quindi riscritto introducendo l'offset ΔT e assumendo come grandezza osservabile non la distanza vera e propria, bensì la cosiddetta *pseudodistanza* (detta *pseudorange*), che è quella affetta dall'errore di sincronizzazione. L'equazione che si ottiene è la seguente:

$$p_{i,r} = d_{i,r} + c\Delta T \tag{3.2}$$

dove con c si è indicata la velocità di propagazione del segnale (nota), mentre con $p_{i,r}$ la pseudodistanza tra l'i-esimo satellite e il ricevitore. Invertendo la (3.2), si può così ottenere la posizione ricercata $d_{i,r}$.

Ogni satellite invia al ricevitore GPS un flusso di dati con velocità pari a 50 bit/s il quale è diviso in trame di 30 secondi (si veda [14], pp. 25-26): ognuna di esse contiene 1500 bit di informazione. Ciascuna trama è, poi, suddivisa in 5 sottotrame ciascuna contenente 300 bit. La prima sottotrama contiene il fattore di correzione dell'orologio del ricevitore GPS; la seconda e la terza contengono le effemeridi che definiscono l'orbita corrente del satellite; la quarta sottotrama contiene messaggi relativi alla navigazione ed allo stato del satellite; la quinta contiene l'almanacco della costellazione. I satelliti, inoltre, trasmettono periodicamente (fino ad un massimo di 1000 volte al secondo) un impulso di sincronizzazione; il ricevitore GPS aggiorna le loro coordinate e il suo orologio interno ogni 30 secondi, mentre valuta la sua distanza da ogni satellite per mezzo del tempo impiegato da ogni impulso a raggiungerlo, facendo riferimento al proprio clock corretto ogni 30 secondi. Il ricevitore è in grado di fornire la sua posizione ogni 250 ms mediante la trasmissione di 100 bit. In linea teorica l'aggiornamento potrebbe avvenire ogni millisecondo, ma questo non è possibile in quanto il ricevitore GPS calcola la propria posizione, oltre che con l'impulso ricevuto dal satellite, anche valutando il ritardo necessario ad allineare un'opportuna sequenza pseudocasuale locale con quella ricevuta. Questa operazione richiede del tempo e, attualmente, può essere realizzata fino a 4 volte al secondo.

Per quanto riguarda la precisione, quella che si ottiene nelle misure civili (codice C/A) con ricevitori economici è di circa 10 m, grazie al fatto che la restrizione sulla precisione del codice C/A, introdotta un tempo dagli Stati Uniti, è stata parzialmente rimossa. Se il ricevitore è in grado di ricevere i segnali da più di quattro satelliti contemporaneamente, è possibile sfruttare algoritmi matematici di correzione degli errori in modo da aumentare la precisione fornita. Questo può essere ottenuto anche mediante tecniche differenziali utilizzando una serie di stazioni di terra: in questo modo è possibile ridurre una parte significativa dell'errore commesso, dovuto al ritardo nella propagazione del segnale radio quando questo attraversa la ionosfera e la troposfera.

Il GPS differenziale, si veda [14] (cap. 6), è detto DGPS (*Differenzial GPS*) e comporta la cooperazione di due ricevitori: uno fisso, posto in un luogo di coordinate note a priori e utilizzato come stazione di riferimento, cioè in grado di ricevere con continuità il segnale emesso dal satellite, e l'altro mobile, che esegue le misure di posizione. I due ricevitori devono essere in grado di comunicare tra loro e devono essere posti ad una distanza non superiore a 200 km. Se essi risultano relativamente vicini, rispetto alla distanza con il satellite, il percorso del segnale, e quindi l'errore introdotto, può ritenersi praticamente uguale per entrambi ed essere perciò rimosso per differenza. Conoscendo la posizione del ricevitore di riferimento, si calcola il tempo necessario al segnale radio per raggiungerlo e lo si confronta con quello misurato. La differenza fornisce il termine per la correzione dell'errore, che viene poi inviato al ricevitore mobile; i dati di correzione trasmessi riguardano tutti i satelliti che la stazione fissa è in grado di ricevere. Affinché il ricevitore mobile possa apportare le necessarie correzioni durante gli intervalli di tempo tra un aggiornamento e il successivo, vengono anche trasmessi i tassi di variazione delle correzioni stesse.

La migliore precisione introdotta dal DGPS non elimina, però, tutti gli errori; occorre anche considerare, ad esempio, le imprecisioni sulla collocazione del sito. Inoltre è utile osservare che la correzione è tanto più efficace quanto più il ricevitore mobile è vicino al sito di riferimento.

3.2.3 Parametri relativi alla pressione

Per il corretto monitoraggio delle condizioni di volo del velivolo occorre rilevare le pressioni che agiscono sulla sua struttura. A questo scopo è necessario tener presente due importanti teoremi, (si veda [15], pp. 432-433), validi nel campo subsonico, cioè considerando l'aria non comprimibile[2]:

1. *Teorema di continuità*: in un tubo di flusso la quantità di fluido che entra è sempre uguale a quella che esce e, lungo il tubo, la velocità è maggiore nella sezione minore e viceversa, in rapporto inverso alla sezione delle aree stesse;

[2] Il mezzo nel quale il velivolo si muove, cioè l'aria, viene considerato un fluido incomprimibile per velocità di volo sino a 200 m/s.

2. *Teorema di Bernoulli*: lega tra loro la velocità della vena fluida e la sua pressione statica secondo la seguente relazione:

$$p_s + \frac{1}{2}\rho v^2 = P_{tot} = cost \tag{3.3}$$

dove p_s è la pressione statica, mentre il secondo termine della somma rappresenta la pressione dinamica (ρ indica la densità del fluido, v la sua velocità), cioè l'equivalente in pressione della velocità del fluido.

La pressione statica e quella dinamica sono le grandezze che occorre monitorare nel caso in esame, il che può essere fatto sfruttando il principio del tubo di Pitot (si veda [11]). La pressione statica viene rilevata mediante opportuni sensori situati ai lati della fusoliera (prese statiche), mentre quella dinamica viene ottenuta per differenza tra la pressione totale, misurata tramite un sensore posizionato sulla punta della fusoliera (presa d'impatto), e quella statica. Come si può notare dall'equazione (3.3), l'indicazione della pressione dinamica è influenzata dalla densità dell'aria e dipende, quindi, dalla quota.

3.2.4 Parametri relativi alla velocità

Le velocità che è necessario monitorare sono, si veda [11], la velocità verticale, detta *barometrica*, e la velocità vera dell'aria, detta TAS (*True Air Speed*).

La velocità verticale viene rilevata sfruttando la misura di un altro parametro, cioè la *quota barometrica*. Essa indica la distanza verticale tra un punto del terreno ed il livello del mare; impropriamente, ma ormai diffusamente, si usa anche per indicare la distanza verticale tra il velivolo ed una superficie di riferimento, di solito il livello del mare (SL, *Seal Level*).

Per misurare la velocità di volo si utilizza il cosiddetto "anemometro a tubo di Pitot" (si veda quanto illustrato nel paragrafo § 3.2.3); con esso, ricordando l'equazione (3.3), è possibile ottenere l'indicazione reale della velocità, ma soltanto se la densità dell'aria, entro la quale il velivolo si muove, coincide con quella dell'*aria tipo*[3] a livello del mare. Negli altri casi la velocità

[3] È l'aria a caratteristiche standard, alla quale si riferiscono le prestazioni del velivolo e dei motori riportate nei manuali. A livello del mare essa è caratterizzata da: *Temperatura* +15 °C, *Pressione* 1013,2 millibar, *Peso specifico* 1,226 kg/m^3. Un metodo empirico, ma efficace, è quello di considerare la diminuzione di temperatura di 2 °C ogni 1000 Fts.

misurata è la velocità indicata dell'aria, detta IAS (*Indicate Air Speed*). Se la densità dell'aria varia, in diminuzione o in aumento, la TAS sarà maggiore della IAS nel primo caso e minore nel secondo, in accordo con la relazione:

$$TAS = IAS\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \tag{3.4}$$

dove ρ è la densità effettiva dell'aria dentro la quale il velivolo si muove. Per conoscere la TAS è quindi necessario correggere la misura della IAS mediante apposite tabelle in funzione della quota e della temperatura. Una regola empirica, ma efficace, che però tiene conto della sola variazione di quota è la seguente:

$$TAS = IAS + (2\% IAS \text{ ogni } 1000 \text{ Fts}) \tag{3.5}$$

I velivoli moderni hanno comunque uno strumento che fornisce direttamente il valore della TAS.

3.2.5 Bit rate relativo al flusso dati aeronautico

I parametri analizzati nei paragrafi precedenti vengono utilizzati per poter effettuare una stima del bit rate relativo al flusso dati della parte aeronautica, nell'ambito del telecomando e della telemetria. Le voci necessarie a questo scopo sono l'intervallo di valori da coprire, la precisione necessaria e la frequenza con cui devono essere aggiornati; esse sono state fornite dal *Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e Spaziale* del Politecnico di Torino, in base alle future condizioni di funzionamento previste per il velivolo, e vengono raccolte nella tabella 3.1. Per calcolare la quantità di valori necessari all'interno del range fornito (relativo ad ogni parametro), si è diviso quest'ultimo per la precisione richiesta; nel caso in cui la precisione sia espressa in percentuale, la quantità di valori viene calcolata come: 100/precisione. Dal numero di valori si è effettuata la conversione in numero di bit prendendone il logaritmo in base 2 ed arrotondandone il risultato all'intero superiore per ottenere un numero intero. Nella tabella 3.2 vengono riportati i valori del bit rate minimo e di quello effettivo. Quello minimo è stato calcolato moltiplicando la quantità di bit ottenuta per la rispettiva frequenza con cui devono essere aggiornati; quello effettivo tiene conto del fatto che la trasmissione

Tabella 3.1. Dati aeronautici relativi al telecomando e alla telemetria del velivolo

Descrizione	**Range**	**Precisione**	**Frequenza**
			[Hz]
Velocità ang. asse corpo p	(-20÷20) gradi/s	0.01%	100
Velocità ang. asse corpo q	(-20÷20) gradi/s	0.01%	100
Velocità ang. asse corpo r	(-20÷20) gradi/s	0.01%	100
Accelerazione asse corpo N_x	(0÷5) g	0.03%	100
Accelerazione asse corpo N_y	(0÷5) g	0.03%	100
Accelerazione asse corpo N_z	(0÷10) g	0.03%	100
Angolo di rollio	(-100÷100) gradi	0.5 gradi	100
Angolo di pitch	(-90÷90) gradi	0.5 gradi	100
True Heading	(0÷360) gradi	1 grado	20
GPS	-	100 bit	4
Pressione statica	(0÷43) Inch Hg	0.02%	20
Pressione dinamica	(0÷24) Inch Hg	0.02%	20
Quota barometrica	(0÷30) km	20 m	20
Velocità barometrica	(-10÷10) m/s	0.5 m/s	20
True Air Speed	(0÷50) m/s	0.5 m/s	20

avviene ad ottetti e quindi il numero di bit calcolato, in ogni parametro, è stato espanso al multiplo di otto immediatamente superiore.

3.3 Dati energetici

Un'ulteriore analisi del flusso dati da trasmettere e da ricevere considera i parametri di carattere energetico relativi, in particolar modo, alle celle a combustibile, dette *fuel cells*. Per poter identificare la quantità di informazione utile per un corretto funzionamento delle celle a combustibile, è necessario comprendere il loro principio di funzionamento. Di seguito si analizzeranno le nozioni fondamentali indispensabili per la comprensione del tipo di dati, da monitorare e da controllare, forniti dai sensori relativi alle fuel cells presenti a bordo del velivolo.

Tabella 3.2. Velocità del flusso dati relativo ai patrametri aeronautici

Descrizione	Bit Rate minimo	Bit Rate effettivo
	[kbit/s]	[kbit/s]
Velocità angolare asse corpo p	1.4	1.6
Velocità angolare asse corpo q	1.4	1.6
Velolità angolare asse corpo r	1.4	1.6
Accelerazione asse corpo N_x	1.2	1.6
Accelerazione asse corpo N_y	1.2	1.6
Accelerazione asse corpo N_z	1.2	1.6
Angolo di rollio	0.9	1.6
Angolo di pitch	0.9	1.6
True Heading	0.18	0.32
GPS	0.4	0.416
Pressione statica	0.26	0.32
Pressione dinamica	0.26	0.32
Quota barometrica	0.22	0.32
Velocità barometrica	0.12	0.16
True Air Speed	0.14	0.16
Totale	***11.18***	***14.816***

3.3.1 Principio di funzionamento delle celle a combustibile

L'energia elettrica è la più versatile forma di energia utilizzabile. Il suo maggiore inconveniente, però, è certamente la sua produzione che di solito necessita di impianti elettrici di grandi dimensioni se si vuole ottenere una sufficiente quantità di potenza. Le comuni batterie, nonostante abbiano il vantaggio di poter essere anche molto piccole, hanno un'energia limitata sia come quantità che come durata. Questi svantaggi conducono perciò ad un abbandono dell'utilizzo delle comuni batterie su Heliplat, a favore invece delle più vantaggiose celle a combustibile.

Una cella a combustibile trasforma l'energia chimica in energia elettrica e può essere definita come qualcosa tra un normale motore a combustibile e una batteria. Come il primo è continuamente alimentato da un'appropriato carburante e come la seconda produce energia elettrica continua. Il principio di funzionamento delle celle a combustibile, si veda [16, 17], è relativamente semplice: fondamentalmente è l'opposto dell'elettrolisi dell'acqua. In una cella a combustibile l'idrogeno, cioè il combustibile, è combinato con l'ossigeno attraverso degli elettrodi ed un elettrolita per formare l'acqua; durante questo processo si genera l'elettricità . Facendo riferimento alla figura 3.5, è possibile esemplificare il principio di funzionamento secondo i seguenti passi:

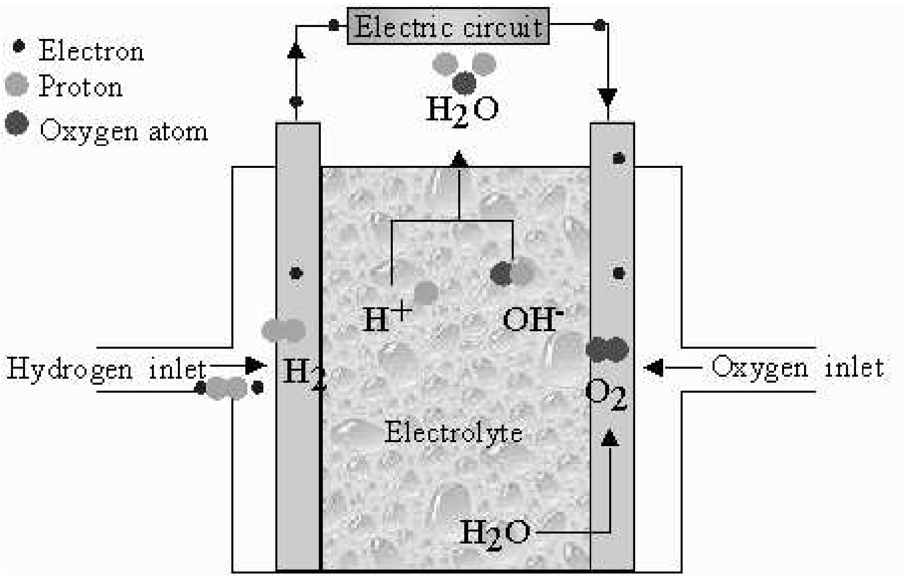

Figura 3.5. Esemplificazione del principio di funzionamento delle celle a combustibile

1. la reazione chimica inizia quando dall'anodo della cella a combustibile viene inserito l'idrogeno. L'anodo permette all'idrogeno di rilasciare i suoi elettroni diventando una particella carica positivamente chiamata ione H^+;

2. dal lato opposto della cella il catodo absorbe l'ossigeno generando un potenziale che richiama gli elettroni attraverso un circuito esterno. Quando l'ossigeno absorbito riceve due elettroni forma, grazie all'acqua presente nell'elettrolita, una particella carica negativamente detta ione ossidrile (OH^-), che si combina, poi, con gli ioni H^+;

3. dal punto di vista dell'elettrolita ci sono sia una carica positiva che negativa insieme. Esso funziona come una valvola unidirezionale bloccando gli elettroni, l'idrogeno gassoso, l'ossigeno gassoso e lo ione ossidrile, permettendo soltanto alle cariche positive H^+ di diffondersi attraverso di esso;

4. quando uno ione H^+ incontra uno ione OH^- reagisce con esso formando l'acqua (H_2O). Il catodo espelle l'acqua ed absorbe più ossigeno per iniziare nuovamente la reazione.

La singola struttura appena descritta non è in grado di alimentare un dispositivo elettrico in quanto può generare, al più, un potenziale di 1 V. Per ottenere un valore di tensione maggiore è possibile assemblare insieme una serie di celle detta *stack*. La quantità di corrente elettrica che una cella può produrre, a parità di tensione, è proporzionale alla sua dimensione.

Per quanto riguarda il carburante, si veda [16] (p. 3), di solito esso non è costituito direttamente da idrogeno gassoso, ma da combustibili più convenienti come idrocarburi, metanolo o idrazina; quest'ultima, sebbene tossica e molto costosa, risulta avere un rendimento elevato. I combustibili citati vengono fatti reagire con un apposito catalizzatore, a determinate temperature, formando idrogeno e altri prodotti che devono essere rimossi.

L'efficienza degli impianti di potenza delle celle a combustibile è quasi doppia rispetto a quella degli impianti convenzionali. Inoltre essa non è in funzione della dimensione dell'impianto e del carico a cui le celle sono collegate: gli impianti delle celle a combustibile in piccola scala hanno la stessa efficienza di quelli su larga scala e, analogamente, le operazioni a carico parziale hanno la stessa efficienza di quelle a pieno carico. Questo aspetto è importante in quanto un'elevata efficienza significa risparmio di carburante da parte del produttore e di costi per il consumatore.

3.3.2 Parametri del sistema energetico

A bordo del velivolo è necessario avere tre serbatoi: uno per l'acqua, uno per l'idrogeno e uno per l'ossigeno. In essi, così come in altri punti del sistema energetico, è necessario monitorare la pressione, mediante un sensore P, la temperatura, mediante un sensore T, e la portata, mediante un sensore W, come illustrato in figura 3.6.

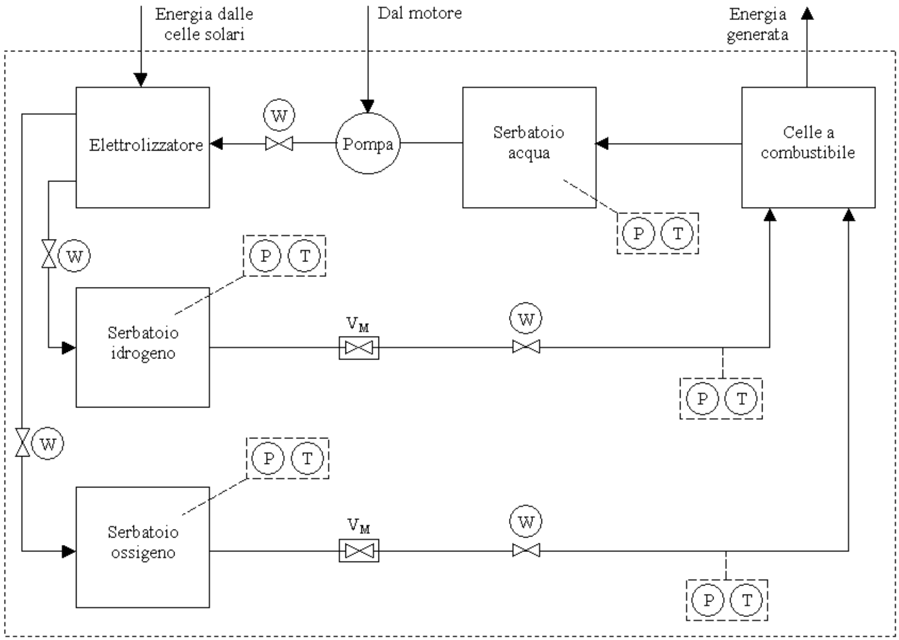

Figura 3.6. Schema di funzionamento del sistema energetico

Essa mostra la presenza di un elettrolizzatore il quale, alimentato dalle celle solari (si veda § 3.4.1), durante il giorno separa l'acqua contenuta nel relativo serbatoio, che probabilmente sarà collocato nelle ali del velivolo, in idrogeno e ossigeno, raccolti anch'essi nelle rispettive cisterne (come si vedrà in seguito, i serbatoi vengono mantenuti sotto pressione e vengono controllati in temperatura). Durante la notte, invece, l'idrogeno e l'ossigeno vengono mandati alle celle a combustibile mediante apposite valvole motorizzate, indicate con V_M, che ne regolano il flusso. Le celle a combustibile produrranno, con un certo rendimento, l'energia necessaria ad alimentare i motori e l'acqua da riportare nuovamente nel serbatoio per mezzo di una pompa centrifuga. Sia le valvole motorizzate che la pompa vengono alimentate elettricamente, mediante appositi comadi da terra, e viene monitorato il loro corretto funzionamento tramite la telemetria. In generale, però, il sistema difficilmente richiederà sia la pompa sia le valvole motorizzate: se la pompa è a numero di giri variabile, automaticamente varierà il suo punto di funzionamento in funzione della portata, senza bisogno di una regolazione fine con valvole motorizzate. Se invece la pompa è a numero di giri fisso è sufficiente un controllo ON/OFF affiancato, però, all'uso di valvole il cui motorino deve poter essere controllato in modo continuo.

Siccome il funzionamento delle celle a combustibile si basa su particolari reazioni chimiche (si veda a tale proposito quanto esposto nel § 3.3.1) è fondamentale poter controllare le variabili termodinamiche di maggior interesse. Affinchè le reazioni avvengano correttamente, infatti, è necessario garantire determinati valori di temperatura nei serbatoi dove gli opportuni reagenti vengono raccolti. Gli elettroliti acquosi, inoltre, sono utilizzabili solo fino ad una temperatura massima di 100 °C (o poco più), a causa della loro rapida degradazione alle alte temperature ed alla loro elevata pressione di vapore acqueo, e fino ad una temperatura minima di 0 °C, a causa del problema della solidificazione dell'elettrolita acquoso in ghiaccio. La temperatura operativa gioca un ruolo importante anche nella scelta del tipo di carburante da utilizzare; nella maggior parte delle applicazioni pratiche, le *celle a bassa temperatura*[4] con elettrolita acquoso possono utilizzare, come carburante, soltanto l'idrogeno. Le *celle ad alta temperatura*, invece, possono fare uso anche di idrocarburi in quanto, in queste condizioni, è necessaria una minore attività catalitica. Il controllo della temperatura è dunque fondamentale anche nel processo di "estrazione" dell'idrogeno dal carburante utilizzato, ad esempio idrazina, che deve avvenire sotto precise condizioni termiche. Da queste considerazioni si evince l'importanza di inviare a terra dati precisi sulle temperature che vengono rilevate da opportuni sensori.

Uno dei problemi principali delle celle a combustibile, si veda [17] (p. 130), è quello di accelerare le reazioni che avvengono al loro interno; questo sarebbe possibile lavorando a temperature elevate le quali, però, sono strettamente limitate ad un centinaio di gradi centigradi per i motivi descritti in precedenza. Un possibile rimedio consiste nell'utilizzare una soluzione salina che presenta, però, problemi di corrosione. Un metodo alternativo per operare

[4]Esistono due tipi di celle solari a seconda della temperatura di funzionamento: le *Low Temperature Fuel Cells* e le *High Temperature Fuel Cells*.

al di sopra di 100 °C consiste nel lavorare sotto pressione; in questo caso risultano ancora validi i vantaggi relativi all'utilizzo di soluzioni elettrolitiche acquose. Inoltre lavorando a pressioni elevate è possibile ridurre il volume occupato dall'idrogeno e dall'ossigeno; l'obiettivo è quello di riuscire a lavorare con una pressione fino a 20 bar alla temperatura di 10 °C. Da quanto esposto si deduce che è anche necessario disporre di sensori di pressione per poter monitorare le corrette condizioni di lavoro.

3.3.3 Bit rate relativo al flusso dati energetico

I parametri del sistema energetico che è necessario rilevare sono stati analizzati nel paragrafo precedente: come si è visto, essi vengono misurati tramite opportuni sensori e le informazioni così ricavate vanno a costituire il flusso dati relativo alla parte energetica. Per ogni parametro è necessario rilevare la quantità di dispositivi necessari, la precisione richiesta e la frequenza con cui devono essere aggiornati i dati. Tali informazioni sono state fornite dal *Dipartimento di Ingegneria Energetica* del Politecnico di Torino, sulla base delle condizioni di lavoro previste a bordo del velivolo, e vengono raccolte nella tabella 3.3. Per poter monitorare le grandezze rilevate dai sensori e i

Tabella 3.3. Dati energetici relativi alle celle a combustibile

Descrizione	**Quantità**	**Precisione**	**Frequenza**
		[digit]	[Hz]
Sensori di pressione	5	4	1
Sensori di temperatura	5	4	1
Sensori di portata	6	4	1
Pompa cenrifuga	1	4	1
Valvole motorizzate	2	4	1

dispositivi relativi al sistema energetico è richiesta una precisione di quattro cifre decimali (digit). Con procedimento analogo a quello visto nel caso aeronautico (§ 3.2.5), si è calcolato il numero di bit per ogni voce e quindi, in base alla frequenza, il bit rate minimo e quello effettivo, cioè considerando gli ottetti. I risultati sono mostrati in tabella 3.4. Siccome uno studio defini-

Tabella 3.4. Velocità del flusso dati relativo ai patrametri energetici

Descrizione	Bit Rate minimo	Bit Rate effettivo
	[bit/s]	[bit/s]
Sensori di pressione	70	80
Sensori di temperatura	70	80
Sensori di portata	84	96
Pompa centrifuga	14	16
Valvole motorizzate	28	32
Totale	***266***	***304***

tivo sui parametri del sistema energetico non esiste ancora, al più potrebbe essere necessario raddoppiare il numero di dispositivi e quindi il bit rate totale; questa modifica risulterebbe comunque del tutto ininfluente sul calcolo del flusso dati complessivo, che verrà esaminato nel § 3.5, e in seguito verrà perciò trascurata.

3.4 Dati elettrici

Il flusso dati da trasmettere e ricevere tra terra e velivolo comprende, oltre a quanto fin qui analizzato, anche le informazioni di carattere elettrico. Queste riguardano in particolar modo il monitoraggio delle celle solari (o celle fotovoltaiche), nonché la gestione dei motori di bordo ed una completa diagnostica degli azionamenti elettrici indispensabili per un corretto funzionamento del velivolo. Nel seguito, come nelle sezioni precedenti, verranno brevemente analizzate le nozioni basilari, relative alle celle solari che rappresentano la parte più critica del sistema elettrico, per poter comprendere i parametri fondamentali da controllare.

3.4.1 Principio di funzionamento delle celle solari

Le celle solari sono dei dispositivi che convertono l'energia solare in elettricitào direttamente, tramite l'effetto fotovoltaico, o indirettamente, convertendo dapprima l'energia solare in calore o in energia chimica (si veda [18]).

Quelle più comuni sfruttano l'effetto fotovoltaico (PV, *Photovoltaic*) in cui la luce cade su un dispositivo semi-conduttore a due strati rilasciando al suo interno cariche elettriche (elettroni e lacune) libere di muoversi, come mostrato in figura 3.7. Tale processo fa si che si produca una differenza di

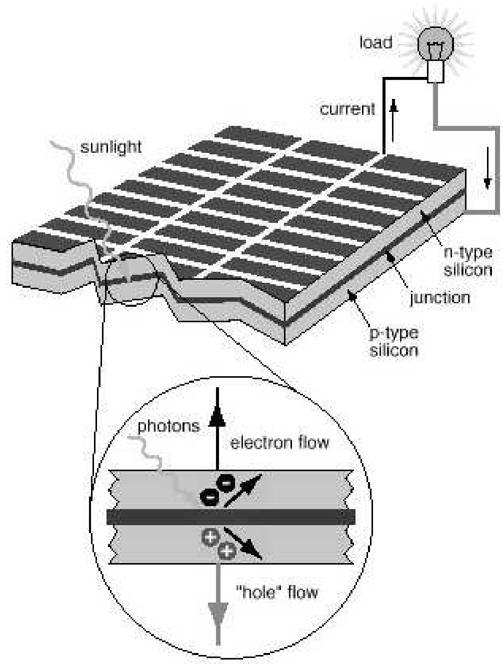

Figura 3.7. Effetto fotovoltaico in una cella solare

potenziale tra essi, detta *fotovoltaggio*. Questo tipo di cella viene chiamata *flat panel* ed è di grandi dimensioni; esiste anche un altro tipo di cella solare, detta *concentrator*, la quale è di piccole dimensioni ed utilizza specchi o lenti per concentrare la luce del sole. La scelta del tipo di cella è determinata dal costo e dal peso del sistema.

Le celle solari vengono costruite, si veda [19], partendo da strati di singolo cristallo, o di tipo policristallino o da film sottile. Un pannello solare contiene due strati di silicio, uno esposto alla luce del sole e l'altro al buio (sul retro del pannello). Sul lato esposto è presente una griglia di metallo per i contatti elettrici, grande abbastanza per raccogliere facilmente la corrente prodotta dalle celle e piccola abbastanza per non ostruire la luce che colpisce la superficie.

Siccome le singole celle fotovoltaiche hanno una tensione di lavoro di circa 0.5 V, di solito sono connesse insieme in serie, formando una struttura detta *pannello*, in modo da fornire tensioni più elevate. All'interno del pannello ogni area rettangolare delineata dai contatti elettrici è una cella solare: queste possono essere centinaia.

Se un'applicazione richiede più potenza di quella fornita dal singolo pannello, possono essere realizzati dei sistemi più grandi collegando assieme un certo numero di pannelli aumentandone, però, la complessità.

3.4.2 Parametri del sistema elettrico

Le grandezze da controllare in questo sistema sono relative alle tensioni dei dispositivi utilizzati ed alla temperatura a cui essi sono sottoposti nelle condizioni di normale funzionamento. Una parte importante da comandare e monitorare riguarda i motori di bordo: il numero di azionamenti previsti sul velivolo è pari ad otto. Su ognuno di essi è necessario eseguire delle operazioni di controllo del normale funzionamento e di diagnostica per mezzo di un microprocessore che è in grado di comunicare in modo bidirezionale, su un canale indipendente o comunque riconoscibile, utilizzando segnali basati su almeno sei bit. Questi ultimi corrispondono a segnali di diagnosi e comando codificati attraverso un opportuno protocollo; nel § 3.4.3 tali bit verranno posti pari ad otto per ragionare in ottetti. Il microprocessore viene anche utilizzato nelle situazioni di emergenza, ad esempio per comandare da terra l'esclusione di un motore nel caso in cui esso comprometta il corretto funzionamento del velivolo (si pensi alla situazione in cui esso vada in fiamme). Pertanto è necessario poter inviare a terra i segnali relativi ai valori di temperatura rilevati in un certo numero di punti (al più 16) del sistema di azionamenti.

Occorre anche monitorare il funzionamento delle celle fotovoltaiche, per cui il flusso dati di telemetria conterrà anche dei segnali riguardanti i valori di tensione e temperatura rilevati in opportune posizioni di tali dispositivi; anche in questo caso il numero di sensori è al più pari a 16. La necessità di monitorare la temperatura è dovuta al fatto che, al di fuori dell'intervallo di valori di funzionamento previsto, le celle solari non funzionano più correttamente o rischiano di danneggiarsi.

Il sistema elettrico prevede anche la presenza di batterie tampone per garantire la tensione agli *inverter*[5] dei motori con una dinamica sufficientemente veloce che le celle al momento non possono, probabilmente, supportare. Come nel caso delle celle solari, anche per le batterie è necessario monitorare la tensione e la temperatura di funzionamento.

3.4.3 Bit rate relativo al flusso dati elettrico

La rilevazione delle grandezze elettriche che vanno a comporre il flusso dati, tiene conto della quantità di dispositivi da controllare, dell'intervallo di valori all'interno del quale possono oscillare, della precisione necessaria e della frequenza di aggiornamento. Tali specifiche sono state fornite dal *Dipartimento di Ingegneria Elettrica Industriale* del Politecnico di Torino e tengono conto delle caratteristiche di funzionamento richieste dai dispositivi a bordo del velivolo; i risultati sono mostrati in tabella 3.5. Nel caso delle batterie tampone, delle celle solari e degli azionamenti, la voce quantità indica il numero di sensori necessari a monitorare la relativa grandezza.

Tabella 3.5. Dati relativi ai parametri elettrici

Descrizione	**Quantità**	**Range**	**Precisione**	**Freq.**
				[Hz]
Tensione batt. tamp.	8	(-0÷400) V	10 V	1
Temper. batt. tamp.	8	(-50÷100) °C	1 °C	1
Tensione celle solari	16	(0÷400) V	10 V	1
Temper. celle solari	16	(-50÷300) °C	1 °C	1
μP di gestione	8	-	8 bit	1
Temper. azionamenti	16	(-50÷250) °C	1 °C	1

Nella tabella 3.6, invece, vengono riportati il bit rate minimo e quello effettivo calcolati con il procedimento già utilizzato nel caso aeronautico,

[5] L'inverter è un dispositivo che trasforma l'alimentazione continua in alternata.

§ 3.2.5, e in quello energetico, § 3.3.3.

Tabella 3.6. Velocità del flusso dati relativo ai parametri elettrici

Descrizione	**Bit Rate minimo**	**Bit Rate effettivo**
	[bit/s]	[bit/s]
Tensione batt. tamp.	48	64
Temperatura batt. tamp.	64	64
Tensione celle solari	96	128
Tempereratura celle solari	144	256
μP di gestione	64	64
Temperatura azionamenti	144	256
Totale	***560***	***832***

3.5 Flusso dati complessivo in down-link

La stima del flusso dati complessivo in down-link può essere ottenuta sommando i risultati relativi alle sezioni aeronatutica, energetica ed elettrica analizzate in precedenza. Tale risultato è riportato nella tabella 3.7 mantenendo la distinzione tra bit rate minimo ed effettivo. Come si può notare,

Tabella 3.7. Velocità del flusso dati complessivo in down-link

Flusso dati	**Bit Rate minimo**	**Bit Rate effettivo**
	[kbit/s]	[kbit/s]
Aeronautico	11.180	14.816
Energetico	0.266	0.304
Elettrico	0.560	0.832
Complessivo	***12.006***	***15.952***

la parte rilevante risulta essere quella relativa ai parametri di carattere aeronautico, mentre incidono poco le sezioni energetica ed elettrica. Questo è spiegabile in quanto le grandezze relative al corretto mantenimento in volo dell'aereo risultano presenti in quantità nettamente superiore rispetto a quelle degli altri sistemi.

Nel § 3.3.3 si era accennato all'eventualità di raddoppiare il flusso dati energetico. Questo porterebbe ad un bit rate totale rispettivamente di 12.272 kbit/s per quello minimo, e di 16.256 kbit/s per quello effettivo; la variazione risulta pertanto del tutto trascurabile confermando, dunque, quanto già anticipato. Al valore di bit rate così calcolato bisognerà ancora aggiungere alcuni bit dedicati alla telemetria dei dati relativi al corretto funzionamento dei payload di bordo: questi dati sono di tipo asincrono, ma si può ipotizzare di fissare a zero tali bit nei momenti in cui essi non vengano utilizzati. Al momento, comunque, non sono ancora disponibili dei dati certi sul numero di bit effettivamente richiesto dai dispositivi che verranno montati a bordo di Heliplat. I tipi di payload più critici, dal punto di vista del flusso dati, sono quelli ottici, in quanto richiedono un elevato numero di controlli.

Il flusso dati che occorrerà fisicamente trasmettere dovrà tenere conto, oltre che dei bit riservati al monitoraggio dei payload, anche di quelli utilizzati per l'intestazione dei pacchetti con cui viene trasferita l'informazione (si veda il capitolo 2 relativo alla filosofia CCSDS). Con queste aggiunte viene ipotizzato un bit rate in down-link di *32 kbit/s*, cioè pari a circa il doppio di quello effettivo complessivo mostrato in tabella 3.7.

3.6 Flusso dati complessivo in up-link

Per valutare il flusso dati necessario in up-link, occorre tener presente che possono essere utilizzate due opzioni in funzione dell'entità di dati da trasmettere.

La prima è quella relativa alle normali condizioni di volo, in cui è presente a bordo un dispositivo software, denominato *flight-manager*, che gestisce il volo utilizzando delle rotte predefinite memorizzate al suo interno. Questi dati vengono poi forniti all'*autopilota* il quale consente di utilizzare il flusso ricevuto per calcolare le opportune correzioni da fornire al velivolo. In questa situazione si suppone, in seguito alla simmetria tra i parametri da monitorare e da telecomandare, di dedicare lo stesso bit rate valutato per il down-link. Anche in questo caso appare dunque adeguato un valore di bit rate pari a *32 kbit/s*; come visto nel § 3.5, esso tiene già conto dell'intestazione dei pacchetti e dei comandi da inviare da terra per telecomandare i payload (ad esempio l'accensione, lo spegnimento, il puntamento, ecc.).

La seconda opzione viene invece utilizzata in condizioni di emergenza, cioè quando nel flusso dati della telemetria si riscontrano delle anomalie rispetto alle rotte predefinite contenute nel flight-manager; i comandi necessari vengono allora inviati direttamente da terra, oppure è possibile trasmettere un'intera nuova rotta come una successione di punti raccolti in una tabella; un'altra eventualità potrebbe essere l'aggiornamento del software presente a bordo, eseguendo il caricamento di eventuali programmi o dati. Per tenere conto di tutte queste possibilità, il bit rate utilizzato in up-link in condizioni di normale funzionamento (32 kbit/s) è stato maggiorato ad un valore pari a *100 kbit/s*.

Bibliografia

[1] *Telecommand: Summary of Concept and Rationale*, Report CCSDS 200.0-G-6, Green Book, Issue 6, Washington D.C., January, 1987, http://www.ccsds.org/all_books.html#telecommand

[2] *Telecommand, Part 1: Channel Service*, Recommendation CCSDS 201.0-B-3, Blue Book, Issue 3, Washington D.C., June, 2000, http://www.ccsds.org/all_books.html#telecommand

[3] *Telecommand, Part 2: Data Routing Service*, Recommendation CCSDS 202.0-B-2, Blue Book, Issue 2, Washington D.C., November, 1998, http://www.ccsds.org/all_books.html#telecommand

[4] *Telecommand, Part 2.1: Command Operation Procedures*, Recommendation CCSDS 202.1-B-1, Blue Book, Issue 1, Washington D.C., October, 1991, http://www.ccsds.org/all_books.html#telecommand

[5] *Telecommand, Part 3: Data Management Service*, Recommendation CCSDS 203.0-B-1, Blue Book, Issue 1, Washington D.C., January, 1987, http://www.ccsds.org/all_books.html#telecommand

[6] *Telemetry: Summary of Concept and Rationale*, Report CCSDS 100.0-G-1, Green Book, Issue 1, Washington D.C., December, 1987, http://www.ccsds.org/all_books.html#telemetry

[7] *Telemetry Channel Coding*, Recommendation CCSDS 101.0-B-3, Blue Book, Issue 3, Washington D.C., May, 1992,

http://www.ccsds.org/all_books.html#telemetry

[8] *Packet Telemetry*, Recommendation CCSDS 102.0-B-2, Blue Book, Issue 2, Washington D.C., January, 1987, http://www.ccsds.org/all_books.html#telemetry

[9] *Packet Telemetry Services*, Recommendation CCSDS 103.0-B-1, Blue Book, Issue 1, Washington D.C., May, 1996, http://www.ccsds.org/all_books.html#telemetry

[10] A. Lausetti, F. Filippi, *Elementi di meccanica del volo*, Levrotto & Bella, Torino, Italy, 1956

[11] R. Foschini, *Nozioni di aerodinamica e meccanica del volo*, Esculapio, Bologna, Italy, 1980

[12] A. Leich, *GPS Satellite Surveying*, John Wiley & Sons, New York, USA, 1990

[13] F. Crosilla, L. Mussio, *Il sistema di posizionamento globale satellitare GPS*, CISM, Udine, Italy, 1991

[14] T. Logsdon, *Understanding the Navstar: GPS, GIS, and IVHS*, 2nd ed., Van Nostrand Reinhold, New York, USA, 1995

[15] S. Focardi, I. Massa, U. Uguzzoni *Fisica generale: meccanica e termodinamica*, Ambrosiana, Milano, Italy, 1999

[16] R. Noyes, *Fuel cells for public utility and industrial power*, Noyes Data Corporation, Park Ridge, New Jersey, USA, 1977

[17] W. Mitchell jr., *Fuel Cells*, Accademic Press, New York, USA, 1963

[18] C. Hu, R. M. White *Solar Cells from basic to advanced systems*, McGraw Hill, New York, USA, 1983

[19] M. Sittig, *Solar cells for photovoltaic generation of elettricity: materials, devices and application*, Noyes Data Corporation, Park Ridge, New Jersey, USA, 1979

[20] T. S. Rappaport, *Wireless communications: principles and practice*, Prentice Hall International Editions, New Jersey, USA, 1996

[21] W. C. Jakes jr., *Microwave mobile communications*, John Wiley & Sons, North Andover, Massachusetts, USA, 1974

[22] L. J. Cimini jr., *Analysis and simulation of digital mobile channel using orthogonal frequency division multiplexing*, IEEE Transactions on Communications, Vol. 33, No. 7, July, 1985

[23] M. Alard, R. Lassalle, *Principles of modulation and channel coding for digital broadcasting for mobile receivers*, EBU Review, Tech. No. 224, August, 1987

[24] L. Lo Presti, F. Neri, *L'analisi dei segnali*, 2nd ed., C.L.U.T., Torino, Italy, 1992

[25] S. Benedetto, E. Biglieri, *Trasmission with wireless applications*, Plenum, 1998

[26] A. Baciotti, F. Ricci, *Analisi matematica volume I*, Liguori editore, Napoli, Italia, Ottobre, 1994

[27] J. G. Proakis, M. Salehi, *Communication systems engineering*, Prentice Hall International Editions, New Jersey, USA, 1994

[28] J. Saltz, S. B. Weinstein, *Fourier transform communication system*, presented at the Ass. Comput. Machinary Conference Computers and Communication, Pine Mountains, October, 1969

[29] S. Benedetto, E. Biglieri, V. Castellani, *Digital transmission theory*, Prentice Hall International Editions, Englewood Cliffs, New Jersey, USA, 1987

[30] F. Fagnola, G. Pistone, *Primo semestre di probabilità* , C.L.U.T., Torino, Italy, 1996

[31] P. A. Laurent, *Exact and approximate construction of digital phase modulations by superposition of amplitude modulated pulse (AMP)*, IEEE Transactions on Communications, Vol. COM-34, No. 2, February, 1986

[32] K. Kuchi, V. K. Prabhu, *Power spectral density of GMSK modulation using matrix methods*, IEEE Military Communications Conference Proceedings, Vol. 1, 1999

[33] K. Kuchi, V. K. Prabhu, *Spectral occupancy and error rate considerations of coherent GMSK*, IEEE Wireless Communications and Networking Conference, Vol. 3, 1999

[34] A. Linz, A. Hendrickson, *Efficient implementation of an I-Q GMSK modulator*, IEEE Transactions on Circuit and Systems II: Analog and Digital Signal Processing, Vol. 43, Issue 1, January, 1999

[35] K. Murota, K. Hirade, *GMSK modulation for digital mobile radio telephony*, IEEE Transactions on Communications, Vol. COM-29, No. 7, July, 1981

[36] *TOPSIM IV: user manual*, Politecnico di Torino, Torino, Italy, 1993

[37] L. Lo Presti, M. Mondin, *Design of optimal FIR raised cosine filter*,

Electronics Letters, Vol. 25, No. 7, March, 1989

[38] G. David Forney jr., *Concatenated codes*, M.I.T. Press, Cambridge, Massachusetts, USA, 1966

[39] W. W. Peterson, *Error correcting codes*, M.I.T. Press and John Wiley & Sons, New York, USA, 1961

[40] S. B. Wicker, V. K. Bhargava, *Reed-Solomon codes and their application*, IEEE Press, New York, USA, 1994

[41] R. E. Blahut, *Theory and practice of error control codes*, Addison-Wesley Publishing Company, Reading, Massachusetts, USA, 1983

[42] G. C. Clark jr., J. B. Cain, *Error-correction coding for digital communications*, Plenum, New York, USA, 1981

[43] A. Dholakia, *Introduction to convolutional codes with applications*, Kluwer Accademic Publishers, Norwell, Massachusetts, USA, 1994

[44] J. D. Spragins, J. L. Hammond, K. Pawlikowski *Telecomunications protocols and design*, Addison-Wesley Publishing Company, Reading, Massachusetts, USA, 1991

[45] K. Sigmon, *Matlab: primer*, 4th ed., CRC Press, Boca Raton, Florida, USA, 1994

[46] C. A. Balanis, *Antenna theory: analysis and design*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, USA, 1997

[47] J. D. Kraus, *Antennas*, McGraw Hill, New York, USA, 1950

[48] W. L. Stutzman, G. A. Thiele *Antenna theory and design*, John Wiley & Sons, New York, USA, 1981

[49] G. Vecchi, *Appunti sull'irradiazione e le antenne*, C.L.U.T., Torino, Italy, 1998

[50] G. Monti Guarnieri, *Nozioni sui ponti radio*, IV ed., Tamburini editore, Milano, Italia, 1971

[51] L. J. Ippolito jr., *Radiowave propagation in satellite communication*, Van Nostrand Reinhold Company, New York, USA, 1986