

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica



Definizione dell'architettura
Hardware e Software
di un sistema di strumentazione
per prove di volo

Relatore: prof. Alberto ROLANDO

Tesi di Laurea di:

Michele LATTUADA Matr. 725300

Anno Accademico 2010-2011

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Scopo del lavoro	1
1.2	ULM (Ultra Light Machine)	4
2	Normative	7
2.1	Regolamentazione Italiana	7
2.2	Volo: prestazioni e manovrabilità	8
2.3	Altri requisiti	14
2.4	CS-VLA	15
3	Prove di Volo	17
3.1	Nascita	17
3.2	Scopi	18
3.3	Processo di prova	20
3.4	Esecuzione	21
3.5	Reporting	22
4	Il Sistema Mnemosine	23
4.1	Requisiti	23
4.2	Stato dell'arte	27
4.3	Uso	32
4.3.1	Usi didattici	32
4.3.2	Certificazione	33
5	Evoluzione del Requisito	35
5.1	Modifica dei Requisiti	35
5.2	Definizione Architettura	37
6	Nuova generazione (<i>tisifone</i>)	41
6.1	Progetto Hardware	41
6.1.1	Struttura	42
6.1.2	Sensori Installati	44

6.1.3	Scheda Olimex	52
6.1.4	Serial Block	55
6.1.5	Scheda Madre	57
6.1.6	Scelta del Micro Controllore	58
6.1.7	Fitting dei requisiti	61
6.2	Progetto software	70
6.2.1	RTOS - Sistema operativo real-time	70
6.2.2	Processi logici	72
7	Sviluppi Futuri	81
7.1	Costruzione del prototipo	81
7.2	Utilizzi	82
7.2.1	Prove di volo	82
7.2.2	Acquisizione dati per scuole di volo	83
7.2.3	Prova Idrovolante	84
7.2.4	Test carrello P92	87
7.3	Conclusioni	90
A	Requisito	93
A.1	Introduzione	93
A.2	Scopo	94
A.3	Limiti prestazionali della macchina	94
A.4	Caratteristiche generali del sistema	95
B	D.P.R. Luglio 2010	
	ALLEGATO TECNICO (All. 5)	99
B.1	PREMESSA	99
B.2	SIMBOLI E DEFINIZIONI	100
B.3	CAPITOLO A	102
B.4	CAPITOLO B - VOLO	103
B.5	CAPITOLO - C STRUTTURA	110
B.6	CAPITOLO - D PROGETTO E COSTRUZIONE	125
B.7	CAPITOLO - E GRUPPO MOTOPROPULSORE	135
B.8	CAPITOLO F EQUIPAGGIAMENTI	145
B.9	CAPITOLO G LIMITAZIONI D'IMPIEGO	149
C	Schemi Micro STM	155

Elenco delle figure

3.1	Schema del processo di prova	21
4.1	Schema a nodi di Mnemosine	28
4.2	Struttura del telegramma CAN	29
4.3	Scheda base dei nodi	31
4.4	Schema della scheda base dei nodi	31
6.1	Schema architettura	43
6.2	Modulo GPS LEA 5T	46
6.3	Piattaforma inerziale MTI X-Sens	48
6.4	Trasduttore pressione dinamica HCLA0050EU	49
6.5	Trasduttore pressione totale HCA0611ARH8	50
6.6	Potenziometro lineare FDMK46	51
6.7	Scheda Olimex	53
6.8	Lato superiore	54
6.9	Lato inferiore	54
6.10	Blocco Seriale	56
6.11	Scheda Madre	58
6.12	Schema delle connessioni del micro controllore	61
6.13	Pin Uart 1	63
6.14	Pin Usart 2	63
6.15	Pin Usart 3	64
6.16	Pin Uart 4	64
6.17	Pin Uart 5	65
6.18	Pin CAN	66
6.19	Pin SD	67
6.20	Pin Ingressi Analogici	68
6.21	Pin riservati	69
6.22	Schema logico dei task per il GPS	76
6.23	Schema logico dei task per la piattaforma inerziale	77
6.24	Schema logico dei task per i potenziometri	77
6.25	Schema logico dei task per la Strain Gage	78

6.26	Schema logico dei task per la CDU	78
6.27	Schema logico dei task per il motore	79
B.1	velocità di progetto e fattori di carico limite	113
B.2	Carico alare	113

Elenco delle tabelle

4.1	Range dati acquisiti di Mnemosine	25
6.1	caratteristiche del HCLA0050EU	49
6.2	caratteristiche del HCA0611ARH8	50
6.3	caratteristiche del FDMK46-1000	51
6.4	SD Connector pinout	67
6.5	SD Connector pinout	67

Abstract

Il presente lavoro di tesi si propone di esporre la definizione dell'architettura Hardware e Software, di un sistema di acquisizione dati per prove di volo, definito generalmente con la sigla FTI (Flight Test Instrumentation).

Il sistema che si è voluto progettare è specificatamente pensato per una determinata categoria di macchine volanti, quelle appartenenti alla classe ULM (Ultra Light Machine).

Un sistema FTI già esistente presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, chiamato Mnemosine, è basato su un sistema di nodi collegati mediante 2 data bus. Ogni nodo è dedicato ad uno specifico compito, la comunicazione avviene tra tutti i nodi mediante il protocollo CAFFE, appositamente sviluppato, e i dati sono sincronizzati e memorizzati su un dispositivo di massa rimovibile.

A bordo del velivolo sono presenti alcuni contenitori di alluminio che ospitano i componenti comuni ad ogni nodo oltre a quelli particolari di ognuno, comportando quindi doppioni degli stessi elementi.

Il nuovo sistema proposto, *Tisifone*, presenta invece un'architettura mista: alcune funzioni sono svolte da nodi distribuiti, altre sono concentrate nel nodo centrale; ad un unico microprocessore, in grado di operare in real time, arrivano i segnali direttamente dai sensori disposti sul velivolo.

In questo modo si riduce il numero di componenti in cabina, mantenendo la flessibilità del sistema.

Nella prima parte del lavoro le risorse del microprocessore sono stati configurati in modo da riservare le funzioni utili ad una serie di sensori scelti.

Si è studiata quindi la disposizione hardware e lo schema delle connessioni dei vari componenti del core centrale che sono alloggiati su di una scheda madre la quale ospita tutte le parti elettroniche necessarie.

La seconda parte del lavoro si è invece concentrata sullo studio delle potenzialità del microprocessore definendo lo schema logico che il software dovrà avere una volta programmato.

Con il processore ARM a disposizione, quando un segnale arriva, un interrupt di sistema lo rileva e avvia l'esecuzione di task dedicati che entrano in funzione elaborandolo e memorizzandolo su dispositivo SD.

E' stato infine mostrato come il sistema proposto si adatti ad alcune applicazioni concrete.

Abstract

The present work has the aim to present the preliminary design, ie the definition of the hardware and software, of a data acquisition system for flight testing, generally referred to as FTI (Flight Test Instrumentation).

The system is specifically designed for a particular class of flying machines, those belonging to the class ULM (Ultra Light Machine).

A previous system called Mnemosine is based on a net of nodes connected via two data bus. Each node is dedicated to a specific task, the communication takes place between all nodes using CAFFE protocol and data are synchronized and stored on a removable mass storage device.

On board of the aircraft there are 7 aluminum containers which have inside the common components for each node in addition to the specific components, thus resulting in duplication of the same elements.

The new system, *Tisiphone*, presents a centralized architecture. There is a single microprocessor, capable of operating in real time, which get signals directly from sensors placed on the aircraft.

This reduces the number of components in the cabin.

In the first part of the work the pins of the microprocessor are configured for all the specific sensors.

It has been designed the hardware and the logic pattern of connections of the various components of the central core that are housed on a motherboard that accommodate all the necessary electronic components.

The second part of the work is concentrated on the study of the potential of the microprocessor, defining the logic diagram that the software should be programmed with.

With the ARM processor, when a signal arrives, the system detects an interrupt and starts execution of tasks dedicated tat process and store on SD

card device the datas.

At last they have been identified some possible concrete uses which may require the help of a system such as the one designed.

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Scopo del lavoro

Questa tesi si propone di definire l'architettura Hardware e Software di un Flight Test Instrumentation innovativo da impiegare su velivoli di classe ULM (**Ultra Light Machine**) per l'acquisizione di dati per prove di volo.

Con la sigla **FTI** si intende un sistema installato a bordo di un velivolo, il cui compito è di acquisire, memorizzare e trasmettere a terra diversi parametri relativi al velivolo atti a valutarne le caratteristiche e le prestazioni durante una determinata prova.

Questo genere di apparecchiature richiede una strumentazione molto complessa, data la natura e molteplicità dei parametri che è necessario acquisire durante una prova di volo, ed è di solito ingombrante e costosa.

Per velivoli di aviazione civile e militare di medie/grandi dimensioni si possono raggiungere misure considerevoli per questo genere di apparecchiature, che sono di norma montate su specifici prototipi dei velivoli stessi, in tutto simili ai prodotti di serie, ma ottimizzati per contenere queste apparecchiature e per essere sicuri in caso di guasti o malfunzionamenti, sia del sistema stesso, sia del velivolo in prova.

Le prove di volo che vengono eseguite sui velivoli hanno lo scopo di comprovare le caratteristiche di progetto dell'intero mezzo o di parti di esso e certificarlo per avere l'approvazione degli organismi internazionali di controllo e regolamentazione del volo.

Nel mondo aeronautico sono già presenti diverse aziende che realizzano sistemi di acquisizione dati, ma questi sono di grandi dimensioni quindi molto pesanti, con ingombri rilevanti e anche molto costosi.

Il sistema che si è voluto sviluppare è invece pensato per l'utilizzo su velivoli appartenenti ad una determinata categoria i cui pesi contenuti e dimensioni ridotte richiedono un sistema che sia sviluppato apposta e che non gravi sul peso complessivo del velivolo e sugli spazi utilizzabili.

I velivoli ultraleggeri sono in genere velivoli molto semplici da pilotare, divertenti e basilari per l'introduzione al volo e da qualche tempo richiedono anch'essi delle certificazioni di corrispondenza a determinati requisiti per ottenere i certificati di aero navigabilità.

Anche da un punto di vista didattico questi velivoli sono un ottimo punto di partenza per l'acquisizione delle conoscenze basilari in ogni ambito dell'ingegneria aeronautica, non ultimo quello appunto relativo alle prove di volo.

E' qui che si inserisce il progetto di ricerca **POLI-Flightline** all'interno del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIA) del Politecnico di Milano. Il DIA ha acquistato, diverso tempo fa, un velivolo appartenente alla categoria ULM, un **Technam P92**, per consentire agli studenti di svolgere attività didattica e di ricerca in diversi ambiti, tra cui anche quello delle prove di volo con il corso di Sperimentazione in Volo.

Nel 2008, nell'ambito delle ricerche del progetto POLI-Flightline è stato sviluppato e realizzato un sistema FTI adatto a questo genere di velivoli, che consentisse appunto di svolgere attività didattica e di ricerca.

Questo sistema, chiamato **Mnemosine**, si compone di una rete di nodi collegati tramite un bus dati. Ad ogni nodo corrispondeva un particolare sensore per l'acquisizione di uno specifico dato o gruppo di parametri.

Le caratteristiche principali che un sistema del genere deve soddisfare sono le seguenti:

- **basso costo:** è il requisito più importante considerata la classe di velivoli, la cui caratteristica principale è quella di avere costi di acquisto, manutenzione ed esercizio contenuti;
- **ingombro ridotto:** per consentire lo svolgimento a bordo, dove lo spazio è limitato, delle normali procedure di volo senza comportare disagi o rischi per la sicurezza;
- **flessibilità:** per permettere l'utilizzo in molteplici ambiti;
- **bassa intrusività:** per garantire l'attendibilità delle misure effettuate;

- **possibilità di sviluppo:** per consentire di poter far fronte ad eventuali nuove esigenze di misura che si potrebbero presentare in seguito all'installazione.

Sebbene siano passati pochi anni dallo sviluppo del sistema *Mnemosine* e sebbene esso nel suo complesso rispondesse adeguatamente alle caratteristiche sopra elencate, l'innovazione elettronica, specie nel settore dei semiconduttori e dei micro-controllori, ha indotto a riprogettare completamente il sistema, rendendolo ancora più compatto ed efficiente, sfruttando una nuova famiglia di micro-controllori e di sensori.

La riprogettazione ha quindi interessato sia la parte hardware sia la programmazione del micro controllore. La struttura del sistema è stata rivista condensando in un unico blocco i principali sensori, molto più compatti rispetto ai precedenti, e sfruttando una scheda pre assemblata, messa a disposizione dall'azienda **Olimex**, sulla quale è installato il microprocessore.

Si è rivelato quindi necessario identificare gli ingressi e le uscite del micro-controllore in modo da consentire la corretta connessione dei vari componenti. I dati acquisiti dovranno poi essere memorizzati su una opportuna scheda di memoria di tipo Micro SD. È stato inoltre previsto anche uno schermo LCD per la lettura in tempo reale dei parametri acquisiti.

La programmazione del microprocessore è stata resa la più flessibile possibile, consentendo, come vedremo, di manipolare diversi ingressi simultaneamente e di acquisire un particolare segnale in momenti ben determinati a seconda di quello che richiede la specifica prova alla quale si vuole sottoporre il velivolo.

Come prima attività è stato stilato un documento di requisito con lo scopo di richiamare tutti gli aspetti e le peculiarità che il sistema deve soddisfare nonché i vincoli a cui deve sottostare derivanti dalla tipologia di velivolo e dalla sicurezza degli occupanti.

L'ambito delle prove di volo per la certificazione dei velivoli ultraleggeri è, allo stato attuale, non ben definito, nel senso che è in corso di definizione una normativa che chiarisca le specifiche che il velivolo deve soddisfare, da cui deriva la configurazione del sistema che deve essere installato a bordo per acquisire i parametri.

Anche per questo nello stilare il documento dei requisiti sono stati confrontati i dati finora disponibili del precedente sistema; inoltre si è sfruttata la

conoscenza pregressa dell'ente Tedesco competente in questo genere di certificazioni, il DULV. In Germania è infatti presente una normativa ben precisa che definisce i requisiti che un velivolo ultraleggero deve soddisfare per poter essere certificato.

Presso questo ente è stato certificato il velivolo **Trial** della *Ing. Nando Gruppo s.r.l.* che ha montato a bordo, nel corso delle prove di volo, il sistema **Mnemosine** per l'acquisizione dei dati, i quali poi sono stati poi utilizzati per la certificazione.

Il sistema che è stato progettato possiede quindi tutte le caratteristiche per poter essere installato su aerei ultraleggeri al fine di consentire l'acquisizione di dati per prove di certificazione, qualora comparisse una specifica normativa anche in Italia.

In particolare il peso leggero, gli ingombri ridotti, il costo contenuto, la flessibilità e l'assenza di interazioni che precludono la sicurezza del volo, possono fare di questo sistema un valido e competitivo strumento sul mercato per la certificazione dei velivoli ultraleggeri e per l'indagine di particolari circostanze che possono verificarsi e delle quali occorre comprendere le origini.

1.2 ULM (Ultra Light Machine)

Con Ultra Light Machine si indicano quei velivoli che presentano un peso inferiore ad una determinata soglia, posta generalmente intorno ai 500 Kg.

Dentro questa categoria sono anche inserite quelle macchine che soddisfano i requisiti delle normative europee CS-VLA ed americane LSA.

Nella legislazione italiana questi velivoli sono anche definiti come velivoli da diporto o sportivi (VDS) cioè quei velivoli che vengono utilizzati per scopi ricreativi o sportivi.

Attualmente sul territorio italiano, esiste un regolamento (Luglio 2010), definito da un DPR (Decreto del Presidente della Repubblica) che dice:

- un apparecchio VDS è un mezzo con motore impiegato per il volo da diporto o sportivo avente determinate caratteristiche tecniche, definite in un allegato

- il volo da diporto o sportivo è l'attività di volo effettuata su apparecchi VDS per scopi ricreativi, diportistici, senza fini di lucro.

Esistono molteplici tipologie di velivoli ultraleggeri, di seguito si elencano le principali:

- Tre-assi: velivoli sia monoposto che biposto fabbricati sia da grandi aziende come la Piper, sia da piccoli costruttori, generalmente in pochi esemplari ed in proprio.
- Pendolari o due-assi: di dimensioni inferiori sono i così detti 'tubi e tela', velivoli la cui struttura è appunto composta da tubi in lega d'alluminio o acciaio, sulle quali sono stese tele di nylon sia per le ali che per piccole protezioni della fusoliera.
- Piccoli elicotteri e autogiri.
- Motoalianti: alianti che hanno un propulsore installato a bordo per raggiungere la quota di partenza e da lì lasciarsi planare spegnendo il motore.
- Paramotore. parapendio con motore ed imbrago.

I velivoli così detti avanzati possono essere monoposto o biposto e sono destinati ad un impiego non acrobatico, ossia possono effettuare tutte le manovre relative al volo normale più gli stalli (eccetto la scampanata), l'otto stanco, chandelles e le virate strette (con angolo di bank non superiore a 60°).

Questi hanno le seguenti caratteristiche tecniche:

- peso max al decollo:
 - 300 *Kg* monoposto
 - 450 *Kg* biposto
- velocità di stallo non superiore ai 65 *Km/h*

I velivoli avanzati sono soggetti alle regole dell'aria come descritto nell'**annesso 2 ICAO**.

Il volo può essere operato solo di giorno ed in condizioni di perfetta visibilità del suolo. Non è consentito il volo strumentale ma solo il volo a vista.

Gli enti nazionali devono identificare aree e superfici idonee per il decollo, il

rimessaggio e l'atterraggio di questa categoria di velivoli, che non può operare in aeroporti civili salvo espressamente comunicato.

Prima della normativa entrata in vigore a Luglio del 2010 esisteva un precedente decreto che però non definiva alcuna regolamentazione per quel che riguarda la certificazione dei velivoli.

A tutt'oggi molti dei velivoli che rientrano nella categoria ultraleggera volano senza certificazione, soprattutto tutta quella serie di velivoli che non sono prodotti da grosse aziende, ma da piccole realtà private che progettano e realizzano in proprio le macchine. Esistono molte aziende che operano soprattutto in Italia e che realizzano svariati modelli di velivoli ultraleggeri anche molto venduti.

La regolamentazione ENAC definisce unicamente delle limitazioni allo spazio volabile da questa categoria di velivoli, i quali devono rimanere sotto i 300 *m* di quota (1000 *m* nei weekend) al di sopra dell'ostacolo più alto nell'arco di 3 *Km* e non possono volare più vicini di 1,5 *Km* dal perimetro delle ATZ (Air Traffic Zone) definite in corrispondenza degli aeroporti civili.

Con il D.P.R. del 9 luglio 2010, numero 133, DISCIPLINA DEL VOLO DA DIPORTO O SPORTIVO, lo stato Italiano si è adeguato a quelle che sono le misure di certificazione e di rispondenza ai requisiti di sicurezza e affidabilità dell'unione Europea, definendo precisi standard da rispettare e precisi requisiti che questa categoria di velivoli deve soddisfare nell'ottica di ottenere una certificazione che ne consenta l'utilizzo sul territorio Italiano.

Il decreto afferma che la dichiarazione di conformità agli standard tecnici deve essere rilasciata da coloro che costruiscono il velivolo, siano essi la ditta produttrice (anche del kit di montaggio venduto a terzi) o il costruttore amatoriale che produce per sé o per altri il velivolo.

Occorre depositare alle autorità competenti un DOSSIER TECNICO che certifichi la verifica delle strutture primarie e il report dei test di volo effettuati, in versione elettronica non modificabile. Occorre inoltre stilare il manuale di volo e di manutenzione.

I velivoli devono inoltre essere equipaggiati con una radio VHF, un transponder in modalità *A + C* o *S* che dovrà essere impostato su una specifica frequenza determinata dal Flight Control della zona, e da un dispositivo *ELT* automatico.

Capitolo 2

Normative

2.1 Regolamentazione Italiana

Nell'appendice B è riportato il testo dell'allegato tecnico al Decreto del Presidente della Repubblica.

Questo allegato definisce le caratteristiche fondamentali che un velivolo deve avere per potere rientrare nella categoria ULM, descritta in precedenza, e contiene in maniera schematica ma completa, tutti i requisiti che devono essere soddisfatti mediante prove di volo da questi velivoli.

Tali requisiti riguardano ogni aspetto del velivolo e sono assimilabili ad una regolamentazione normativa avanzata, come la normativa europea CS-VLA.

Essi impongono, infatti, quelli che sono i *requisiti minimi di aeronavigabilità* e consentono il rilascio da parte delle attività competenti della qualifica di *Velivolo da Dipporto o Sportivo Avanzato*.

Caratteristiche tecniche Le caratteristiche tecniche che definiscono un VDS avanzato sono:

- un peso massimo al decollo (MTOW), da progetto, pari a 600 Kg (630 Kg in caso di presenza degli sci, 650 Kg se il velivolo è munito di galleggianti per l'utilizzo sull'acqua);
- una velocità di stallo a flap retratti V_{s_0} pari a 65 Km/h, come già definito dal decreto 106 del Marzo 1985.

Un VDS avanzato deve avere un'architettura di tipo convenzionale, ossia deve presentare:

- un ala anteriore
- un impennaggio posteriore
- una freccia in corrispondenza della linea di 1/4 corda dell'ala, non superiore a 15°

Inoltre tale categoria di velivoli non può essere utilizzata in impieghi acrobatici, ossia non può effettuare loop, tonneau, viti intenzionali, manovre a spiedo, mentre può eseguire stalli o virate strette.

2.2 Volo: prestazioni e manovrabilità

Dopo la descrizione generale delle caratteristiche della categoria VDS, l'allegato del D.P.R. procede con l'analisi di quelli che sono i requisiti da soddisfare in termini di prestazioni e manovrabilità da parte del velivolo.

Risulta interessante analizzare questa sezione in quanto, per lo scopo che si prefigge questa tesi, l'acquisizione di determinati parametri da parte del sistema progettato deve essere soggetto al tipo di prova che si deve effettuare ed ai risultati che si devono ottenere.

Durante lo sviluppo del sistema Mnemosine non era stato possibile svolgere un'analisi del genere sulla base di un regolamento unificato e preciso; la decisione sui sensori da adottare per il sistema era stata fatta in base sia a conoscenze pregresse e a confronti con altre normative redatte per differenti tipologie di velivoli, sia in base al buon senso ingegneristico. Ciò aveva portato alla definizione dell'architettura della prima versione del sistema.

Adesso la scelta dei nuovi sensori da installare nella nuova configurazione Tisifone deve avvalersi anche delle esplicite richieste formulate nel regolamento in esame. Come si vedrà, questa analisi consolida le scelte precedentemente fatte e rafforza l'idea di una modifica sostanziale dell'architettura del sistema.

Andremo con ordine così come sono presentate le richieste nel D.P.R. in modo da rendere il presente lavoro meglio confrontabile con l'allegato.

Condizioni di prova

Tutti i requisiti che verranno elencati dovranno essere svolti nella condizione più critica per la stabilità e controllabilità del velivolo, in termini di peso

e di posizione del baricentro. Sarà quindi necessario determinare la posizione del baricentro e il corretto peso del velivolo.

La definizione della posizione del baricentro, oltre che essere una condizione importante per la certificazione, risulta essere anche importante per la definizione del sistema complessivo per l'acquisizione dei dati.

La posizione del baricentro, infatti, dovrà essere nota prima dell'installazione del sistema.

Anche l'aspetto del peso è indicativo in quanto sottolinea che il sistema non deve incidere sul peso complessivo del velivolo.

Elica

L'allegato tecnico definisce anche le prestazioni dell'elica, la quale deve mantenere un certo franco da terra e rispettare i limiti imposti dal costruttore in termini di giri al minuto (RPM).

Anche qui si può notare come la scelta di acquisire questo parametro risulti importante: innanzitutto il numero di giri motore serve a capire se l'elica sta lavorando entro i limiti consentiti; in secondo luogo gli RPM possono risultare utili per definire la parzializzazione della manetta, ossia, conoscendo i giri motore alla potenza massima, capire l'effettiva percentuale di potenza a cui il motore sta lavorando rispetto a quella massima (escludendo eventuali non linearità).

Stallo

Questo requisito prevede che venga verificata la velocità di stallo, da raggiungersi con un rateo di diminuzione della velocità inferiore o uguale a 2 Km/h/sec , con manetta chiusa ed in configurazione di peso massimo.

Occorre quindi misurare la velocità del velivolo e la percentuale di manetta. Quest'ultima, come detto prima, può dipendere dal numero di giri motore; eventualmente si potrebbe pensare di installare un potenziometro angolare o a filo, che misuri la posizione della manetta rispetto al fondo corsa e ne capisca così la parzializzazione. Altro espediente sarebbe installare un misuratore di fuel flow sulla linea di mandata carburante al motore; questo sensore però è altamente invasivo e prevede parecchia difficoltà anche nell'installazione, poiché si devono modificare radicalmente i tubi di mandata.

Per la misura della velocità, che, come si vedrà in seguito, risulta uno dei parametri richiesti in quasi tutte le prove da effettuare, si possono usare diverse modalità:

- misura diretta della velocità tramite il GPS

- misura indiretta tramite l'integrazione della accelerazione ricavata dalla piattaforma inerziale
- misura indiretta dalla pressione dinamica ricavata utilizzando un tubo di pitot

Tutti questi sensori, disponibili già sul sistema Mnemosine e associati ognuno ad uno specifico nodo, saranno anche presenti su *Tisifone*, ma verranno modificati, introducendo nuovi strumenti di misura più precisi e prestanti, meno ingombranti dei precedenti.

Una secondo parametro da verificare è lo stallo in virata. Durante una virata particolarmente stretta, con un angolo di rollio particolarmente accentuato (intorno ai 60°), si deve verificare che il velivolo abbia un comportamento dolce durante lo stallo e che questo non avvenga a velocità inferiori a $1.3 V_{s1}$.

Come per lo stallo normale, risulta necessario rilevare velocità e quota, come anche l'inclinazione del velivolo in termini di angolo di *bank*. Questo angolo si misura utilizzando la piattaforma inerziale.

Decollo e Atterraggio

Ulteriori prestazioni da verificare sono le lunghezze della corsa di decollo e atterraggio. Le prove per determinare queste lunghezze devono essere effettuate nella condizione più critica e identificando la posizione dei flap adatta alla manovra.

La lunghezza totale si misura per il decollo a partire dalla posizione di partenza in testata pista fino al superamento dell'ostacolo ipotetico posto ad una altezza di $15 m$, mentre per l'atterraggio partendo dall'ostacolo dei $15 m$ fino alla fermata definitiva del velivolo a terra.

La manetta deve essere al 75% in decollo e al minimo in atterraggio.

Le prove che devono essere effettuate richiedono, quindi, l'acquisizione dei dati di quota, velocità, posizione dei flap e manetta.

Quota e velocità potranno essere misurate, come detto prima, utilizzando diversi strumenti (3 dei quali a nostra disposizione: GPS, Piattaforma Inerziale, Pressione dal Pitot), mentre la posizione di flap e manetta può essere ottenuta mediante dei potenziometri.

La posizione dei flap risulta particolarmente difficile da acquisire, in quanto sarebbe necessario posizionare un potenziometro in corrispondenza dell'attuatore elettrico che li governa il quale si trova all'interno dell'ala. Tale posizione è altamente intrusiva.

Salita

Occorre in ultimo verificare la velocità di salita, la quale deve essere maggiore o uguale a $1,5 \text{ m/s}$.

La prova che viene effettuata solitamente per questa verifica è la salita a dente di sega. Si effettuano delle salite ripetute, partendo da una determinata quota e raggiungendo una quota prestabilita usando la massima potenza disponibile.

Il parametro fondamentale da rilevare è il rateo di salita, misurato come velocità verticale all'aria. Questa viene misurata dagli strumenti di bordo usando il variometro, uno strumento barometrico che riporta la variazione della pressione statica, cioè della quota nel tempo.

Allo stesso modo può essere utilizzato l'andamento della quota, riportato in termini di pressione dinamica, per ottenere la variazione della velocità verticale. La misura sarà, quindi, ricavata mediante derivazione del profilo di quota nel tempo.

In alternativa potrà essere utilizzata anche in questo caso la misura della quota mediante il GPS o l'integrazione della componente verticale dell'accelerazione ricavata mediante la piattaforma inerziale.

In tutti e tre i casi si vede come la misura della velocità verticale sia una misura indiretta di altri parametri rilevati. Ai fini della programmazione del sistema di acquisizione, deve essere prevista quindi anche una analisi interna dei dati per fornire all'FTE la misura finale richiesta.

L'FTE in fase di verifica post volo dovrà poter eseguire una verifica dei dati ricavati mediante analisi interna del sistema, con i dati primari che saranno anch'essi salvati (pressioni, posizioni nel sistema di riferimento NED, accelerazioni baricentriche del velivolo lungo gli assi corpo).

La quantità di dati che dovranno essere salvati sarà quindi imponente e, cosa più importante, tutti i dati dovranno essere causali, ossia avere la corretta base dei tempi coerente tra essi. In particolare risulta fondamentale la coerenza delle tempistiche di acquisizione e memorizzazione tra i dati rilevati direttamente e quelli che dovranno essere sottoposti ad analisi, la quale comporterà del tempo e delle risorse da parte della CPU.

Controllabilità e Trimmaggio

Dopo aver analizzato le principali prestazioni che un velivolo VDS deve avere si passa alla verifica della controllabilità del velivolo.

Esso dovrà risultare controllabile sia nei moti longitudinali, sia in quelli latero-direzionali.

La stabilità viene definita in termini di sforzi di barra che il pilota deve sostenere per mantenere l'aereo in una condizione di equilibrio. Inoltre non deve verificarsi il dannoso fenomeno dell'inversione dei comandi, ossia il caso in cui, in conseguenza di una deflessione di una superficie (alettoni o timone) si ottenga l'effetto opposto a quello desiderato con l'aumento ulteriore della deflessione .

Deve essere possibile controllare il velivolo con la sola deflessione delle superfici di comando in qualsiasi configurazione e a qualsiasi condizione di volo, evitando che si verifichino interazioni dannose tra le superfici deflesse e il resto della struttura del velivolo stesso.

Anche a terra il velivolo dovrà risultare controllabile: in fase di rullaggio la direzionalità deve essere garantita dal ruotino direzionale che viene manovrato attraverso i pedali. La presenza di vento trasverso in pista (o sull'avio superficie) non deve inficiare il controllo direzionale del mezzo.

Le variabili che sono oggetto di verifica sono gli angoli aerodinamici α e β , gli angoli d'assetto θ , ϕ e ψ , le velocità angolari p , q e r e la deflessione delle superfici di controllo (o dei comandi ad esse associati).

Nelle verifiche di controllabilità assume un ruolo fondamentale la piattaforma inerziale. Gli assetti del velivolo e le accelerazioni a cui esso è sottoposto sono i parametri principali rispetto ai quali viene valutata la stabilità del velivolo e la manovrabilità.

Agli assetti del velivolo deve essere associata una deflessione dei comandi di volo (ad esempio per ottenere un angolo di rollio occorre dare un comando di alettoni muovendo la barra lateralmente). Sarà quindi necessario anche identificare la posizione del comando mediante i potenziometri citati prima.

Un ruolo molto importante hanno anche gli sforzi che il pilota deve esercitare sulla barra di comando (o sul volantino) che non devono eccedere dai limiti prestabiliti ed imposti al regolamento pena la perdita del controllo del mezzo a causa, in quanto il pilota non riuscirebbe più in alcun modo a condurlo con i propri sforzi.

L'installazione di una cella di carico che misuri questi sforzi diventa, quindi, una componente essenziale per il sistema di acquisizione dati. Tale cella di carico dovrà essere studiata in modo tale da garantire una buona risoluzione degli sforzi che agiscono sul comando e non dovrà arrecare disturbo alla regolare conduzione del volo.

Per misurare, invece, gli angoli aerodinamici α e β sarà necessario installare delle alette mobili sensibili alle variazioni della direzione del vento lungo l'asse longitudinale e orizzontale.

Occorre poi effettuare una verifica di trimmaggio, sia a comandi liberi che bloccati del velivolo, verificando che il velivolo mantenga l'assetto imposto con variazioni irreversibili dell'inclinazione delle alette di trim.

Ultima verifica riguarda l'uscita dalla vite. Si deve indurre il velivolo ad entrare in vite e poi, dopo 1 giro, farlo uscire dalla vite imponendo comando opposto.

Questa verifica di sicurezza coinvolge tutti i parametri finora elencati perché richiede di analizzare le tempistiche in base sia ai comandi imposti, sia alle deflessioni e assetti che si ottengono imponendo detti comandi.

2.3 Altri requisiti

I requisiti finora elencati richiedono delle prove di volo e coinvolgono principalmente il sistema che si vuole progettare. Bisogna poi soddisfare anche requisiti strutturali ed elettrici.

Strutturali

Riguardano i carichi massimi che deve sopportare la struttura del velivolo in volo lungo tutto l'involuppo.

Occorre quindi, innanzitutto, definire l'involuppo di volo (V-n) e perciò deve essere investigata ogni possibile configurazione per determinare quali sono le velocità caratteristiche. Per fare questo è necessario progettare una campagna di prove preliminari per delimitare i limiti dell'involuppo entro i quali può volare il mezzo.

Bisogna poi determinare le deformazioni massime a cui l'ala può essere sottoposta sia per evitare rotture, sia per evitare eventuali interferenze tra struttura fissa e superfici mobili. Inoltre occorre determinare gli sforzi massimi che il cinematismo di comando deve poter sostenere in funzione dei momenti di cerniera applicabili sulle superfici mobili di comando.

Per questi requisiti il sistema non svolge una funzione fondamentale, poiché la misura di alcuni parametri necessari a verificare i carichi strutturali può essere effettuata con i sensori che sono già stati citati in precedenza.

Allo stesso modo per le prove dinamiche strutturali, come Flutter e Divergenza. Da eseguire in volo, e per la verifica dei carichi sul carrello in fase di atterraggio, il sistema predisposto non assolve tutti i compiti di acquisizione necessari, ma svolge lo stesso un compito non secondario nella determinazione di diversi parametri utili.

Elettrici

La strumentazione che si vuole installare a bordo di questi velivoli per l'acquisizione dei dati deve essere alimentata. Le modalità per far ciò sono due: o si allaccia direttamente il sistema al circuito di generazione elettrico del velivolo o si installa una batteria ausiliaria che alimenti unicamente il sistema.

In entrambi i casi, però, i requisiti elettrici che l'impianto del velivolo deve soddisfare impongono degli accorgimenti che dovranno essere adottati durante la progettazione e la realizzazione del prototipo.

Innanzitutto, tutti i componenti elettronici a bordo del velivolo devono essere messi a massa o comunque avere stesso potenziale elettrico di riferimento in modo da non creare archi di tensione che potrebbero indurre cortocircuiti, malfunzionamenti e anche scintille potenzialmente dannose.

In secondo luogo ogni sistema elettrico collegato deve essere fail safe, ossia deve garantire che, in caso di guasto o malfunzionamento, non venga precluso il corretto funzionamento del resto dei componenti e non si adducano danni ai vari circuiti e non si spenga il motore.

Nel caso in cui il sistema progettato sia alimentato separatamente con una batteria ausiliaria si deve fare in modo che sia messo a massa o alla stessa tensione di riferimento dei sistemi elettronici standard installati sul velivolo. Un accorgimento è, generalmente, collegare ogni dispositivo con la lamiera della fusoliera in modo che tutti abbiano lo stesso riferimento.

Nel caso in cui l'alimentazione provenga direttamente dall'alternatore collegato al motore del velivolo, si deve garantire che un problema o lo spegnimento del sistema di acquisizione non arrechi danni al corretto funzionamento degli altri strumenti del velivolo.

Per fare questo si prevedono generalmente degli interruttori fail safe (relè o fusibili) che hanno il compito di staccare l'alimentazione in caso i sovraccarichi o guasti.

2.4 CS-VLA

Come ulteriore confronto e come integrazione del regolamento finora analizzato, viene fatto un breve accenno alle normative europee che regolamentano i velivoli classificati poi come Very Light Aircraft.

Questa regolamentazione aeronautica si inserisce nella più grande famiglia delle normative CS (a cui corrispondono le normative americane FAR). Si riferisce a quella categoria di velivoli con singolo motore, con non più di due posti, il cui peso sia inferiore ai 750 *Kg* e la velocità di stallo (in configurazione di atterraggio) non sia superiore a 83 *km/h*.

Le normative CS sono utilizzate per dimostrare la conformità con il regolamento di base e con tutte le sue norme di attuazione.

Queste includono, in particolare:

- Codici di aeronavigabilità, che sono standard tecnici di navigabilità, cioè essenzialmente dei requisiti.
- Metodi accettabili di conformità, che sono un mezzo non esclusivo per dimostrare il rispetto dei codici di aeronavigabilità e delle norme di attuazione.

In generale queste normative rispecchiano quelle già esistenti della Joint Aviation americana, nella parte di sviluppo e di tutte le specifiche di certificazione.

Se necessario, queste sono state adattate per garantire coerenza con il diritto comunitario e con le politiche dell'Unione europea.

Questi adattamenti rappresentano il minimo necessario per facilitare una consultazione costante e una adozione tempestiva delle misure necessarie.

Fatta eccezione per CS-ETSO, tutte le specifiche di certificazione consistono di due Libri.

Il primo è denominato codice di aeronavigabilità e contiene l'interpretazione tecnica dell'Agenzia dei requisiti essenziali.

Il secondo contiene i metodi che l'Agenzia ritiene accettabili per dimostrare rispetto del codice.

Ed è sulla base di questo libro che si sviluppano le prove di volo per dimostrare la conformità dei velivoli.

Durante la trasposizione iniziale da JAR in CS, è stato deciso di convertire tutte le unità in unità di misura SI (o unità derivate come ad esempio *km/h* per la velocità). Le ragioni di questa conversione di tutte le unità è stata quella di mantenere coerenza interna dei codici di aeronavigabilità ed evitare che si pongano problemi di sicurezza, sapendo che le CS vengono utilizzate solo per certificare il prodotto, e non incidono direttamente sul funzionamento.

Capitolo 3

Prove di Volo

3.1 Nascita

La Society of Flight Test Engineers (SFTE), l'organizzazione che raccoglie la maggior parte delle persone che nel mondo sono coinvolte nei processi che riguardano le prove di volo, fornisce per esse la seguente definizione:

Le prove di volo sono un processo attraverso il quale si ottengono dati ed informazioni da un velivolo o da un sistema progettato per operare nell'atmosfera.

La necessità di raccogliere sperimentalmente dati e informazioni durante la fase di volo si è rivelata necessaria fin dagli albori dell'aviazione, in quanto da subito sia per capire il funzionamento della macchina, sia per migliorarlo, si ha avuto la necessità di comprendere i fenomeni che stavano alla base del volo e tutte le grandezze che vi sono coinvolte.

Lo sviluppo del mezzo aereo come oggi lo conosciamo è stato estremamente repentino e il settore inerente alle prove di volo, cioè coloro che sperimentano il funzionamento di un velivolo, ha contribuito in larga parte a questo sviluppo, molto più che non diversi studi accurati e sofisticati.

Il primo paese che a standardizzare l'attività delle prove di volo sono stati gli USA, dove fin dagli anni '40 la NACA e poi la NASA hanno posto le basi per sviluppare i concetti che hanno poi portato alla definizione e stesura di quelle che oggi sono le normative adottate in tutto il mondo per la certificazione e la sperimentazione di velivoli di qualsiasi genere.

3.2 Scopi

L'attività delle prove di volo è di natura prettamente sperimentale, il che comporta un processo costoso, lungo, molto spesso inaccurato e soggetto a numerose variabili non sempre completamente governabili.

Va però ricordato che la verifica sperimentale è l'unica ad essere correlata al prodotto reale e di cui fornisce le caratteristiche ultime esattamente come risulteranno al momento della vendita.

Le prove di volo sono quindi la prova finale, ciò che determina se un mezzo che opera nell'atmosfera è buono o no, ossia nel nostro caso, se esso risponde a tutti quei requisiti per il quale è stato progettato.

Risultano quindi un elemento insostituibile all'interno delle complesse fasi di realizzazione di un velivolo.

Le prove di volo, come citato nella definizione della SFTE, riguardano mezzi che operano nell'atmosfera che possono essere sia pilotati come nella maggior parte dei casi, sia non pilotati, come missili, razzi, droni etc..

Esistono poi diverse tipologie di prove di volo che si differenziano per lo più per le finalità che esse hanno.

Spesso però queste si confondono e non sono mai ben definite all'interno di uno dei seguenti ambiti:

- **Prove di ricerca:** servono a dimostrare nuovi concetti di velivolo, nuove configurazioni del mezzo o degli equipaggiamenti; un esempio è il caso dei velivoli sperimentali o dei prototipi dimostrativi.
- **Dimostrazione di capacità di velivoli nuovi o modificati:** sono le più diffuse e richiedono maggiore impegno. Servono per valutare scelte di progetto e per verificare il corretto funzionamento di impianti e sistemi non ancora definitivi.
- **Prove di certificazione e qualifica:** sono quel genere di prove che servono a verificare la puntuale rispondenza del velivolo e dei suoi sistemi ai requisiti espressi nelle specifiche di contratto. Per i velivoli civili devono verificare il soddisfacimento delle normative internazionali.
- **Valutazioni operative:** sono mirate a dimostrare le prestazioni della macchina e la capacità di eseguire determinate missioni o manovre.

- **ricerca difetti e introduzione modifiche:** servono ad individuare eventuali difetti che potrebbero inficiare la sicurezza del volo o a verificare che una modifica non comporti problematiche non previste in fase di studio preliminare.
- **Categorie speciali:** prove di nuovi componenti su velivoli già operativi per ridurre i fattori di rischio.

Un altro fattore importante per l'effettuazione di una prova di volo sono le persone coinvolte nell'esecuzione reale della prova.

Ci sono molte figure che direttamente o indirettamente prendono parte ad una prova di volo. Di seguito se ne fornisce un breve elenco che chiarisce come il numero e la diversità di attori coinvolti rendano le prove di volo impegnative anche sotto l'aspetto della coordinazione di tutte queste figure:

- **I piloti:** sono in genere molto esperti, addestrati in maniera specifica per affrontare ogni tipo di evenienza. Sono coloro che devono conoscere il velivolo in ogni dettaglio e sono i primi che forniscono un feedback; ogni loro azione e reazione influisce sull'evoluzione della prova e pertanto sono direttamente inseriti anche nella fase di sviluppo. Sono inoltre i responsabili ultimi della prova di volo.
- **tecnici strumentisti FTI:** sono coloro che sono addetti alla strumentazione che verrà montata sul velivolo in prova; hanno la responsabilità che gli strumenti installati siano precisi, leggeri, completi, verificabili e sicuri.
- **Linea di volo:** sono gli specialisti che preparano e mantengono il velivolo, configurandolo di volta in volta secondo le richieste della specifica prova di volo.
- **Conduzione della prova:** i conduttori sono coloro che gestiscono e decidono l'andamento della prova insieme al pilota e agli ingegneri. Devono svolgere attività di organizzazione e pianificazione per massimizzare il rendimento di ogni singola ora di volo e per istruire i piloti, in fase di briefing, su come dovrà essere svolta la prova.
- **Flight Test Engineers:** sono coloro che progettano interamente la prova. Inoltre hanno il compito di elaborare i risultati ottenuti per ricavare poi i risultati numerici (il vero scopo delle prove di volo). L'FTE partecipa spesso ai voli di prova ed è colui che sa interpretare le indicazioni dell'equipaggio e del velivolo stesso, per suggerire poi ai progettisti eventuali modifiche o miglioramenti da fare al velivolo.

3.3 Processo di prova

Ogni attività di prova nasce da un requisito. La formulazione dei requisiti di prova avviene nelle fasi conclusive del processo produttivo di un nuovo velivolo, quando questo è già stato progettato e realizzato nei suoi primi prototipi e si deve verificare la soddisfazione delle richieste iniziali del progetto prima di procedere alla produzione su larga scala.

Il requisito di prova sarà quindi originato dal requisito di commessa, a sua volta definito durante le fasi di sviluppo del progetto e modificato in corso d'opera, andando a verificare se e come ciò che era stato deciso in partenza corrisponde al prodotto finito.

Le attività che fanno nascere l'esigenza di sperimentare possono essere così riassunte:

- Bisogni del mercato per verificare un prodotto che risponda alle aspettative dei possibili compratori.
- Studi di fattibilità che analizzino come delle soluzioni innovative possano effettivamente essere realizzate su larga scala.
- Definizione del progetto che una volta approvato deve essere verificato.
- Specifica dei requisiti del velivolo o di alcuni sistemi. Nei requisiti vengono definite le caratteristiche che un prodotto deve avere.
- Progettazione di specifiche tecniche.
- Sviluppo del prodotto con revisioni sempre più dettagliate delle specifiche e con realizzazione dei primi componenti e prototipi.
- Sperimentazioni, parte conclusiva delle attività di sviluppo. possono essere realizzate in laboratorio, in galleria del vento, su parti o porzioni di velivolo e poi in volo sul velivolo completo.

Le attività di sperimentazione hanno poi un loro flusso logico interno che, a partire da una relazione preventiva, segue i seguenti punti:

1. Richiesta di effettuazione della prova.
2. Verifica della fattibilità e della disponibilità (fase di pianificazione)
3. Preparazione e allestimento del velivolo

4. Autorizzazione alla prova
5. Effettuazione della prova
6. Elaborazione dei dati e relazione consuntiva di prova

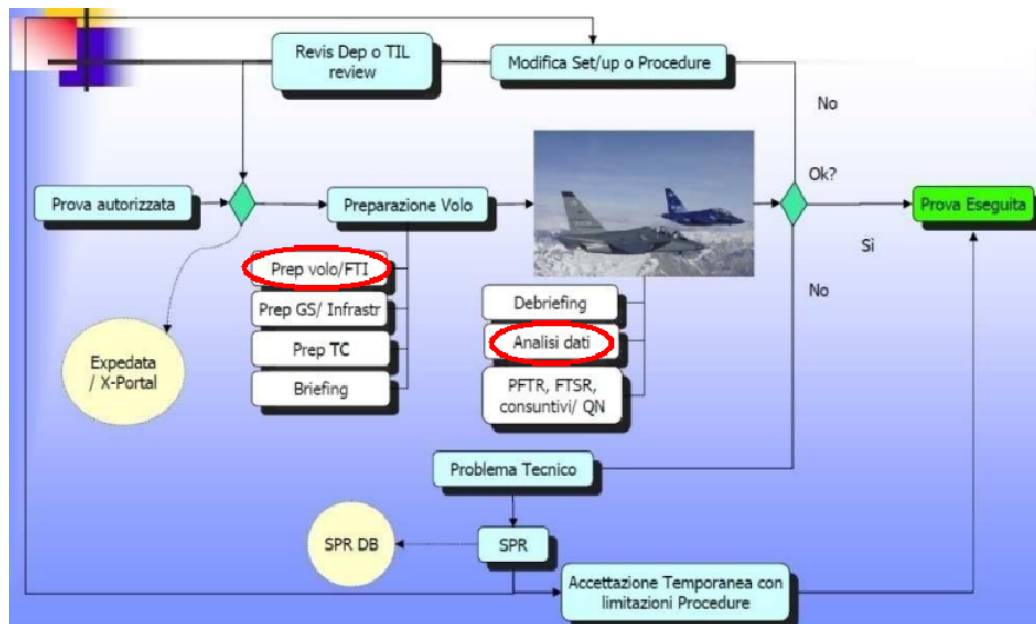


Figura 3.1: Schema del processo di prova

La relazione consuntiva dirà infine se e come il velivolo ha soddisfatto le specifiche per le quali è stata richiesta la prova.

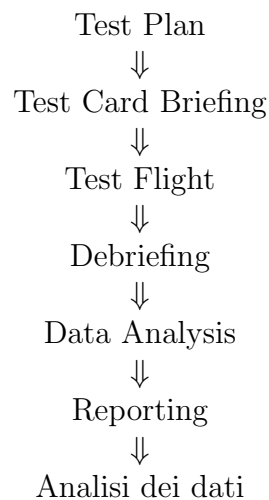
Il volo di prova deve avere obiettivi ben precisi e definiti, avendo presente cosa bisogna provare, con che strumenti, quali misure effettuare e quali sono i dati che ci si aspetta di trovare.

Risulta necessario preparare gli strumenti, i processi di analisi e la presentazione dei risultati ottenuti in maniera semplice e concreta.

E' chiaro quindi come questa attività richieda un'attenta pianificazione della strumentazione la quale deve essere più semplice possibile ma nello stesso tempo precisa e adeguata agli scopi prefissi.

3.4 Esecuzione

Il flusso logico per l'esecuzione di una prova di volo è il seguente:



L'analisi dei dati occupa la maggior parte del tempo totale legato alle prove in volo e può essere svolta, grazie ai moderni calcolatori, in real time e, nel post flight, usando le registrazioni effettuate in volo.

Di tutti i dati collezionati vengono selezionati solo quelli necessari, di cui si verifica la bontà sfruttando tecniche specifiche per ogni prova svolta.

3.5 Reporting

La documentazione necessaria che va redatta durante l'intera attività delle prove di volo è la seguente:

- Documento preventivo: Test Plan;
- Documento conclusivo: Test Report che contiene la presentazione dell'attività svolta, le deviazioni da quanto si era previsto, analisi e risultati, conclusioni e raccomandazioni;
- Pianificazioni;
- Presentazioni e Papers;

Capitolo 4

Il Sistema Mnemosine

In questo capitolo verrà presentata la precedente versione del sistema, chiamata *Mnemosine*.

Tale sistema è stato implementato all'interno del progetto del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale chiamato Poli-Flight. E' stato utilizzato su velivoli ultraleggeri come sistema di acquisizione dati, sia a scopo didattico durante il corso di Sperimentazione in volo, sia a scopo dimostrativo e certificativo per il velivolo Trial della Ing. Nando Groppo s.p.a., certificato poi presso l'ente tedesco DULV.

4.1 Requisiti

Prima di presentare il precedente sistema di acquisizione dati chiamato *Mnemosine*, si vuole evidenziare quali siano i suoi punti di forza da valorizzare nella nuova versione, e come essi rispondano ai requisiti che sono stati analizzati.

Innanzitutto i requisiti del sistema *Mnemosine* possono essere raggruppati in tre categorie:

- requisito di mix dei parametri
- requisiti di performance
- requisiti di gestione

Per il primo gruppo si fa riferimento a tutte quelle applicazioni per cui il sistema sviluppato risulta essere un valido aiuto al lavoro dell'ingegnere aeronautico. In particolare esso può essere utilizzato per:

- validazione di modelli aerodinamici
- analisi prestazioni motore
- determinazioni delle performance del velivolo
- analisi delle performance di decollo e atterraggio
- determinazione delle qualità di volo
- misurazioni in presenza di rumori
- sviluppo e testing di nuovi sensori

Quando fu pensato il sistema *Mnemosine*, il metro di paragone sono state le richieste che venivano dal corso di Sperimentazione In Volo tenuto presso il DIA, in cui è richiesto agli studenti di progettare e svolgere prove di volo in qualità di FTE.

Per questa attività sono necessari i seguenti parametri:

- **Dati Aria:** pressione dinamica e statica, temperatura totale, angolo d'incidenza e di sideslip. Tutti gli altri parametri aerodinamici possono essere ricavati da questi.
- **Misure Inerziali:** accelerazioni e velocità angolari rispetto al sistema assi corpo.
- **Posizione e assetto del velivolo:** le informazioni sulle coordinate geografiche del velivolo e i suoi angoli di assetto (rollio, beccheggio e imbardata).
- **Posizione dei controlli:** la posizione dei comandi di volo (barra e pedali) imposti dal pilota with respect to a suitable frame.
- **Dati motore:** inizialmente la misura dei giri motore e della temperatura di esercizio.

L'accuratezza di questi dati, vista la natura didattica per cui è pensato il sistema, non è stata definita con precisione. Lo studio dell'accuratezza dei parametri può risultare, anzi, un valido esercizio per determinare a posteriori la bontà dei dati acquisiti.

Nel caso in cui un sensore non dimostrasse una accuratezza sufficiente sarebbe molto semplice sostituirlo con uno migliore.

Il range di acquisizione dei dati da parte del sistema è definito in funzione della macchina che si è preso ad esempio: il Tecnam P92 ECHO-80. In particolare nella tabella 4.1 sono esplicitati i limiti che devono essere soddisfatti:

Parameter	Units	Min	Max
Altitude	m	0	5000
Speed	km/h	0	400
Sea level pressure	kPa	90	104
Temperature	$^{\circ}$	$ISA - 25$	$ISA + 25$
Load limits	g	-10	+10
Propeller RPM	min^{-1}	0	7500

Tabella 4.1: Range dati acquisiti di Mnemosine

Lo scopo principale per cui è stato progettato il sistema *Mnemosine* è l'uso didattico. Ciò ha richiesto che il sistema sia affidabile, ossia pronto all'uso, facile da utilizzare e che non richieda particolari accorgimenti come il controllo dell'integrità del sistema e dei dati, la ri-configurazione dei moduli o identificazione di eventuali problemi.

Occorre quindi un sistema capace di essere facilmente perfezionato, espanso o mantenuto in uno o più dei suoi componenti senza influenzare il comportamento e l'operatività degli altri. La modularità del sistema (sia hardware che software) dovrebbe garantire che le parti già esistenti non risentissero delle aggiunte o delle modifiche apportate ad altre componenti.

L'impatto del sistema sul velivolo deve essere mantenuto il più basso possibile, siccome inizialmente si è pensato di lasciare il sistema permanentemente installato a bordo del velivolo.

Esso dovrebbe mantenere tutte le sue caratteristiche operative, in termini di performance a payload, anche con il sistema installato: ci dovrebbe essere abbastanza spazio per ospitare due persone e le varie unità del sistema non dovrebbero interferire con le normali operazioni di volo, né limitare l'invilup-

po di volo.

In sintesi quindi il sistema *Mnemosine*, in fase di progettazione, deve rispondere dei seguenti requisiti:

- basso costo
- affidabile
- facile da gestire e mantenere
- flessibile
- non intrusivo
- assicurare un considerevole potenziale di crescita.

Tutti questi fattori, come vedremo, risulteranno determinanti anche nella progettazione preliminare del nuovo sistema.

Nel seguito verrà chiarito invece quali sono le lacune che sono state riscontrate in *Mnemosine* e quali le modifiche che sono state apportate nella progettazione del nuovo sistema, sempre mantenendo come obiettivo i sei requisiti posti prima.

4.2 Stato dell'arte

Attualmente, come detto, esiste un sistema sviluppato dal DIA basato su una struttura modulare, caratterizzato da unità indipendenti, dette nodi, che comunicano attraverso due bus digitali.

Tale architettura ha consentito di realizzare un sistema flessibile, di facile installazione e con notevoli possibilità di sviluppo; inoltre, in caso di malfunzionamento di un nodo, il sistema di acquisizione non viene compromesso nel suo complesso, garantendo comunque la possibilità di acquisire gli altri parametri derivanti dagli altri nodi. Ciò comporta un elevato livello di affidabilità e costi di riparazione ridotti, che coinvolgono un unico nodo in caso di rottura.

Come detto, il sistema lavora su due bus che sono per la precisione:

- **Data Bus (D-BUS)**
- **Timing Bus (T-BUS)**

Il primo è usato per lo scambio di dati tra i vari nodi secondo un preciso protocollo; il secondo è invece usato per la sincronizzazione temporale dei nodi.

Il sistema è composto di vari nodi tutti collegati ai due bus. Tali nodi sono:

- ***Erato***: dedicato al rilevamento della telemetria. Invia i dati acquisiti alla Ground Station a terra;
- ***Eutherpe***: acquisisce la posizione dei comandi di volo tramite dei potenziometri e quindi, indirettamente, la deflessione delle superfici di controllo;
- ***Klios***: legge i dati che circolano sul D-BUS e li salva su un supporto di memoria USB per la successiva analisi;
- ***Melete***: nodo dedicato ad alimentare il sistema;
- ***Polimnia***: GPS. Oltre a fornire la posizione del velivolo tramite il sistema GPS, consente di fornire il segnale (*Hearthbit*) di sincronizzazione;
- ***Talia***: acquisisce i dati motore;

- **Terpsicore:** collegato alla piattaforma inerziale gestisce i dati di assetto del velivolo;
- **Urania:** nodo esterno al cockpit adibito alla gestione dei dati aria.

Si può meglio comprendere la struttura a nodi dalla figura 4.1.

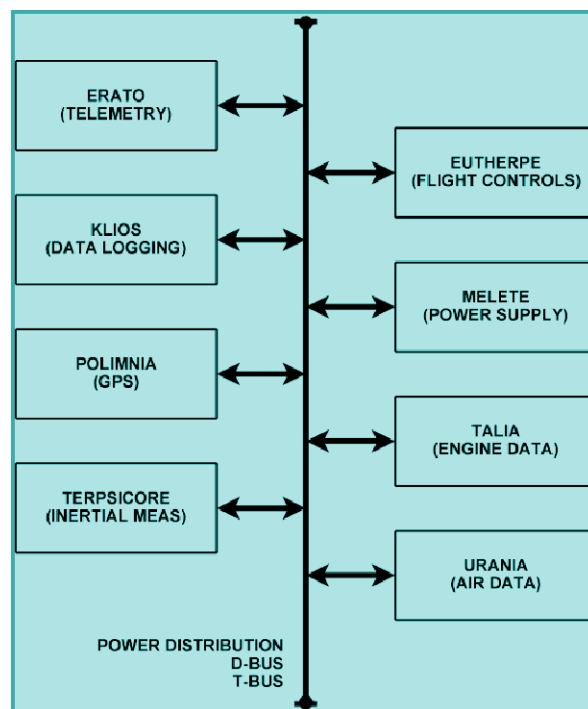


Figura 4.1: Schema a nodi di Mnemosine

Come si può notare i nomi del sistema e dei nodi che lo compongono derivano dalla mitologia greca. I nomi dei nodi sono quelli delle muse ispiratrici delle arti e delle scienze, mentre il nome del sistema è quello della madre che le ha generate. Questa scelta indica la struttura modulare di *Mnemosine*.

Il protocollo di comunicazione tra i nodi è denominato CAFFE (CAn For Flight Test Equipment) ed è una evoluzione del protocollo CAN (Controller Area Network) ideato e sviluppato da Bosch.

Il CAN è un protocollo di comunicazione seriale creato per gestire sistemi real time delocalizzati. Il progetto è nato in ambito automobilistico, ma ha trovato notevole sviluppo anche in campo aeronautico.

L'informazione viaggia sul bus sotto forma di telegrammi, cioè di pacchetti di bit.

I telegrammi che vengono inviati nel protocollo CANaerospace possono essere di 4 tipi:

- **dati**
- **RTR**, cioè richiesta di trasmissione dati
- **errori** di trasmissione
- **sovraccarico** da parte di un nodo

La struttura di un telegramma è suddivisa nei seguenti campi principali:

- **arbitraggio**: per segnalare la priorità di un messaggio;
- **controllo**: contiene informazioni sulla lunghezza del telegramma;
- **dati**: il messaggio vero e proprio;
- **riconoscimento**: determina la corretta ricezione del messaggio.

La lunghezza di questi telegrammi è di 11 bit identificativi e 8 byte di stringhe di cui solo 4 dedicati al messaggio vero e proprio. Quindi per la lunghezza normale dei dati di un sistema FTI, che sono rappresentati da numeri in doppia precisione in virgola mobile, la dimensione di questi telegrammi risulta insufficiente: sono infatti necessari 8 byte solo per il dato.

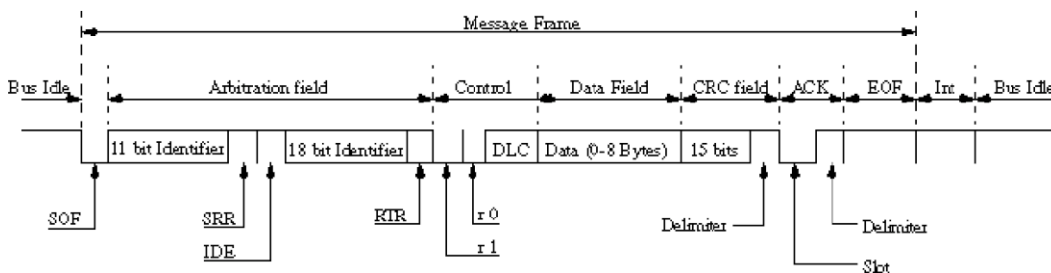


Figura 4.2: Struttura del telegramma CAN

Il protocollo CAFFE risolve questo problema modificando la struttura del telegramma sfruttando il protocollo CAN Extended Frame in cui l'identificativo è aumentato a 29 bit ed in esso sono contenute tutte le informazioni necessarie alla trasmissione, tra cui il tipo di dato, l'etichetta temporale e

l'identificativo del nodo da cui è stato inviato il dato. Il carico pagante ha poi uno spazio di 8 byte, che consente di inviare tutto il dato con un unico telegramma.

Il protocollo CAN dispone inoltre di un metodo per la risoluzione di conflitti lungo il bus in caso di invio contemporaneo di messaggi da parte di due nodi: il CSMA/CD (Carrier Sense Multiple Access with Collision Detection). Come dice il nome questo metodo individua l'occupazione del bus evitando che un nodo invii un dato quando il bus è già occupato. Inoltre, nel caso in cui due nodi inviino contemporaneamente un dato, esso individua la possibile collisione, dando la precedenza al bit dominante (lo 0) o assegnando la priorità in maniera casuale.

La capacità poi di assegnare ad ogni dato il giusto identificativo temporale avviene tramite il nodo Polimnia, il nodo del GPS. Questo nodo invia sul bus temporale il segnale del timing GPS ogni 250 ms, detto *Heart Beat*, costituito dal solo identificativo di 29 bit. Quasi immediatamente invia due telegrammi sul D-BUS, uno con etichetta temporale detta 'Time Stamp' riferita all'*Heart Beat* e uno contenente il valore temporale indicato dal GPS.

Ogni altro nodo, all'arrivo dell' *Heartbit*, acquisisce il valore del timer interno e definisce il ΔT tra il timer interno e il tempo GPS. Quando questo nodo deve inviare un messaggio, lo identifica con la rispettiva etichetta temporale relativa all'ultimo *Heartbit* ricevuto, così che tutti gli altri nodi possono identificare univocamente l'istante in cui la misura è stata effettuata.

Questa fin qui esposta è la tipologia di comunicazione del sistema *Mnemosine* che a tutt'oggi consente l'invio, la ricezione e la memorizzazione di dati tra i vari nodi con una base comune dei tempi e con una buona precisione, senza rischio di perdere dati sensibili a meno del mancato funzionamento del nodo stesso.

Ogni nodo è costituito da un involucro di alluminio al cui interno è contenuta una scheda (vedi figura 4.3) sulla quale sono alloggiati i dispositivi comuni ad ogni nodo: il microprocessore, l'interfaccia di collegamento al bus e l'alimentazione; a seconda poi del nodo specifico saranno alloggiati sulla scheda i dispositivi per l'acquisizione dei dati dai vari sensori.

In pratica a partire da una scheda base comune a tutti i nodi, la cui architettura è visualizzata nella figura 4.4, ogni nodo ha installato i sensori e

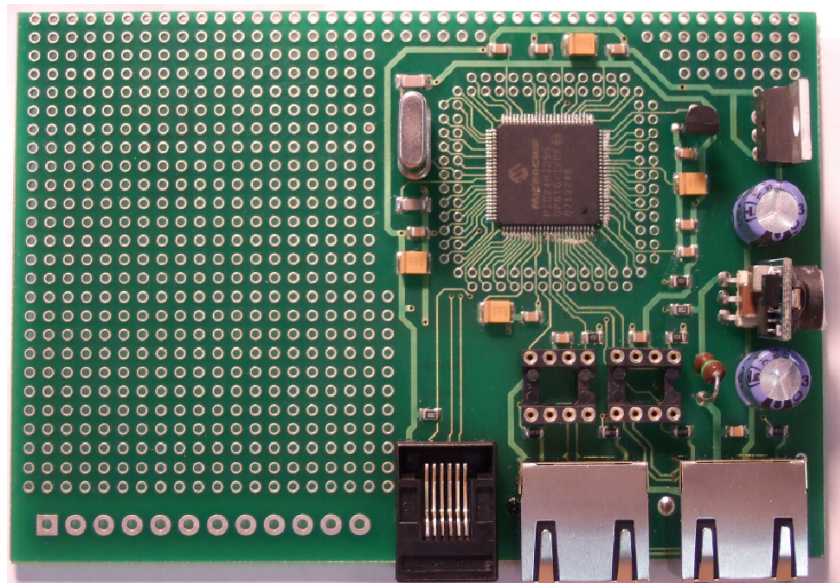


Figura 4.3: Scheda base dei nodi

la strumentazione che gli competono per svolgere il compito a cui è dedicato.

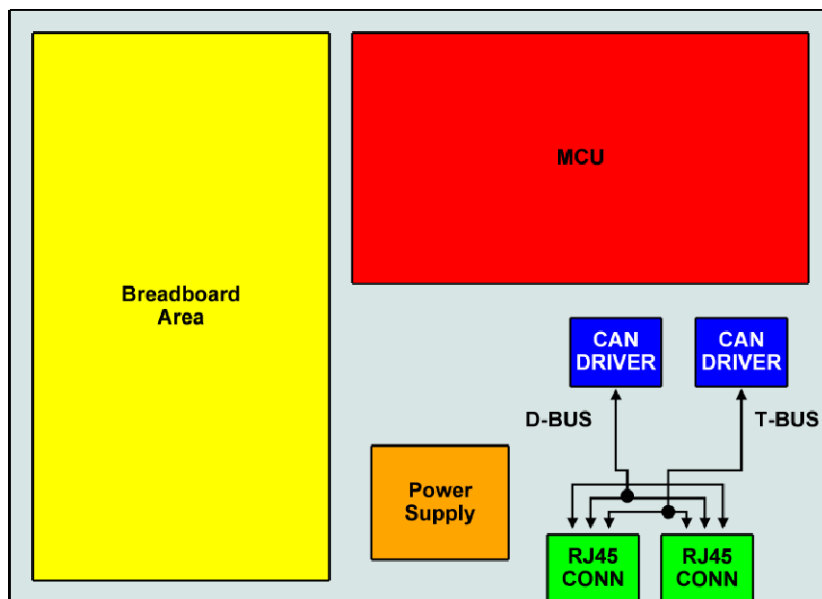


Figura 4.4: Schema della scheda base dei nodi

Questa architettura presenta, come detto, la caratteristica di essere delocalizzata, ossia suddivisa in tanti nodi indipendenti. Ogni nodo occupa dello spazio e si trova in una diversa zona del velivolo.

Questa caratteristica rende il sistema molto flessibile, ma aumenta notevolmente gli spazi occupati a causa della ridondanza dei dispositivi comuni ad ogni nodo.

Ciò che si è voluto migliorare con il nuovo sistema è proprio questo aspetto, cioè si è cercato di accentrare le componenti del sistema, sfruttando anche le ridotte dimensioni di molti strumenti e sensori utilizzati, lasciando solo un nodo delocalizzato, quello dedicato ai dati aria.

In questo modo il sistema di acquisizione è incentrato in un unico alloggiamento nel quale sono contenuti i dispositivi che prima erano comuni ad ogni nodo che sono quindi condivisi ora da tutti i sensori. In particolare si ha un unico microprocessore e un'unica alimentazione.

I vari dati saranno acquisiti dal micro controllore centrale mediante le porte di interfaccia coi sensori dislocati nei vari punti del velivolo che saranno collegati con opportuni cablaggi.

4.3 Uso

Nell'introduzione si è parlato dei due principali usi che hanno coinvolto il sistema di acquisizione dati Mnemosine.

Risulta interessante approfondirli, per poter evidenziare alcuni aspetti salienti che sono stati poi lo spunto per la modifica dei requisiti e quindi per la ri-progettazione del sistema con il cambiamento di alcuni aspetti significativi.

4.3.1 Usi didattici

Durante il corso di Sperimentazione in volo, tenuto presso il politecnico di Milano, si fornisce la possibilità agli studenti di effettuare in prima persona una prova di volo con il ruolo di Flight Test Engineer (FTE).

Tale ruolo prevede la programmazione di una prova di volo a partire dall'analisi dei requisiti, la stesura delle fasi di prova in funzione del requisito, l'effettuazione della prova a bordo del velivolo pilotato da un pilota qualificato e l'analisi dei dati acquisiti dalla prova, per verificarne la bontà e la soddisfazione dei requisiti predefiniti.

Negli ultimi tre anni questa attività è stata svolta presso l'avio superficie di Mezzana Bigli, sede del club Astra, su velivoli messi a disposizione dalla

Ing. Groppo S.r.l., il quale ha avviato un programma di collaborazione col dipartimento.

I velivoli messi a disposizione sono stati l'ultraleggero biposto XL e il nuovo velivolo ultraleggero TRIAL, un biposto in tandem completamente progettato e realizzato dall'Ing. Groppo.

Su questi velivoli è stato installato il sistema *Mnemosine* con tutti i suoi nodi e i relativi cablaggi, in modo da poter acquisire i dati di volo ed effettuare così le analisi post volo.

Durante le campagne di prova sono state evidenziate diverse problematiche riguardanti per lo più, l'affidabilità dei dati rilevati. E' risultata inoltre problematica la disposizione di alcuni nodi i quali, trovandosi sul pavimento del velivolo, erano facilmente calpestabili, eventualità che avrebbe potuto danneggiare il sistema o, come successo, staccare un collegamento, generando la perdita dei dati.

E' stata inoltre riscontrata una ulteriore difficoltà nella gestione del top switch. Esso infatti deve essere premuto ogni qual volta che si vuole evidenziare un particolare evento durante la prova (un cambio di quota, l'inizio di una virata ecc). Questo genera tempi morti tra un top e l'altro, nelle fasi di transizione tra una manovra e l'altra o tra due fasi distinte della stessa manovra. Durante l'analisi post volo i tempi morti sono stati un problema per ritrovare l'esatto punto da dove cominciare ad analizzare i dati.

Prima dei velivoli della Ing. Groppo, il sistema è stato installato sul velivolo di proprietà del dipartimento, un P92. Su tale velivolo sono stati svolti dei lavori di tesi, come la caratterizzazione di un pitot boom per l'acquisizione dei dati aria. Tale caratterizzazione è stata svolta mediante l'uso di *Mnemosine* ed in particolare del nodo responsabile dell'acquisizione dei dati aria. In questo caso si è utilizzato solo un nodo del sistema (oltre ai nodi fondamentali come alimentazione e registrazione). Questo particolare indica come un sistema flessibile debba poter predisporre, per molteplici utilizzi, la connessione singola di alcune funzionalità, escludendo le altre in modo da ottimizzare le funzioni e i consumi.

4.3.2 Certificazione

Nell'anno 2010 il sistema *Mnemosine*, montato a bordo del velivolo TRIAL della Nando Groppo s.r.l., è risultato fondamentale per l'acquisizione dei dati per la verifica degli standard e la certificazione del velivolo presso l'ente

tedesco federale per l'aviazione da diporto: il DULV (Deutsche Ultraleichtflugverbandes).

La regolamentazione tedesca prevede, già da tempo, la soddisfazione di determinati e vincolanti standard per rilasciare le marche a qualsiasi tipo di velivolo, anche ultraleggero, che ne consentano la commercializzazione e l'utilizzo sul territorio Tedesco.

Avendo i velivolo TRIAL suscitato molto interesse presso il pubblico tedesco, si era rivelata necessaria una campagna di prove per dimostrare al DULV il soddisfacimento dei requisiti richiesti.

A questa campagna di prove hanno contribuito anche studenti del Politecnico in un lavoro di tesi ed anche esperti del settore.

I risultati ottenuti, dopo mesi di campagna prove, sono stati doppiamente soddisfacenti. Innanzitutto il velivolo ha superato tutti gli standard richiesti, conseguendo l'approvazione per essere venduto in Germania. In secondo luogo è stato espresso apertamente dal DULV apprezzamento per la metodologia con cui il lavoro è stato svolto e per la modalità di acquisizione e la completezza dei dati presentati.

Gli ingegneri responsabili della certificazione presso il DULV hanno fornito interessanti indicazioni sulle modalità di verifica che loro effettuano, mostrando come, rispetto agli standard che sono abituati ad avere da altri costruttori che effettuano in proprio le prove, i dati forniti durante le prove di certificazione del TRIAL sono state sovrabbondanti per completezza e dettaglio e sono risultate pienamente comprensibili e analizzabili da parte di un ente terzo, estraneo alle modalità di esecuzione.

In particolare l'utilizzo di una strumentazione esterna per l'acquisizione dei dati come il pitot boom, la piattaforma inerziale per l'assetto e la ceda di carico per gli sforzi di barra, hanno stupito gli ingegneri del DULV. Ciò ha portato a pensare che l'integrazione di questi sensori possa essere migliorata per rendere il tutto più funzionale.

Capitolo 5

Evoluzione del Requisito

In questo capitolo si fa un elenco di quelle che sono le modifiche ritenute necessarie alla precedente architettura sia in funzione delle carenze rilevate, sia in funzione del requisito stilato.

Nei capitoli precedenti è stata analizzato il precedente sistema *Mnemosine*, la cui peculiarità è la struttura modulare a nodi e la trasmissione delle informazioni su un doppio bus dati.

Inoltre è stata presa in considerazione la nuova regolamentazione introdotta nel 2010 da parte del governo Italiano che ha definito con più chiarezza i limiti e i requisiti da soddisfare per le macchine di categoria ULM, cosa che non era ancora avvenuta al tempo dello sviluppo del primo sistema che si era concluso nel 2008.

Si è quindi decisa una nuova architettura per il sistema e una diversa modalità operativa in base alle lacune e ai limiti che si sono riscontrati dal precedente sistema.

5.1 Modifica dei Requisiti

La modifica dei requisiti, basata principalmente sul D.P.R. n.133, Luglio/2010 e sull'utilizzo del sistema da parte degli studenti in ambito didattico, ha consentito di individuare alcune carenze nel sistema, in particolare rispetto all'architettura dislocata in più nodi che aumenta notevolmente gli ingombri e il numero di cablaggi necessari al funzionamento.

La struttura decentralizzata che comunica tramite bus dati presenta due sostanziali problematiche:

- la ripetizione di parti comuni
- gli spazi necessari ad ogni nodo

Attualmente a bordo del velivolo sono presenti 7 nodi di acquisizione più un blocco esterno (quello dei dati aria) che hanno dimensioni ridotte necessarie per i piccoli spazi disponibili.

Se si tiene conto che oltre ai blocchi in sé sono presenti anche i sensori ci si rende conto che il fattore spazio è importante.

Come esempio si riporta un episodio accaduto durante una prova didattica, in cui uno studente, salendo a bordo del velivolo TRIAL, nel posto posteriore, ha calpestato accidentalmente il connettore del bus del nodo *Eutherpe*, staccandolo dal suo slot e compromettendo così l'acquisizione dei dati da parte del sistema riguardo alla posizione dei comandi di volo.

Questo episodio è esemplificativo del fatto che la disposizione dei vari nodi può comportare dei problemi che possono anche condurre alla compromissione della prova stessa.

L'idea per risolvere il problema è stata quella di centralizzare il sistema per quanto possibile, riducendo il numero dei dispositivi ripetuti dislocati a bordo del velivolo.

In questo ha aiutato molto la scelta di componenti che, vista l'esponenziale evoluzione degli stessi e la corrispondente diminuzione dei volumi, hanno contribuito a diminuire gli spazi necessari per alloggiarli all'interno dei contenitori predisposti.

Un esempio è la piattaforma inerziale che si è deciso di usare la quale, pur avendo delle dimensioni che sono meno della metà di quelle della precedente versione del sistema, mantiene al contempo le stesse prestazioni, se non addirittura le migliori.

Ovviamente non con tutti i sensori installati si è potuto operare in questa maniera, per esempio i potenziometri dovranno essere dislocati in prossimità dei comandi per poter coerentemente acquisire la posizione degli stessi.

Una soluzione interessante è stata quella di utilizzare un unico micro controllore che gestisse l'acquisizione dei vari sensori in modo da garantire la corretta successione dei dati acquisiti e la loro memorizzazione.

Al micro controllore scelto arriveranno in ingresso, in maniera opportuna, i parametri acquisiti dai sensori, che, a seconda della modalità di trasmissione, saranno recuperati, gestiti e memorizzati.

Si è pensato anche ad introdurre un dispositivo che aiuti la conduzione della prova d parte dell’FTE. Si è infatti notato che la comunicazione tra pilota e FTE, specialmente nel caso di velivolo con posti in tandem, risulta difficoltosa e non sempre è immediato rilevare i parametri fondamentali come quota e velocità, per definire l’inizio e la fine del punto prova e segnare quando si sono raggiunti gli obiettivi ricercati.

La possibilità di avere a disposizione i parametri base del volo senza doverli ricercare sulla strumentazione di bordo consentirebbe di procedere molto più facilmente con la conduzione della prova, alleggerendo il carico di lavoro dell’FTE e rendendo più preciso lo svolgimento della prova, secondo le specifiche decise in fase di briefing.

5.2 Definizione Architettura

La nuova architettura che è stata pensata per il sistema FTI *Tisifone* ha, quindi, come caratteristica principale quella di essere centralizzata.

L’idea è quella di avere un *core* centrale nel quale è montato il micro processore, la memoria esterna e il maggior numero di sensori possibili.

In questo modo si vuole ottenere un sistema flessibile che, partendo dallo stesso micro processore, possa integrare diverse configurazioni di sensori e dispositivi ausiliari.

La flessibilità del sistema, permette di utilizzarlo anche per scopi differenti da quello per cui è stato inizialmente previsto, cioè per le prove di volo.

Al core centrale saranno connessi i vari strumenti di misura disposti a bordo del velivolo.

Questi saranno collocati in prossimità dei dispositivi di cui occorre misurare determinate grandezze e saranno connessi mediante opportuni cablaggi alla struttura centrale.

Il core dovrà quindi prevedere, sulla stessa base sulla quale vengono montati i sensori che è possibile mettere nel blocco centrale, tutta una serie di porte e ingressi che consentiranno la comunicazione degli strumenti dislocati con il microprocessore.

In definitiva la nuova architettura sarà molto compatta, risolvendo il problema della decentralizzazione che aveva *Mnemosine*, e allo stesso tempo potrà garantire quella flessibilità che si addice ad un sistema di acquisizione

dati per prove di volo.

La composizione del sistema sarà quindi la seguente:

- la scheda del micro controllore
- la scheda base che prevede:
 - l'alloggiamento della scheda del controllore e le relative interconnessioni
 - uno slot per la scheda di memoria
 - il GPS
 - gli ingressi per i sensori esterni
 - i componenti elettronici necessari per la gestione (Pwr etc.)
- i sensori centrali
- i sensori dislocati che potranno anche non essere tutti presenti:
 - dati aria
 - dati motore
 - posizione comandi
 - sforzi di barra
 - dati inerziali
- i cablaggi per le connessioni

La realizzazione fisica del sistema seguirà necessariamente la definizione dell'architettura, in termini di numero e di tipologia dei componenti che si desidera installare.

Dopo aver definito quali componenti servono per lo specifico utilizzo del sistema (prove di volo, registrazione dati, prove di parti del velivolo) si può procedere a disporli secondo lo schema predefinito indicato prima.

Architettura standard

Viene ora brevemente descritta la disposizione standard, ossia quella disposizione che si è pensata per un utilizzo sperimentale per le prove di volo.

La scheda del micro controllore dovrà essere di dimensioni ridotte e contenere unicamente il micro prescelto.

La scheda base è predisposta per alloggiare il collegamento della scheda del micro, il GPS e lo slot della scheda di memoria SD. Ci saranno inoltre 4 porte seriali, ossia 4 dispositivi DB9, una porta CAN per un collegamento con protocollo CAFFE e una serie di collegamenti analogici del tipo GPIO (general Purpose Input/Output).

Vista la presenza sulla scheda base di GPS, sarà necessario fissare il blocco che la contiene in prossimità del baricentro del velivolo, in dipendenza dello spazio disponibile e del raggiungimento senza difficoltà del blocco stesso per manutenzione e modifiche.

Sempre in prossimità del baricentro verrà installata la piattaforma inerziale, la quale essendo molto compatta, sarà facilmente montata nello spazio disponibile.

Sulla scheda madre dovranno anche trovare spazio anche i dispositivi elettronici di condizionamento dei segnali in arrivo dalle porte seriali che saranno discussi più avanti.

I sensori che si collegano alla scheda mediante porta seriale saranno quelli relativi ai dati motore e alla cella di carico disposta sulla barra di comando. Inoltre si è pensato di collegare alla scheda base, tramite porta seriale, una CDU (Command Display Unit). Questo dispositivo, come spiegato in precedenza, permette una visione istantanea dei principali parametri di volo e della progressione della prova di volo in fase di svolgimento.

La CDU è un terminale video di dimensioni opportune che sarà messo a disposizione del FTE e che conterrà anche i pulsanti di avvio del sistema e della registrazione e il pulsante di incremento del top switch. Esso non sarà quindi fissato alla struttura del velivolo, ma sarà volante per poter essere maneggiato agilmente dal FTE, senza però creare intralcio né ostacolo alla corretta conduzione della prova di volo.

I collegamenti seriali necessitano di opportuni cavi, la cui lunghezza e il cui posizionamento dipenderanno dallo specifico aereo su cui verrà installato il sistema. Devono anche essere previsti eventuali adattatori con le uscite dei sensori che si andranno a montare.

Il sensore dati aria risulta invece di difficile centralizzazione.

In *Mnemosine* il nodo dei dati aria *Urania* era situato alla radice del Pitot Boom, ossia sotto la semiala destra, in corrispondenza dell'attacco dell'asta, su cui erano installati il tubo di pitot ed i vane, e la contro ventatura della

semiala.

La posizione dei sensori aria, posti in prossimità delle prese di pressione, è sembrata anche per il nuovo sistema, l'unica posizione sensata per ottenere dati coerenti e non mistificati dalla presenza di disturbi aerodinamici come l'elica.

Pertanto si è mantenuta l'architettura di *Mnemosine*, tenendo separato dalla scheda centrale il nodo di acquisizione dei dati aria, che sarà poi connesso tramite un cavo che consente la trasmissione dei dati con il protocollo di trasmissione CAFFE al core del sistema.

Capitolo 6

Nuova generazione (*tisifone*)

In questo capitolo viene presentata la progettazione del nuovo sistema *Tisifone*, sia da un punto di vista Hardware che dal punto di vista Software; sono elencati i componenti che si vuole utilizzare, la loro funzione e la loro integrazione all'interno delle funzioni gestite dal micro controllore.

6.1 Progetto Hardware

La progettazione hardware si è divisa in due momenti differenti.

Innanzitutto è stato necessario identificare i nuovi sensori da installare a bordo del velivolo. Essi erano già a disposizione e il lavoro è consistito principalmente nel definirne le specifiche in base alle quali programmare poi l'acquisizione del segnale e nel definire la tipologia di connessione necessaria per poter collegare il sensore alla scheda di acquisizione del microprocessore.

In seguito si è passati al disegno dello schema della scheda principale con le connessioni tra la scheda del microprocessore e dei vari componenti. Per fare questo è stato necessario mappare la configurazione dei pin in uscita dalla scheda Olimex in base alle funzioni da essi svolte rispetto al controllore e selezionare quelli di interesse in base alla funzione che gli si voleva attribuire. Questa mappatura risulterà utile anche ai fini della programmazione, per identificare i segnali su cui operare.

6.1.1 Struttura

Tisifone si compone di un unico circuito integrato all'interno di un contenitore di alluminio di dimensioni ridotte, che deve essere installato all'interno dell'abitacolo. Un ulteriore circuito integrato è invece installato sotto l'ala e si occupa dell'acquisizione dei dati aria. Questo è collegato con il sistema principale alla porta CAN del micro controllore.

Gli altri sensori si trovano disposti nelle varie zone del velivolo e sono connesse mediante cablaggi a bassa potenza con il sistema principale.

Circuito principale

Il componente principale del sistema è il circuito sul quale è montata la scheda Olymex, sulla quale è installato il micro controllore.

Sul circuito principale, oltre al micro controllore, sono montati anche altri componenti del sistema:

- i blocchi seriali con le relative porte seriali;
- il GPS;
- l'alloggiamento della scheda di memoria Micro SD;
- la porta CAN;
- gli ingressi analogici.

Per meglio comprendere la composizione del circuito principale, si riporta nella figura 6.1, lo schema dell'architettura del circuito stesso, con evidenziati i componenti che ne fanno parte.

Come si vede dalla figura sono riportati anche i collegamenti con i sensori esterni.

Il circuito sarà quindi composto da una scheda di dimensioni 10×15 cm circa, sulla quale verrà inserita la scheda Olymex. La doppia uscita a doppia fila di pin della scheda Olymex sarà connessa tramite un opportuno connettore crimpato alla scheda madre.

Sempre alla scheda madre verranno saldati, in opportune posizioni, i restanti componenti, che verranno poi collegati con i pin del micro controllore grazie a circuiti integrati nella scheda madre stessa.

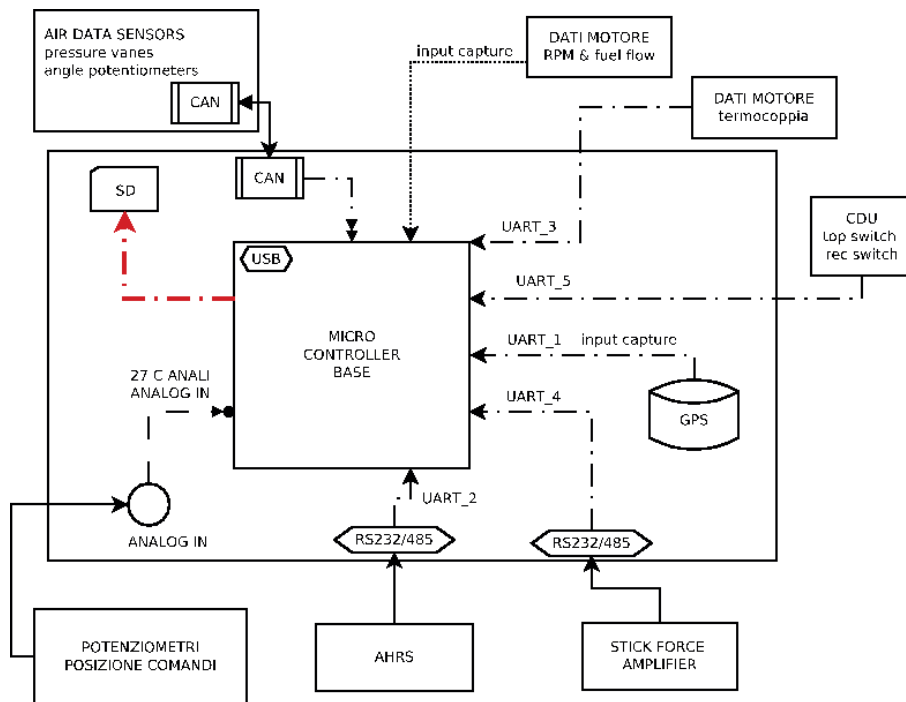


Figura 6.1: Schema architettura

In fase di realizzazione prototipo, tali connessioni saranno realizzate mediante cavi saldati nei punti corretti, così come descritto precedentemente.

Il circuito principale sarà poi installato in prossimità del baricentro del velivolo, nelle vicinanze della piattaforma inerziale che sarà anch'essa collegata al blocco centrale mediante connessione seriale.

Air Data Sensor

Il circuito adibito all'acquisizione dei dati aria sarà invece molto simile a quello realizzato per il precedente sistema *mnemosine*.

Esso sarà costituito da una scheda prestampata sulla quale saranno alloggiati i due sensori per rilevare la pressione statica e la pressione dinamica e dalla termocoppia per l'acquisizione della temperatura esterna dell'aria.

Tramite poi una connessione su rete Ethernet questi dati saranno inviati al sistema principale e verranno recepiti tramite la porta CAN.

Altri componenti

Per completare il sistema saranno necessari ulteriori componenti.

Innanzitutto la piattaforma inerziale che sarà montata sul telaio del velivolo.

Poi, volendo dotare il sistema di una command Display Unit (CDU), risulta necessario predisporre uno schermo LCD di piccole dimensioni (7"), sul quale potranno essere forniti in tempo reale i parametri principali relativi all'andamento della prova.

Tale schermo verrà montato su un pannello di controllo sul quale saranno predisposti anche gli interruttori di inizio registrazione e di incremento del *Top Switch*, necessari al FTE per identificare, in fase di postprocessing, le varie fasi di prova.

Esterni poi al circuito principale, oltre ai sensori dei dati aria, ci saranno anche i potenziometri per l'acquisizione della posizione dei comandi di volo. Questi saranno disposti in prossimità dei comandi da acquisire e saranno connessi al sistema tramite dei cablaggi a bassa potenza in ingresso analogico al micro controllore.

Allo stesso modo, anche il sensore di misura dei giri motore e la termocoppia posta sulla testa cilindro per la misura della temperatura di esercizio del motore saranno installati in loco (ossia nel vano motore) e verranno collegati al sistema centrale tramite dei cablaggi con accesso ad una porta seriale UART del micro controllore.

In ultimo, il sensore di misura degli sforzi di barra è una cella di carico bidirezionale, montata direttamente sulla barra e connessa anch'essa al circuito principale tramite interfaccia seriale UART. Prima però sarà necessario installare un amplificatore di potenza tra la cella di carico scelta e il micro controllore.

6.1.2 Sensori Installati

Nelle fasi di progettazione del sistema fisico sono stati identificati anche gli strumenti di misura coinvolti.

Di seguito si fa un elenco dei modelli che sono stati scelti in base alle richieste

dei requisiti e alle specifiche tecniche della categoria di velivoli coinvolti.

GPS

Per il sensore GPS da installare a bordo di Tisifone è stato scelto il modello LEA 5T prodotto dalla azienda svizzera U-Blox.

Questo modulo GPS è particolarmente indicato per applicazioni che richiedono tempistiche estremamente accurate, alta sensibilità, basso consumo energetico e connettività USB.

Il LEA-5T dispone di una funzione in cui il ricevitore GPS assume una posizione stazionaria 3D, che può essere impostata sia manualmente sia tramite un programma iniziale di auto-indagine.

Il funzionamento stazionario permette al GPS di effettuare la sincronizzazione con un solo satellite visibile ed elimina gli errori di timing che altrimenti potrebbero causare errori di posizionamento.

L'accuratezza dell'impulso temporale è molto buona, con errori dell'ordine dei 30 ns , ed è sincronizzato con il tempo GPS o UTC.

La precisione può scendere entro i 15 ns utilizzando le informazioni di errore di quantizzazione per compensare il dettaglio dell'impulso temporale. Un'unità interna adibita alla segnalazione di eventi e un contatore forniscono con precisione la misura del tempo di un segnale esterno (ingresso 'EXTINT0').

Queste caratteristiche di estrema precisione e di velocità di sincronizzazione con la rete di satelliti consentono di ridurre i tempi di latenza iniziali, permettendo al sistema di essere operativo fin dall'accensione.

Inoltre, come detto prima, il basso consumo energetico che il LEA 5T richiede lo rende particolarmente adatto per quel tipo di applicazioni come l'installazione a bordo di un velivolo, in cui le risorse di alimentazione sono esigue.

Il modulo GPS dovrà poi essere accoppiato con una antenna che verrà installata in posizione tale da non essere troppo schermata.

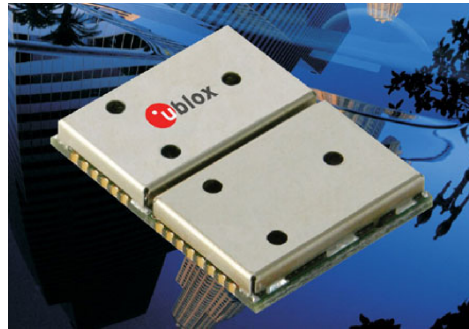


Figura 6.2: Modulo GPS LEA 5T

Parametri Motore

I parametri motore di interesse sono il numero di giri motore RPM, la portata di carburante al motore e la temperatura della testata cilindro.

Per quest'ultima viene utilizzata una semplice termocoppia di tipo J, capace di misurare temperature fino ai 750°C , montata sulla parte posteriore del motore, quella meno raffreddata.

Per la misura dei giri motore viene invece utilizzato un sensore magnetico di prossimità, installato in corrispondenza dell'elica del velivolo, il quale fornisce un impulso ad ogni passaggio. E' necessario tarare questa strumentazione in funzione del rapporto di riduzione tra motore ed elica per poter ricavare dai giri minuto di quest'ultima i giri minuto del motore.

Non è ancora stato individuato un sensore per la misura della portata di carburante che sia poco intrusivo e allo stesso tempo efficiente. Questa misura inoltre non è semplice da effettuare e la sua utilità ai fini delle prove di volo deve essere ancora giudicata.

AHRS

Il sensore usato è una piattaforma inerziale dell'azienda *X-sens*, denominata MTI (MINIATURE ATTITUDE AND HEADING REFERENCE SYSTEM). Le dimensioni di questo sensore sono estremamente ridotte, così da renderlo integrabile all'interno del core del sistema *Tisifone*. Ciò comporterà in futuro, l'assenza di lunghi cablaggi per connettere tale sensore al micro processore, riducendo così ingombri e dispersione del segnale.

La piattaforma (AHRS) è del tipo a 3 gradi di libertà, con un peso molto contenuto. Essa contiene accelerometri, giroscopi e magnetometri che lavorano in 3D; inoltre è presente al suo interno una IMU (Inertial Measurement

Unit) e anche un processore low-power che consente l'orientamento 3D real time e drift-free, così come l'acquisizione dell'accelerazione 3D calibrata, il rate of turn 3D e l'orientamento 3D secondo il campo magnetico terrestre. Si tratta quindi di una avanzata unità di misura che consente di stabilizzare e controllare qualsiasi tipo di meccanismo robotico.

Per gli scopi di Tisifone verrà usata unicamente come un sensore, riportando l'attitudine e l'accelerazione del velivolo sul quale verrà installata. Sarà poi compito di *Tisifone* recuperare i dati ricevuti dall'MTI e salvarli in un apposito formato leggibile e analizzabile dal FTE.

La versione standard, quella a nostra disposizione, contiene accelerometri con un fondo scala di $5g$ e giroscopi con un fondo scala di $300^\circ/s$.

Caratteristiche generali:

- Attitude, heading e dati inerziali calcolati in real time
- 360° di orientamento a cui fa riferimento gravità e campo magnetico terrestre
- giroscopio 3D integrato, accelerometri e magnetometri
- DSP integrato con algoritmo sensor fusion realtime
- i giroscopi permettono di tracciare l'orientamento ad alta frequenza
- elevata velocità di aggiornamento ($120\ Hz$); l'elaborazione dei dati inerziali alla massima velocità ha una frequenza di $512\ Hz$
- auto calibrazione di temperatura e del disallineamento 3D; sensibilità incrociata dei sensori
- accetta e genera impulsi di sincronizzazione

MTI TECHNICAL SPECIFICATIONS

- Precisione statica (rollio / beccheggio) $< 0,5\ deg$
- Interfaccia digitale RS-232, RS-485, RS 422
- Precisione statica (heading) $< 1\ deg$

- Precisione dinamica 2 *deg RMS*
- Tensione di esercizio 4,5 – 30 *V*
- Risoluzione angolare 0,05 *deg*



Figura 6.3: Piattaforma inerziale MTI X-Sens

Sensori di pressione

Pressione Dinamica

Come trasduttore di pressione differenziale per la misura della pressione dinamica è stato utilizzato il modello HCLA0050EU della Sensor Technics.

Le specifiche salienti sono elencate nella tabella seguente.

Range	da 0 a 50 <i>mbar</i>
Max pressure	1200 <i>mbar</i>
Temperature range	-25 °C to +80 °C
Sensitivity	80 <i>mV/mbar</i>

Tabella 6.1: caratteristiche del HCLA0050EU



Figura 6.4: Trasduttore pressione dinamica HCLA0050EU

Pressione Totale

Per la misura della pressione totale è stato scelto un sensore simile al precedente.

Anch'esso è un trasduttore della Sensor Technics modello HCA0611ARH8. Ovviamente questo non sarà differenziale ma disporrà di un unico ingresso collegato alla presa di pressione totale posta sul punto di ristagno del tubo di Pitot.

Il modello scelto è il HCA0611ARH8 le cui caratteristiche principali sono le seguenti.

Range	da 600 a 1100 <i>mbar</i>
Max pressure	3000 <i>KPa</i>
Temperature range	0 °C to +85 °C
Sensitivity	8 <i>mV/mbar</i>
Accuracy	1.0 % <i>FS</i>
Response time	2 <i>ms</i>

Tabella 6.2: caratteristiche del HCA0611ARH8

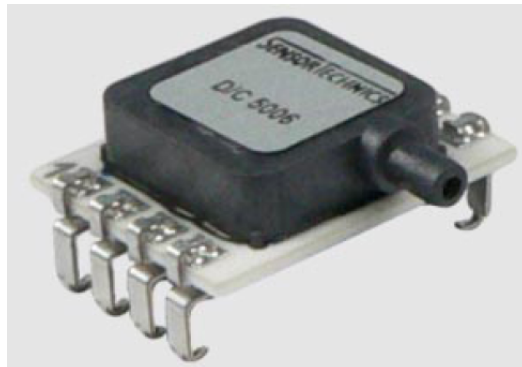


Figura 6.5: Trasduttore pressione totale HCA0611ARH8

Potenzimetro lineare

Per la misura delle posizioni dei comandi di volo si è deciso di utilizzare dei potenziometri lineari a filo, molto sensibili e di dimensioni compatte, facili da installare e sicuri.

Il modello scelto è il FDMK46-1000 della Altheris che presenta le seguenti caratteristiche:

Measuring range	1000 mm
Linearity	$\pm 0.1 \%FS$ 1 mm
Resolution	0.3 mm
Temperature range	$-20^{\circ}C$ to $+80^{\circ}C$

Tabella 6.3: caratteristiche del FDMK46-1000



Figura 6.6: Potenzimetro lineare FDMK46

6.1.3 Scheda Olimex

L'azienda Olimex propone una scheda pre assemblata per lo sviluppo e l'implementazione di programmi per il controllo.

Su di essa è installato il controllore STM32F107 a 32 bit. Inoltre sono presenti un collegamento USB On The Go e una connessione JTAG.

Il collegamento esterno avviene tramite 80 pin, disposti su due doppie file poste sulla faccia inferiore della scheda stessa.

Caratteristiche della scheda

- CPU: STM32F107VCT6 32 bit ARM-based microcontroller with 256 KB Flash, 64KB RAM, USB OTG, Ethernet, 10 timers, 2 CANs, 2 ADCs, 14 communication interfaces
- JTAG connector with ARM 2x10 pin layout for programming/debugging
- 25 Mhz crystal
- USB OTG
- Power Jack
- WKUP button
- RESET button
- Two status leds
- Power-on led
- 3V battery connector
- Extension port connectors for many of microcontrollers pins
- PCB: FR-4, 1.5 mm (0,062), soldermask, silkscreen component print
- Dimensions: 70x50mm (2.76x1.97)

Nella figura seguente si riporta un'immagine della scheda Olimex.

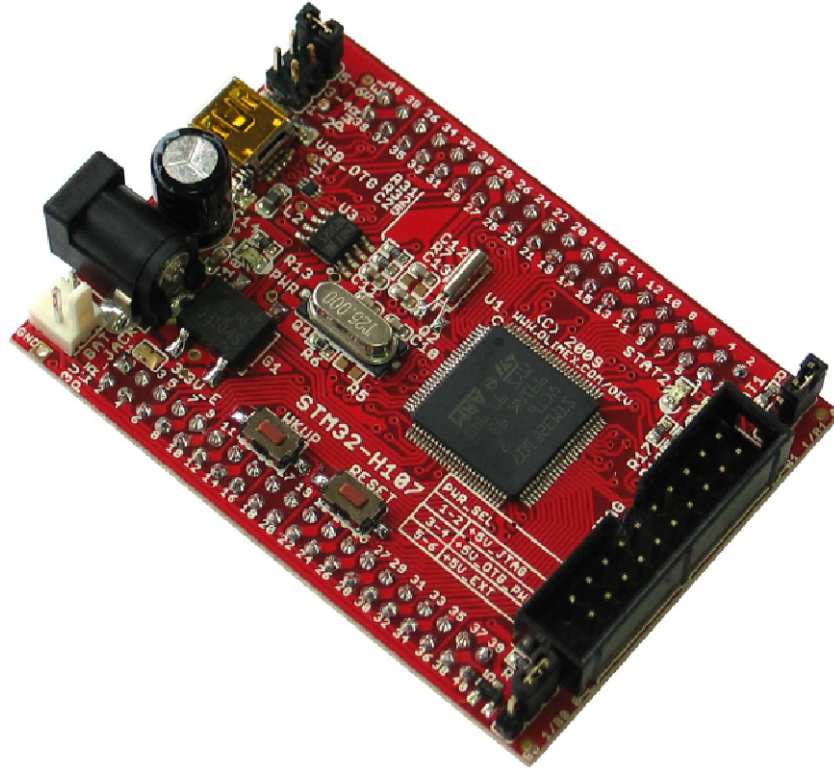


Figura 6.7: Scheda Olimex

Come detto la scheda *Olimex* prevede già integrati una connessione USB e una connessione J-tag. Quest' ultima risulta necessaria per lo sviluppo e la programmazione del microprocessore vero e proprio.

Nella figura 6.8 è visibile il microprocessore *STM32-F107* e le due connessioni appena descritte. Sono inoltre visibili le connessioni di alimentazioni che dovranno essere poi collegate al sistema elettrico del velivolo.

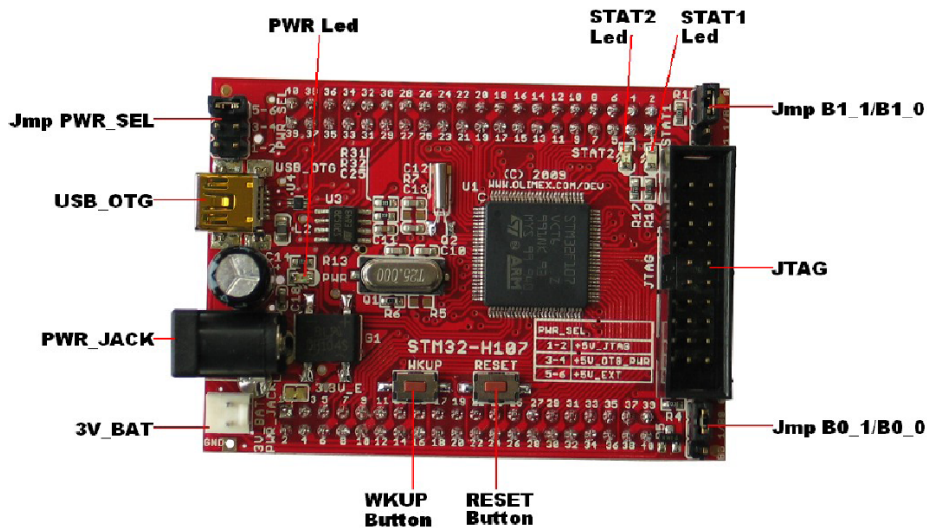


Figura 6.8: Lato superiore

Nella figura 6.9 si notano invece le due serie di doppi pin in parallelo che costituiscono le uscite del controllore, ossia gli 80 pin che sono stati mappati e utilizzati per le connessioni con i vari sensori predisposti.

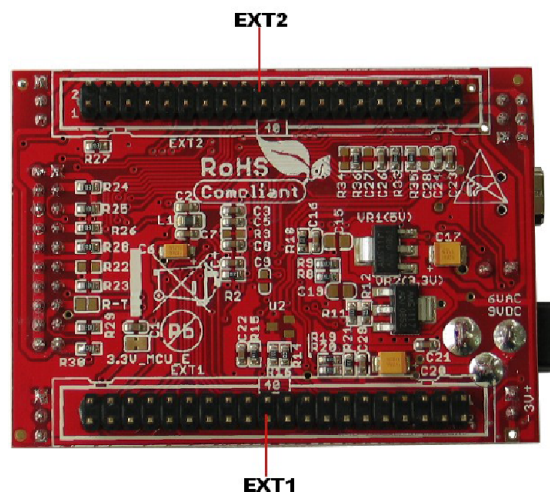


Figura 6.9: Lato inferiore

6.1.4 Serial Block

I segnali in arrivo dai sensori devono essere opportunamente filtrati e modulati per poter arrivare come ingresso logico alla scheda madre e, quindi, al microcontrollore per l'acquisizione definitiva e la memorizzazione.

Il segnale deve, quindi, passare prima attraverso un opportuno blocco seriale che è stato modellato per questo scopo e che si trova a cavallo tra le porte USART e il microprocessore. Il blocco è montato direttamente sulla scheda madre ed è formato da due componenti standardizzati che svolgono la funzione di trattamento del segnale.

Questi sotto-componenti sono l'ADM-3222 e l'ADM-3491.

ADM-3222

L'ADM-3222 è un circuito di interfaccia RS232/TTL con alimentazione nel range $3.0\text{ V} \rightarrow 5.5\text{ V}$. Con soli 4 condensatori esterni è in grado di interfacciare qualunque microprocessore con una porta RS232 (tipicamente per il collegamento ad un PC) collegando all'ADM-3222 un connettore del tipo **DB9**.

ADM-3491

L'ADM-3491 è un ricetrasmittitore differenziale low-power progettato per funzionare con un singolo alimentatore 3,3 V. Il basso consumo di energia, accoppiato con una modalità di spegnimento automatico, lo rende ideale per applicazioni in cui è necessario una elevata sensibilità alle variazioni di potenza. Risulta, quindi, particolarmente adatto per la comunicazione su linee di trasmissione bus multi punto.

Esso è pensato per bilanciare la trasmissione dei dati ed è conforme ad entrambi gli standard EIA RS-485 e RS-422.

Contiene un driver di linea differenziale e un ricevitore di linea differenziale, che lo rende adatto per il trasferimento dei dati full duplex.

L'impedenza di ingresso è di $19\text{ k}\Omega$ e permette fino a 50 ricetrasmittitori collegati sul bus.

Esiste un circuito di spegnimento per sovraccarichi termici dovuti alla dissipazione di potenza eccessiva causata da conflitti sul bus o da output shorting. Questa funzione forza il driver di uscita in uno stato di alta impedenza se,

in condizioni di guasto, è rilevato nel circuito del driver interno un aumento significativo della temperatura.

Il ricevitore contiene un sistema fail-safe che genera uno stato logico alto se gli ingressi non sono collegati (floating).

L'ADM-3491 è realizzato con il BiCMOS, un avanzato processo tecnologico misto che combina CMOS a basso consumo con la veloce tecnologia di commutazione bipolare.

Nella figura 6.10 si può vedere il disegno logico del blocco seriale, in cui, oltre ai due sotto-componenti, si notano i circuiti elettrici di condizionamento (composti da condensatori e messe a terra) e le uscite del blocco seriale, che poi compariranno anche nel blocco logico all'interno della scheda madre.

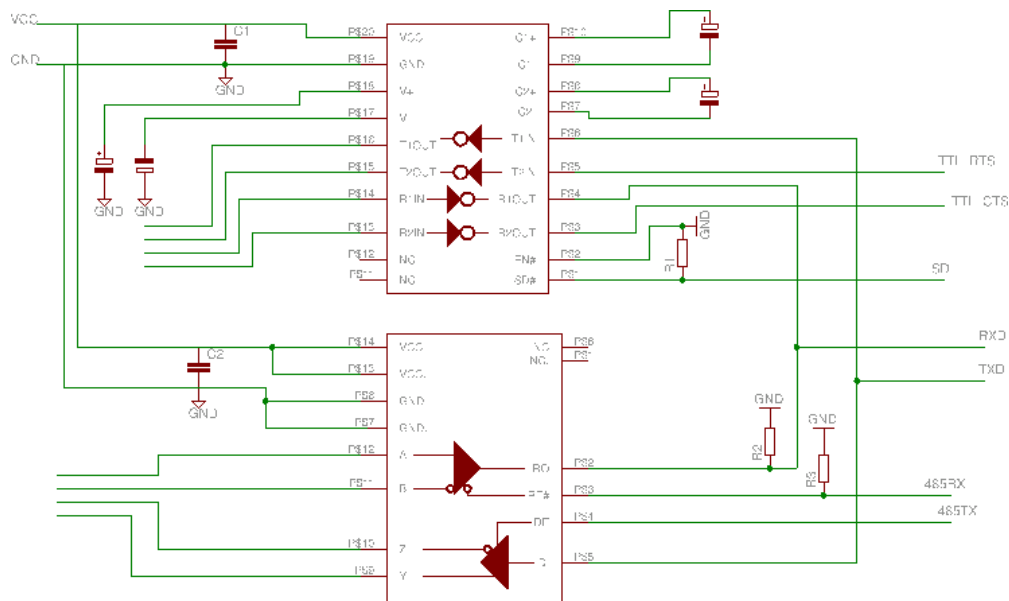


Figura 6.10: Blocco Seriale

Non tutte le 5 porte USART sono però connesse allo stesso modo.

Per la precisione sono solo 3 le porte effettivamente USART, cioè porte che consentono il controllo di tipo *Synchronous* e quindi hanno 2 pin predisposti per i messaggi CTS e RTS. Le altre due porte sono semplici UART e non prevedono questo tipo di invio dei messaggi, ma solo quello asincrono. Questa funzione risulta utile in particolare per la porta connessa alla Piattaforma Inerziale e quella connessa ai sensori del Motore. Per la terza USART,

quella connessa al GPS, per come è predisposto il collegamento col dispositivo, non è necessario usufruire dei collegamenti CTS e RTS, in quanto il GPS ha bisogno di un pin predisposto al messaggio di *Input capture* e quindi già sincronizzato col sistema.

Le altre due porte UART sono rispettivamente connesse alla CDU (Command Display Unit) e agli Strain Gage.

Pertanto il blocco seriale si infrappone tra le varie porte UART/USART e il controllore, ad esclusione della USART1 connessa al dispositivo GPS. I pin di collegamento CTS e RTS predisposti sul serial block, non saranno operativi per quel che riguarda le porte che non presentano questo tipo di connessione, ossia per le porte UART4 (Strain Gage) e UART5 (CDU).

6.1.5 Scheda Madre

Dopo aver definito l'architettura interna del blocco seriale necessario alla comunicazione tra microprocessore e i dispositivi fisici **DB9**, è necessario definire anche l'architettura e lo schema dei collegamenti del micro con i blocchi seriali e con le altre uscite.

Per fare questo, sempre sfruttando il programma di disegno di circuiti stampati *EagleTM*, è stato disegnato un blocco del microprocessore con i pin delle uscite su due file.

Da questo sono stati tracciati i collegamenti fisici che verranno annegati nel circuito stampato definitivo per l'interconnessione tra i vari dispositivi. In fase di prototipo questi collegamenti saranno sostituiti con fili saldati.

Il risultato è quindi uno schema che rappresenta la così chiamata '*Scheda Madre*', cioè la scheda (o la basetta) sulla quale saranno alloggiati tutti i componenti principali del *core* di *Tisifone*.

Questo schema è rappresentato nella figura 6.11.

In questa figura si possono vedere i quattro blocchi seriali con i rispettivi quattro collegamenti per ogni blocco (o due nel caso dei blocchi relativi alle porte UART); sono presenti inoltre il blocco del GPS che è collegato al micro mediante 3 pin e il blocco dell'alloggio della scheda di memoria SD che è

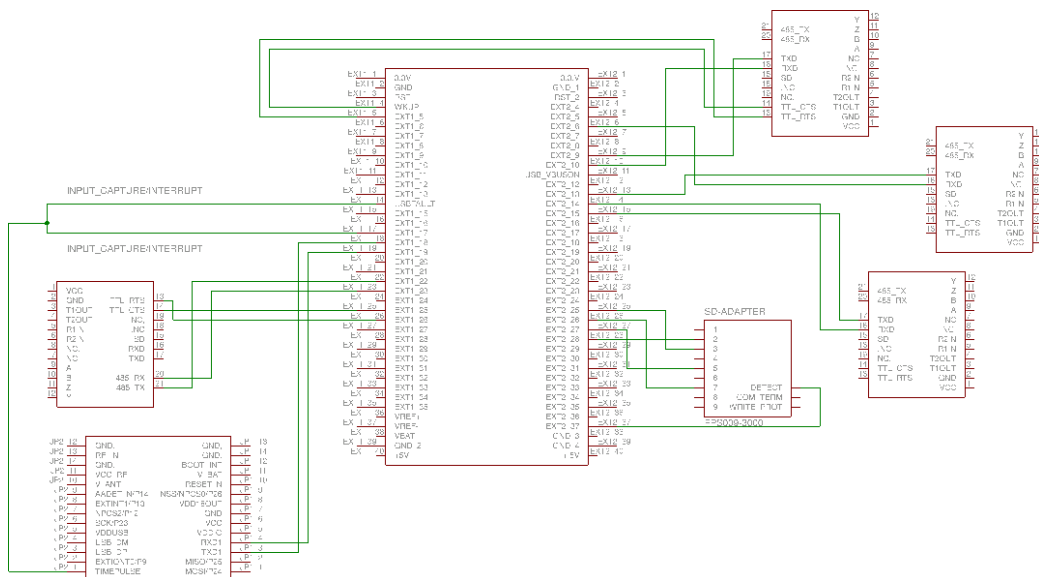


Figura 6.11: Scheda Madre

connesso al micro tramite 5 pin.

In figura sono però assenti i collegamenti a massa e all'alimentazione. I pin predisposti a queste funzioni sono però immediatamente riconoscibili in quanto sono stati rinominati in figura con **GND** e **VCC**.

6.1.6 Scelta del Micro Controllore

Per il sistema progettato è stato scelto il microprocessore *STM32F107* prodotto dalla ST Microelectronics.

Questo fa parte di una famiglia di controllori che incorporano il *core* ad alte prestazioni **ARM Cortex-M3** a 32 bit il quale opera ad una frequenza di 72 MHz, presenta una memoria embedded ad alta velocità (Flash memory fino a 256 Kbytes e SRAM fino a 64 Kbytes) e dispone, inoltre, di una ampia gamma di collegamenti di tipo I/O e di due connessioni periferiche a due bus APB.

Offre anche due ADC a 12-bit, quattro timer general-purpose a 16-bit, oltre ad un PWM timer e dispone di interfacce di comunicazione standard ed avanzate di vario tipo: fino a due I2C, tre SPIs, due I2S, cinque USART, una USB OTG FS e due CAN.

Inoltre è possibile configurare anche un collegamento Ethernet sul modello scelto.

Il range di temperatura in cui esso può operare varia da 40 a $+105\text{ }^{\circ}\text{C}$ e la tensione di alimentazione va dai 2.0 ai 3.6 V. Un set che comprende sistemi di power saving consente di utilizzare anche applicazioni a bassa potenza.

Tutte queste caratteristiche rendono questo tipo di micro processori adatti a un largo uso in molteplici tipologie di applicazioni, quali:

- Controllo di applicazioni motorizzate
- Attrezzature mediche palmari
- Applicazioni industriali: PLC, inverter, stampanti e scanner
- Sistemi di allarme, video citofono, e HVAC
- Applicazioni audio

Questo tipo di microprocessore offre, quindi, maggiori performance di quelle effettivamente necessarie allo scopo del sistema sviluppato, ma la sua versatilità lo rende altamente efficace per l'utilizzo che se ne vuole fare.

La famiglia di controllori STM32FXXX è disponibile in 3 differenti tipologie di configurazione, che si differenziano in base ai pin disponibili per l'interfaccia con esso e quindi in base agli output che sono predisposti per il micro controllore stesso. Quella scelta prevede 100 pin in uscita.

Ad ogni pin sono assegnati uno o più possibili utilizzi, relativi ad un collegamento o ad una porta o comunque ad una specifica funzione del micro. In fase preliminare è stato, quindi, necessario mappare queste funzioni ed identificare in maniera univoca il pin a cui assegnare uno specifico compito, in modo tale da evitare che un singolo pin si trovi a svolgere due funzioni, rendendo impossibile il lavoro del controllore, e in modo da utilizzare in maniera coerente tutte le porte necessarie per portare il segnale dei sensori al microprocessore.

Utilizzando la scheda Olimex, 20 di questi pin sono 'bloccati' da funzioni inerenti i collegamenti USB e J-Tag non sono quindi utilizzabili.

I rimanenti 80 pin sono stati perciò mappati a seconda della funzione necessaria.

Per le funzioni richieste è stato necessario allocare l'utilizzo di 5 porte USART/UART, 1 porta CAN e le connessioni con il blocco di alloggiamento della memoria SD-Flash.

Inoltre, è stato necessario identificare i pin rimasti liberi come possibili ingressi analogici da utilizzare sempre per connettere altri sensori.

6.1.7 Fitting dei requisiti

Nella figura seguente si riporta lo schema logico del micro controllore STM32F107 scelto per il sistema.

Si notano con chiarezza le uscite disponibili, di cui verrà successivamente descritto il popolamento.

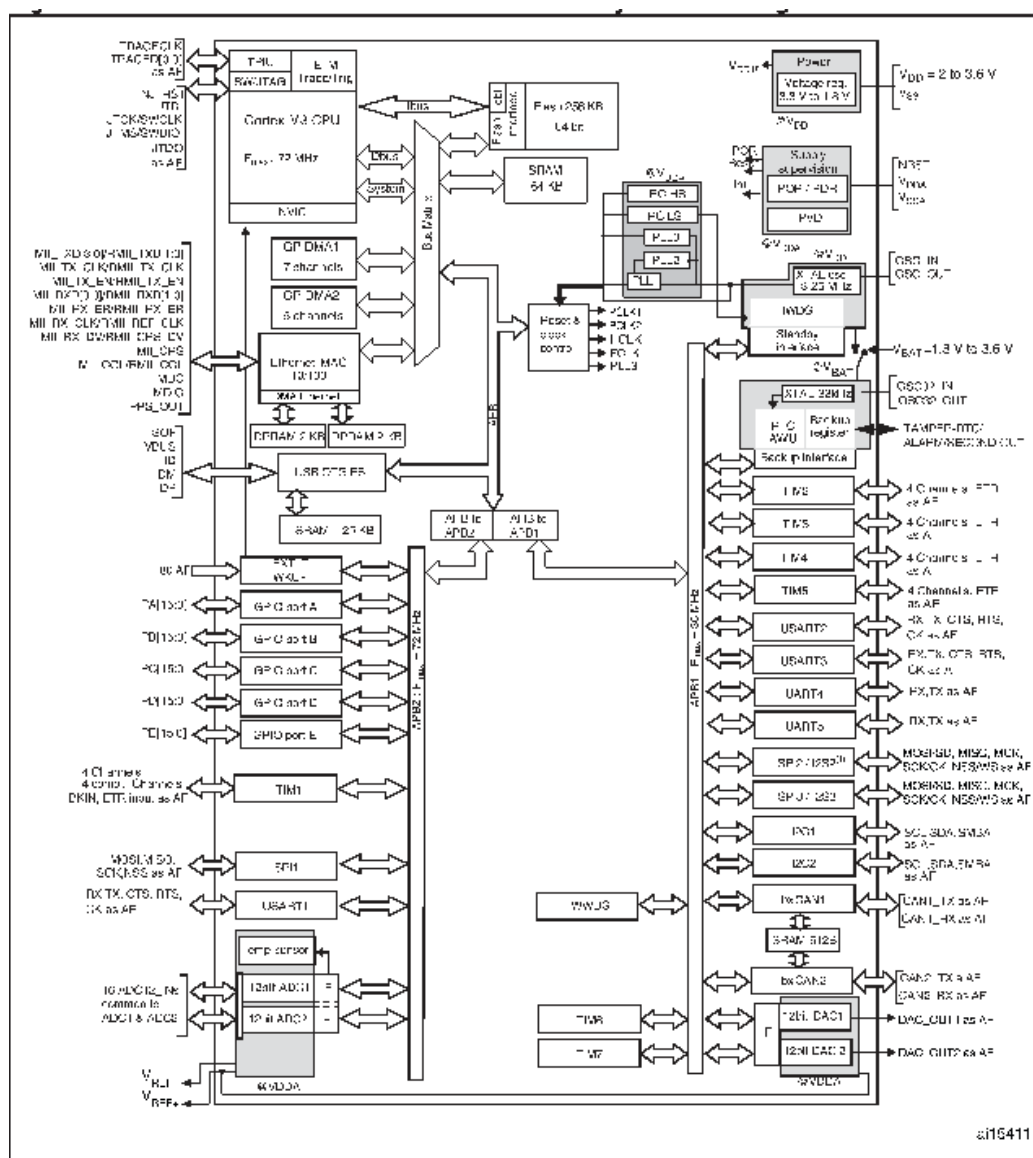


Figura 6.12: Schema delle connessioni del micro controllore

Si riportano in generale il numero di pin utilizzati e la funzione che ricoprono.

- USART 1 (GPS) 5 + 2 pin;
- USART 2 (Piattaforma Inerziale) 7 pin;
- USART 3 (Dati Motore) 7 + 2 pin;
- UART 4 (Strain Gage) 5 pin;
- UART 5 (Command Display Unit) 5 pin;
- CAN 1 (Air Data Sensors) 2 pin;
- SD Adapter 5 pin;
- Analog Inputs (Potenziometri) 16 pin.

Vengono ora elencate e commentate le funzioni specifiche di ogni pin e la tabella che li identifica nel dettaglio.

UART 1 (GPS)

La porta UART di collegamento del GPS prevede 5 pin standard per una porta di questo genere, che sarebbero il pin TX (Transmitter), il pin RX (Receiver), altri 3 pin GPIO (General Purpose Input Output), ossia 3 pin generici di ingresso/uscita analogica che svolgono funzioni ausiliarie per la porta.

Il segnale GPS ha però la particolarità di dover essere sincronizzato temporalmente per poter essere acquisito in maniera ottimale. Per questo è necessario prevedere altri due segnali in ingresso al controllore, il segnale di *Input Capture* e di *Interrupt*, per i quali sono necessari altri due pin in ingresso al controllore.

Il segnale di *Input Capture* permette al sistema integrato di registrare un *timestamp* ogni volta che viene acquisito un segnale. Questo consente al microprocessore di continuare a registrare segnali in ingresso dal GPS conservando la capacità di identificare univocamente l'attimo in cui è stato ricevuto un particolare segnale. Ciò è fondamentale nella tracciabilità della posizione durante il volo.

L'*Interrupt* è invece necessario per consentire alla CPU di interrogare il GPS e quindi ricevere informazioni sul suo stato.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
C5	57	91	PB5	I/O	UART_1 GPIO	EXT1_17
B4	61	95	PB8	I/O	UART_1 GPIO	EXT1_20
A4	62	96	PB9	I/O	UART_1 GPIO	EXT1_21
B5	58	92	PB6	I/O	UART_1	EXT1_18
A5	59	93	PB7	I/O	UART_1	EXT1_19

Figura 6.13: Pin Uart 1

UART 2 (Piattaforma Inerziale)

La porta UART, legata alla piattaforma inerziale, prevede anch'essa i 2 pin standard di ricezione e trasmissione e i 3 pin GPIO.

In aggiunta a questa vengono sfruttati altri due pin. Infatti questa porta è in realtà una USART (Universal Synchronous-Asynchronous Receiver/Transmitter) e prevede, quindi, anche la possibilità di trasmettere segnali sincroni, una modalità di comunicazione tra dispositivi digitali nella quale le informazioni sono comunicate una di seguito all'altra e giungono sequenzialmente al ricevente nello stesso ordine in cui le ha trasmesse il mittente.

Questa modalità di comunicazione necessita, appunto, di altri due pin, le cui funzioni sono quella di CTS (Clear To Send) e di RTS (Request To Send) necessarie a rendere il messaggio inviato e ricevuto di tipo 'Full Duplex'.

Questo tipo di segnali è proprio dell'interfaccia RS-232 che è quella che verrà usata sia per il collegamento con la Piattaforma Inerziale, sia per il collegamento con la cella di carico posta sui comandi.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
H2	15	24	PA1	I/O	UART_2 RTS	EXT1_5
G9	-	58	PD11	I/O	UART_2 GPIO	EXT1_31
K10	-	59	PD12	I/O	UART_2 GPIO	EXT1_32
J10	-	60	PD13	I/O	UART_2 GPIO	EXT1_33
G2	14	23	PA0-WKUP	I/O	UART_2 CTS	EXT1_4
B6	-	86	PD5	I/O	UART_2	EXT2_9
C6	-	87	PD6	I/O	UART_2	EXT2_10

Figura 6.14: Pin Usart 2

UART 3 (Dati Motore)

Allo stesso modo della porta UART 2, anche questa viene utilizzata nella sua versione USART, prevedendo 7 pin per trattare il segnale in arrivo dal motore. Questi segnali corrispondono al numero di giri motore, al fuel flow e alla temperatura della testa cilindro.

Per questi due ultimi dati è necessario anche qui prevedere un pin di *Input Capture* come per il GPS.

In totale ci saranno quindi 9 pin utilizzati.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
H8	35	53	PB14	I/O	UART_3 RTS	EXT1_26
K9	-	55	PD8	I/O	UART_3 GPIO	EXT1_28
J9	-	56	PD9	I/O	UART_3 GPIO	EXT1_29
H9	-	57	PD10	I/O	UART_3 GPIO	EXT1_30
J8	34	52	PB13	I/O	UART_3 CTS	EXT1_25
J7	29	47	PB10	I/O	UART_3	EXT1_22
K7	30	48	PB11	I/O	UART_3	EXT1_23

Figura 6.15: Pin Usart 3

UART 4 (Strain Gage)

Come detto in precedenza anche l'interfaccia per la cella di carico dei comandi è del tipo RS-232 ma, a causa della non disponibilità di un ulteriore porta USART nel microprocessore, non vengono sfruttati i segnali di CTS e RTS, ma si utilizzano unicamente i 5 pin standard: TX, RX e 3 GPIO.

Ciò non peggiora il segnale in arrivo in quanto esso non necessita di comunicazione sincrona.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
F9	39	65	PC8	I/O	UART_4 GPIO	EXT2_17
E9	40	66	PC9	I/O	UART_4 GPIO	EXT2_16
D9	41	67	PA8	I/O	UART_4 GPIO	EXT2_24
B9	51	78	PC10	I/O	UART_4	EXT2_15
B8	52	79	PC11	I/O	UART_4	EXT2_14

Figura 6.16: Pin Uart 4

UART 5 (Command Display Unit)

Ultima porta è quella relativa alla Command Display Unit. Anch'essa è una porta UART standard che impiega 5 pin del microcontrollore, esattamente come la porta 4.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
A2	2	7	PC13-TAMPERRTC	I/O	UART_5 GPIO	EXT2_12
C7	-	84	PD3	I/O	UART_5 GPIO	EXT2_7
D7	-	85	PD4	I/O	UART_5 GPIO	EXT2_8
C8	53	80	PC12	I/O	UART_5	EXT2_13
B7	54	83	PD2	I/O	UART_5	EXT2_6

Figura 6.17: Pin Uart 5

CAN 1 (Air Data Sensors)

Il Controller Area Network, noto anche come CAN-bus, è uno standard seriale per bus di campo.

Il CAN trasmette dati secondo un modello basato su bit 'dominanti' e 'recessivi', in cui i bit dominanti sono gli 0 logici ed i bit recessivi sono gli 1 logici. Se un nodo trasmette un bit dominante ed un altro un bit recessivo, allora il bit dominante vince fra i due (realizzando una combinazione AND logico).

Con questa tecnica, quando viene trasmesso un bit recessivo e contemporaneamente un altro dispositivo trasmette un bit dominante, si ha una collisione e solo il bit dominante è visibile in rete (tutte le altre collisioni sono invisibili). Di fatto avviene che un bit dominante è 'asserito' dalla generazione di una tensione fra i conduttori, mentre un bit recessivo è semplicemente ignorato. Si è così sicuri che ogni volta che si impone una differenza di potenziale, tutta la rete la rileva e quindi 'sa' che si tratta di un bit dominante.

Solitamente, quando questa tecnica è usata in un bus differenziale, si applica lo schema CSMA/BA (Carrier Sense Multiple Access/Bitwise Arbitration): se due o più dispositivi iniziano a trasmettere contemporaneamente, si applica un meccanismo di arbitrato basato sulla priorità per decidere a quale dispositivo permettere di proseguire la trasmissione.

Durante l'invio dei dati, ogni nodo in trasmissione controlla lo stato del bus e confronta il bit ricevuto con il bit trasmesso. Se un bit dominante è ricevuto mentre un bit recessivo è trasmesso il nodo interrompe la trasmissione (ossia

perde l'arbitrato).

L'arbitrato è eseguito durante la trasmissione del pacchetto dei dati di identificazione del nodo. I nodi che iniziano contemporaneamente a trasmettere inviano un ID dominante a 0 binario che inizia con il bit alto.

Non appena il loro ID è rappresentato da un numero più grande (quindi a priorità minore) i nodi stessi inviano un bit 1 (recessivo) ed aspettano la risposta di uno 0 (dominante), quindi interrompono la trasmissione.

Al termine dell'invio degli ID tutti i nodi sono tornati allo stato di OFF ed il messaggio con la priorità corrente massima può liberamente transitare.

In sostanza, quindi, sono necessari 2 pin: uno per il segnale di Trasmissione e uno per quello in Ricezione.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
D8	5	81	PD0	I/O	CAN1	EXT2_4
E8	6	82	PD1	I/O	CAN1	EXT2_5

Figura 6.18: Pin CAN

SD Adapter

Secure Digital (SD) è il più diffuso formato di schede di memoria, dispositivi elettronici utilizzati per memorizzare in formato digitale grandi quantità di informazioni all'interno di memorie flash.

Tutte le SD supportano questi protocolli:

- One-bit SD mode;
- Four-bit SD mode;
- SPI mode: Serial Peripheral Interface Bus, usato con i microprocessori.

Un connettore di card SD è composto di 8 + 1 pin, i quali ricoprono le funzioni come elencato in tabella.

Secondo quanto riportato nel data sheet del micro controllore, il collegamento con l'SD-Adapter, prevede l'utilizzo di 5 pin del controllore. Due pin del lato SD non sono connessi, mentre altri due sono collegati all'alimentazione da 3.3V e alla messa a terra (GND).

Tabella 6.4: SD Connector pinout

Pin	Name	Type	SD Mode	Description
1	CD/DAT3	I/O/PP	Card detection /	Connector data line 3
2	CMD	PP		Command/Response line
3	Vss1	S		GND
4	Vdd	S		Power supply
5	CLK	I		Clock
6	Vss2	S		GND
7	DAT0	I/O/PP		Connector data line 0
8	DAT1	I/O/PP		Connector data line 1 RSV
9	DAT2	I/O/PP		Connector data line 2 RSV

Tabella 6.5: SD Connector pinout

Pin	Name	Type	SSPI Mode	Description
1	CS	I	Chip selection	in low status
2	DI	I		Data input
3	VSS	S		GND
4	VDD	S		Power supply
5	SCLK	I		Clock
6	VSS2	S		GND
7	DO	O/PP		Data output
8				
9				

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
G3	20	29	PA4	I/O	SD	EXT2_28
H3	21	30	PA5	I/O	SD	EXT2_27
J3	22	31	PA6	I/O	SD	EXT2_26
K3	23	32	PA7	I/O	SD	EXT2_25
D4	-	97	PE0	I/O	SD	EXT2_37

Figura 6.19: Pin SD

Analog Inputs (Potenziometri)

Gli altri pin del microprocessore che non sono risultati connessi a nessuna particolare porta possono essere utilizzati come semplici GPIO. Tra questi 16 rimasti 'liberi', alcuni saranno usati per collegare i potenziometri legati ai comandi delle superfici mobili.

In particolare ci saranno due potenziometri per i due pedali (timone), due per la barra (longitudinale e laterale per equilibratore e alettoni), uno per i flap.

Ovviamente questi dovranno poi essere tarati per riferire in maniera univoca gli spostamenti del comando all'effettiva deflessione della superficie di controllo ad esso connessa.

Nelle pagine seguenti si riporta la tabulazione dei pin del microcontrollore, la funzione che si è scelta per loro e il corrispondente pin di uscita della scheda Olimex.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
A3	-	1	PE2	I/O	analog in	EXT2_35
B3	-	2	PE3	I/O	analog in	EXT2_34
C3	-	3	PE4	I/O	analog in	EXT2_33
D3	-	4	PE5	I/O	analog in	EXT2_32
E3	-	5	PE6	I/O	analog in	EXT2_31
F1	8	15	PC0	I/O	analog in	EXT2_23
F2	9	16	PC1	I/O	analog in	EXT2_22
E2	10	17	PC2	I/O	analog in	EXT2_21
F3	11	18	PC3	I/O	analog in	EXT2_20
J2	16	25	PA2	I/O	analog in	EXT1_6
K2	17	26	PA3	I/O	analog in	EXT2_29
G4	24	33	PC4	I/O	analog in	EXT2_19
H4	25	34	PC5	I/O	analog in	EXT2_18
J4	26	35	PB0	I/O	analog in	EXT1_15
K4	27	36	PB1	I/O	analog in	EXT1_16
H5	-	38	PE7	I/O	analog in	EXT2_30

Figura 6.20: Pin Ingressi Analogici

Oltre a questi, sono riportati per completezza, nella figura seguente, anche i pin adibiti alle funzioni di programmazione e debug del software del micro controllore.

Questi pin sono già vincolati sulla scheda Olimex e non possono essere utilizzati in alcun modo.

BGA100	LQFP64	LQFP100	Pin name	Type{1}	UTILIZZO	SIGNAL NAME (olimex)
C9	42	68	PA9	I/O	OTG	
D10	43	69	PA10	I/O	OTG	
C10	44	70	PA11	I/O	OTG	
B10	45	71	PA12	I/O	OTG	
A10	46	72	PA13	I/O	JTAG	
A9	49	76	PA14	I/O	JTAG	
A8	50	77	PA15	I/O	JTAG	
A7	55	89	PB3	I/O	JTAG	
A5	56	90	PB4	I/O	JTAG	

Figura 6.21: Pin riservati

6.2 Progetto software

6.2.1 RTOS - Sistema operativo real-time

Un sistema operativo real-time o in tempo reale (abbreviato in **RTOS**) è un sistema operativo specializzato per il supporto di applicazioni software real-time. Questi sistemi vengono utilizzati tipicamente in ambito industriale (controllo di processo, pilotaggio di robot, trasferimento dati nelle telecomunicazioni) o comunque dove sia necessario ottenere una risposta dal sistema entro un tempo prefissato.

Un sistema operativo real-time non deve essere necessariamente veloce: non è importante l'intervallo di tempo in cui il sistema operativo/applicativo deve reagire; l'importante è che risponda entro un tempo massimo predeterminato. In altre parole il sistema deve essere prevedibile.

In pratica un sistema real-time deve garantire che una elaborazione (o **task**) termini entro un dato vincolo temporale o scadenza (detta *deadline*). Per garantire questo è richiesto che la schedulazione delle operazioni sia fattibile. Il concetto di schedulazione è alla base della teoria dei sistemi real-time ed è quello che permette di dire se un insieme di task sia eseguibile o meno in funzione dei vincoli temporali dati.

I task di un sistema real-time possono essere:

- **periodici:** quando un task consiste in una sequenza di attività attivate con cadenza regolare
- **aperiodici:** quando un task consiste in una sequenza di attività attivate ad intervalli irregolari.
- **sporadici:** quando un task consiste in una sequenza di attività attivate in maniera imprevedibile (tipicamente task che corrispondono a richieste di utenti)

I task di tipo periodico sono propri di un sistema di controllo tempo discreto.

Quando si ha a che fare con task di tipo periodico si parla anche di periodo di esecuzione con il quale si intende il lasso di tempo che intercorre tra due esecuzioni di un task periodico. È uso comune far coincidere la *deadline* con l'inverso del periodo poiché questo è il limite massimo di esecuzione di un task.

I task di un sistema real-time possono poi essere:

- **soft real-time:** un task che non rispetta la sua scadenza (in gergo si dice sfondare la deadline) provoca un danno non irreparabile al sistema. Il superamento della deadline produce un degrado delle prestazioni proporzionale al tempo di superamento della deadline.
- **hard real-time:** un task che nel caso superi temporalmente la sua deadline provoca un danno irreparabile al sistema.
- **'anytime'** : sono tasks che elaborano iterativamente gli stessi dati per 'raffinarli' sempre di più.

I dati elaborati dai tasks anytime rispondono a requisiti di qualità minima e qualità massima. Sono quindi considerati *hard* fino a che i dati non raggiungono la qualità minima, diventano *soft* prima di raggiungere la qualità massima, dopodiché non verranno più eseguiti.

Sostanzialmente questa distinzione si traduce nella diversa quantificazione dei costi di una possibile inesattezza temporale del sistema.

Un esempio di task soft real-time può essere un riproduttore DVD, in cui il mancato rispetto dei vincoli si traduce in un degrado della qualità del filmato, ma non pregiudica il proseguimento della riproduzione; mentre un task hard real-time può essere il controllore della temperatura del nocciolo di una centrale nucleare, dove il mancato rispetto dei vincoli temporali può provocare un evidente disastro. Sistemi Hard real-time e soft real-time [modifica]

Un sistema real-time dovrebbe possedere le seguenti caratteristiche:

- **Schedulazione ottima:** tutti i task sono noti a priori così come i vincoli temporali, dovrebbe essere possibile dunque avere uno schedatore che implementi una schedulazione che minimizzi al massimo la funzione di costo KS presentata prima.
- **Condivisione delle risorse:** i task sono entità separate ma che concorrono ad uno stesso scopo, pertanto non è necessario avere spazi di indirizzamento separati.
- **Garanzia di esecuzione:** tutti i task di tipo hard real-time devono terminare entro le proprie deadline quindi, nel caso in cui arrivi un nuovo task o un task non possa completare entro la deadline, una notifica anticipata del sistema può essere utilizzata per impedire l'esecuzione del nuovo task o di recuperare l'esecuzione del task che sta per sfondare.
- **Prevedibilità delle chiamate di sistema:** il sistema deve essere in grado di valutare i tempi di calcolo di ogni task per determinare la schedulazione fattibile, quindi ogni chiamata di sistema deve avere un tempo

di esecuzione massimo ben definito in modo da non introdurre ritardi indefiniti.

Ci sono diversi fattori che causano la non prevedibilità nella risposta del sistema operativo. Tra di essi, i principali sono i seguenti:

- Il DMA: può rubare il bus alla CPU ritardando l'esecuzione di un task critico. In un sistema real-time si preferisce quindi disattivarlo o usarlo in modalità timeslice dove si assegna in maniera costante e fissa il bus al DMA anche se non ci sono operazioni da fare.
- La cache: può causare non prevedibilità poiché esistono casi in cui essa fallisce e può causare ritardi nell'accesso alla memoria da parte della CPU. Dovendo considerare quindi il caso peggiore si preferisce non usarla affatto.
- Meccanismi di gestione della memoria: queste tecniche non devono introdurre ritardi non prevedibili durante l'esecuzione di task critici, ad esempio la paginazione può causare dei page fault intollerabili per un sistema hard real-time. Tipicamente si usa la segmentazione o la partizione statica della memoria.
- Le interruzioni: sono generate da dispositivi periferici quando hanno qualche informazione da scambiare con la CPU. Queste interruzioni durante l'esecuzione di un task critico generano ritardi non prevedibili e quindi si preferisce disattivarle.
- I sistemi di power management: sono meccanismi hardware che possono rallentare la CPU o far eseguire ad essa del codice utile a dissipare minor energia. È chiaro che in un sistema real-time è importante non sfondare una deadline piuttosto che consumare poca energia, quindi questi meccanismi vengono disattivati.

6.2.2 Processi logici

Il micro-controllore **STM32F107** utilizza un processore **ARM Cortex-M** con sistema operativo real time **RTX**.

Lo sviluppo concettuale del software sfrutta la logica di un **RTOS** suddividendo le azioni da compiere su diversi **task**, ognuno dei quali opererà quando necessario in base ad una precisa schedulazione delle attività.

Vista il numero di sensori presenti, che devono comunicare con il micro controllore, è importante che esso sia disponibile ad acquisire il dato in arrivo

ogni volta che un segnale giunge ad una sua porta.

La presenza di un segnale è evidenziato al controllore tramite un **interrupt** generato dall'hardware del sistema che sospende qualsiasi task sia in esecuzione ed avvia la routine di interrupt (**ISR** Interrupt Service Routine) la quale acquisisce il dato in arrivo. Terminate le operazioni della routine di interrupt, il sistema operativo riavvia il task che era stato congelato prima dell'esecuzione dell'ISR dallo stesso punto dove si era fermato.

Quando un task finisce le sue operazioni, l'utilizzo della CPU passa al task successivo. La successione può avvenire per priorità o secondo un Round Robin o per invocazione.

Se nessun task richiede l'utilizzo della CPU questa si arresta fino a nuova chiamata da parte di un qualsiasi task.

In questo modo la CPU è utilizzata solo quando necessario e non di continuo e la sua occupazione è schedulizzata secondo un preciso criterio logico.

La logica del software prevede tre tipologie di utilizzatori della CPU:

- le routine di interrupt
- alcuni task generici
- i task specifici per ogni sensore

Le ISR servono, come detto, ad acquisire il segnale ogni qual volta un evento venga generato alla porta di ingresso del micro controllore.

Ci saranno quindi tante ISR quante sono le porte che si è deciso di utilizzare, una per ogni sensore. Il loro compito sarà quello di prendere il dato in arrivo e inviarlo al task specifico dedicato a gestire i dati del particolare sensore. Questo task specifico (uno o più a seconda di come è fatto il segnale in arrivo dalla strumentazione) invierà poi il dato 'trattato' al task generico che si occuperà di memorizzarlo su scheda SD.

Task generici

Il primo dei task generici è quello adibito alla gestione del Kernel.

Questo task ha il compito di inizializzare le strutture di comunicazione tra i vari task, ossia le *mailbox*, i *semafori* e gli *eventi*.

In seguito crea i task specifici uno dopo l'altro assegnandogli le rispettive priorità a secondo della loro funzione. Prima si creano i task a priorità più bassa e infine quelli a priorità alta in modo che tutti i task vengano avviati e poi, in base alle priorità, si inizi ad occupare la CPU.

Le strutture che vengono inizializzate in questo task hanno, come detto, il compito di far comunicare tra loro i vari task specifici sia inerenti lo stesso sensore sia appartenenti a sensori differenti in base alle necessità. Si tratta di strutture già presenti nel sistema operativo che devono però essere dichiarate a monte, inizializzate e assegnate quando serve.

Quelle che verranno utilizzate sono tre:

- **Mailbox:** hanno il compito di scambiare dati tra i vari task; al loro interno contengono l'indirizzo di memoria di una variabile o di un blocco di variabili che viene passato da un task all'altro. Ci sarà quindi un task che invia la mailbox (Send) ed uno o più che la aspettano (wait) e vanno poi a leggerne il contenuto per andare ad utilizzare le variabili nello spazio di memoria condiviso.
- **Events:** segnalano ad uno o più task che un altro task ha terminato di eseguire una parte di codice. Ad esempio: il Task1 ha finito di gestire un dato ed invia un evento; il Task2, che sta aspettando quell'evento, lo legge e incomincia ad eseguire le sue operazioni a partire da ove ha ricevuto l'evento. E' un modo per gestire l'utilizzo della CPU da parte dei task evitando che uno vada ad operare quando ancora non ha gli strumenti per farlo.
- **Semaphores:** funzionano più o meno come gli eventi, ma in questo caso quando il Task 1 ha settato un semaforo, questo passa un *token* al Task 2 che aspetta il semaforo. Quando il Task 2 finisce di utilizzare la CPU rilascia il token acquisito e il Task 1 riprende da dove aveva lasciato. L'utilità di questa struttura è quella di gestire determinati parti di codice che interagiscono tra due task, ottenendo che entrambi lavorino in maniera corretta.

Il secondo task generico è quello incaricato alla gestione dei tempi. Esso ha in sé un timer che tiene conto del passare dl tempo e consente ad un task sospeso di assegnare ad un dato ricevuto ad un certo istante il corretto timing che si potrebbe perdere durante l'attesa dell'esecuzione di altri task. E' importante che ad ogni dato ricevuto venga assegnata una precisa identità temporale perché poi il salvataggio e la ricostruzione della storia temporale a posteriori risulti coerente con le tempistiche reali di acquisizione e non sia sfasato dalle tempistiche di esecuzione del codice.

I dati acquisiti devono poi essere memorizzati su supporto hardware. Tale supporto è una scheda SD disposta sulla scheda madre on le opportune connessioni.

La gestione della memorizzazione dei dati è a carico del terzo task generico che si occupa di ricevere i dati dai task specifici e salvarli sulla memoria nell'ordine corretto, senza perderne alcuno e in maniera organica. L'estensione del file di salvataggio non è ancora stata decisa, ma i dati saranno certamente incolonnati in array in base al tempo di acquisizione assegnato dal task di gestione temporale.

Il quarto ed ultimo task generico è quello che si occupa della gestione del protocollo CAN e dei dati in arrivo dal Sistema Dati Aria che è esterno. E' elencato tra i task generici perché la vera e propria acquisizione avviene all'interno dell'unità esterna, questo task ha il solo compito di acquisire il dato già trattato e di assegnargli il giusto timing andando poi a passarlo al task di memorizzazione.

Task specifici

Ogni sensore necessita di task specifici. Questo per due motivi:

- 1 le modalità di comunicazione con il micro controllore è diversa per ogni sensore
- 2 la tipologia di segnale inviato è differente da sensore a sensore in base a come è predisposta la strumentazione

Nel seguito verrà fatta una breve descrizione dei task necessari ad ogni sensore per comprendere meglio la struttura dei processi logici che il micro controllore deve governare.

Gestione del GPS

Il GPS è connesso al micro controllore tramite porta UART e quindi la trasmissione dei dati avviene attraverso porta seriale. Rispetto agli altri sensori connessi in questo modo, il GPS presenta delle diversità per la modalità con cui invia il segnale. Oltre ai normali pin per la trasmissione dei dati via seriale descritti prima, esso necessita di trasmettere anche il segnale di timing e per fare questo utilizza un pin di input capture dedicato.

Per gestire questa funzione, è necessario un task che acquisisca questo segnale, il quale viene trasmesso non attraverso la porta UART ma attraverso un pin speciale del micro controllore dedicato a questa funzione. Il dato di timing va poi accoppiato con i dati in arrivo sulla seriale.

Un task è dedicato a gestire l'arrivo del segnale alla porta prendendo il dato in arrivo dall'ISR e identificandone la natura; occorre conoscere a priori la struttura del dato inviato dal dispositivo GPS.

Una volta incasellati tutti i dati in un opportuno array che contiene solo i dati utili, questi vengono inviati tramite mailbox ad un secondo task che suddivide il messaggio e trasforma in valori reali il contenuto. Dopo la trasformazione il dato viene inviato al task di memorizzazione.

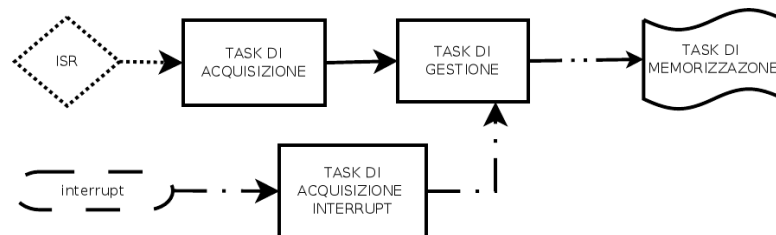


Figura 6.22: Schema logico dei task per il GPS

Gestione dell'AHRIS

I dati inviati dalla piattaforma inerziale a nostra disposizione possono essere di varia natura. Possono infatti essere calibrati o non calibrati, espressi in quaternioni o in angoli di eulero o come matrice di rotazione; ci può inoltre essere il messaggio di time stamp.

In ogni caso però il messaggio sarà composto da un minimo di 5 ad un massimo di 255 byte a seconda delle impostazioni fornite allo strumento.

Il codice di acquisizione di questi dati, che vengono ricevuti tramite porta seriale e quindi 1 byte alla volta, deve prevedere due task.

Il primo task serve per l'acquisizione dei byte da una ISR; tramite una *state machine* si identifica il primo dato del messaggio (che ha un suo valore univocamente riconoscibile) e successivamente tutti quelli che compongono il payload.

Una volta completato, il payload viene inviato mediante una mailbox ad un secondo task che si occupa di suddividerlo nei vari campi e di trasformare ogni dato in un valore utile. I dati reali vengono poi inviati al task generico che si occuperà di salvarli negli spazi corretti.

Gestione dei potenziometri

I Potenziometri misurano la posizione dei comandi di volo. Essi sono 4:

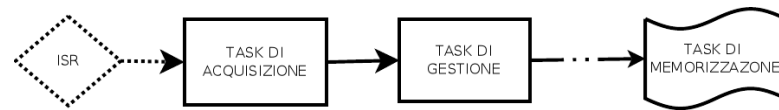


Figura 6.23: Schema logico dei task per la piattaforma inerziale

due per i pedali e due per la barra (longitudinale e laterale).

Per questi ultimi due si suppone di avere un task dedicato ad ognuno che acquisisce i dati attraverso un ingresso analogico ogni volta che scatta un interrupt di quell'ingresso, lo trasforma in un valore reale con una procedura definita in funzione della calibrazione e lo invia al task di memorizzazione.

Per i pedali invece i task sono 3: uno per ogni pedale acquisisce e trasforma il dato come per la barra, mentre un terzo sarà dedicato a mediare i dati in arrivo dai due task dei pedali (tramite due mailbox) e ad inviare il dato finale al task di memorizzazione.

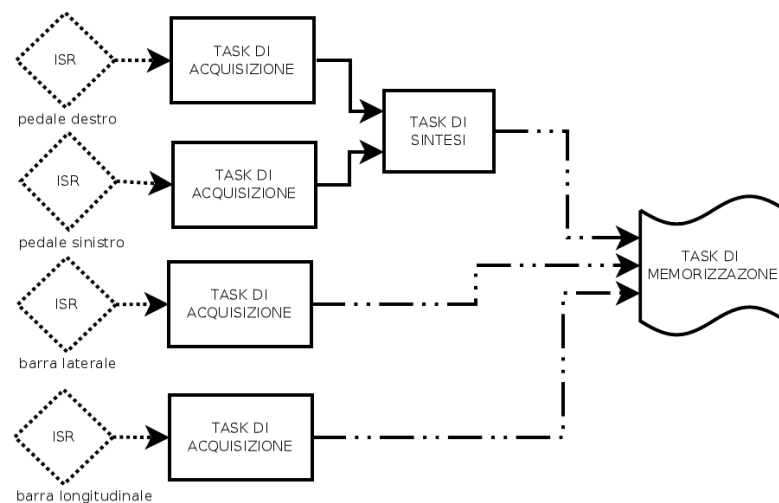


Figura 6.24: Schema logico dei task per i potenziometri

Gestione della cella di carico

Anche la cella di carico trasmette tramite porta seriale i dati al micro controllore.

Allo stesso modo della piattaforma inerziale, anche per questo dispositivo è necessario conoscere la struttura del messaggio inviato e la codifica utilizzata. Sono quindi necessari due task: il primo come per la AHRs acquisisce il messaggio dalla ISR e, tramite una *State Machine* trattiene i dati utili del

payload e li invia con una mailbox ad un secondo task ; questo gestisce il dato acquisito secondo la sua struttura, lo trasforma in valori utili e reali e li invia poi al task di memorizzazione.

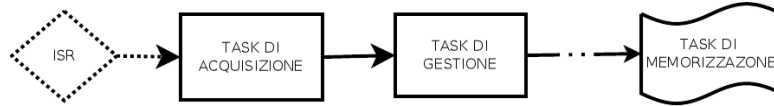


Figura 6.25: Schema logico dei task per la Strain Gage

Gestione della CDU

La Comand Display Unit non è un vero dispositivo di misura. I task che ne gestiscono le operazioni sono diversi dai precedenti.

Nel caso della CDU la direzione dei dati è duplice: la CDU riceve alcuni dati e ne invia altri.

In ricezione essa deve avere i dati salienti che si vuole che siano mostrati al FTE. E' necessario quindi un task che acquisisca gli stessi dati (solo quelli utili) in arrivo al task di memorizzazione e li passi poi ad un secondo task il cui compito è quello di gestire la presentazione grafica di questi dati sullo schermo.

Per come è stata pensata la CDU, su di essa sono anche disposti i tasti per avviare la registrazione dei dati e per segnare il punto prova quando necessario. Questi due eventi devono essere acquisiti da un task apposito che lavora in ricezione e trasmette le informazioni al task di memorizzazione. Si ha quindi un evento generato alla pressione del tasto di registrazione che il task di memorizzazione aspetta prima di avviare la procedura che salva i dati nella memoria. Un secondo tipo di evento è generato alla pressione del tasto del Top Switch. Questo incrementa un contatore e inizia l'effettivo salvataggio fino a nuova pressione del tasto.

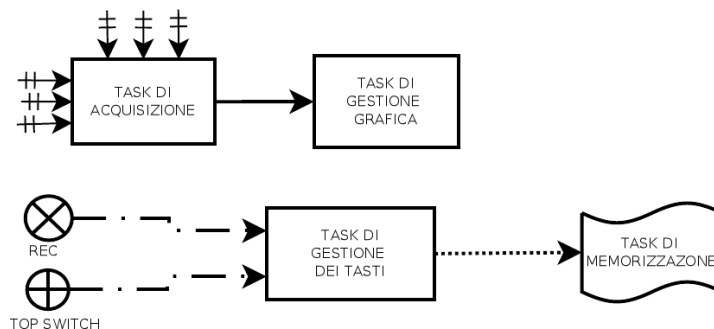


Figura 6.26: Schema logico dei task per la CDU

Gestione dei dati motore

Per l'acquisizione dei dati dal motore occorrono due task: uno dedicato alla acquisizione della temperatura del motore e uno dedicato all'acquisizione dei giri motore e dell'eventuale misura del fuel flow.

La termocoppia infatti trasmette tramite porta seriale i dati e deve avere una gestione separata rispetto agli RPM. Il task dedicato alla termocoppia acquisisce il dato, lo tratta identificando la parte utile e lo trasforma in un valore reale da inviare al task di memorizzazione.

I giri motore sono invece rilevati mediante un dispositivo magnetico, il quale, ad ogni passaggio dell'elica, invia un segnale ad un pin di input capture. Il task che gestisce l'acquisizione di questo segnale non farà altro che incrementare un contatore ad ogni passaggio e poi ad effettuare una divisione che crea il dato di RPM. Tale dato viene poi inviato al task di gestione della memorizzazione.

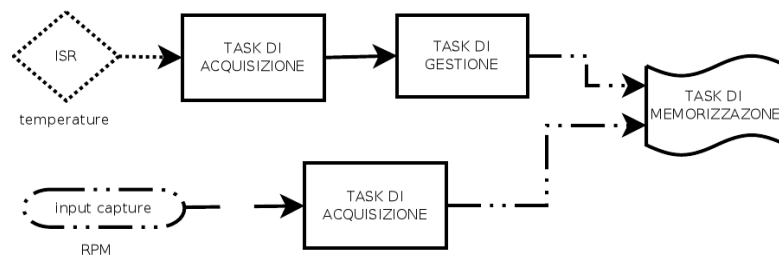


Figura 6.27: Schema logico dei task per il motore

Capitolo 7

Sviluppi Futuri

7.1 Costruzione del prototipo

Come successivo step dopo la definizione dell'architettura HW e SW sviluppata in questo lavoro, sarà costruito il primo prototipo del sistema di acquisizione *Tisifone* e implementato il codice che si occuperà di gestire l'acquisizione dei vari parametri.

Come spiegato, fisicamente il sistema principale consiste di due schede di silicio montate una sull'altra.

La prima scheda, più piccola, quella sulla quale è installato il microprocessore, prodotta dalla *Olymex*, dovrà essere montata sulla seconda scheda più grossa che dovrà poi essere fatta stampare appositamente, ma, per il prototipo che si vuole realizzare, essa potrà essere una semplice basetta su cui poter mettere le connessioni necessarie.

Su questa basetta di prova saranno montati diversi componenti, tra cui i blocchi seriali, le porte fisiche, il GPS e la piattaforma inerziale. Le due strisce di pin uscenti dalla scheda più piccola avranno il loro corrispettivo alloggiamento femmina sulla scheda più grande, in maniera da mantenere la mappatura definita.

Ulteriore passo per completare il prototipo sarà la costruzione del nodo dei dati aria, che rimane separato dal resto del sistema per poter essere installato in prossimità delle prese di pressione.

Con il prototipo sarà possibile verificare il corretto funzionamento del sistema embedded.

7.2 Utilizzi

Il sistema sviluppato può sopperire a diverse funzioni che riguardano l'acquisizione di dati a bordo di velivoli di piccole dimensioni.

Come spiegato nel capitolo introduttivo, gli scopi originari per cui è stato sviluppato questo sistema sono essenzialmente due.

L'esecuzione di prove di volo e l'acquisizione dati per aerei scuola.

Oltre a questi utilizzi, sono sorti in fase di progettazione, due problematiche legate a velivoli sempre di piccole dimensioni, per le quali risulta necessario installare a bordo del velivolo un sistema di misura che consenta di rilevare dei parametri per un'analisi posteriore accurata.

Un primo utilizzo derivante da una problematica riscontrata riguarda dei test da effettuare a bordo di un idrovolante per misurare i carichi agenti sul galleggiante. Un secondo potenziale impiego è quello di misurare le accelerazioni subite in atterraggio dal carrello di un P92.

7.2.1 Prove di volo

L'utilizzo principale è, appunto, l'esecuzione di vere e proprie prove di volo.

Come detto, le normative vigenti richiedono che in fase preliminare alla certificazione di un velivolo o di parti di esso, vengano effettuate delle prove per verificare il corretto funzionamento e la soddisfazione degli standard di sicurezza dell'aereo nel suo complesso e delle eventuali nuove parti installate. Dapprima vengono effettuate delle prove a terra che però non rientrano tra le competenze richieste dall'apparato. Queste possono essere svolte anche con attrezzature voluminose e dettagliate in comodi hangar appositamente predisposti.

Prima della certificazione ultima, è fondamentale, però, che venga effettuata una prova in volo. Ovviamente essa potrà essere fatta solo dopo che tutte le prove a terra avranno dato esito positivo, in modo da ridurre al minimo i rischi per coloro che conducono la prova in volo.

Gli apparati installati normalmente sui velivoli civili convenzionali di medie dimensioni per la registrazione dei parametri di volo durante una prova sono ingombranti, costosi e molto pesanti; quindi non sono utilizzabili su velivoli di piccole dimensioni come quelli di categoria ULM, sui quali lo spazio a disposizione è veramente esiguo e installare pesi eccessivi porterebbe la macchina oltre i limiti di peso consentiti dalla normativa.

Il sistema sviluppato ha invece pesi e dimensioni assai ridotte ed è quindi facilmente installabile a bordo di un piccolo velivolo. Inoltre, rispetto alla versione precedente *Mnemosine*, si è ridotto drasticamente il numero di cablaggi necessari, riducendo i rischi per la sicurezza del pilota e per la salvaguardia del sistema stesso.

Anche i sensori installati a bordo sono di dimensioni ridotte rispetto alla versione *Mnemosine*.

Il funzionamento del sistema durante una prova di volo è molto facile e intuitivo. Alla partenza della prova il Flight Test Engineering avvia il sistema e la registrazione.

Egli non deve poi fare altro che incrementare il top ad ogni fase della prova, seguendo l'andamento della prova. In una futura versione del sistema l'andamento della prova potrà anche essere seguita in tempo reale tramite la CDU.

In questo modo il sistema procede alla registrazione di tutti i dati inviati da tutti i sensori presenti a bordo del sistema e li salva in maniera univoca e organizzata su memoria flash.

Il FTE non dovrà fare altro che scaricare i dati dalla scheda SD al proprio PC e procedere con l'analisi.

7.2.2 Acquisizione dati per scuole di volo

Una seconda funzione per il quale si è sviluppato questo sistema riguarda i velivoli utilizzati dalle scuole di volo. In particolare potrà essere installato su quei velivoli dedicati all'istruzione di base e all'introduzione al volo. Tali velivoli sono generalmente molto piccoli e rientrano nella stessa categoria di velivoli citata prima, ossia macchine Ultra Light.

Ovviamente questo tipo di sistema non potrà essere installato su macchine come velivoli 'tubi e tela', su deltaplani e alianti, a causa della totale assenza di un sistema di alimentazione compatibile con le caratteristiche del sistema stesso.

Per tutta l'altra serie di velivoli tipici delle scuole di volo potrà essere usato *Tisifone* con grossi vantaggi sia per chi deve imparare sia per gli istruttori.

Durante il periodo di addestramento di un pilota è importante per l'istruttore comprendere le problematiche che l'allievo incontra per poterle affrontare meglio e in maniera esaustiva. Anche per chi deve imparare a volare è importante capire i propri errori e dove migliorarsi. Per questo una solu-

zione potrebbe essere quella di 'rivedere' il proprio volo in modo da potersi soffermare sui punti critici e riprenderli con calma.

Per fare questo è possibile sia realizzare delle riprese on board, sia appunto sfruttare *Tisifone* per ricostruire la storia del volo a partire dai parametri acquisiti.

Inoltre può risultare utile mantenere uno storico dei voli compiuti dall'allievo, in modo tale da apprezzare i miglioramenti fatti e individuare le difficoltà persistenti.

Per questo motivo il sistema non prevede sul pannello di controllo il tasto Top Switch, in quanto non ci sarebbe la possibilità da parte del pilota istruttore di mantenere sotto controllo tale funzione e, in ultima analisi, non sarebbe necessaria. Infatti è utile registrare tutto il volo, dalla fase di predecollo fino allo stop del velivolo.

Quindi il tasto 'rec', oltre ad abilitare la registrazione, la avvia direttamente, evitando ulteriori distrazioni ai piloti.

Si prevede anche una possibile funzione di auto spegnimento quando viene spento il motore nel caso in cui i piloti a bordo si dimenticassero di fermare la registrazione manualmente.

Come per i velivoli da certificare, anche qui il sistema installato sarebbe composto dal circuito integrato alloggiato all'interno dello contenitore metallico e collegato ai vari sensori e dal secondo contenitore per il circuito integrato di rilevamento dei dati aria.

Molto probabilmente non risulterà necessario per questo scopo installare la cella di carico per rilevare gli sforzi di barra e di pedale, perché di scarso interesse per l'istruzione.

7.2.3 Prova Idrovolante

Come detto in precedenza, durante la fase di progettazione sono emerse due ulteriori problematiche per le quali potrebbe risultare molto utile un sistema di acquisizione dati installato a bordo come *Tisifone*.

Da tempo il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano sta lavorando ad un modello fluidodinamico dei galleggianti degli idrovolanti. Tale modello si pone come obiettivo quello di migliorare la forma dei galleggianti che è ormai standardizzata da diversi decenni.

Il modello ha ottenuto finora notevoli risultanti in termini teorici ed è stato

molto sviluppato raggiungendo elevati gradi di raffinatezza e completezza.

Come tutti i modelli, prima di poter avere un'applicazione pratica, deve essere validato tramite delle prove sperimentali.

Verrà quindi predisposta una prova per valutare i carichi agenti sugli scafi dell'idrovolante in fase di decollo e atterraggio, tramite l'utilizzo di celle di carico opportunamente disposte lungo la superficie bagnata dello scafo.

Tale prova sarà realizzata in collaborazione con l'Aero Club di Como, il quale, da precedenti accordi col Politecnico, metterà a disposizione un velivolo della sua flotta per essere strumentato. Tale velivolo poi opererà normalmente per un determinato periodo di tempo, alla fine del quale la strumentazione verrà smantellata e verranno analizzati i dati a disposizione per validare il modello numerico.

Vista la particolarità della prova da effettuare, è necessario disporre di un sistema di acquisizione e memorizzazione dati che sia pratico, leggero, non ingombrante, rimovibile e ovviamente a basso costo.

Ed è qui che può entrare in gioco *Tisifone*; il nostro apparato soddisfa tutte le prerogative richieste per questo tipo di prova.

Inoltre, cosa non secondaria, esso può risolvere una problematica legata al fatto che il velivolo strumentato proseguirà normalmente le sue attività di trasporto ed istruzione proprie dell'Aero Club.

La prova che verrà effettuata non dovrà inficiare minimamente il consueto svolgimento delle operazioni; pertanto i sistemi di sicurezza a disposizione di *Tisifone* risulteranno fondamentali e non aggraveranno il pilota di una inutile preoccupazione.

Per non dover costringere il pilota a ricordarsi continuamente di accendere e spegnere la registrazione dei dati all'inizio e alla fine di ogni volo, potrà essere implementata in *Tisifone* una funzione che attivi la registrazione a seguito del raggiungimento di un valore per un determinato parametro, per esempio la velocità: una volta superata una certa velocità (decollo) partirà la registrazione, una volta ridiscesi sotto di essa (atterraggio e parcheggio) o una volta che il velivolo sarà fermo, ossia velocità nulla, la registrazione verrà interrotta.

Tale parametro è a tutt'oggi da definire, così come l'implementazione generale del sistema per questa prova, ma comunque le caratteristiche di flessibilità che rientrano nelle peculiarità di *Tisifone* lo rendono un apparato in grado di soddisfare le più svariate richieste in materia.

A bordo dell'idrovolante potrà essere installato il sistema in una qualsiasi

posizione. Verranno poi utilizzati i vari sensori necessari, tra cui sicuramente:

- il sistema dati aria per l'acquisizione di quota e velocità;
- alcune celle di carico (quante è possibile collegarne con gli ingressi analogici del sistema) montate sullo scafo e connessi tramite cablaggi al sistema;
- lo slot per la scheda SD per la memorizzazione

7.2.4 Test carrello P92

La seconda problematica nella quale potrebbe operare il sistema progettato si è presentata durante le fasi di sviluppo e si è posta alla nostra attenzione come un possibile test di un prototipo del sistema stesso.

Presso il dipartimento di Ingegneria Aerospaziale è operativo un team di ricerca denominato POLI-Flightline.

Esso è coinvolto nella gestione dell'aereo di proprietà del dipartimento, un P92 Echo TECNAM acquistato nel 1998. Questo velivolo appartiene alla categoria Very Light Aircraft (VLA, noto anche come ULM o LSA).

A bordo di questo velivolo era stato installato inizialmente il sistema Mne-mosine ed era a disposizione della didattica dipartimentale.

Attualmente il velivolo viene impiegato per voli scuola e per altre attività dipartimentali di vario genere.

Nel mese di Luglio 2011 si è verificata la rottura di una giunzione del carrello del P92 a causa del cedimento strutturale di un componente di fissaggio del carrello alla fusoliera.

Tale rottura è stata imprevista, anche se non ha provocato seri danni al velivolo; si è infatti verificata durante la fase di rullaggio dopo un atterraggio piuttosto violento.

Il cedimento è avvenuto in anticipo rispetto alle tempistiche standard previste dalle normative e rispetto ai tempi nominali certificati per i componenti del carrello.

Questo incidente ha quindi coinvolto alcuni membri del dipartimento in una indagine per comprendere le cause del cedimento anche a fini didattici, per meglio definire le tempistiche di manutenzione del carrello in caso esso venga sottoposto a carichi superiori a quelli di progettazione, o comunque molto elevati rispetto ai carichi standard a cui il carrello risulta normalmente sottoposto in fase di atterraggio e più precisamente nel momento di contatto al suolo.

Risulta quindi necessario, una volta sostituito il componente rotto, effettuare una campagna di prove per verificare i carichi a cui è sottoposto il carrello durante il suo utilizzo normale, ossia un utilizzo da parte anche di gestione inesperta, non ancora in grado di effettuare atterraggi morbidi.

Tale campagna di prove servirà ad acquisire dati per un eventuale lavoro di ricerca che caratterizzi nuovamente la vita media del componente.

Per questa campagna di prove il sistema sviluppato appare pienamente adatto.

Tisifone, infatti, potrebbe essere facilmente installato a bordo con dei semplici sensori e, tramite il suo slot di alloggiamento della memoria flash SD, memorizzare i carichi in un file che potrà poi essere facilmente analizzato.

Si è pensato anche qui a rendere il sistema il meno invasivo possibile, sia per quanto riguarda l'aspetto di ingombro, sia per quanto riguarda il carico di lavoro dei piloti del velivolo. Di per sé il sistema presenta già una struttura che occupa poco spazio; per quel che riguarda invece l'acquisizione dei dati, si è pensato di renderla automatica in base anche qui ad un parametro prestabilito: la quota. Poiché, infatti, la fase di volo che risulta di interesse è quella di atterraggio l'idea è quindi quella di installare al di sotto della fusoliera un sensore di prossimità ad ultrasuoni (del tipo montato sulle automobili, quindi con un costo assai ridotto).

Il sensore predisposto a questa prova è un sensore di prossimità ad ultrasuoni.

Esso è in grado di individuare ostacoli fino a 10 *m* di distanza e con un angolo piuttosto elevato. Questo ultimo dato è importante in quanto si deve garantire il rilevamento della prossimità al suolo con qualsiasi assetto si stia atterrando.

Quindi, quando il sensore di prossimità rileva la vicinanza col suolo, esso attiva la registrazione dei dati provenienti da un accelerometro montato in prossimità del baricentro del velivolo e connesso al core del sistema.

Una volta che il velivolo è atterrato e, di conseguenza, il sensore rileva una distanza dal suolo pari all'altezza da terra a cui è montato, il sistema continuerà ad acquisire e salvare i dati fino ad un periodo di tempo fissato in 15/20 *sec* dopo il raggiungimento di tale quota; questo viene fatto per rilevare ulteriori dati anche in fase di rullaggio e taxi.

La successione delle operazioni risulta quindi il seguente:

1. rilevamento del terreno (quota di circa 10 *m*);
2. inizio della registrazione dei dati provenienti dall'accelerometro;
3. atterraggio, raggiungimento della quota zero;
4. avvio di un timer;
5. interruzione della registrazione una volta raggiunti i 15/20 *sec* del timer.

Il sistema complessivo sarà quindi composto dalle seguenti componenti:

- il core di *Tisifone* con micro controllore e alloggiamento scheda SD;
- accelerometro;
- sensore di prossimità ad ultrasuoni.

7.3 Conclusioni

Lo scopo del presente lavoro è stato quello di presentare le fasi della progettazione preliminare dell'architettura HW e SW di un sistema di acquisizione dati per prove di volo, installabile su velivoli ultraleggeri.

Si è partiti dall'analisi dei requisiti che una tale classe di velivoli deve soddisfare e dall'esame di un precedente sistema di acquisizione dati, per individuare i punti salienti della progettazione e le problematiche ad essa connesse.

E' risultato evidente come le caratteristiche principali che un sistema del genere deve soddisfare siano bassi costi, ridotti ingombri, ampia flessibilità di impiego e, soprattutto, garanzia di sicurezza per la conduzione del volo e per gli occupanti della cabina.

L'analisi si è poi concentrata sull'identificazione della migliore architettura possibile, che si è ritenuto essere quella mista, in cui un unico microcontrollore ha il compito di gestire e processare le acquisizioni da parte di tutti i sensori installati a bordo, operando in real time e sfruttando le elevate capacità di calcolo e di velocità di cui dispone.

Una parte importante del lavoro, che ha contribuito a soddisfare il requisito di flessibilità del sistema, è stata la mappatura delle funzioni del microcontrollore, in risposta alle specifiche richieste che sono emerse dai requisiti; in particolare si è cercato di utilizzare al meglio tutti gli ingressi che il microcontrollore mette a disposizione per consentire l'utilizzo di tutti quei sensori che sono risultati fondamentali dallo studio dei requisiti di volo del decreto legge del Luglio/2010.

Questo aspetto del lavoro è risultato fondamentale, anche in previsione degli sviluppi futuri che si potranno e dovranno svolgere su *Tisifone*.

Infatti si è così stabilita la struttura sulla quale saranno poi implementate le varie funzioni che, di volta in volta, potranno risultare necessarie a seconda dell'impiego a cui il sistema verrà dedicato.

la struttura si presenta come molto compatta rispetto alla precedente versione basata su architettura a nodi, cosa che è di primaria importanza a bordo di velivoli dagli spazi estremamente ridotti.

Per quanto riguarda i costi, attualmente si è stimato una spesa complessiva non ricorrente per il materiale dell'ordine di qualche migliaio di euro. In questa cifra sono compresi i costi della scheda del microcontrollore, i costi dei sensori (che sono già stati selezionati), il costo dei cablaggi e delle strutture

di supporto. Il costo maggiore sarà quello per le attrezzature di realizzazione della scheda madre sulla quale tutto si compone. Ovviamente quest'ultima voce espone un costo non ricorrente, che quindi incide sempre meno all'aumentare del numero di pezzi da produrre.

Come detto prima, la flessibilità del sistema è garantita dall'architettura scelta, in quanto già tutte le possibili funzioni sono state previste e per esse è stato riservato il giusto spazio negli ingressi del microcontrollore. Sarà compito quindi dei futuri programmatori del sistema di definirne la composizione ottimale (numero e tipologia di sensori) e implementare un programma che venga caricato sul micro e lo renda in grado di gestire la configurazione in maniera automatica.

La struttura logica che questo programma dovrà avere è già stata definita, sfruttando le potenzialità del sistema operativo real time installato nel micro controllore a disposizione.

All'inizio del lavoro si era fissato come obiettivo la costruzione un primo prototipo in base alla progettazione effettuata, per poter verificare anche il corretto funzionamento del sistema 'totally embedded'. A causa della scarsità di risorse disponibili non è stato possibile realizzare il prototipo ma, come detto, si è riusciti ad impostarne l'architettura Hardware e Software con le potenzialità della programmazione real time.

Un ulteriore passo da compiere sarà l'integrazione con il sistema dei vari sensori che sono stati scelti o che devono ancora essere scelti in base alle specifiche che sono state rilevate durante l'analisi di requisiti, la scelta dei cablaggi e delle connessioni e la scrittura dei programmi di acquisizione da caricare poi sul microcontrollore.

Infine sarà necessario verificare il sistema nella sua interezza a bordo di un velivolo, in modo da individuare eventuali nuove lacune operative e da validare sul campo il lavoro svolto.

Il lavoro che è stato svolto pone quindi le basi per lo sviluppo del nuovo sistema di acquisizione dati *Tisifone*, definendone gli obiettivi, le capacità e la struttura fondamentale.

Diversi passi sono ancora da compiere per ottenere un sistema completo e funzionante che possa essere anche utilizzato su larga scala ed eventualmente commercializzato ma, come si è visto con *Mnemosine*, mediante il quale è stato addirittura certificato un velivolo presso l'ente predisposto dell'aviazio-

ne tedesca, *Tisifone* potrà fornire un apporto importante nell'ambito delle prove di volo dei velivoli ultraleggeri, rese oggi necessarie dalla regolamentazione imposta.

Appendice A

Requisito

A.1 Introduzione

Il seguente documento definisce le specifiche da adottare per lo sviluppo di un nuovo sistema per l'acquisizione dati per prove di volo.

1. Tale sistema si deve inserire nel più ampio campo della certificazione dei velivoli e in particolare per quella classe di velivoli denominata ULM (Ultra Light Machine), per i quali non è ancora definito a livello italiano uno standard di certificazione. A livello europeo, specialmente tedesco, è invece richiesto da parte di autorità competenti (il DULV in Germania) la dimostrazione delle prestazioni del velivolo in termini di stabilità, manovrabilità e sicurezza, con prove del tutto simili a quelle di velivoli di categoria superiore.
2. Il sistema deve poter prevedere l'acquisizione di dati di diversa natura, la loro ingegnerizzazione, il salvataggio su opportuna memoria rimovibile e la possibilità di interazione diretta e in tempo reale con il conduttore della prova, nonché con una stazione a terra (Ground Station).
3. Il sistema deve interagire in maniera efficiente e corretta con i sensori per l'acquisizione dei dati presenti a bordo del velivolo.
4. Il sistema deve avere ingombro ridotto e non recare intralcio alla normale conduzione del velivolo, garantendo al tempo stesso efficacia e

sicurezza del volo.

A.2 Scopo

Il sistema si prefigge un duplice scopo:

1. deve acquisire i dati utili alla valutazione di prove di volo effettuate per certificare il velivolo con le normative vigenti per aeromobili di classe (ULM). Si fa esplicito riferimento in materia alle normative della classe CS-VLA.
2. deve consentire l'acquisizione e memorizzazione dei dati in maniera permanente, senza l'intervento di chi conduce il velivolo. Questo deve consentire l'analisi delle prestazioni di volo, con particolare utilizzo in missioni di addestramento e istruzione per allievi piloti, consentendo una rielaborazione e verifica delle manovre effettuate in volo.

A.3 Limiti prestazionali della macchina

1. Limiti di una macchina tipo, il Tecnam P92:
 - Velocità massima: 210 Km/h
 - velocità di crociera (al 75% RPM): 185 Km/h
 - VNE: 250 Km/h
 - Quota di tangenza: 4000 m
2. Questi valori prestazionali della macchina sono riportati in termini di range dei trasduttori:
 - Pressione Statica: $\min 40400 \text{ Pa}$ (7.31 psi) – $\max 108330 \text{ Pa}$ (15.72 psi)
 - Pressione dinamica: $\min 0 \text{ Pa}$ (0 psi) – $\max 4980 \text{ Pa}$ (0.72 psi)
 - temperatura totale: $\min -10^\circ\text{C}$ (-50°F) – $\max 53.14^\circ\text{C}$ (127.65°F)
3. Si riportano quindi i dati principali che il sistema deve acquisire e trattare
 - Dati Aria:
 - Pressione dinamica (P_d)

- Pressione Statica (P_s)
- Temperatura esterna (OAT) o temperatura totale all'aria (TAT)
- Angolo d'incidenza (AOA)
- Angolo di Imbardata (SSA)
- Parametri Motore
 - Giri al minuto (RPM)
 - Temperatura dei gas di scarico (EGT)
 - Fuel flow rate
- Misure Inerziali
 - Accelerazioni lungo tre assi
 - Angoli d'assetto
- Posizione tramite GPS (Global Positioning System)
- Sforzi dei comandi
 - Sforzi sulla barra nelle due direzioni
 - Sforzi sui pedali (opzionale)
- Deflessione delle superfici di controllo
 - Angolo di deflessione degli alettoni (δ_a)
 - Angolo di deflessione dell'elevatore (δ_e)
 - Angolo di deflessione del timone (δ_r)
 - Angolo di deflessione del FLAP (opzionale)

A.4 Caratteristiche generali del sistema

1. Funzioni principali che il sistema deve soddisfare:
 - (a) deve poter acquisire segnali di misura da sensori predefiniti (elencati al punto 2) installati a bordo del velivolo
 - (b) deve garantire la trasduzione, il filtraggio e la conversione dei segnali in unità di misura internazionali
 - (c) deve sincronizzare i segnali con base dei tempi comune e identificare gli istanti iniziali e finali di ogni singola prova
 - (d) deve garantire il salvataggio dei dati su apposita memoria flash o su Hardware con connessione USB

- (e) deve prevedere un sottosistema per la trasmissione dei dati ad una stazione al suolo
- (f) deve consentire la visualizzazione in tempo reale dei parametri di prova a bordo del velivolo me a terra

2. Sensori Installati

A bordo del velivolo dovranno essere installati almeno i seguenti sensori per l'acquisizione dei dati fondamentali alla prova, che rientrino nei range di misura descritti:

- (a) Termocoppia: una nella zona di scarico dei gas motore (range: $0 - 300^{\circ}C$ $273 - 573 K$);
- (b) Potenzimetri lineari: per la misura della deflessione delle superfici di comando come misura dello spostamento della barra e dei pedali.
Questi devono essere poco invasivi e ingombranti, devono permettere la libertà dei comandi anche in caso di malfunzionamento o blocco (sensibilità: mezzo grado di deflessione);
- (c) Sensore di misura dei giri minuto motore;
- (d) Sensore di misura della portata di carburante;
- (e) Tubo di Pitot (range: $P_s = 14.69 - 14.56 \text{ psi}$ o $1013 - 1004 \text{ mbar}$);
per questo sensore deve essere identificata la posizione ottimale rispetto alle caratteristiche del velivolo;
- (f) Potenzimetri angolari: misura degli angoli d'incidenza e d'imbarcata α e β (sensibilità $\frac{1}{2}$ grado);
- (g) cella di carico: per la misura degli sforzi di barra e di pedale (opzionale) (range: $0 - 10 N$, risoluzione $0.1 N$).

3. Memorizzazione e registrazione dei dati

- (a) La memorizzazione dei dati deve avvenire in maniera univoca e completa

- (b) I dati memorizzati devono essere salvati su unità flash removibile (SD Card) o su una memoria di massa esterna collegabile al sistema tramite connessione USB
- (c) Il sistema deve avere un interruttore manuale di avvio e fine della registrazione dei dati, facilmente utilizzabile da chi conduce la prova
- (d) L'interruttore di cui al punto (c), deve attivare e spegnere la registrazione dei dati in maniera intuitiva
- (e) L'effettivo funzionamento del sistema e l'abilitazione alla registrazione dei dati, devono essere indicati tramite un segnale luminoso dedicato
- (f) per prove particolari deve essere previsto un avvio automatico della registrazione basato su parametri specifici alla prova e, di conseguenza, anche una interruzione automatica
- (g) Deve essere previsto anche un interruttore per l'individuazione univoca delle singole fasi della prova di volo (Top Switch)
- (h) Deve essere garantita la memorizzazione continua dei parametri durante la fase di registrazione
- (i) Le varie fasi di registrazione definite dall'interruttore del punto (g) devono essere inequivocabilmente identificabili
- (j) La velocità di registrazione dei parametri deve essere definita in funzione del parametro da acquisire
- (k) Alla velocità di acquisizione, di cui al punto (j), deve essere garantita l'acquisizione di tutti i dati senza mancanze

4. Alimentazione

- (a) Il sistema deve essere alimentato con una tensione di 12 V
- (b) In volo, il sistema deve essere connesso con la batteria del velivolo o qualora esso ne fosse sprovvisto con il gruppo elettrogeno che ne consenta il corretto funzionamento
- (c) A terra il sistema deve poter essere connesso con una fonte di alimentazione esterna al velivolo, che ne garantisca l'operatività anche a velivolo spento
- (d) La perdita improvvisa di alimentazione non deve arrecare danni al sistema, né la perdita dei dati fino ad allora acquisiti

Appendice B

D.P.R. Luglio 2010 ALLEGATO TECNICO (All. 5)

B.1 PREMESSA

- Questo allegato tecnico contiene i requisiti minimi di aeronavigabilità che il costruttore di un velivolo VDS deve soddisfare affinché detto apparecchio possa ottenere la qualifica di ultraleggero avanzato prevista dal regolamento di attuazione della L. 106/85 .
- Le norme di aeronavigabilità del presente allegato si applicano a velivoli convenzionali monomotori ad elica aventi peso, velocità e potenza nei limiti specificati nel capitolo A al paragrafo
- La sinteticità dello standard non deve far dimenticare regole non scritte che appartengono alla buona tecnica aeronautica.
- Le misure utilizzate in questo allegato tecnico sono espresse in unità SI eccezion fatta per le velocità che, salvo diversamente specificato, sono date in km/h. Coerentemente con la scelta del sistema SI, si considera la massa piuttosto che il peso (normalmente adottato negli standard tradizionali) eccetto quando si intende in modo specifico far riferimento alle forze dovute alla gravità (W espresso in Newton, N).

B.2 SIMBOLI E DEFINIZIONI

b = apertura alare [m]	Resistente al fuoco = Capace di resistere per almeno 5 minuti al calore della fiamma standard
c = corda [m]	S = superficie alare [m^2] comprensiva della parte di fusoliera attraversata
CAS = velocità calibrata [km/h]	VA = velocità di manovra di progetto [km/h]
CL = coefficiente di portanza	VC = velocità di crociera di progetto [km/h]
CD = coefficiente di resistenza	VD = velocità di picchiata di progetto [km/h]
CG = centro di gravità	VF = velocità con i flap estesi di progetto [km/h]
C_m = coefficiente di momento (C_m e riferito al punto a $c/4$, positivo = cabrante)	VFE = velocità max operativa con i flap estesi di progetto [km/h]
C_n = coefficiente di forza normale	VH = velocità massima in volo livellato alla massima potenza continua [km/h]
N = Newton	VNE = velocità da non eccedere [km/h]
deg = gradi = $3.1416/180$ radianti	VS = velocità di stallo [km/h]
g = accelerazione di gravità = $9.81 m/s^2$	VS0 = velocità di stallo in configurazione di atterraggio a MMAX [km/h]
IAS = velocità indicata [km/h]	VS1 = velocità di stallo in una specifica configurazione [km/h]
A prova di fuoco (incombustibile) Capace di resistere per almeno 15 minuti al calore della fiamma standard	VX = velocità di salita ripida [km/h]
ISA = Atmosfera Standard Internazionale	VY = velocità di salita rapida [km/h]
MAC = corda media aerodinamica [m]	W = forza peso = $9.81 \times M$ [N]
MMAX = massa massima di progetto [kg] (N.B.: kg massa)	P = potenza del motore [KW]

W/s = carico alare [N/m^2]

n = fattore di carico

$q = 1/2\rho V^2$ ($q = KPa$ e V in m/s)
(pressione dinamica)

ρ_0 = densità dell'aria
al livello del mare in I.S.A.
pari a $1.226 Kg/m^3$

B.3 CAPITOLO A

PAR. 1. APPLICABILITA'

Il presente standard prescrive le norme di aeronavigabilità che devono essere soddisfatte per il rilascio della qualifica di ultraleggero avanzato prevista dal nuovo regolamento di attuazione della L. 106/85 per velivoli convenzionali monomotore (accensione a scintilla o a compressione) propulsi ad elica, con carrello triciclo o biciclo e con non più di due posti compreso il pilota, che rispetti le seguenti limitazioni:

1. (a) Ai fini dell'impiego operativo massa massima al decollo (MTOW) pari a quanto previsto nell'allegato alla legge 106/85 cui il pilota deve uniformarsi.
(b) Ai fini della progettazione del velivolo massa massima al decollo di progetto (MTOW di progetto) fino a 600 kg (1322 lb.) per velivoli in versione terrestre; 630 kg (1389 lb.) se predisposti per operare anche su superfici innevate; 650 kg(1433 lb.) per velivoli predisposti per operare anche su acqua.
2. una velocità di stallo, al peso massimo di decollo (MTOW), in configurazione di atterraggio VS0 non superiore a quanto previsto nell'allegato alla L. 106/85 ;
3. Per velivolo convenzionale si intende: ala monoplana anteriore ed impennaggio posteriore; freccia alare (1/4 corda) limitata a non più di 15°. (Esempi di velivoli non convenzionali: canard, ali in tandem, velivoli senza coda).
4. Gli impennaggi non standard (ad esempio a V) dovranno essere autorizzati da una apposita commissione tecnica nominata da AECI .
5. Deviazioni rispetto al contenuto del presente paragrafo dovranno essere autorizzate da una apposita commissione tecnica nominata da AECI con una valutazione caso per caso.

PAR. 3. CATEGORIE DEI VELIVOLI

a Gli ULM avanzati saranno registrati come:

- (a) ULM monoposto;
- (b) ULM biposto.

- b Gli ULM avanzati sono destinati ad impiego non acrobatico. L'impiego non acrobatico comprende:
 - (a) tutte le manovre relative al volo normale;
 - (b) gli stalli (eccetto la scampanata);
 - (c) otto stanco, chandelles e virate strette, con angolo di inclinazione non superiore a 60°.

B.4 CAPITOLO B - VOLO

PAR. 21. DIMOSTRAZIONE DI RISPONDENZA

Ognuno dei requisiti riportati in questo capitolo deve essere dimostrato nella condizione più critica di peso e baricentro.

A meno che non sia altrimenti specificato, l'intervallo di velocità da considerare è quello dalla velocità di stallo alla VD. La dimostrazione di rispondenza deve essere effettuata con prove di volo o con calcoli basati su prove di volo quando si possano ritenere attendibili.

PAR. 23 LIMITI DI DISTRIBUZIONE DEL CARICO

- a Devono essere chiaramente definiti: la posizione del baricentro a vuoto e la sua posizione più avanzata e più arretrata corrispondente al peso di ciascun occupante compreso tra 60 e 90 kg.

Nota: la densità del combustibile è 0.72 kg/l (benzina) e 0.80 (gasolio).

- b può essere usata zavorra fissa o amovibile se opportunamente installata e contrassegnata.

PAR. 33. LIMITI DEI GIRI E DEL PASSO DELL'ELICA

I giri ed il passo dell'elica devono essere limitati a valori che non eccedano i limiti di sicurezza operativi stabiliti dai costruttori del motore e dell'elica in condizioni normali (come ad esempio il massimo numero di giri del motore al decollo ed il 110% dei giri massimi continuativi del motore con la manetta chiusa alla VNE).

PAR. 45. GENERALITA'

Tutti i requisiti di prestazione si intendono riferiti in atmosfera standard (I.S.A.), in aria calma, al livello del mare. Le velocità di volo devono essere date in valori indicati (I.A.S.) corrispondenti ai valori calibrati (C.A.S.).

PAR. 49 VELOCITA' DI STALLO

- a Le velocità di stallo con ali livellate, VSO o VS1 , devono essere determinate mediante prove di volo con un rateo di diminuzione di velocità non maggiore di 2 km/h/sec , manetta chiusa, peso massimo e posizione più sfavorevole del baricentro.
- b La velocità di stallo, al peso massimo di decollo (MTOW), in configurazione di atterraggio VS0 non deve superare i limiti operativi imposti dall'allegato alla L. 106/85.

PAR. 51. DECOLLO

Dovrà essere rilevata la corsa di decollo a terra su pista erbosa (erba corta), in piano, con peso massimo al decollo, alla potenza di decollo, al livello del mare.

Nota: Deve essere specificata la configurazione del velivolo, inclusa la posizione dei flap.

PAR. 65. SALITA

La velocità ascensionale uniforme deve essere almeno uguale a $1,5 \text{ m/s}$ con:

- a potenza di decollo,
- b velocità pari a VY

PAR. 75. ATTERRAGGIO

I seguenti dati dovranno essere determinati durante l'atterraggio con manetta chiusa e flap estesi:

- a Distanza orizzontale di atterraggio dall'ostacolo di 15 m ad una velocità pari a 1.3 VSO fino allo stop completo o una velocità di circa 5 km/h per idrovolanti e anfibi;
- b Corsa di rullaggio a terra con utilizzo appropriato dei freni (se presenti sul velivolo).

PAR. 77. ATTERRAGGIO MANCATO

In caso di atterraggio mancato ad una velocità pari a 1.3 VSO, flap estesi e potenza di decollo, la pendenza di salita non deve essere inferiore a 1/30 . Si possono retrarre i flaps per migliorare il rateo di salita se ciò può essere effettuato in meno di 2 s senza perdita di quota e senza che sia richiesta una particolare abilità per il controllo del velivolo.

PAR. 141 GENERALITA'

Il velivolo deve soddisfare i requisiti prescritti nelle sezioni da PAR.143 a 251 alle altitudini previste per l'impiego normale.

PAR. 143. GENERALITA'

a Il velivolo deve essere controllabile e manovrabile con sicurezza durante:

- (a) il decollo;
- (b) la salita;
- (c) il volo orizzontale (crociera);
- (d) la affondata;
- (e) l'avvicinamento; e
- (f) l'atterraggio (con potenza e senza potenza) con gli ipersostentatori estesi e retratti.

b Deve essere possibile eseguire in modo graduale la transizione da una condizione di volo all'altra senza eccessiva abilità da parte del pilota e senza eccedere i limiti di sforzo del pilota riportati nella tabella seguente:

Valori in N della forze applicate ai comandi Beccheggio; Rollio; Imbardata; Flaps: trim; tabs; ecc.	
Per applicazione temporanea:	Barra 200 100 --
	Volantino (applicata al bordo) 250 200 --
	Pedali timone -- -- 400 --
	Altri comandi -- -- 200
Per applicazione prolungata:	20 15 10 --

PAR. 145 CONTROLLO LONGITUDINALE

Il controllo longitudinale deve consentire:

- a Con il velivolo trimmato ad 1.3 VS1, ad ogni velocità inferiore a quella di trimmaggio deve essere possibile assumere un assetto picchiato tale che il velivolo possa prontamente raggiungere una velocità pari ad 1.3 VS1.
- b Il controllo totale del velivolo durante l'estensione e la retrazione dei flaps entro il normale campo di velocità.

PAR. 155. SFORZI SU COMANDO DELL'EQUILIBRATORE DURANTE LE MANOVRE

Gli sforzi sul comando dell'equilibratore devono mostrare un aumento della forza di barra per aumentare il fattore di carico. Deve essere dimostrato in volo che lo sforzo di barra per raggiungere il fattore di carico massimo e di almeno 70 N.

PAR. 157. CONTROLLO LATERALE E DIREZIONALE

- a Deve essere necessario ruotare il volantino o la barra a destra per abbassare l'ala destra e viceversa, spingere il pedale destro per ruotare il muso del velivolo a destra e viceversa. L'azionamento dei comandi deve essere di tipo convenzionale.
- b Deve essere possibile passare da una inclinazione di -30° in rollio ad una di $+30^\circ$ entro 4 secondi ad una velocità pari a 1.3 VS0 (con i flaps estesi e la manetta al minimo) ed ad una velocità pari a 1.2 PVS1 (con i flaps retratti, con potenza al minimo ed alla massima disponibile).
- c Il velivolo deve essere capace di eseguire il percorso equivalente ad un circuito totale sia con l'uso del solo timone che con l'uso dei soli alettoni (per il controllo latero-direzionale).
- d Una rapida entrata ed uscita in/da imbardata e rollio non deve dar luogo a situazioni incontrollabili di volo.
- e Le forze sugli alettoni e sul timone non devono invertirsi all'aumentare delle deflessioni.

PAR. 161. TRIMMAGGIO

- a Trimmaggio laterale e direzionale In volo livellato alla VC o 0.9 VH (quella minore) il velivolo deve rimanere trimmato rispetto agli assi di rollio e imbardata con i relativi comandi liberi.
- b Trimmaggio longitudinale
 - (a) Il velivolo deve potersi trimmare in volo orizzontale a tutte le velocità fra 1.4 VS1 e 0.9 VH o VC (quella minore).
 - (b) Il velivolo deve potersi trimmare in configurazione atterraggio con il motore al minimo alla velocità di 1.3 VS1.

PAR. 173. STABILITA STATICA LONGITUDINALE (A COMANDI LIBERI)

- a Deve essere necessario uno sforzo di barra a tirare per ridurre la velocità, e uno sforzo di barra a spingere per aumentare la velocità;
- b La stabilità statica longitudinale deve essere positiva da 1.2 VS1 fino alla VF / VNE nelle combinazioni più critiche di potenza e posizione del CG.

PAR. 177. STABILITA STATICA DIREZIONALE E LATERALE

- a Con il velivolo in volo rettilineo uniforme, quando i comandi degli alettoni e del timone di direzione vengano gradualmente azionati in direzioni opposte, ogni aumento dell'angolo di derapata deve corrispondere a un aumento di escursione del comando di inclinazione laterale. Non è tuttavia necessario che tale comportamento obbedisca ad una legge lineare.
- b Fino alla deflessione massima degli alettoni e del timone o al raggiungimento delle forze massime riportate al par. PAR. 143 non deve manifestarsi alcuna inversione di sforzo sui comandi.

PAR. 181. STABILITA DINAMICA

Qualunque oscillazione di corto periodo deve smorzarsi rapidamente sia con i comandi liberi che bloccati.

PAR. 201. STALLO CON ALI ORIZZONTALI

Deve essere possibile prevenire rollii od imbardate maggiori di 15 gradi per mezzo del normale impiego dei comandi fino al momento in cui il velivolo stalla.

PAR. 203. STALLI IN VIRATA ED IN ACCELERAZIONE

Gli stalli devono essere eseguiti con circa il 75% della potenza max continua. Dopo aver stabilito una virata corretta con inclinazione di 30 gradi, la virata deve essere stretta fino a raggiungere lo stallo o l'equilibratore ha raggiunto il suo fine corsa. Dopo lo stallo in virata, deve essere possibile riprendere il volo orizzontale senza raggiungere un angolo di rollio maggiore di 60° nella direzione della virata o 30° nella direzione opposta. Gli stalli devono essere eseguiti con flaps retratti ed estesi. Durante il recupero dallo stallo non si deve avere eccessiva perdita di quota, nessuna tendenza all'avvitamento e non devono essere superate le limitazioni di velocità.

PAR. 207 AVVISO DI STALLO

Nel caso non esista un chiaro preavviso aerodinamico, deve essere installato un avvisatore acustico di stallo. Il preavviso (aerodinamico o acustico) deve avvenire:

- a ad una velocità calibrata eccedente quella di stallo tra il 5
- b tra 2 e 5 secondi prima dello stallo quando la barra sia tirata ad un ritmo corrispondente ad una riduzione di velocità di 2 km/h per secondo.

AR. 221. AVVITAMENTO

Il velivolo deve potersi riprendere da un giro di vite, o da una vite di 3 secondi, a seconda di quale delle due sia più lunga, con i comandi applicati normalmente per la ripresa in non più di un ulteriore giro.

PAR. 233. STABILITA E CONTROLLO DIREZIONALI

- a Controllo direzionale: spingendo il pedale destro si dovrà causare una virata a destra; spingendo il pedale sinistro si dovrà causare una virata a sinistra.

- b La manovra a terra o in acqua non deve richiedere particolare abilità da parte del pilota. Il velivolo deve disporre di adeguato controllo direzionale in presenza di un vento con una componente trasversale a 90° non minore di 0.2 VSO, ad ogni velocità alla quale il velivolo verrà utilizzato a terra o in acqua.

PAR. 239. CARATTERISTICHE CONTRO GLI SPRUZZI

Per gli idrovolanti e gli anfibi, gli spruzzi durante il flottaggio, il decollo e l'ammarraggio, non devono ridurre pericolosamente la visibilità dei piloti, né danneggiare le eliche o altre parti del velivolo.

PAR. 251. SCUOTIMENTO E VIBRAZIONI

Il velivolo deve essere esente da eccessive vibrazioni fino alla VD in tutte le normali condizioni di volo. In ogni caso le vibrazioni presenti in una qualsiasi condizione di volo devono essere tali da non interferire con un controllo soddisfacente del velivolo, da non causare eccessiva fatica di pilotaggio o provocare danni strutturali.

B.5 CAPITOLO - C STRUTTURA

PAR. 301. CARICHI

- a Tutti i requisiti di resistenza sono specificati in termini di carichi di contingenza (carichi massimi previsti in servizio).
- b I carichi di robustezza sono i carichi di contingenza moltiplicati per i fattori di sicurezza prescritti.

PAR. 303. FATTORI DI SICUREZZA

Salvo diversamente disposto, deve essere usato il fattore di sicurezza di 1.5.

PAR. 305. RESISTENZA E DEFORMAZIONE

- a I carichi di contingenza non devono creare deformazioni permanenti né deformazioni di entità tale da compromettere la sicurezza di impiego. In particolare i comandi di volo devono mantenere la loro completa funzionalità sotto carico.
- b La struttura deve essere capace di sopportare i carichi di robustezza con un margine di sicurezza positivo (dimostrabile con metodi analitici), o senza cedimenti per almeno tre secondi (dimostrazione con prova statica).

PAR. 307. PROVA DELLA STRUTTURA

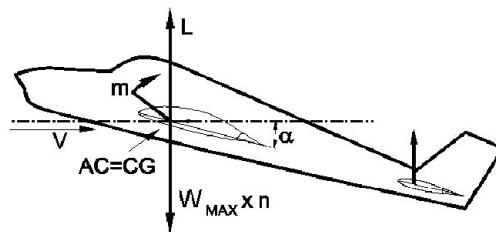
La resistenza ai carichi di contingenza e di robustezza della struttura principale (ala, impennaggi e fusoliera) va dimostrata mediante prove statiche a meno che le parti non siano derivate da strutture precedentemente provate. La sola analisi strutturale è accettabile per strutture di tipo già sperimentato dal costruttore in cui l'analisi stessa si sia dimostrata affidabile.

PAR. 321. GENERALITA'

Il fattore di carico n rappresenta in termini di g (costante gravitazionale) l'accelerazione normale alla traiettoria del velivolo applicata al proprio baricentro. L'accelerazione è causata da manovra o da raffica. Le forze aerodinamiche L equilibrano le forze di massa o di inerzia:

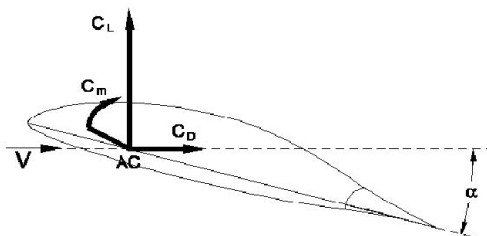
$$W_{max} \times n \tag{B.1}$$

Nel presente standard i fattori di carico minimi ammessi per la manovra e la raffica vengono per semplicità conglobati in un unico involucro in funzione della velocità come indicato in PAR. 333 e PAR.341.



PAR. 331. CARICHI SIMMETRICI

Carichi simmetrici sull'ala a) Devono essere investigate almeno le condizioni A, D, E, G ed F (quest'ultima solo nel caso il velivolo sia dotato di flaps) dell'involuppo di volo al paragrafo PAR. 333. b) Per l'equilibrio alla rotazione va tenuto conto del carico di bilanciamento in coda. c) Si può considerare il C.G. coincidente col centro aerodinamico A.C. sul quale agiscono le risultanti delle forze aerodinamiche. Le convenzioni di segno sono indicate in figura. d) La distribuzione dei carichi aerodinamici lungo l'apertura alare può essere considerata proporzionale alle corde.



PAR. 333. INVILUPPO DI VOLO

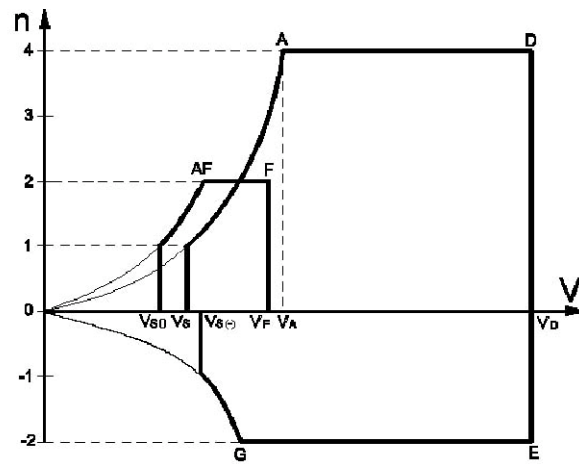
La rispondenza ai requisiti di resistenza strutturale del presente capitolo e le limitazioni operative devono essere dimostrate per le combinazioni di velocità e i fattori di carico limite dell'involuppo di volo o diagramma V-n (vedi figura seguente).

Per il presente regolamento è sufficiente investigare le sole configurazioni a quota 0 ($\rho_0 = 1.226 \text{ Kg/m}^3$).

L'involuppo di volo è definito con i criteri dei paragrafi PAR. 333, 335 e 341.

L'involuppo compreso tra le velocità VSF e VF riguarda la configurazione

con ipersostentatori al massimo grado di estensione.



PAR. 335. VELOCITA' DI PROGETTO E FATTORI DI CARICO LIMITE

	VELOCITÀ DI PROGETTO [m/s] CAS	FATTORE DI CARICO LIMITE n
Stallo	$V_D = \sqrt{\frac{2 \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n=1
Manovra (punto A)	$V_D = \sqrt{\frac{2 \times n_A \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n_A=4
Crociera	$V_C = 2.2 \times V_D$ Può essere non maggiore di $2.2 \times V_H$	
Picchiata (segmento D-E) La più grande fra i due valori	$V_D = 1.5 \times V_A$ $V_D = 1.22 \times V_H$	n_D=4; n_E=-2
Manovra negativa (punto G) Può essere assunto $C_{l,max}(-) = -0.68$	$V_G = \sqrt{\frac{2 \times n_G \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n_G=-2
Stallo con i flap estesi	$V_{st} = \sqrt{\frac{2 \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n=1
Massima flap estesi	$V_F = \sqrt{2} \times V_D$	n=2

Figura B.1: velocità di progetto e fattori di carico limite

PAR. 341. FATTORI DI CARICO DA RAFFICA

Nel caso di carico alare inferiore ai 350 *Newton/m²*, il fattore di carico puo essere ottenuto dalla figura seguente:

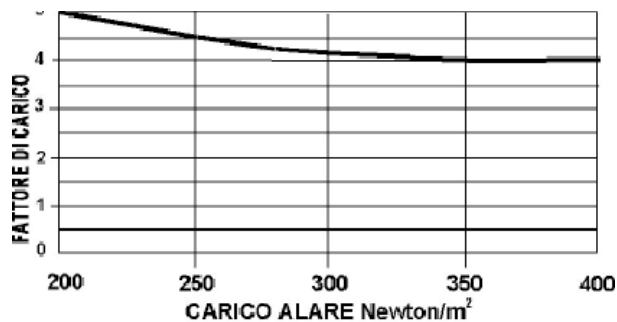


Figura B.2: Carico alare

PAR. 347. CARICHI ASIMMETRICI

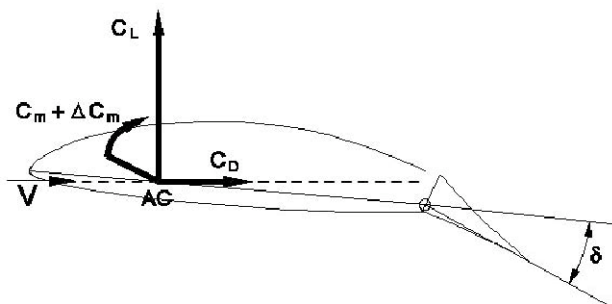
Carichi asimmetrici sull'ala: considerate separatamente le seguenti tre condizioni di carico:

- a Carichi sugli attacchi ala-fusoliera: si assume che a fusoliera vincolata il 100% del semicarico totale relativo al punto A agisca su una semiala, e che il 75% dello stesso semicarico agisca contemporaneamente sull'altra semiala. (Questa condizione di carico semplificata e sostitutiva di quella relativa ai carichi strutturali causati da accelerazione di rollio).
- b Torsione, ala: si assume il 75% del carico relativo al punto A su ciascuna semiala e si aggiungono, sulla porzione di ala relativa, i carichi torcenti dovuti alla deflessione totale dell'alettone.
- c Torsione, ala: si assume il 75% del carico relativo al punto D su ciascuna semiala e si aggiungono, sulla porzione di ala relativa, i carichi torcenti dovuti alla deflessione di 1/3 dell'alettone.

Per le condizioni di carico (b) e (c) in mancanza di dati aerodinamici precisi si puo assumere un incremento di momento torcente nella zona interessata dall'alettone corrispondente ad un coefficiente di momento:

$$\Delta C_m = -0.01 x \delta$$

con δ angolo di deflessione dell'alettone in gradi, positivo verso il basso.

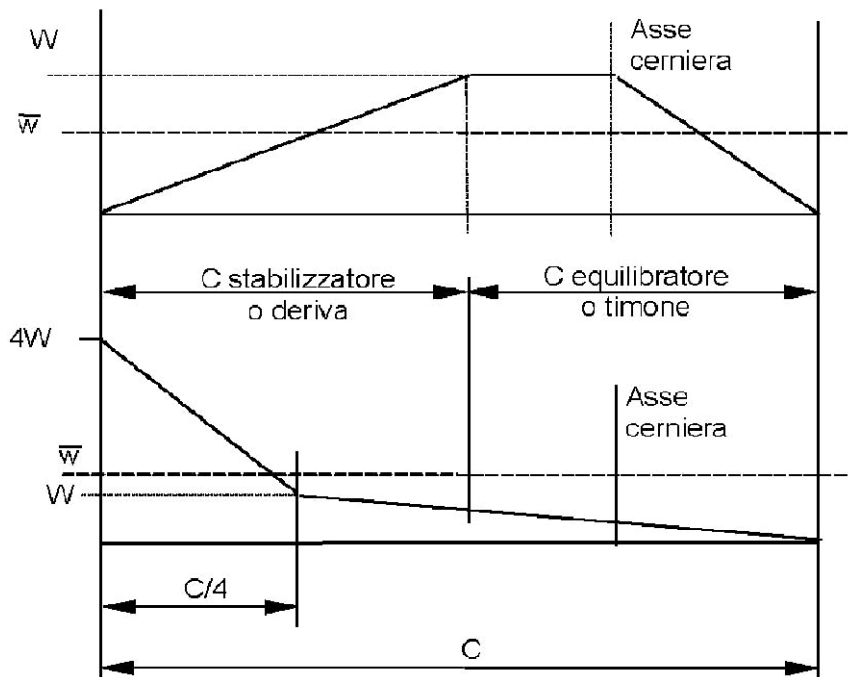


PAR. 353. CARICHI SUGLI IMPENNAGGI

- a Carico simmetrico sull'impennaggio orizzontale e carico sull'impennaggio verticale. Carico medio positivo e negativo (destro e sinistro per l'impennaggio verticale) in $Newton/m^2$:

$$W = 230 + 2.1 x \frac{W_{max}}{S} \quad (B.2)$$

ma comunque maggiore di $580 N/m^2$ e con W_{max}/S il carico alare alla massa massima. Distribuzione del carico sugli impennaggi in apertura proporzionale alle corde. Distribuzione lungo la corda secondo i due schemi seguenti:



- b Carichi asimmetrici (positivi e negativi) sull'impennaggio orizzontale: 100% del carico su un lato; 65% del carico sull'altro lato. Questi carichi tengono conto dei carichi aerodinamici di equilibrio, manovra, manovra scontrata e degli scarichi di inerzia della struttura.

PAR. 354. CARICHI SULLA FUSOLIERA

La fusoliera vincolata agli attacchi alari deve essere dimensionata:

- a Per i carichi simmetrici di PAR. 331 tenendo conto dei fattori di carico n , dei relativi carichi di bilanciamento in coda e della coppia motore di PAR. 361.
- b per il carico sull'impennaggio verticale di PAR. 353(a) e per il carico laterale sul motore corrispondente ad $n = 1.5$ (1.5 volte il peso del motore applicato al CG del motore).

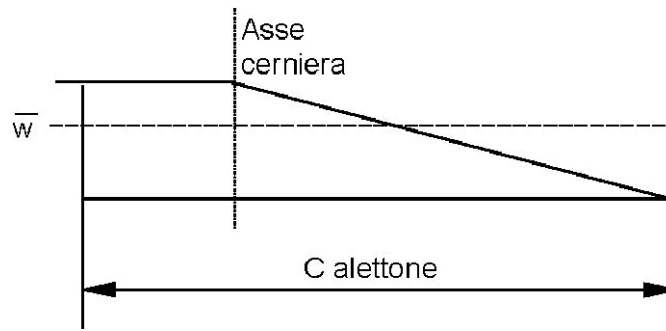
PAR. 361. COPPIA DEL MOTORE

La coppia T del motore espressa in Nxm vale: $T = K x 9549 x Pd : RPMd$
 $Pd =$ Potenza al decollo in Kw $RPMd =$ giri al minuto al decollo

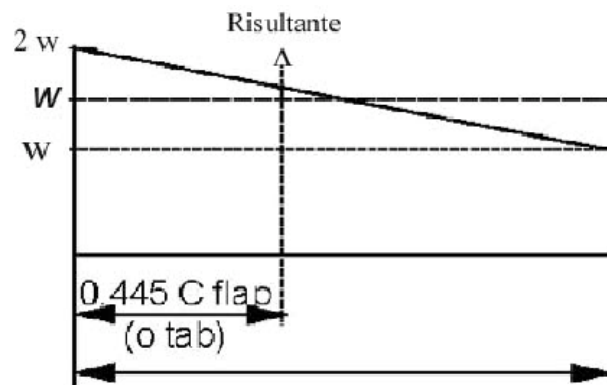
1. Per motori a 4 tempi, $K = 8, 4, 3, 2$, rispettivamente per motori a 1, 2, 3 e 4 cilindri.
2. Per motori a due tempi
 1. $K = 2$ per i motori con tre o più cilindri
 2. $K = 3$ o 6 , per motori con due o un cilindro rispettivamente.

PAR. 391. CARICHI SULLE SUPERFICI DI COMANDO

- a Equilibratore e timone vedere PAR. 353
- b Carico medio positivo e negativo sugli alettoni $w = 1,86 x W_{max} : 5$ (deve essere comunque maggiore di $580 N/m^2$).
 $W_{max}/S =$ carico alare massimo.
Distribuzione del carico in apertura proporzionale alle corde.
Distribuzione lungo la corda dell'alettone secondo lo schema seguente:



- c Carico medio positivo sui flaps $w = 2,56 x W_{max} : S$ (deve essere comunque maggiore di $580 N/m^2$). $W_{max}/S =$ carico alare massimo.
Il carico medio negativo è pari ad un quarto di quello positivo.
Distribuzione del carico in apertura proporzionale alle corde.
Distribuzione lungo la corda del flap secondo lo schema seguente:



- d Carico medio positivo e negativo sulle alette compensatrici $w = 4x W_{max}$:
 S (deve essere comunque maggiore di $580 N/m^2$).
 $W_{max}/S =$ carico alare massimo.
Distribuzione del carico come in (c)

PAR. 395. CARICHI SUGLI IMPIANTI DI COMANDO

- a L'impianto di comando e le relative strutture di supporto devono essere progettate per carichi corrispondenti almeno al 125% dei momenti di cerniera della superficie mobile di comando calcolati nelle condizioni prescritte nelle sezioni da PAR. 391 a 415, ma comunque non è necessario che siano maggiori dei seguenti sforzi limite del pilota:
- (a) sull'impugnatura della barra:
 - i 450 N sul beccheggio
 - ii 180 N sul rollio
 - (b) sui pedali del timone: 580 N sull'imbardata
- b Tutti i comandi primari devono avere dei fermi di fine corsa in grado di resistere i più grandi tra la forza del pilota, 125% dei carichi delle superfici o i carichi da raffica al suolo.

PAR. 399. IMPIANTI COMANDO DOPPI

Quando sono installati dei comandi doppi, il relativo impianto deve essere progettato assumendo che i piloti agiscano in opposizione con ciascun pilota che applica 0.75 volte il carico specificato in PAR. 395 (a).

PAR. 405. IMPIANTI COMANDI SECONDARI

I comandi secondari devono essere progettati per le forze massime che un pilota e in grado di applicare durante le normali operazioni.

PAR. 415. CONDIZIONI DI RAFFICA AL SUOLO

Tutte le superfici di comando e relativi cinematismi e supporti sino ai fine corsa devono essere progettate per i carichi dovuti alle raffiche al suolo e rullaggio con vento in coda. Le superfici aerodinamiche mobili devono sopportare un momento di cerniera limite superiore od uguale a:

$$H = 330 S_m \text{ cm newton x metro}$$

$$S_m = [m^2] \text{ superficie mobile dietro la cerniera}$$

$$cm = [m] \text{ corda da cerniera a bordo d'uscita}$$

PAR. 473. CONDIZIONI ED IPOTESI DI CARICHI AL SUOLO

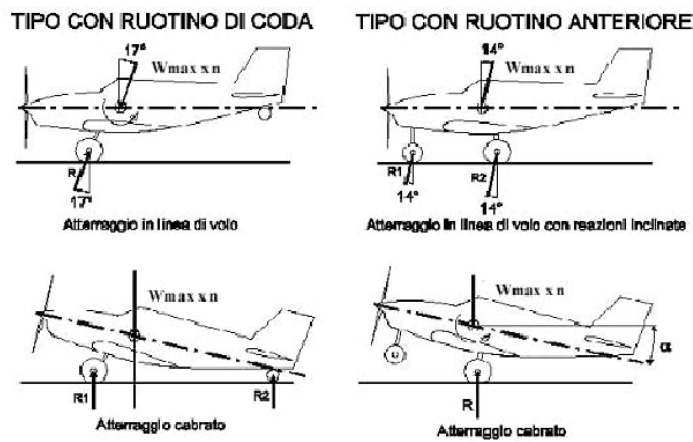
- a I carichi al suolo di questo paragrafo devono essere valutati con il velivolo alla massa massima.
- b Il fattore di carico limite applicato al C.G. del velivolo dovuto ai carichi al suolo non deve essere inferiore a quello ottenuto con un contatto col terreno ad una velocità verticale di: $VZ = 1.6 m/s$
- c Si considera nullo l'effetto alleviante della portanza di cui si è tenuto conto nella determinazione di VZ .
- d Il fattore di carico limite n viene dimostrato mediante misura della accelerazione al baricentro in prove di caduta dell'intero velivolo o di un simulacro in cui l'articolo di prova viene fatto cadere da un'altezza: $h = Vz_2 : (2xg) = 0,13 m$ $n = (dV/dt + 1)$ non deve superare il valore totale di 4 g.
Nota: nelle prove di caduta tutta l'energia deve essere assorbita dal carrello principale. L'assetto di caduta e la posizione del baricentro deve essere tale da minimizzare la rotazione dopo l'impatto.
- e La riserva di energia va dimostrata con cadute da altezza 1.5 volte quella precedente: $h = 0.20 m$ In questo caso sono ammesse deformazioni permanenti ma non cedimenti di parti strutturali del carrello.
- f La struttura dell'intero velivolo deve sopportare i carichi inerziali di contingenza di cui al punto (d) senza deformazioni permanenti ed i carichi inerziali di cui al punto (e) senza cedimenti.

Nota: la prova a riserva di energia può consentire di non effettuare calcoli e/o prove a robustezza per il carrello principale e relativi attacchi.

PAR. 479 CONFIGURAZIONI DI ATTERRAGGIO

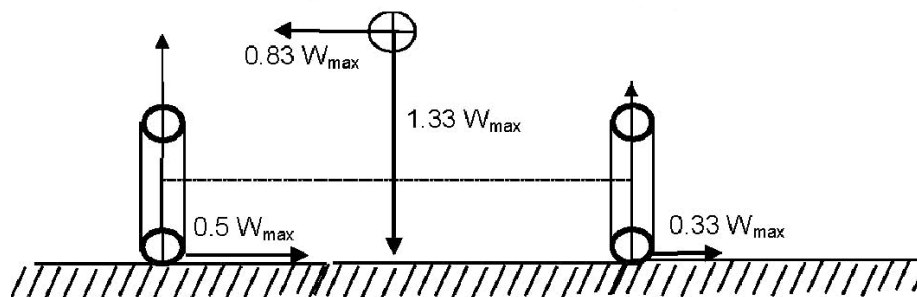
Il carico determinato al par. PAR. 473 (d) va equilibrato con le reazioni al suolo secondo quanto descritto nella seguente figura.

I momenti non bilanciati vanno equilibrati usando metodi conservativi. La verifica va eseguita con metodi di calcolo tradizionali applicando i carichi con il carrello in posizione statica.



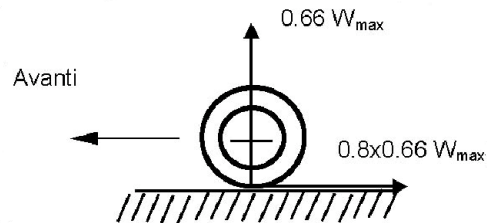
PAR. 485 CONDIZIONI DI CARICO LATERALE

Le condizioni di carico laterale sulle ruote del carrello principale (in linea di volo) sono date dal seguente schema: C.G.



PAR. 493 CONDIZIONI DI RULLAGGIO FRENATO

Le condizioni di rullaggio frenato sulle ruote del carrello principale in linea di volo) sono date per ciascuna ruota dal seguente schema: Massimo Carico da Massima Reazione Statica al Suolo

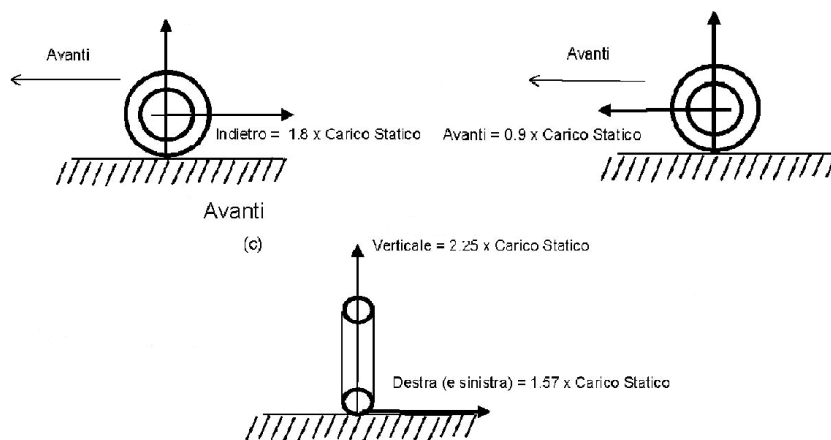


PAR. 497 CONDIZIONI SUPPLEMENTARI PER RUOTINI DI CODA

Le condizioni sul ruotino di coda (con assetto cabrato) sono date dal seguente schema: (si considera il carico statico massimo dato dalla combinazione di peso e posizione del baricentro): (a) (b) Verticale = $2.25 \times$ Carico Statico
Verticale = $2.25 \times$ Carico Statico

PAR. 499 CONDIZIONI SUPPLEMENTARI PER RUOTINI ANTERIORI

Le condizioni supplementari per i ruotini anteriori (in posizione statica) sono date dal seguente schema (si considera il carico statico massimo dato dalla combinazione di peso e posizione del baricentro): Verticale = 2.25 x Carico Statico



Nota: Gli ammortizzatori ed i pneumatici sono in posizione statica.

PAR. 505 CONDIZIONI SUPPLEMENTARI PER VELIVOLI MUNITI DI SCI

Nel determinare i carichi al suolo per i velivoli muniti di sci, assumendo che il velivolo sia fermo al suolo con uno sci principale ghiacciato nella neve e gli altri sci liberi di scivolare, una forza laterale limite uguale a 0.036 volte il carico statico massimo di progetto deve essere applicata in corrispondenza del complesso di coda, con un coefficiente di sicurezza uguale a 1.

PAR. 521 CONDIZIONI DI CARICO IN ACQUA

La struttura degli idrovolanti e degli anfibi deve essere progettata per i carichi dovuti all'acqua che si verificano durante il decollo e l'ammarraggio, con il velivolo in qualsiasi assetto che possa aversi nell'impiego normale, alle appropriate velocità di avanzamento e di penetrazione in acqua, nelle più gravose condizioni di mare che si prevede possano incontrarsi.

PAR. 561 GENERALITA'

- a La struttura deve essere progettata per proteggere ciascun occupante durante un atterraggio di emergenza quando
 - (a) viene fatto un corretto uso delle cinture di sicurezza e delle bretelle;
 - (b) gli occupanti sono soggetti ai seguenti fattori di carico di robustezza 4.5 g verso l'alto; 4.5 g verso il basso; 9.0 g in avanti; 3.0 g lateralmente (Queste tre condizioni sono indipendenti tra loro).
- b In aggiunta qualunque massa concentrata (motore, bagaglio, carburante, zavorra, ecc.) situata posteriormente agli occupanti, e soggetta ai carichi inerziali statici corrispondenti ai fattori di carico ultimo specificati al punto (a)(2), con l'eccezione che il castello motore e la struttura di sostegno devono sopportare 15 g in avanti per i motori installati dietro e sopra la cabina di pilotaggio.

B.6 CAPITOLO - D PROGETTO E COSTRUZIONE

PAR. 601 GENERALITA'

L'integrità di qualunque parte di un progetto nuovo od inusuale che abbia un ruolo importante sulla sicurezza del velivolo deve essere stabilita mediante prove o analisi che l'esperienza del costruttore abbia dimostrato affidabile.

PAR. 603 MATERIALI E SOLLECITAZIONI DA FATICA

- a L'idoneità e la durata dei materiali usati per le parti ritenute fondamentali per la sicurezza devono:
- essere stabilite in base all'esperienza del costruttore e/o con prove.
 - Tenere conto degli effetti delle condizioni ambientali, quali la temperatura e l'umidità, che si prevedono nell'impiego.
- b La struttura deve essere progettata, per quanto possibile, in modo da evitare punti di concentrazione di sollecitazioni nelle zone in cui siano probabili, nell'impiego normale, sollecitazioni variabili di valore superiore al limite di fatica.
- c E' necessario che il costruttore verifichi che i livelli di sollecitazione massima non eccedano quelli indicati nella nota seguente almeno per gli elementi critici dell'aeroplano quali: longherone principale dell'ala, piano orizzontale di coda e gli attacchi di entrambi sulla fusoliera.

Nota: I valori di progetto possono essere ricavati dalle seguenti pubblicazioni:

1. MIL-HDBK-5 Metallic materials and elements for flight vehicle structures;
2. ANC-18 Design of wood aircraft structures - emesso nel 1944 da Army-Navy-Civil Committee su Aircraft Design Criteria
3. Per i materiali compositi, in mancanza di dati accertati, i valori di progetto possono essere stabiliti sulla base dello standard JAR VLA nelle sue parti seguenti:

AMC VLA 572 (b)

Parts of Structure Critical to Safety (Interpretative Material and Acceptable Means of Compliance)

1 The use of the following stress levels may be taken as sufficient evidence, in conjunction with good design practices to eliminate stress concentrations, that structural items have adequate safe lives:

Material used	Allowable normal stress level of maximum limit load
- Glass rovings in epoxy resin	25 daN/mm ²
- Carbon fibre rovings in epoxy resin	40 daN/mm ²
- Wood	According to ANC-18*
- Aluminium Alloy	Half of rupture tensile strength
- Steel Alloy	Half of rupture tensile strength

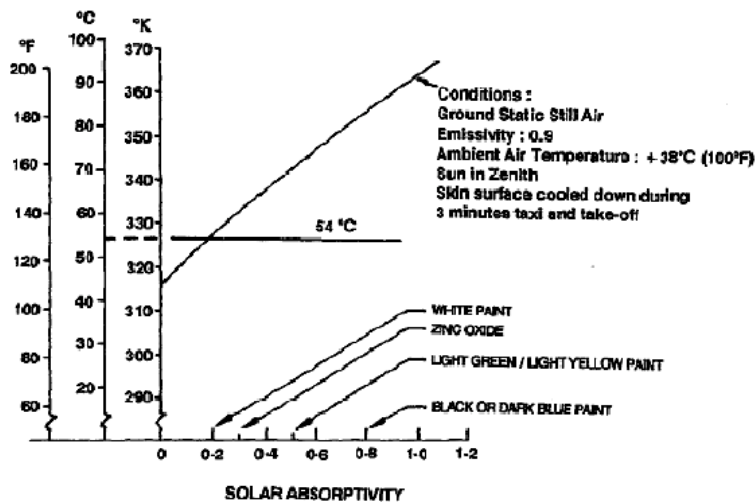
AMC VLA 613 (c)

Material Strength Properties and Design Values (Acceptable Means of Compliance)

Test Temperature –

- a. For white painted surface and vertical sunlight: 54°C. If the test cannot be performed at this temperature an additional factor of 1.25 should be used.
- b. For other coloured surfaces the curve below may be used to determine the test temperature.

Curve based on: NASA Conference Publication 2036
 NASA Contractor Report 3290



AMC VLA 619

Special Factors (Acceptable Means of Compliance)

For the substantiation of composite structures, unless more rational means are agreed by the Agency, one of the following may be used:

- a. An additional factor of 1.2 for moisture conditioned specimen tested at maximum service temperature, providing that a well established manufacturing and quality control procedure is used.

N. B.

- a Se il livello delle sollecitazioni a carico limite (incluse le concentrazioni di sforzo) e al di sotto del limite di fatica, non sono necessarie ulteriori valutazioni, la vita è infinita e sono solo necessarie normali ispezioni periodiche.
- b Se a) non è applicabile, ma il progetto è sufficientemente simile (stessi materiali e procedure di lavorazione, stessi livelli di sollecitazione) ad un altro noto al costruttore come soddisfacente, si possono adottare vita a fatica e procedure di manutenzione per comparazione.

PAR. 605 METODI DI FABBRICAZIONE

I metodi di fabbricazione usati devono essere tali da produrre strutture costruite a regola d'arte. Se un procedimento di fabbricazione (come incollaggio, lavorazione di materiali compositi, saldatura, trattamenti termici, ecc.) richiede un accurato controllo per la buona esecuzione, tale processo va eseguito sulla base di procedure stabilite dal costruttore. Per i materiali compositi, il costruttore deve ricavare, con opportuni test su provini realizzati con la stessa tecnica costruttiva delle parti del velivolo, le principali caratteristiche meccaniche del composito che saranno usate per i calcoli strutturali.

PAR. 607 BLOCCAGGIO DEI COLLEGAMENTI

Devono essere impiegati mezzi di bloccaggio accettabili in tutti gli elementi di connessione della struttura primaria, degli impianti comandi e negli altri impianti essenziali per la sicurezza del velivolo. Inoltre i dadi autobloccanti non devono essere usati su bulloni soggetti a rotazione durante l'impiego, a meno che in aggiunta al dispositivo autobloccante sia usato un dispositivo di bloccaggio non a frizione.

PAR. 609 PROTEZIONE DELLA STRUTTURA

- a Ogni parte della struttura deve essere idoneamente protetta contro il deterioramento o la perdita di resistenza durante l'impiego, dovuti a qualsiasi causa, compresi:
 - i agenti atmosferici;
 - ii corrosione;
 - iii abrasione.
- b Avere ventilazione e drenaggio adeguati.

PAR. 611 ACCESSIBILITA'

Devono essere previsti mezzi che permettano l'ispezione (compresa l'ispezione degli elementi strutturali principali e degli impianti dei comandi), l'esame accurato, la riparazione e la sostituzione di tutte quelle parti che richiedono manutenzione, regolazioni per il corretto allineamento e funzionamento, lubrificazione o piccola manutenzione.

PAR. 612 PREDISPOSIZIONI PER IL MONTAGGIO E LO SMONTAGGIO

Se il velivolo è predisposto per il montaggio e lo smontaggio rapido (tipo alianti) deve essere progettato in modo che durante il montaggio e lo smontaggio eseguiti da persone non particolarmente addestrate risulti ridotta al minimo la probabilità di danni o di deformazioni permanenti, specie se non immediatamente visibili. Gli errati montaggi devono essere resi impossibili mediante opportuni accorgimenti di progetto. Deve essere possibile ispezionare con facilità il velivolo per verificarne il corretto montaggio.

PAR. 619 FATTORI DI SICUREZZA

Il fattore di sicurezza previsto al PAR. 303 deve essere moltiplicato per i seguenti coefficienti:

- a 2.0 per pezzi di fusione.
- b 1.15 per gli attacchi.
- c 4.45 per le cerniere delle superfici di comando, limitatamente alla superficie di appoggio. Tale coefficiente non va utilizzato per cerniere che incorporano cuscinetti.
- d 1.33 per le linee di comando a cavi.

PAR. 629 FLUTTER

- a Ogni parte del velivolo deve essere esente da forti scuotimenti, eccessive vibrazioni, flutter (anche se opportunamente indotto), inversione dei comandi e divergenza in tutto il campo di velocità fino alla VD.
- b La rispondenza ai requisiti del presente paragrafo può essere dimostrata con uno dei metodi specificati in 1), 2) e 3) o combinazione di questi:

- (a) Analisi razionale basata su prove di rigidità e prove di vibrazione al suolo che dimostri assenza di flutter fino a 1,2 VD.
- (b) Prove di volo per dimostrare che, avvicinandosi alla VD lo smorzamento non decresce: l'efficacia dei comandi non decresce in modo insolitamente rapido; l'evoluzione della stabilità statica e del trimmaggio non dimostrano indizi di divergenza torsionale per l'ala, gli impennaggi e la fusoliera.
- (c) Applicazione di metodi quali quelli riportati nel Report N° 45 - Simplified flutter prevention criteria della FAA (per velivoli che non abbiano impennaggi a T o trave di coda) o nel documento A.P. 970 General aero-elasticity requirements, o combinazione di essi.

N.B. Per quanto i tre metodi siano alternativi, occorre tenere presente che i risultati di prove di volo effettuate con macchine nuove, (attriti più elevati e giochi ridotti), possono perdere di validità a causa dell'usura dei comandi in esercizio.

PAR. 655 INSTALLAZIONE SUPERFICI DI COMANDO

- a I piani mobili di coda devono essere installati in modo tale che non vi sia nessuna interferenza tra ogni superficie o loro controventature quando una superficie sia portata alla sua posizione estrema e le altre vengano azionate per tutto la loro escursione.
- b Quando viene impiegato uno stabilizzatore regolabile, devono essere disposti dei fermi che limitino la sua escursione in un intervallo tale che permetta il volo e l'atterraggio sicuri.

PAR. 659 EQUILIBRATURA DELLE MASSE

Le strutture di supporto e gli attacchi dei pesi concentrati di equilibratura delle masse delle superfici di comando devono essere progettati per:

1. 24 g ultimi normali al piano della superficie; e
2. 12 g ultimi in avanti ed indietro e parallelamente all'asse della cerniera

PAR. 675 FERMI DI FINE CORSA

- a Ciascun impianto di comando deve essere munito di fermi di fine corsa che limitino in modo sicuro il campo di escursione di ogni superficie aerodinamica mobile controllata dall'impianto.
- b Ciascun fermo deve essere ubicato in modo che usura, allentamento o perdita di regolazione non compromettano le caratteristiche di controllabilità del velivolo a causa della variazione del campo di escursione della superficie.

PAR. 677 IMPIANTI DI COMPENSAZIONE

- a Devono essere date chiare indicazioni circa la posizione e l'effetto dei dispositivi di trimmaggio.
- b I comandi delle alette devono essere irreversibili.

PAR. 681 IMPIANTI COMANDO: PROVE STATICHE

La rispondenza dell'impianto comandi deve essere dimostrata mediante prove statiche a carico limite.

PAR. 683 IMPIANTI COMANDO: PROVE DI FUNZIONAMENTO

Deve essere dimostrato, mediante prove di funzionamento che quando i comandi sono azionati dalla cabina di pilotaggio con l'impianto caricato con le forze prescritte al par. PAR. 395 della presente pubblicazione, siano esenti da inceppamenti, attrito eccessivo, ed eccessiva deformazione elastica.

PAR. 687 DISPOSITIVI A MOLLA

Deve essere dimostrata l'affidabilità della molla a meno che la rottura della stessa non causi pericolose caratteristiche di volo.

PAR. 689 IMPIANTI A CAVO

- a Non devono essere usati cavi di diametro inferiore a 2.5 mm sui comandi principali.

- b Deve essere possibile ispezionare a vista tutti i passacavi, le carrucole ed i tenditori.

PAR. 693 GIUNTI

I giunti degli impianti di comando che siano soggetti a movimento angolare (nelle trasmissioni rigide con carico alternato di trazione e compressione), eccettuati quelli negli impianti con cuscinetti a sfere o a rulli, devono avere un coefficiente speciale di sicurezza non inferiore a 3.33 rispetto alla resistenza estrema di appoggio del materiale più tenero usato come appoggio. Tale coefficiente può essere ridotto a 2.0 per i giunti degli impianti a cavi. Per i cuscinetti a sfere o a rulli non si devono superare i valori approvati per i cuscinetti stessi.

PAR. 699 INDICATORE POSIZIONE IPERSOSTENTATORI

Deve essere installato un indicatore di posizione degli ipersostentatori a meno che non sia possibile riconoscere la posizione degli stessi tramite la posizione del comando meccanico relativo o con la visione diretta.

PAR. 701 INTERCONNESSIONE DEGLI IPERSOSTENTATORI

Il movimento degli ipersostentatori, nelle parti opposte rispetto al piano di simmetria, deve essere sincronizzato per mezzo di una interconnessione meccanica.

PAR. 733 RUOTE E PNEUMATICI

Ogni carrello deve avere ruote e pneumatici le cui caratteristiche nominali non siano superate da quelle di progetto.

PAR. 735 FRENI

Se installati, devono essere adeguati alle prestazioni dichiarate dal costruttore del velivolo.

PAR. 737 SCI

Il carico limite nominale massimo di ciascuno sci deve essere uguale o superiore al carico limite massimo determinato in conformità ai requisiti applicabili di carico al suolo.

PAR. 751 SPINTA DI GALLEGGIAMENTO DEI GALLEGGIANTI PRINCIPALI

a Ogni galleggiante principale deve avere:

- (a) una spinta dell'80% superiore al peso massimo che il galleggiante deve sopportare sostenendo la massa massima dell'idrovolante o dell'anfibio in acqua dolce; e
- (b) un numero sufficiente di compartimenti stagni, al fine di dare ragionevole sicurezza che l'idrovolante o l'anfibio rimanga a galla, nel caso che due compartimenti qualunque dei galleggianti principali siano allagati.

b Ogni galleggiante principale deve contenere almeno quattro compartimenti stagni di volume approssimativamente uguale.

PAR. 753 PROGETTO DEI GALLEGGIANTI PRINCIPALI

Ogni galleggiante principale per idrovolanti deve soddisfare i requisiti del paragrafo PAR. 521.

PAR. 757 GALLEGGIANTI AUSILIARI

I galleggianti ausiliari devono essere sistemati in modo che, quando sono completamente sommersi in acqua dolce, forniscano un momento stabilizzante che sia almeno 1.5 volte il momento rovesciante causato dall'inclinazione laterale dell'anfibio o dell'idrovolante.

PAR. 771 CABINA PILOTI

La cabina piloti deve :

- essere confortevole;

- avere buona visibilità (verso l'esterno, degli strumenti e targhette interne) anche in caso di pioggia o appannamento del parabrezza, eventualmente ottenuta con un'opportuna apertura.
- avere una buona accessibilità;
- consentire una facile uscita (anche in caso di incendio);
- consentire un comodo e sicuro azionamento dei comandi fino a fine corsa;
- fornire una sufficiente protezione degli occupanti in caso di atterraggio di emergenza;
- avere trasparenti di materiale che non crei ferite rompendosi in schegge.

PAR. 785 SEDILI, CINTURE DI SICUREZZA, BRETELLE E COMPARTIMENTO BAGAGLI

- a I sedili e la relativa struttura di supporto devono essere progettati in modo da sostenere occupanti come stabilito al paragrafo PAR. 23 e per i fattori di carico massimi corrispondenti alle specificate condizioni di carico a terra e in volo, incluse le condizioni di emergenza prescritte nel paragrafo PAR.
- b Le cinture di sicurezza, le bretelle ed i relativi attacchi, il compartimento bagagli ed i loro sistemi di bloccaggio devono essere progettati per i prescritti fattori di carico incluse le condizioni prescritte nel paragrafo PAR. 561.

PAR. 807 USCITE DI EMERGENZA

Deve essere possibile abbandonare il velivolo in caso di emergenza con un sistema di apertura dell'abitacolo semplice ed agevole ed azionabile anche dall'esterno.

PAR. 831 VENTILAZIONE

Il compartimento dell'equipaggio deve essere convenientemente ventilato.

PAR. 853 INTERNI CABINE

- a Se è permesso fumare deve esserci un adeguato numero di portacenere a tenuta e amovibili.
- b Se i portacenere non sono installati deve essere disposta in posizione visibile una targhetta di divieto di fumare.
- c Tubazioni contenenti combustibile, olio o altri fluidi infiammabili non devono essere installati nel compartimento passeggeri a meno che siano isolati o altrimenti protetti in modo tale che perdite per rotture degli stessi non provochino rischi, oppure siano in materiale resistente al fuoco, idoneo al liquido contenuto ed alla zona di installazione.

PAR. 857 COLLEGAMENTI A MASSA

Deve essere assicurata la continuità elettrica tra i componenti del gruppo motopropulsore e le altre parti significative del velivolo conduttive elettricamente.

PAR. 863 PROTEZIONE DALL'INCENDIO DI FLUIDI INFIAMMABILI

In qualunque zona dove vi è possibilità di fuoriuscita di fluidi o vapori infiammabili a causa di perdite dagli impianti del fluido, devono esserci dei mezzi quali una adeguata separazione, ventilazione e drenaggio, per rendere minima la probabilità di accensione di tali fluidi o vapori nonché i pericoli che risulterebbero qualora tale accensione dovesse verificarsi.

PAR. 865 PROTEZIONE DALL'INCENDIO DEI COMANDI DI VOLO E DELLE ALTRE STRUTTURE DI VOLO

I comandi di volo, i castelli motore e gli altri componenti strutturali essenziali per il volo ubicati nel compartimento motore devono essere costruiti con materiali a prova di fuoco o schermati in modo da poter sopportare gli effetti di un incendio.

B.7 CAPITOLO - E

GRUPPO MOTOPROPULSORE

PAR. 901 INSTALLAZIONE

Il gruppo motopropulsore deve essere costruito, disposto e installato in modo da essere accessibile per le ispezioni e le manutenzioni.

PAR. 903 GRUPPO MOTOPROPULSORE

- a Il gruppo motopropulsore , qualora di tipo non certificato deve essere affidabile e prodotto da ditte di comprovata capacita; l'affidabilità può essere dimostrata attraverso una esperienza operativa del costruttore del velivolo.
- b Il motore, l'elica e gli accessori del motore (riduttore, sistema di scarico, ecc.) devono essere idonei ad assicurare la potenza richiesta nelle varie condizioni ambientali ed operative previste. Esso deve essere rivolto all'impiego aeronautico e deve quindi possedere caratteristiche progettuali, costruttive e manutentive tali da assicurargli una elevata affidabilità operativa.
- c In caso di motori con accensione a scintilla deve essere prevista la doppia accensione.
- d Il gruppo motopropulsore deve essere tale da consentire un sicuro impiego dell'a/m entro i limiti prescritti nei pertinenti paragrafi della sottoparte G.

PAR. 925 FRANCO DELL'ELICA

A meno che siano dimostrati accettabili franchi minori, i franchi dell'elica, con il velivolo alla massa massima nelle posizioni più sfavorevoli del baricentro e del passo dell'elica, non devono essere inferiori ai seguenti:

- a Franco tra l'elica e il suolo. Deve esserci un franco di almeno 180 mm (per i velivoli muniti di carrello del tipo a ruotino anteriore) ovvero di 230 mm (per i velivoli muniti di carrello del tipo a ruotino di coda) tra l'elica e il suolo, con il carrello di atterraggio sotto carico statico ed il velivolo in assetto orizzontale, di normale decollo o di rullaggio, a seconda del quale sia il più critico. Inoltre, per ogni velivolo con gambe del carrello di atterraggio a struttura convenzionale in cui si impiegano

mezzi fluidi o meccanici per assorbire gli urti di atterraggio, deve esserci un franco positivo tra l'elica e il suolo quando, con il velivolo in assetto orizzontale di decollo, il pneumatico critico e completamente sgonfio e la corrispondente gamba del carrello e completamente a fondo corsa. Il franco positivo per i velivoli con gambe del carrello del tipo a molla a balestra, deve essere dimostrato con una deflessione corrispondente a 1,5 g.

- b Franco tra l'elica e l'acqua. Deve esserci un franco minimo di almeno 46 mm tra l'elica e l'acqua, a meno che la corrispondenza alla sezione PAR. 239 possa essere dimostrata con un franco minore.
- c Franco tra l'elica e la struttura. Deve esserci:
 - 1 almeno un franco radiale di 26 mm tra le estremità delle pale e la struttura del velivolo, più quell'ulteriore franco radiale necessario per impedire pericolose vibrazioni;
 - 2 almeno un franco longitudinale di 13 mm tra le pale dell'elica o loro carenature e le parti fisse del velivolo; e
 - 3 Franco positivo tra le altre parti rotanti dell'elica od ogiva e le parti fisse del velivolo.
- d Franco tra l'elica e gli occupanti. Deve esserci franco adeguato tra gli occupanti e l'elica in modo che non sia possibile per gli occupanti, quando sono seduti e assicurati ai sedili con la cintura di sicurezza, venire inavvertitamente a contatto con l'elica.

PAR. 943 ACCELERAZIONE NEGATIVA

Quando il velivolo è impiegato ad accelerazioni negative di breve durata quali possono essere quelle causate da una raffica, non deve verificarsi alcun pericoloso malfunzionamento del motore o di un qualsiasi componente o impianto associato con il gruppo motopropulsore.

PAR. 951 GENERALITA'

- a Impianti alimentati a pompa: una pompa combustibile può aspirare da non più di un serbatoio alla volta.
- b Impianti a gravita: alimentazione da non più di un serbatoio alla volta a meno che gli spazi non occupati dal combustibile siano interconnessi.

PAR. 959 QUANTITA' DI COMBUSTIBILE NON CONSUMABILE

La quantità di combustibile non consumabile per ciascun serbatoio deve essere stabilita nella misura non inferiore alla quantità alla quale si ha la prima manifestazione di malfunzionamento nella condizione più avversa dal punto di vista dell'alimentazione in tutti gli impieghi previsti e in tutte le manovre in volo che interessino tale serbatoio. Non è necessario considerare le avarie dei componenti dell'impianto del combustibile.

PAR. 961 FUNZIONAMENTO DELL'IMPIANTO DEL COMBUSTIBILE CON TEMPO CALDO

- a L'impianto carburante deve essere esente da tamponi di vapore.
- b La verifica va eseguita con prove di funzionamento motore a terra dopo che il velivolo sia stato esposto per un periodo di almeno un'ora ad una temperatura esterna maggiore di 30^{circ}. Le prove di funzionamento vanno effettuate nelle seguenti condizioni:
 - 1 1' alla potenza massima di decollo;
 - 2 3' alla potenza massima continua.
- c Le prove vanno effettuate senza superare le limitazioni motore.

PAR. 965 PROVE DEI SERBATOI DEL COMBUSTIBILE

I serbatoi del combustibile devono poter resistere alle seguenti prove di pressione, senza cedimenti o perdite:

- a Per ciascun serbatoio metallico convenzionale e serbatoio non metallico le cui pareti non siano sostenute dalla struttura del velivolo una pressione di 25 KPa (pressione di una colonna di acqua alta 2.55m).
- b Per serbatoi integrali e per i serbatoi non metallici flessibili le pareti dei quali siano sostenute dalla struttura del velivolo, e siano costruiti in maniera accettabile con materiale base per serbatoio accettabile, e in reali o simulate condizioni di supporto, una pressione di 14 KPa per il primo esemplare di serbatoio di uno specifico progetto. La struttura di supporto deve essere progettata per i carichi critici che si verificano in condizioni di sollecitazioni durante il volo o l'atterraggio, combinati

con i carichi di pressione del combustibile derivanti dalle corrispondenti accelerazioni.

PAR. 967 INSTALLAZIONE DEI SERBATOI DEL COMBUSTIBILE

- a I serbatoi devono essere adeguatamente supportati evitando carichi concentrati sugli stessi; devono essere opportunamente protetti contro le rotture a causa di ciò che li circonda. I serbatoi flessibili devono essere supportati in modo che il liquido non gravi sull'involucro.
- b I compartimenti in cui sono installati i serbatoi devono essere drenati e ventilati.
- c Non devono essere installati serbatoi nel vano motore; inoltre devono essere distanziati di almeno 13 mm dalla paratia parafiamma.
- d I bocchettoni di riempimento devono essere all'esterno della cabina di pilotaggio e devono essere disposti in modo tale da impedire il trabocco del combustibile all'interno del velivolo.

PAR. 971 POZZETTO DEL SERBATOIO DEL COMBUSTIBILE

Ciascun serbatoio deve essere dotato di pozzetto drenabile, a meno che l'impianto combustibile abbia una vaschetta o camera di sedimentazione accessibile per il drenaggio.

PAR. 975 SFIATI DEI SERBATOI DEL COMBUSTIBILE

I serbatoi del combustibile devono essere muniti di sfiati nella parte superiore dello spazio di espansione. Inoltre:

- a le uscite degli sfiati devono essere situate e costruite in modo da ridurre al minimo le eventualità di ostruzioni dovute al ghiaccio o ad altre materie estranee;
- b lo sfiato deve essere costruito in modo tale da precludere l'eventualità che esso faccia da sifone al combustibile durante il normale impiego;

- c lo sfiato deve essere di dimensioni sufficienti per consentire la rapida compensazione di eccessive differenze di pressione fra l'interno e l'esterno del serbatoio
- d gli sfiati non devono sfociare in punti in cui lo scarico del combustibile dall'uscita dello sfiato possa costituire un pericolo di incendio o dai quali le esalazioni possano entrare nei compartimenti per le persone.

PAR. 977 FILTRO DEL COMBUSTIBILE

- a Nell'impianto combustibile deve essere incluso un filtro del combustibile accessibile per drenaggio e/o pulizia. Esso deve essere posizionato tra l'uscita del serbatoio e l'entrata del carburatore o, se installata, all'entrata di una pompa del combustibile azionata dal motore.
- b Il filtro deve essere facilmente accessibile per il drenaggio e la pulizia.
- c Inoltre, deve essere previsto un elemento filtrante a rete metallica a maglia larga all'uscita di ciascun serbatoio se l'uscita è a filo della parete di fondo.

PAR. 991 POMPE DEL COMBUSTIBILE

- a Pompa principale. Se il motore è alimentato per mezzo di pompe, almeno una pompa deve essere trascinata dal motore.
- b Pompa di emergenza. Nel caso suddetto, ci deve essere una pompa di emergenza azionata da una sorgente indipendente dal motore.

PAR. 995 RUBINETTI DEL COMBUSTIBILE E COMANDI

- a Deve essere possibile intercettare rapidamente il flusso di combustibile al motore.
- b La valvola ad intercettazione meccanica non può essere installata nel vano motore; deve essere predisposta per evitare azionamenti accidentali; deve potersi riaprire rapidamente dopo la chiusura.
- c Le caratteristiche di disegno delle valvole e comandi relativi devono essere tali da renderne minima la possibilità di incorretta installazione.

PAR. 999 DRENAGGI DELL'IMPIANTO COMBUSTIBILE

Deve esserci almeno un drenaggio per l'intero impianto con il velivolo a terra nel suo assetto normale

PAR. 1011 GENERALITA'

- a Se un motore è provvisto di impianto di lubrificazione, esso deve essere capace di fornire al motore un'appropriata quantità di olio ad una temperatura che non superi il massimo stabilito come sicuro per l'impiego continuo.
- b Gli impianti di lubrificazione devono avere una capacità utilizzabile adeguata all'autonomia di volo del velivolo.
- c Deve essere possibile stabilire correttamente la quantità di olio per ogni serbatoio con un mezzo facilmente accessibile, come ad esempio una astina graduata estraibile.

PAR. 1013 SERBATOIO DELL'OLIO

- a Deve essere facilmente controllabile a terra il livello dell'olio.
- b Se il serbatoio (non facente parte del motore) è installato nel vano motore, esso deve essere di materiale a prova di fuoco.

PAR. 1017 TUBAZIONI DI SFIATO

Le tubazioni di sfiato devono essere disposte in modo che:

- a il vapore acqueo condensato o l'olio, suscettibili di congelare ed ostruire le tubazioni, non possano accumularsi in alcun punto;
- b lo scarico dello sfiato non costituisca un pericolo d'incendio nel caso di formazione di schiuma o causare emissioni di olio che colpiscano i parabrezza del pilota;
- c lo sfiato non scarichi nell'impianto di ammissione aria del motore;
- d l'uscita dello sfiato sia protetta contro la possibilità di essere bloccata dal ghiaccio o da corpi estranei.

PAR. 1019 DISPOSITIVO FILTRANTE DELL'OLIO

Ogni dispositivo filtrante per l'olio nell'impianto motopropulsore deve essere costruito ed installato in modo che l'olio continui a fluire alla portata normale attraverso il resto dell'impianto, quando il filtro è completamente intasato.

PAR. 1021 DRENAGGI DELL'IMPIANTO DELL'OLIO

Devono esserci uno o più drenaggi che consentano il sicuro scarico dell'impianto dell'olio. Ciascun drenaggio deve avere dispositivi per il sicuro bloccaggio nella posizione di chiusura.

PAR. 1047 PROVE DI RAFFREDDAMENTO

- a Per determinare la rispondenza ai requisiti di raffreddamento, la prova relativa deve essere eseguita come segue:
- 1 le temperature del motore devono essere stabilizzate in volo con il motore stesso a non meno del 75% della potenza massima continuativa;
 - 2 dopo che le temperature dei motori si sono stabilizzate deve essere iniziata una salita all'altitudine minima possibile e continuata almeno per un minuto alla potenza di decollo;
 - 3 al termine del minuto, la salita deve essere continuata alla potenza massima continuativa per almeno cinque minuti dopo che viene registrata la temperatura più alta;
- b La salita prescritta nel paragrafo (a) deve essere effettuata ad una velocità non superiore alla migliore velocità ascensionale con la potenza massima continuativa.
- c La temperatura massima prevista per l'aria (in condizioni di caldo forte) è di 38° C al livello del mare. Al disopra del livello del mare, la temperatura diminuisce con un gradiente termico di 2° C ogni 305 m di altitudine. Se le prove sono condotte in condizioni diverse da questi valori, le temperature registrate devono essere corrette secondo il sottoparagrafo (d) del presente paragrafo, a meno che sia applicato un metodo più razionale.
- d Le temperature dei fluidi del motore e dei componenti del gruppo motopropulsore (ad eccezione delle canne dei cilindri) devono essere corrette aggiungendo la differenza tra la temperatura massima prevista

per l'aria ambiente e la temperatura dell'aria ambiente al momento del primo verificarsi della temperatura massima del componente o del fluido registrato durante le prove di raffreddamento.

- e Per le basi dei cilindri, la correzione va fatta moltiplicando per 0.7 la suddetta differenza di temperatura.

PAR. 1093 PROTEZIONE DAL GHIACCIO DELL'IMPIANTO DI AMMISSIONE

- a Eccettuato quanto consentito in base al paragrafo (b), i motori dotati di carburatori convenzionali a venturi devono essere forniti di un preriscaldatore capace, in aria priva di umidità visibile e alla temperatura di $-1^{\circ} C$, di aumentare di $32^{\circ} C$ la temperatura dell'aria all'ammissione, col motore al 75 per cento della potenza massima continuativa.
- b Quando la presa d'aria è riscaldata in modo continuativo, e si dimostra che l'incremento di temperatura è adeguato, non è necessario installare un preriscaldatore.

AR. 1103 CONDOTTI DELL'IMPIANTO DI AMMISSIONE

- a I condotti dell'impianto di ammissione devono essere muniti di drenaggio che impediscano l'accumulo di combustibile o di umidità, in tutti i normali assetti in volo e al suolo. Nessun drenaggio deve scaricare dove può costituire pericolo d'incendio.
- b I condotti che sono collegati a componenti tra i quali può verificarsi un movimento relativo, devono essere provvisti di giunzioni flessibili.

PAR. 1105 FILTRI DELL'IMPIANTO DI AMMISSIONE

Se sono impiegati filtri per l'impianto di ammissione:

- a ogni filtro deve essere situato a monte del carburatore;
- b non deve essere possibile che il combustibile investa il filtro.

PAR. 1121 GENERALITA'

- a L'impianto deve garantire il sicuro efflusso dei gas di scarico senza pericoli d'incendio ne penetrazione di ossido di carbonio nell'abitacolo.
- b Ogni parte dell'impianto di scarico la cui superficie sia calda al punto da causare l'accensione di liquidi o vapori infiammabili deve essere ubicata o schermata in modo che le perdite da un qualsiasi impianto contenente liquidi o vapori infiammabili non provochino incendio in conseguenza del contatto tra i suddetti liquidi o vapori e una qualunque parte dell'impianto di scarico, compresi gli schermi dell'impianto stesso.
- c Gli scarichi devono essere opportunamente isolati dalle parti infiammabili del velivolo situate all'esterno del compartimento motore.
- d I gas di scarico non devono effluire in punti pericolosamente vicini a drenaggi degli impianti del lubrificante o del combustibile.
- e Gli elementi dell'impianto di scarico devono essere ventilati, in modo da evitare punti a temperatura eccessivamente alta.

PAR. 1141 GENERALITA'

La porzione di ciascun comando del gruppo motopropulsore ubicata nel compartimento motore e che debba poter funzionare in caso di incendio deve essere almeno resistente al fuoco.

PAR. 1145 INTERRUTTORI DI ACCENSIONE

- a Ogni circuito di accensione deve essere provvisto di un interruttore indipendente e non deve richiedere l'impiego di nessun altro interruttore per farlo funzionare.
- b Gli interruttori di accensione devono essere progettati e sistemati in modo da impedire l'azionamento non intenzionale.
- c L'interruttore di accensione non deve essere usato come interruttore generale per altri circuiti.

PAR. 1191 PARATIE PARAFIAMMA

- a Il motore deve essere isolato dalle rimanenti parti del velivolo mediante una paratia parafiamma, schermo o altro mezzo equivalente.

- b La paratia parafiamma o lo schermo devono essere costruiti in modo che nessuna quantità pericolosa di liquido, gas o fiamma possa passare dal compartimento del motore ad altre parti del velivolo.
- c Le paratie parafiamma e gli schermi, di dimensioni opportune, devono essere a prova di fuoco e protetti dalla corrosione.

PAR. 1193 CAPPOTTATURE

- a Devono essere previsti mezzi per il rapido e completo drenaggio di tutte le parti della cappottatura, con il velivolo nei normali assetti di volo ed al suolo. I drenaggi non devono scaricare dove ciò possa determinare pericoli d'incendio.
- c Le parti della cappottatura che per la loro vicinanza ad orifici dell'impianto di scarico o per il fatto di essere investite dai gas di scarico sono soggette ad alte temperature devono essere a prova di fuoco.

B.8 CAPITOLO F

EQUIPAGGIAMENTI

PAR. 1303 STRUMENTI DI VOLO E NAVIGAZIONE

I seguenti strumenti di volo e navigazione sono prescritti:

1. un indicatore di velocità;
2. un altimetro;
3. un indicatore magnetico di direzione.

PAR. 1305 STRUMENTI DEL GRUPPO MOTOPRO- PULSORE

Gli strumenti prescritti del gruppo motopropulsore sono i seguenti:

1. un indicatore giri (RPM);
2. un indicatore quantità combustibile per ogni serbatoio del combustibile;
3. un indicatore temperatura olio, a meno che sia installato un motore a due tempi;
4. un indicatore pressione olio o un dispositivo di allarme bassa pressione olio, a meno che sia installato un motore a due tempi;
5. un indicatore temperatura teste cilindri per ogni motore raffreddato ad aria, quando siano installati dei flabelli;

PAR. 1307 EQUIPAGGIAMENTI VARI

Ci deve essere un sedile idoneo per ciascun occupante.

PAR. 1321 SISTEMAZIONE E VISIBILITA'

Ogni strumento prescritto deve essere chiaramente sistemato e ben visibile a ciascun occupante.

PAR. 1323 IMPIANTO INDICATORE VELOCITA' RELATIVA DELL'ARIA

L'impianto indicatore della velocità deve essere calibrato in modo da indicare la velocità calibrata con un errore pitostatico massimo non superiore a 8 km/h o $\pm 5\%$, a seconda di quale dei due valori sia il maggiore, nel seguente campo di velocità:

- a da 1.3 VS1 a VNE, con gli ipersostentatori retratti;
- b da 1.3 VS1 a VFE, con gli ipersostentatori estesi.

PAR. 1325 IMPIANTO PRESA STATICA ARIA

- a per ogni strumento, alimentato con pressione statica aria, la presa statica deve essere tale che la velocità del velivolo, l'apertura e la chiusura dei finestrini, l'umidità o altre sostanze estranee influiscano in maniera trascurabile sulla indicazione dello strumento.
- b il progetto e l'installazione di un impianto di pressione statica deve essere tale da permettere l'effettivo drenaggio dell'umidità.

PAR. 1327 INDICATORE MAGNETICO DI DIREZIONE

- a L'indicatore magnetico di direzione prescritto deve essere installato in modo che la sua precisione non sia eccessivamente influenzata dalle vibrazioni del velivolo, o da campi magnetici.
- b L'indicatore installato dopo essere stato compensato, non deve avere una deviazione, in volo orizzontale, maggiore di 10° per qualsiasi angolo di rotta con l'eccezione che quando la radio sta trasmettendo, la deviazione può superare i 10° ma non i 15° .

PAR. 1351 IMPIANTO ELETTRICO

Se l'impianto elettrico fornisce potenza a circuiti essenziali per la sicurezza delle operazioni, si applica quanto segue:

- a l'impianto elettrico deve essere adeguato all'uso previsto e deve fornire la potenza richiesta al corretto voltaggio;
- b deve essere installato almeno un generatore capace di fornire la sua potenza nominale continuativa e:

- 1 ogni generatore deve avere un interruttore di corrente inversa progettato per staccare il generatore dalla batteria quando si abbia una corrente inversa sufficiente a danneggiare il generatore stesso;
- 2 ogni generatore deve avere un dispositivo di controllo delle sovratensioni, progettato ed installato in modo da prevenire danni all'impianto elettrico o/e alle utenze essenziali.

a il distacco di un'utenza non essenziale non deve causare lo spegnimento del motore.

PAR. 1353 PROGETTAZIONE ED INSTALLAZIONE DELLE BATTERIE

- a ogni batteria deve essere scelta ed installata secondo quanto prescritto nel presente paragrafo;
- b i gas tossici od esplosivi emessi dalla batteria nell'impiego normale od in seguito a qualsiasi probabile malfunzionamento dell'impianto di carica o dell'installazione della batteria, non devono potersi accumulare in quantità pericolose nel velivolo;
- c i fluidi o gas corrosivi che possono fuoriuscire dalla batteria non devono poter danneggiare le circostanti strutture o gli equipaggiamenti essenziali adiacenti;
- d se sono installate batterie al nichel-cadmio, esse devono essere rispondenti agli applicabili sottoparagrafi JAR VLA 1353 (f) e JAR VLA 1353 (g).

PAR. 1357 DISPOSITIVI DI PROTEZIONE DEI CIRCUITI

- a su tutti i circuiti elettrici devono essere installati dei dispositivi di protezione, quali fusibili od interruttori termici, ad eccezione dei circuiti principali dei motori di avviamento e dei circuiti sui quali la mancanza di tali dispositivi non può dar luogo a pericoli;
- b un dispositivo di protezione di un circuito essenziale per la sicurezza del volo non può essere usato per proteggere un qualsiasi altro circuito.

PAR. 1361 INTERRUTTORE GENERALE

Devono esserci uno o più interruttori generali sistemati in modo da permettere il distacco rapido di tutte le sorgenti di potenza elettrica.

PAR. 1365 CAVI ED EQUIPAGGIAMENTI ELETTRICI

- a ogni cavo elettrico di collegamento deve essere di portata adeguata;
- b i cavi elettrici e gli equipaggiamenti ad essi associati soggetti a surriscaldarsi in caso di sovraccarico o funzionamento difettoso del circuito devono essere almeno resistenti alla fiamma e non devono emettere fumi tossici in misura pericolosa.

B.9 CAPITOLO G LIMITAZIONI D'IMPIEGO

PAR. 1501 GENERALITA'

Le limitazioni d'impiego e le altre informazioni necessarie per la sicurezza d'impiego devono essere stabilite e a disposizione del pilota come prescritto nei paragrafi da PAR. 1505 a PAR. 1585.

PAR. 1505 LIMITAZIONI DI VELOCITA'

La velocità da non superare mai (VNE) non deve essere inferiore a $0.9 \times VD$ e deve essere superiore a $1.1 \times VH$.

PAR. 1507 VELOCITA' DI MANOVRA

La velocità di manovra non deve superare la velocità di manovra di progetto VA come definita in PAR. 335.

PAR. 1511 VELOCITA' DI IMPIEGO DEGLI IPER-SOSTENTATORI

La velocità VFE non deve superare la velocità VF definita in PAR. 335.

PAR. 1519 PESO E BARICENTRO

Devono essere fornite le limitazioni di peso e baricentro insieme ai riferimenti ed ai dati per la messa in bolla del velivolo.

PAR. 1521 LIMITAZIONI RELATIVE AL GRUPPO MOTOPROPULSORE

- a Le limitazioni del gruppo motopropulsore devono essere stabilite in modo da non superare i corrispondenti limiti del motore o dell'elica.
- b L'impiego del gruppo motopropulsore deve essere limitato:
 - 1 dalla velocità massima di rotazione;
 - 2 dalle temperature massime delle teste dei cilindri, dell'olio e del liquido refrigerante.

PAR. 1529 ISTRUZIONI PER IL MANTENIMENTO DELLO STATO DI NAVIGABILITA'

Devono essere fornite le istruzioni per le ispezioni e la manutenzione.

PAR. 1545 INDICATORE DI VELOCITA'

a Ogni indicatore di velocità relativa all'aria deve essere contrassegnato come specificato nel sottoparagrafo (b) del presente paragrafo con i contrassegni posti alle corrispondenti velocità indicate.

b Devono essere apposti i seguenti contrassegni:

- 1 per la velocità massima ammissibile, VNE, una linea radiale rossa;
- 2 per il campo di impiego precauzionale, un arco giallo che si estenda dalla linea rossa, di cui al punto (1) del presente sottoparagrafo, fino al limite superiore dell'arco verde, di cui al punto (3) del presente sottoparagrafo;
- 3 per il campo di impiego normale, un arco verde con il limite inferiore alla VS1, al peso massimo e con ipersostentatori retratti, ed il limite superiore alla velocità di crociera, VC stabilita secondo PAR. 335.
- 4 per il campo di impiego degli ipersostentatori, un arco bianco con il limite inferiore alla VS0, alla massa massima, ed il limite superiore alla velocità con ipersostentatori estesi, VFE, stabilita secondo PAR. 1511.

PAR. 1547 INDICATORE MAGNETICO DI DIREZIONE

A meno che la deviazione sia inferiore a 5° per tutte le prue, i valori della deviazione per prue magnetiche crescenti a intervalli di non oltre 30° devono essere riportati su una targhetta posta vicino all'indicatore magnetico di direzione.

PAR. 1549 STRUMENTI DEL GRUPPO MOTOPROPULSORE

Per ogni strumento prescritto del gruppo motopropulsore, per quanto appropriato al tipo di strumento:

- a ciascun limite massimo e, se applicabile, minimo per la sicurezza d'impiego deve essere contrassegnato con una linea radiale rossa o con un segmento rosso se si tratta di un campo di impiego vietato;
- b ciascun campo d'impiego normale deve essere contrassegnato con un arco verde, che non deve estendersi oltre i limiti massimo e minimo per la sicurezza d'impiego;
- c ciascun campo di decollo e di prudenza deve essere contrassegnato con un arco giallo.

PAR. 1551 INDICATORI DELLA QUANTITA' DI OLIO

Gli indicatori della quantità dell'olio devono essere contrassegnati in modo da poter indicare chiaramente la quantità di olio massima e minima accettabile.

PAR. 1553 INDICATORI DELLA QUANTITA' DI COMBUSTIBILE

Ogni indicatore di quantità del combustibile deve essere tarato in modo da indicare zero allorché, durante il volo livellato, la quantità di combustibile rimasta nel serbatoio sia uguale alla quantità non consumabile determinata in accordo alla sezione PAR. 959.

PAR. 1555 CONTRASSEGNI DEI COMANDI

Ogni comando (ad eccezione dei comandi di volo principali) deve essere opportunamente contrassegnato.

PAR. 1557 CONTRASSEGNI E TARGHETTE VARI

- a Ciascun compartimento bagagli, zona di stivaggio zavorra, ecc. deve essere opportunamente contrassegnato con delle targhette.
- b La quantità di combustibile utilizzabile per ciascun serbatoio deve essere contrassegnata sull'indicatore di quantità del combustibile.

PAR. 1559 TARGHETTE DELLE LIMITAZIONI DI IMPIEGO

Devono essere installate le seguenti targhette in posizione ben visibile dal pilota:

- a targhetta con la velocità di manovra VA
- b targhetta con la dicitura: Questo velivolo è abilitato al VFR solo diurno in assenza di ghiaccio. Sono proibite tutte le manovre acrobatiche compresa la vite. Riferirsi al Manuale di Volo per ulteriori limitazioni.

PAR. 1581 MANUALE DEL VELIVOLO

Ogni velivolo deve essere accompagnato da un Manuale di Volo.

PAR. 1583 LIMITAZIONI D'IMPIEGO

- a Le seguenti informazioni di velocità indicata devono essere fornite:
 - 1 La velocità di stallo al peso massimo (VS1);
 - 2 Il campo di velocità con i flaps estesi (da VS0 a VF);
 - 3 La velocità di manovra (VA);
 - 4 La velocità di crociera (VC);
 - 5 La velocità da non eccedere mai (VNE).
- b Devono essere fornite le limitazioni di peso e centramento.
- c Devono essere descritte le manovre autorizzate secondo il par. RAIVEL 3 e specificati i fattori di carico massimo di manovra.
- d Devono essere descritte le condizioni di volo e gli equipaggiamenti minimi prescritti.
- e Devono essere elencate le pertinenti limitazioni del gruppo motopropulsore, comprese le indicazioni per la marcatura degli strumenti relativi e le informazioni riguardanti il tipo di combustibile ed olio da impiegare.
- f Devono essere descritte le targhette previste in conformità al presente standard.

PAR. 1585 PROCEDURE D'IMPIEGO

Devono essere fornite le seguenti procedure ed informazioni d'impiego:

- a Procedure di caricamento (occupanti, bagaglio, carburante, zavorra) con rispetto dei limiti di peso e baricentro richiesti;
- b Lista dei controlli prevolo;

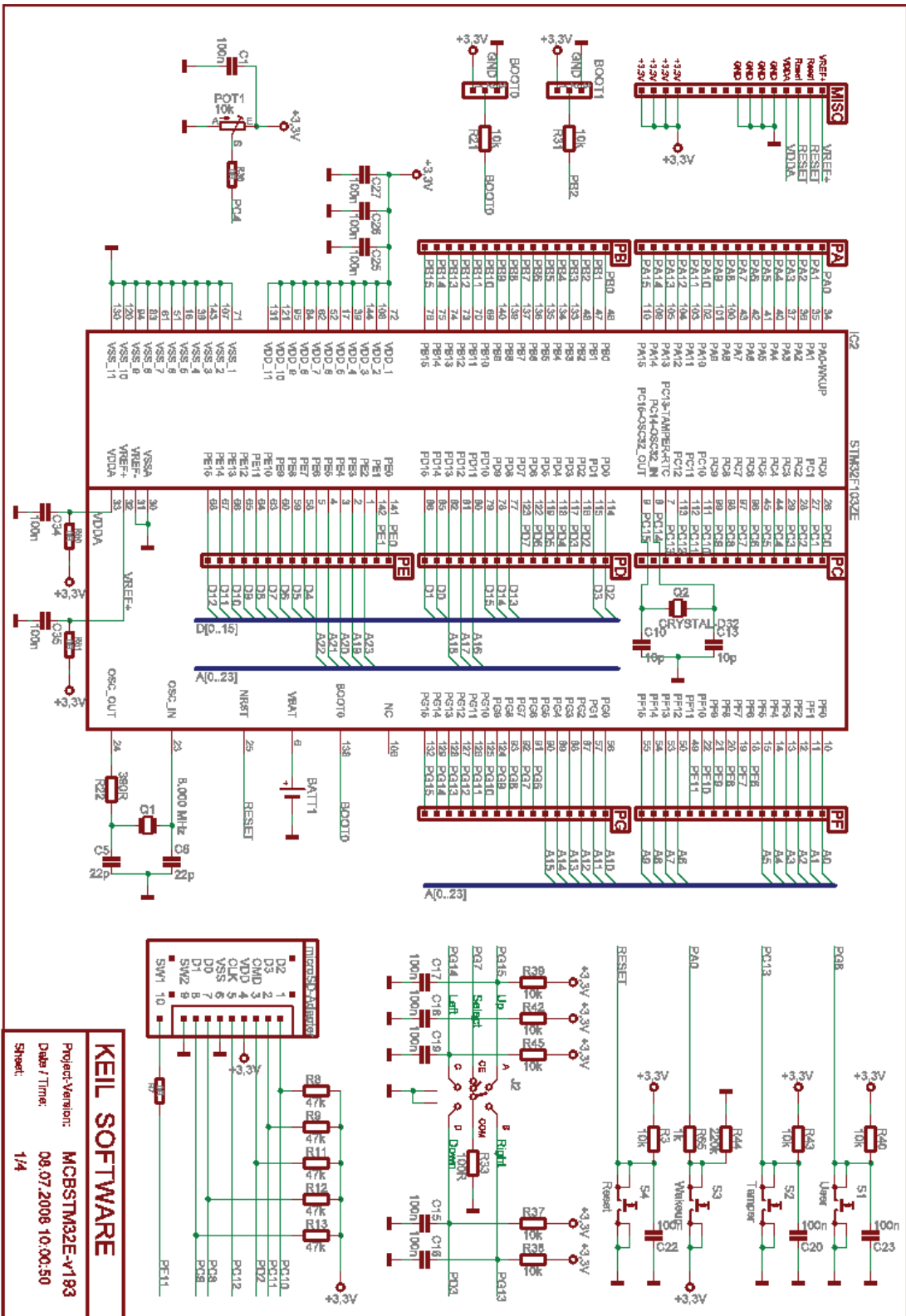
- c Avviamento motore;
- d Rullaggio;
- e Decollo;
- f Salita alla VX ed alla VY;
- g Crociera;
- h Avvicinamento;
- i Atterraggio;
- j Indicazioni su vento al traverso dimostrato;
- k Procedure di atterraggio mancato;
- l Informazioni su stalli, viti e qualunque altra informazione utile al pilota;
- m Procedure di emergenza;
- n (Facoltativo) Distanze di decollo e di atterraggio, velocità di salita, velocità di crociera, giri e consumi del motore;
- o Istruzioni per l'ancoraggio.

Appendice C

Schemi Micro STM

Nelle pagine seguenti si riportano gli schemi circuitali della scheda di sviluppo *Keil MCBSTM32E*, che è stata utilizzata per sperimentare l'utilizzo della piattaforma inerziale.

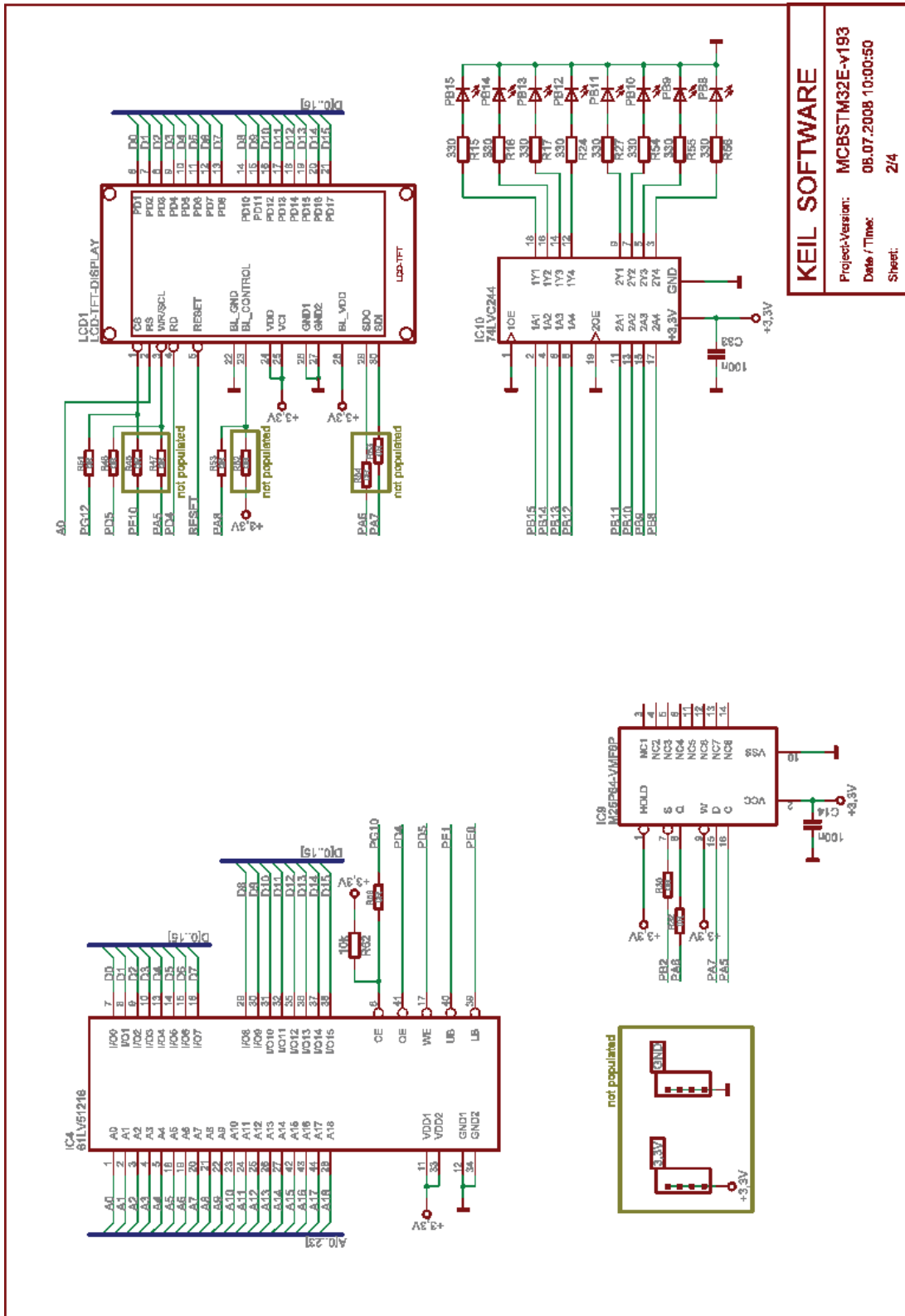
C. Schemi Micro STM



KEIL SOFTWARE

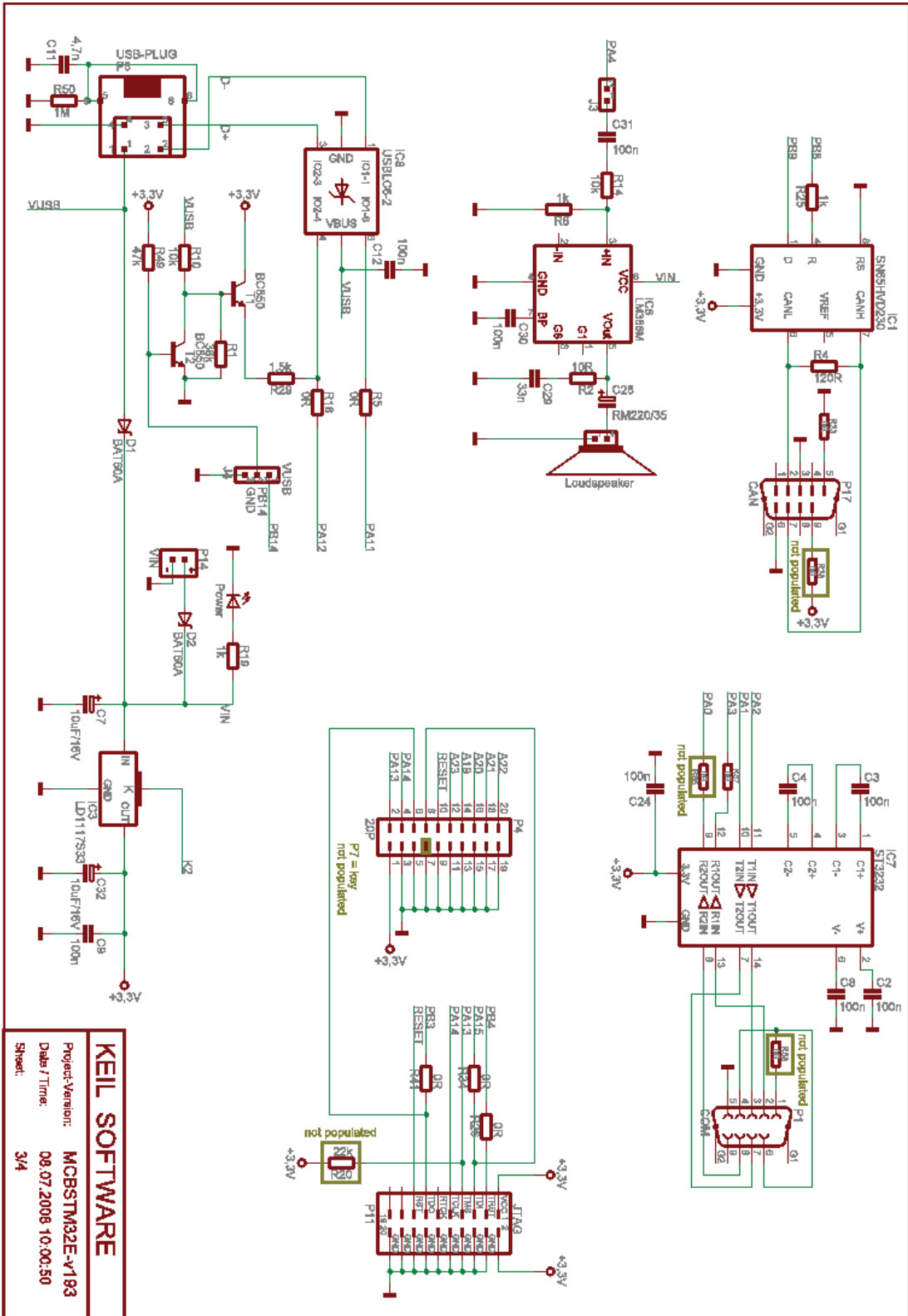
Project-Version: MCBSTM32E-V1B3
 Date / Time: 08.07.2008 10:00:50
 Sheet: 1/4

C. Schemi Micro STM



KEIL SOFTWARE
 Project-Version: MCBSTM32E-v193
 Date / Time: 08.07.2008 10:00:50
 Sheet: 2/4

C. Schemi Micro STM



KEIL SOFTWARE
 Project-Version: MCBSTM32E-V1B3
 Date / Time: 08.07.2008 10:00:50
 Sheet: 3/4

Lista degli acronimi e dei simboli

α	Angolo d'incidenza
ADC	Analog to Digital Converter
ADS	Air Data System
AHRS	Attitude and Heading Reference System
ATZ	Air Traffic Zone
β	Side Slip Angle
CAFFE	CAn For Flight test Equipment
CAN	Controller Area Network
CDU	Command Display Unit
CPU	Central Processing Unit ?????
CS-VLA	certification Specification - Very Light Aircraft
CTS	Clear To Send
DB9	Dispositivo porta seriale
D-BUS	Data BUS
DIA	Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
D.P.R.	Decreto del presidente della Repubblica
DULV	Deutsche Ultraleichtflugverband
CG	Centro di Gravità
CSMA/BA	Carrier Sense Multiple Access with Bitwise Arbitration
CSMA/CD	Carrier Sense Multiple Access with Collision Detection
ECEF	Earth-Centered Earth-Fixed
EIA	Electronic International Agency
ENAC	Ente Nazionale Aviazione Civile
ϕ	Roll angle
FC	Flight Control
FTE	Flight Test Engineer
FTI	Flight Test Instrumentation
G/S	Ground Station
GND	Ground

GPIO	General Porpouse Input Output
GPS	Global Positioning System
ICAO	International Civil Aviation Organization
ISA	ICAO Standard Atmosphere
ISR	Interrupt Service Routine
JTAG	Joint Test Action Group
LCD	Liquid Cristal Dsplay
MEMS	Micro Electro Mechanical System
MT	Motion Tracker
MTOW	Maximum Take Of Weight
NED	North-East-Down
ψ	Yaw angle
p	Rate of roll
PWM	Pulse Width Modulation
q	Rate of pitch
r	Rate of yaw
RAM	Random Access Memory
RPM	Round Per Minute
RTOS	Real Time Operating System
RTS	Reequest To Send
SAT	Static Air Temperature
SD	Secure Digital
SPI	Serial Peripheral Interface
SRAM	Static Random Access Memory???
θ	Pitch angle
T-BUS	Timing BUS
TAT	Total Air Temperature
UART	Universal Asynchronous Receiver Transmitter
ULM	Ultra Light Machine
USART	Universal Synchronous/Asynchronous Receiver Transmitter
USB	Universal Serial Bus
VCC	Alimentazione in corrente continua
VDS	Velivoli da Diporto e Sportivi
VHF	Very High Frequency
VLA	Very Light Aircraft
V_{s0}	Velocità di stallo a flap retratti
V_{s1}	Velocità di stallo a flap estesi