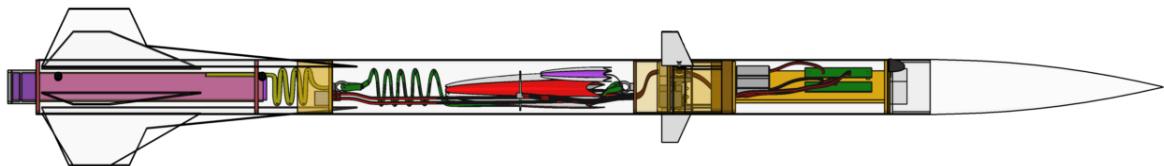




# UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PALERMO

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE



## CONTROLLO ATTIVO DEL ROLLO PER UN MODELLO DI RAZZO: PROGETTO, REALIZZAZIONE E VALIDAZIONE SPERIMENTALE

TESI DI LAUREA DI  
**ADRIANO ARCADIPANE**

RELATORI  
**Ch.mo. PROF. CATERINA GRILLO**

**Ch.mo. PROF. GIUSEPPE LOMBARDO**

ANNO ACCADEMICO 2010-2011



# Indice

<b>Introduzione.....</b>	<b>1</b>
<b>1 Il modello di razzo.....</b>	<b>3</b>
1.1 Generalità sui modelli di razzo .....	3
1.1.1 Profilo di volo.....	3
1.1.2 Struttura di un modello di razzo .....	5
1.2 Il modello di razzo <i>Intruder</i> .....	14
1.2.1 Descrizione del modello.....	15
1.2.2 Dettagli costruttivi .....	17
1.2.3 Stabilità .....	22
1.2.4 Considerazioni sullo spostamento del centro di pressione .....	26
1.2.5 Simulazione di volo .....	27
1.2.6 Il coefficiente di resistenza nella fase di recupero.....	29
1.3 Le modifiche al modello di razzo <i>Intruder</i> .....	33
1.3.1 Impostazione generale delle modifiche.....	33
1.3.2 Alloggiamento del sistema di controllo .....	34
1.3.3 Il sistema di recupero e la sua gestione .....	37
1.3.4 Il sistema di ripresa video .....	39
1.3.5 Ulteriori modifiche.....	41
1.3.6 Determinazione sperimentale delle proprietà di massa .....	43
1.3.7 Stabilità statica .....	47
1.3.8 Stabilità dinamica .....	48
1.3.9 Simulazione di volo .....	52
<b>2 Il propulsore a razzo.....</b>	<b>53</b>
2.1 Progetto e realizzazione del motore .....	53
2.1.1 Il propellente e la camera di combustione .....	54
2.1.2 La balistica interna .....	55
2.1.3 L'ugello .....	57
2.2 Prova al banco.....	61
2.3 Scheda tecnica.....	62
<b>3 Il sistema di controllo del rollio .....</b>	<b>63</b>
3.1 Il controllo .....	63
3.1.1 Analisi del problema e strategia di risoluzione .....	63
3.1.2 Progetto delle superfici di controllo .....	64
3.1.3 Realizzazione delle superfici di controllo .....	72
3.1.4 Progetto della catena di controllo .....	74

<b>3.2</b>	<i>La realizzazione degli organi meccanici .....</i>	<b>82</b>
3.2.1	Il telaio .....	83
3.2.2	L'attuatore .....	83
3.2.3	Gli organi mobili.....	86
<b>3.3</b>	<i>La realizzazione dell'elettronica .....</i>	<b>88</b>
3.3.1	I principali componenti elettronici .....	89
3.3.2	Il circuito elettronico.....	96
3.3.3	La realizzazione .....	99
3.3.4	Il software del sistema di controllo .....	101
3.3.5	Il software per il personal computer .....	104
<b>4</b>	<b>Le prove in volo.....</b>	<b>107</b>
4.1	<i>Luogo e modalità di esecuzione .....</i>	107
4.2	<i>Le prove sperimentali.....</i>	109
4.2.1	Prima prova preliminare .....	109
4.2.2	Seconda prova preliminare.....	111
4.2.3	Validazione sperimentale del sistema di auto stabilizzazione .....	113
<b>Conclusioni.....</b>		<b>118</b>
<b>Appendice A:</b>	<b>Le simulazioni di volo .....</b>	<b>120</b>
<b>Appendice B:</b>	<b>Datasheets .....</b>	<b>122</b>
<b>Bibliografia.....</b>		<b>126</b>

# Introduzione

L'esperienza insegna che i razzi di qualsiasi tipo, anche i modelli prodotti per scopi ludici, presentano la tendenza a ruotare spontaneamente intorno all'asse di rollio. Nonostante l'accuratezza costruttiva esistono infatti piccoli disallineamenti nelle superfici stabilizzatrici e nella spinta del motore che, a causa della stabilità laterale indifferente, causano la rotazione del velivolo intorno all'asse longitudinale. Tale effetto è indesiderabile quando sono imbarcati controlli di guida che agiscono sui restanti assi o dispositivi quali antenne telemetriche, ricevitori GPS o sistemi di ripresa video, che richiedono un assetto costante per funzionare correttamente.

Obiettivo della presente tesi è progettare e realizzare un dispositivo capace di stabilizzare attivamente un modello di razzo, evitando così che esso ruoti intorno al suo asse longitudinale.

Il primo passo del progetto è stato la stima delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo scelto per la sperimentazione. Tale operazione è stata effettuata grazie al codice di calcolo Digital DATCOM creato da McDonnel Douglas. Successivamente si è costruito un modello matematico del razzo a sei gradi di libertà e lo si è implementato in ambiente Matlab - Simulink. Ciò ha permesso, iniettando il disturbo ricavato dalle prove sperimentali, la sintesi della legge di controllo.

La validazione sperimentale è stata possibile dotandolo il modello di razzo di superfici mobili in materiale composito controllate da un sistema embedded appositamente costruito. Il computer di bordo programmato in linguaggio C, oltre a effettuare il controllo, ha memorizzato i dati utili a ricostruire il volo. All'inizio del lavoro le misurazioni hanno permesso di stimare l'entità del disturbo e comprendere le cause, in una seconda fase sono invece servite a verificare l'efficacia e le prestazioni delle superfici mobili e della legge di controllo implementata.

Il progetto del sistema di controllo è avvenuto con l'ausilio del software Rhinoceros, programma di modellazione CAD 3D. Eseguire il design in maniera completamente virtuale ha permesso di trovare rapidamente la soluzione più funzionale e di costruire, già alla prima realizzazione, la versione finale del prototipo priva di errori.

La costruzione degli apparati e dispositivi presentati è avvenuta con lavorazioni anche complesse quali la tecnica del vuoto per i materiali compositi, la fotoincisione per i circuiti stampati e la tornitura per certe parti meccaniche del sistema di controllo e per l'ugello di scarico del motore a razzo.

Il primo capitolo della tesi è dedicato ai modelli di razzo. Dopo averne presentato il funzionamento generale si illustra in dettaglio il modello commerciale da cui si è partiti e le modifiche resesi necessarie per dotarlo di controllo attivo del rollio. Il secondo capitolo ha per argomento il progetto, la costruzione e la prova al banco del propulsore a razzo. Il capitolo numero tre copre lo sviluppo del sistema di controllo dalla sintesi all'implementazione. Al suo interno vi è il progetto e la realizzazione del con-

trollore, degli organi meccanici, delle superfici di controllo e del computer di bordo completo dei software necessari. L'ultimo capitolo mostra la modalità di esecuzione e l'esito delle tre prove sperimentali realizzate durante il lavoro.

# 1 Il modello di razzo

In questo capitolo, dopo aver illustrato le caratteristiche generali e il funzionamento dei modelli di razzo, si parlerà in dettaglio del modello Intruder e delle modifiche necessarie ad ospitare il sistema di controllo attivo del rollio definito nel capitolo 3.

## 1.1 Generalità sui modelli di razzo

I modelli di razzo sono modelli volanti costruiti con materiali leggeri come cartone, legno, plastica, materiali compositi, spinti da motori a propellente solido. Sono dei modelli a tutti gli effetti quindi vengono costruiti, fatti volare e poi riutilizzati. Per questo motivo sono tutti dotati di un paracadute o di altro sistema che li riporta a terra. Il lancio avviene da una rampa che guida il modello per 100-150 cm, ovvero finché le forze aerodinamiche non sono sufficienti a mantenerlo stabile. Il lancio avviene esclusivamente utilizzando un sistema elettrico comandato a distanza.

Questo schema è comune a modelli di ogni dimensione e complessità, ma i modelli più grandi utilizzano materiali più robusti e motori potenti. Il recupero di questi modelli avviene spesso con più paracadute comandati da strumentazione elettronica.

### 1.1.1 Profilo di volo

Il volo di un modello di razzo è sempre suddiviso nelle seguenti fasi (figura 1.1):

1. *Decollo e volo sotto spinta*

Il motore si accende e spinge il modello accelerandolo fino all'esaurimento del combustibile.

2. *Volo inerziale*

Quando il combustibile è esaurito il modello sta muovendosi alla massima velocità (in genere subsonica), quindi continua a salire per inerzia fintanto che ha esaurito tutta l'energia.

3. *Apogeo ed espulsione*

Alla sommità della traiettoria (apogeo), il modello è quasi fermo. A questo punto è necessario che esca il paracadute o un altro sistema di recupero per riportare a terra il modello integro e in sicurezza. L'espulsione del paracadute è in genere garantita dal motore che contiene un sistema automatico capace di pressurizzare il vano paracadute (carica di espulsione), ma nei modelli più grandi si usano altimetri elettronici o altri strumenti simili.

#### 4. Discesa e atterraggio

Il modello scende rallentato dal paracadute e infine atterra dolcemente. In quest'ultima fase il vento, normalmente più forte in quota, può portare il modello lontano dal luogo di lancio.

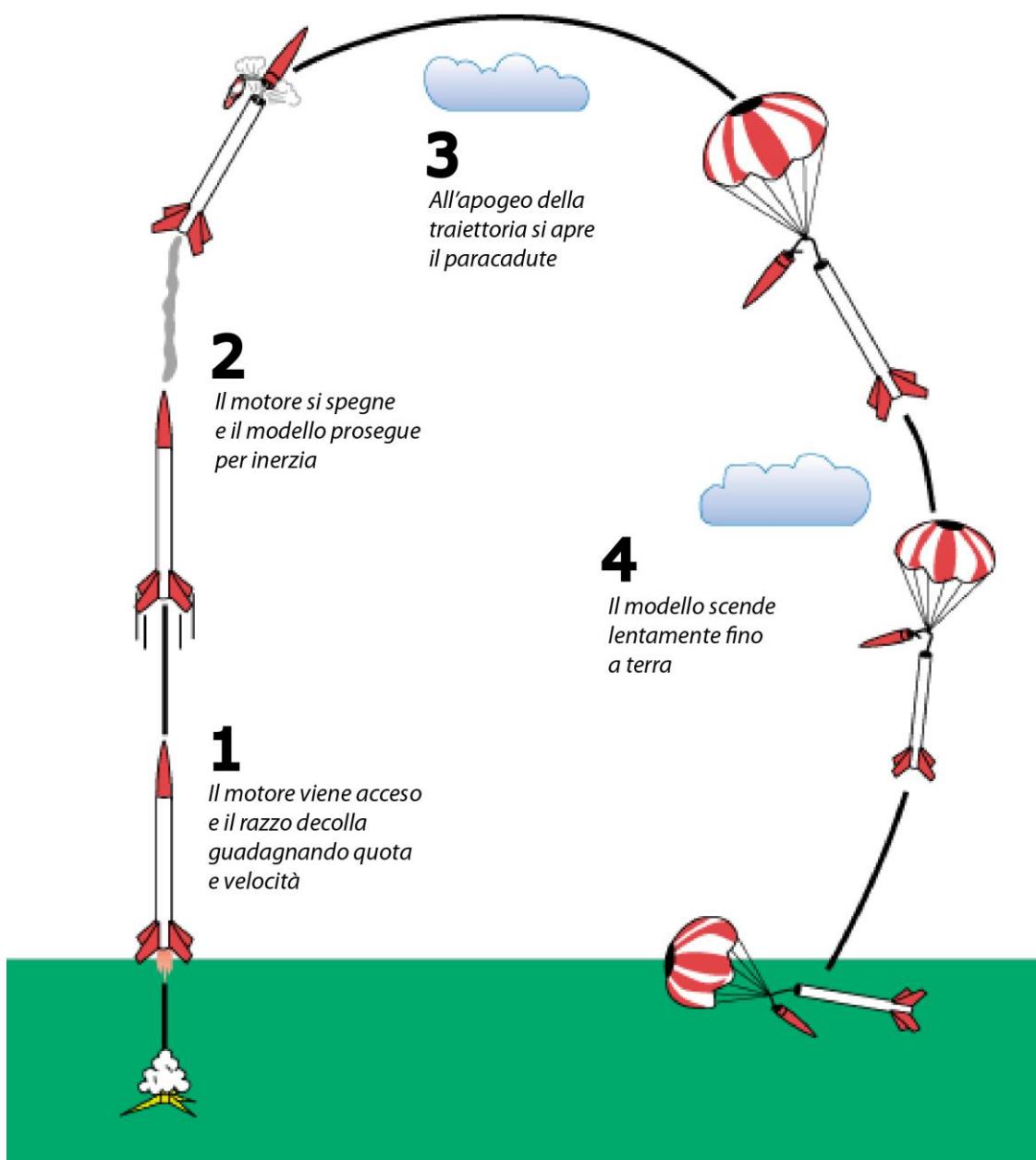


figura 1.1: Profilo di volo di un modello di razzo

## 1.1.2 Struttura di un modello di razzo

Tutti i modelli, grandi e piccoli, sono composti dalle stesse parti fondamentali (figura 1.2), anche se i modelli più sofisticati possono avere parti accessorie come vani di carico o alloggiamenti per dispositivi elettronici.

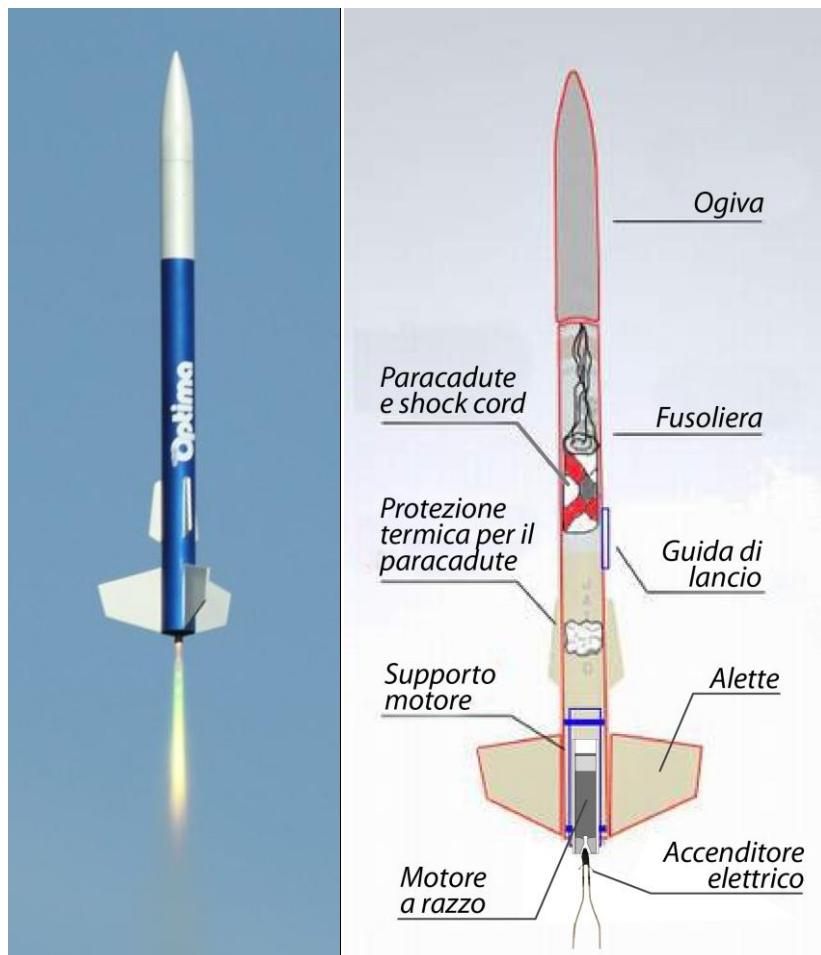


figura 1.2: Anatomia di un modello di razzo

### Fusoliera

In un tipico modello di razzo la fusoliera, anche detta corpo, è costituita da un tubo in fondo al quale è fissato il supporto motore chiuso in cima dall'ogiva o da un vano di carico. È la struttura portante del modello di razzo e viene quasi sempre realizzata in carta kraft patinata, cartone impregnato con resina fenolica o plastica. È molto leggera e robusta e le sue dimensioni sono standardizzate secondo il sistema anglosassone per i tubi idraulici.

Al suo interno sono ricavati i vani per il paracadute e un eventuale vano elettronica.

### Ogiva

La parola ogiva si riferisce più precisamente ad una forma particolare (quella appunto

ogivale), ma è ormai uso comune utilizzarla per indicare la punta di un modello, di qualunque forma sia.

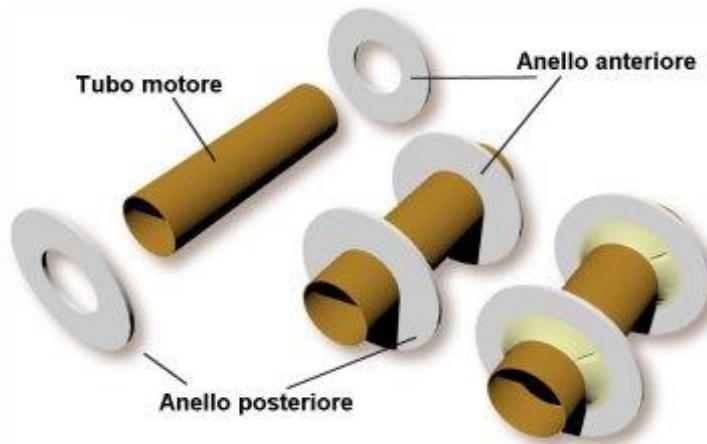
Oltre a essere importante per ragioni aerodinamiche, l'altra funzione fondamentale dell'ogiva è di fare da "tappo" al modello, chiudendo il vano nel quale è inserito il paracadute. Al momento dell'espulsione l'ogiva verrà spinta fuori, seguita subito dopo dal paracadute. Per evitare di perderla viene fissata al modello tramite un cavo detto "shock cord".

Sebbene per velocità subsoniche sarebbe bene utilizzare una linea fusiforme al fine di ridurre la resistenza aerodinamica, la forma più comune che si trova in commercio è quella ogivale perché ritenuta esteticamente migliore. Il materiale prevalentemente utilizzato è il polistirene.

### **Supporto motore**

Il supporto motore espleta diverse funzioni: mantiene il motore in una posizione allineata all'asse longitudinale del modello, lo blocca in modo che non possa spostarsi e ne trasferisce la spinta all'intero modello.

La struttura tipica del supporto motore non cambia sostanzialmente tra i modelli piccoli e grandi. Nella sua forma essenziale è composto da un tubo di diametro interno pari a quello del motore e da due anelli di diametro esterno uguale a quello interno della fusoliera del modello (figura 1.3). I due anelli, detti di centraggio, vengono incollati sul tubo.



*figura 1.3: Supporto motore*

### **Alette**

Sono indispensabili per la stabilità del modello. Nei modelli piccoli sono fatte in legno di balsa, in quelli più grandi, dove è necessaria maggiore robustezza, in compensato avio di betulla o in materiali compositi. Se il carico strutturale è modesto possono essere incollate direttamente sulla superficie della fusoliera, altrimenti è preferibile la configurazione Through-The-Wall (figura 1.4) in cui le alette hanno una protuberanza alla radice, detta fin tab, che si inserisce in appositi tagli praticati nella fusoliera del

modello, ed arriva a toccare il tubo porta motore, al quale viene incollata. L'incollaggio viene fatto anche lungo gli anelli di centraggio e nel punto in cui la pinna interseca il corpo. In questo modo il fissaggio è molto più robusto.

Un ulteriore irrobustimento si può realizzare colando della schiuma bicomponente nello spazio compreso tra tubo motore e corpo del modello.

La schiuma bicomponente si espande riempiendo ogni spazio e rende la struttura più resistente agli urti.

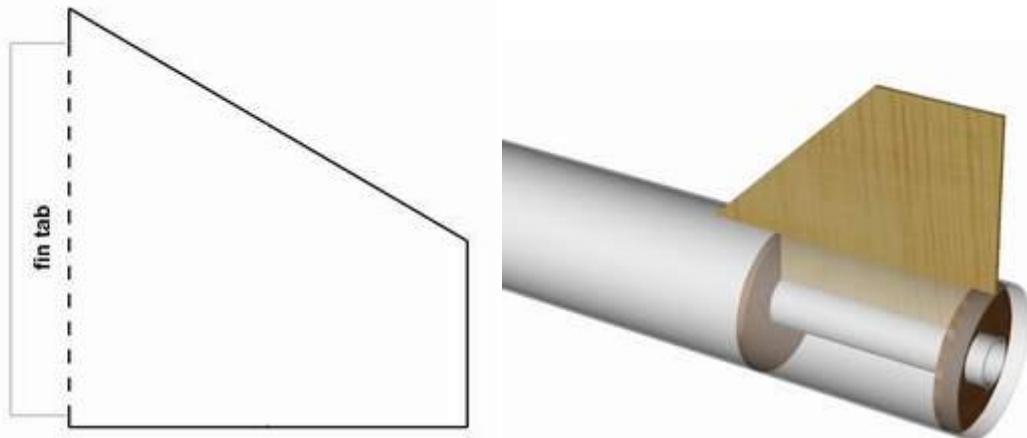


figura 1.4: Aletta con montaggio del tipo *Through the wall*

Inoltre, per irrobustire la giunzione, si usa fare dei raccordi nel punto in cui l'aletta interseca la fusoliera. Questa operazione è necessaria su tutti i tipi di modelli, grandi e piccoli. Lo scopo dei raccordi è aumentare la superficie lavorante e migliorare le caratteristiche aerodinamiche.

### **Protezione termica per il paracadute**

Il paracadute esce dal razzo grazie alla carica di espulsione che consiste in una piccola quantità di polvere pirica posta all'interno della fusoliera. All'accensione della carica, i gas combusti pongono in pressione l'intero vano dov'è riposto il paracadute, spingendolo fuori. La carica di espulsione emette molto calore e proietta particelle incandescenti che, senza un'adeguata protezione, danneggerebbe paracadute e funi. Da qui si manifesta la necessità di una protezione termica. La protezione può essere temporanea, creata con materiale a perdere che va sostituito a ogni lancio, oppure permanente. In entrambi i casi si realizza ponendo del materiale ignifugo tra la carica di espulsione e il paracadute in modo da proteggerlo.

### **Paracadute**

Il sistema di recupero è fondamentale per far tornare un modello a terra senza danni a sé o ad oggetti e persone al suolo. Il suo scopo è diminuire la velocità terminale durante la discesa, evitando al contempo che il modella venga portato troppo lontano dal vento. Per risolvere quest'ultimo problema, i grandi modelli, che raggiungono quote notevoli, utilizzano il recupero a doppia espulsione, anche detto recupero a

due stadi, che consiste nell'apertura di un piccolo paracadute, detto drogue, all'apogeo seguito un paracadute principale ad una quota più bassa. Il piccolo paracadute drogue permette al modello di cadere lungo una traiettoria quasi verticale anche in presenza di vento cosicché, nel momento in cui si apre il paracadute principale, il modello ha una quota abbastanza bassa da non essere trasportato eccessivamente lontano dal vento. Un altro vantaggio dei sistemi a doppia espulsione è una maggiore sicurezza intrinseca: se il paracadute drogue non dovesse essere espulso per qualche malfunzionamento, c'è sempre la possibilità che si apra il principale (anche se una apertura ad alta velocità probabilmente lo romperebbe) e viceversa se si apre solo il drogue e non il principale perlomeno il modello arriverebbe a terra ad una velocità relativamente bassa.

Per realizzare questo sistema è necessario utilizzare un altimetro elettronico che sia in grado di determinare l'apogeo, accendere il generatore di gas per l'espulsione del drogue, leggere la diminuzione di quota e far aprire il paracadute principale al raggiungimento della quota stabilita.

### **Shock cord**

La shock cord (figura 1.5figura 1.5) è il cavo che tiene insieme le varie sezioni del razzo quando viene espulso il paracadute, il suo nome è dovuto al fatto che deve sostenere la forza impulsiva generata dall'improvviso aprirsi del paracadute. Si utilizzano materiali specifici come la fune dinamica da alpinismo o il nylon tubolare che oltre a essere resistenti sono anche abbastanza elastici da smorzare i picchi di forza dovuti allo strappo.



*figura 1.5: Modello di razzo in discesa.*

### **Guida di lancio**

Lungo la fusoliera sono applicate le guide che permettono l'accoppiamento con la rampa di lancio. Nei modelli piccoli queste guide sono dei tubicini in cartone o plasti-

ca e la rampa è una semplice asta in acciaio. Sui modelli di maggiori dimensioni è diventata prassi comune utilizzare le guide per le rotaie (figura 1.6).

Introdotte verso la fine degli anni '90, le guide hanno il vantaggio di avere minore resistenza aerodinamica, essere esteticamente migliori, e non richiedere aste di lancio di diametri differenti perché la dimensione della rotaia è standard. Le guide per le rotaie di lancio sono realizzate in nylon, delrin o alluminio, e vengono fissate al corpo tramite viti. Si usano a coppie: la guida inferiore viene fissata in fondo al modello, quella superiore può essere fissata in un punto qualunque, purché sotto il baricentro per evitare impuntamenti.

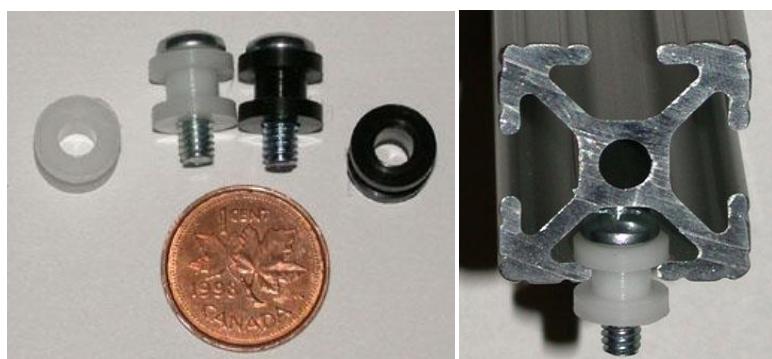


figura 1.6: Guide e rotaia della rampa di lancio

## Motore

I motori a razzo utilizzati nei modelli sono nella quasi totalità dei casi a propellente solido. Prima del lancio il motore va inserito nel suo alloggiamento e bloccato da un fermo motore, dopo il volo andrà pulito e ricaricato con nuovi blocchi di propellente (grani) o sostituito se di tipo "usa e getta".

Il tipico motore per modelli di piccole dimensioni ha una struttura cosiddetta a sigaretta (end burner) e contiene una carica di espulsione integrata per l'apertura del paracadute. Il funzionamento è il seguente:

1. Il propellente, una miscela simile alla polvere pirica, viene acceso e produce la spinta.
2. Quando il combustibile si è esaurito, la fiamma viene trasmessa a una miscela a lenta combustione (delay) che non produce spinta ma serve semplicemente a introdurre un ritardo predeterminato.
3. Al termine della combustione del delay la carica di espulsione si accende e, pressurizzando il vano interno del modello, espelle il paracadute

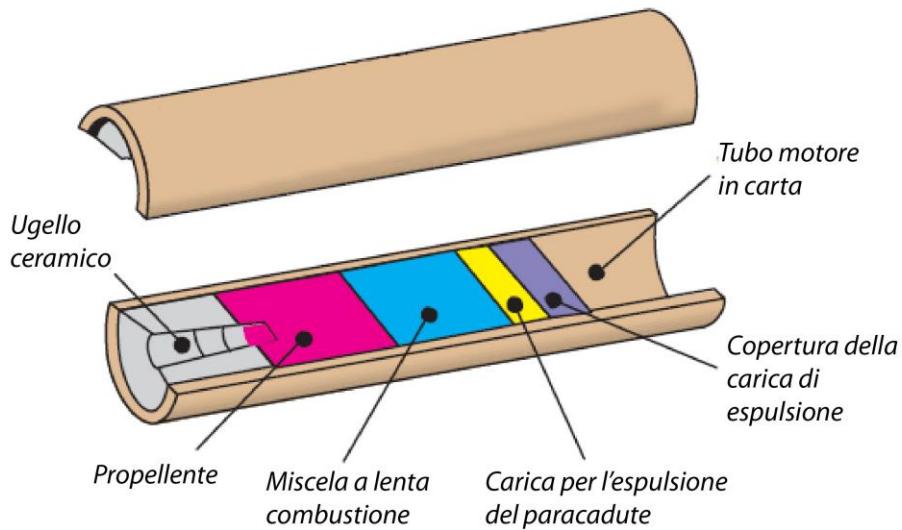


figura 1.7: Spaccato di un motore a razzo usa e getta per piccoli modelli

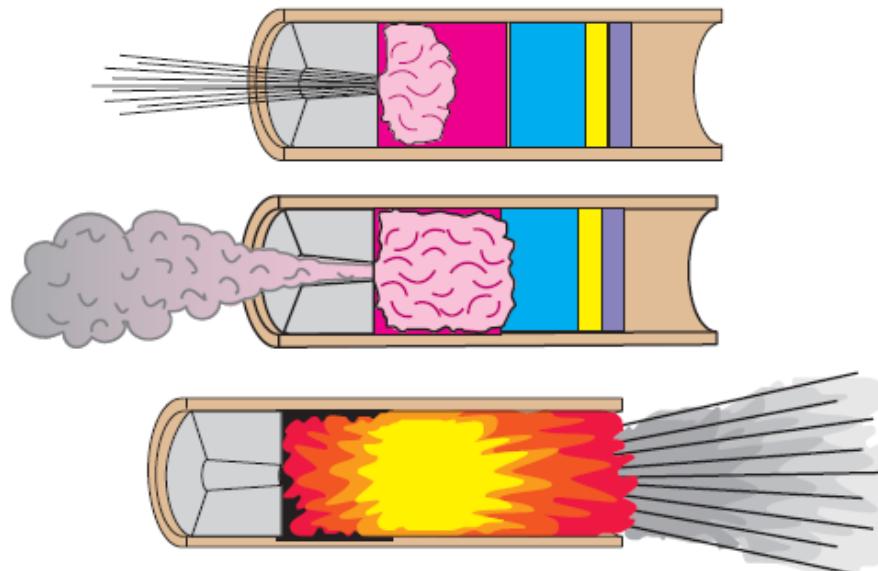


figura 1.8: Sequenza di funzionamento di un motore a razzo usa e getta per piccoli modelli

Nei grandi modelli si preferisce invece utilizzare un combustibile con più alto impulso specifico per mantenere basso il peso del motore. I propellenti in questione hanno velocità di combustione più lenta rispetto alla polvere pirica, dunque non si può utilizzare la geometria a sigaretta ma è necessario esporre alla fiamma una superficie maggiore. La soluzione è raggiunta con un diversa configurazione del propellente (figura 1.9).

Una delle geometrie interne più usata è la BATES: il combustibile è suddiviso in più segmenti cilindrici forati al centro. Ogni segmento brucia sulle pareti del foro e sulle estremità (figura 1.10). Man mano che il propellente si consuma, il foro aumenta di

diametro ma la lunghezza del segmento diminuisce, in questo modo la superficie complessiva interessata dalla fiamma, e quindi la spinta prodotta, rimangono pressoché costanti.

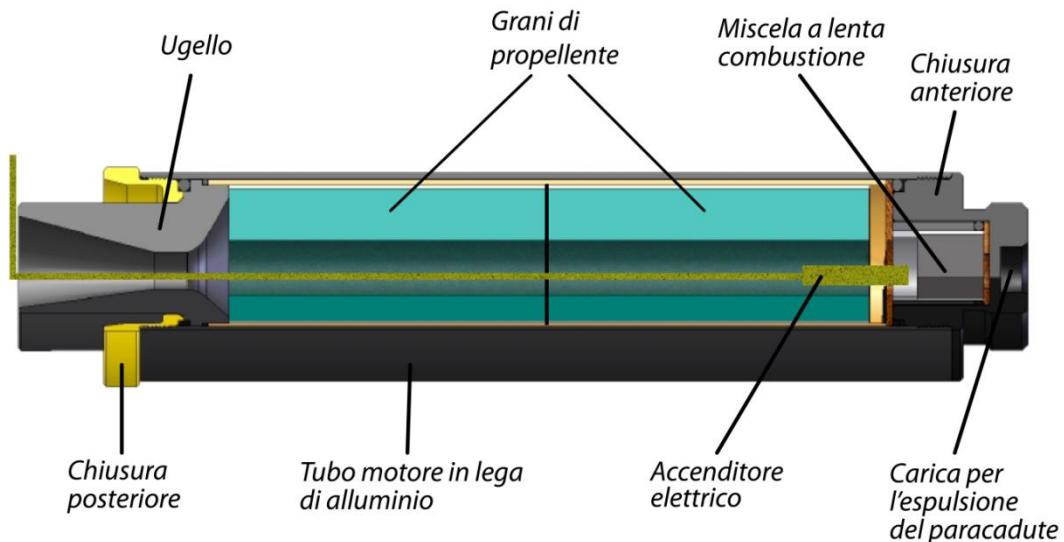


figura 1.9: Spaccato di un motore a propellente composito con geometria BATES a due grani

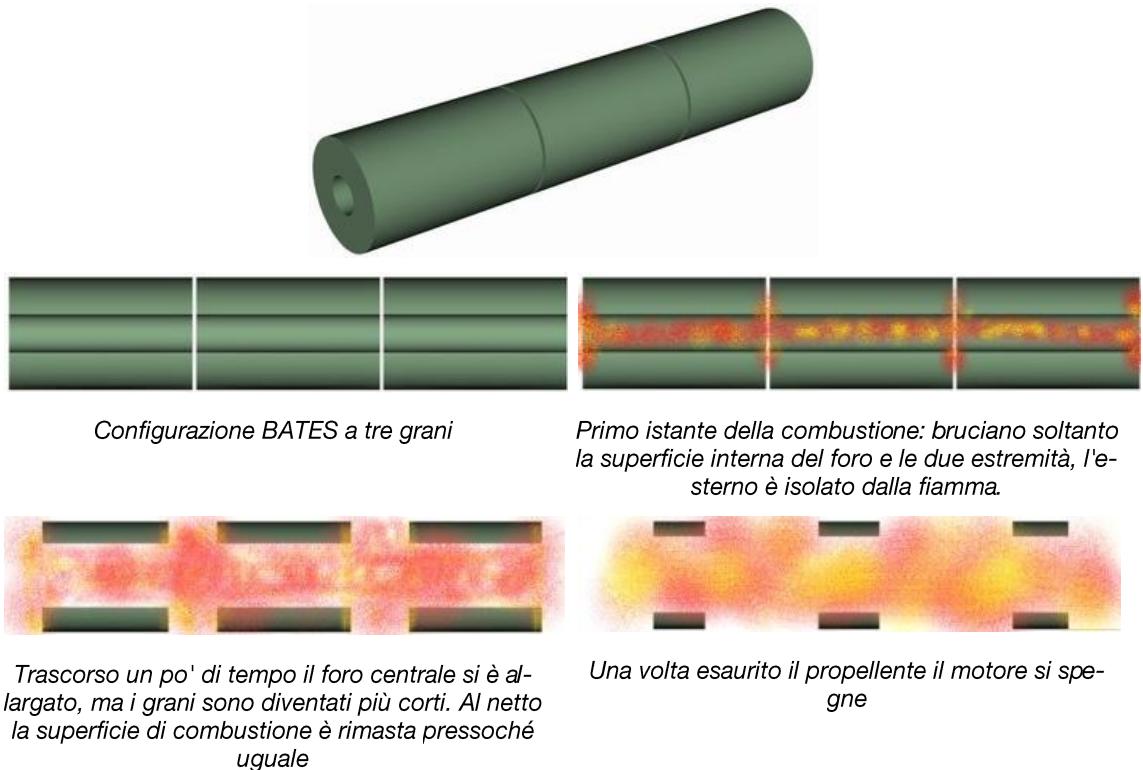


figura 1.10: Fronte di fiamma nella geometria BATES

La spinta di un endoreattore a propellente solido, come appena detto, non è perfettamente costante ma presenta un andamento vario causato dai transitori di accen-

sione e spegnimento, dalla geometria del propellente e da altri fenomeni di balistica interna.

Per identificare velocemente un motore senza bisogno di consultare le caratteristiche tecniche, il mondo del modellismo ha messo a punto la seguente classificazione: ogni motore è identificato da un codice composto da lettera - numero - numero:

- La lettera indica la classe del motore, che dipende dall'impulso totale (tabella 1.1)
- Il primo numero indica la spinta media del motore in Newton.
- Il secondo numero esiste solo se il motore è dotato di un sistema automatico per l'espulsione del paracadute. Indica il tempo in secondi che trascorre tra lo spegnimento del motore e l'attivazione della carica di espulsione.

Lettera	Impulso totale [Ns]
A	da 1.26 a 2.5
B	da 2.6 a 5
C	da 5.01 a 10
D	da 10.01 a 20
E	da 20.01 a 40
F	da 40.01 a 80
G	da 80.01 a 160
H	da 160.01 a 320
I	da 320.01 a 640
J	da 640.01 a 1280
K	da 1280.01 a 2560
L	da 2560.01 a 5120
M	da 5120.01 a 10240
N	da 10240.01 a 20480

tabella 1.1: Classi di impulso totale

In figura 1.11 sono raffigurate le curve di spinta di quattro diversi motori. Osservandole potrebbe sembrare che il motore K1100 sia quello con le migliori prestazioni. In realtà tutti e quattro hanno impulso totale simile (area sottesa alla curva), cioè sprigionano la stessa energia, ma la cedono in modo diverso: rapidamente nel caso del K1100, più lentamente nel K550. I due parametri principali che caratterizzano la curva di spinta di un motore a razzo sono dunque l'impulso totale e la spinta media.

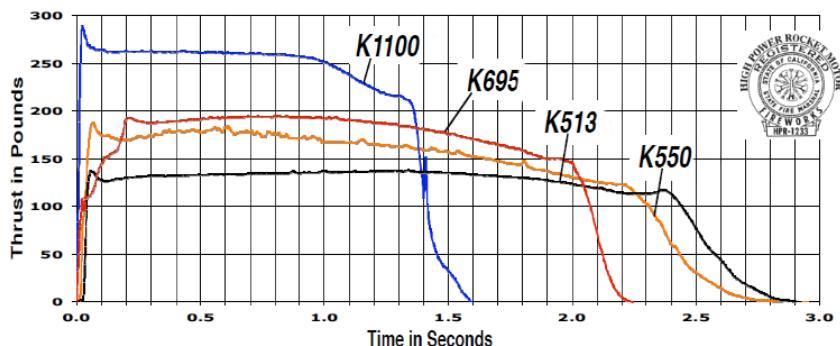


figura 1.11: Curve di spinta di quattro diversi motori

Altri parametri importanti che caratterizzano un motore a razzo a propellente solido sono i seguenti:

- *Impulso specifico*: Indica quale impulso totale viene sviluppato dal motore con un kg di propellente, ed è quindi rappresentativo della quantità di energia per unità di massa. Questo parametro, nel caso di propellenti solidi, è determinato più dal propellente più che dalle altre parti del motore. Si misura in secondi (Newton-secondo/Kg).
- *Tempo di combustione (burn time)*: è l'intervallo di tempo tra l'istante in cui il motore raggiunge il 10% della spinta massima e quello in cui ridiscende sotto questa soglia.

### **Accenditore elettrico**

Gli accenditori elettrici (figura 1.12) hanno la funzione di avviare la combustione all'interno del motore e aiutare a pressurizzare la camera di combustione. Sono composti da un doppino di filo elettrico alla cui estremità è saldata una spirale di filo resistivo ricoperta da una materiale pirogeno. Fornendo corrente elettrica, la spirale, divenuta incandescente, incendia il pirogeno che a sua volta accende il propellente.

Gli accenditori si inseriscono dentro il motore attraverso l'ugello come in figura 10 e vengono spinti fino in fondo, in modo che all'accensione i gas caldi che si muovono verso l'ugello lambiscano il propellente non ancora acceso. Quando il motore raggiunge pieno regime, la grande velocità dei gas in uscita espelle l'accenditore.

Per realizzare alte temperature di combustione, le miscele pirogene utilizzate sono a base di perclorato di potassio ( $KClO_4$ ), metalli e carbone amalgamati con leganti polimerici.



figura 1.12: Accenditori Aerotech Firstfire

## 1.2 Il modello di razzo Intruder

L'Intruder è un modello di razzo di media dimensione prodotto per scopi ludici dell'azienda statunitense Public Missiles Ltd. Viene venduto in un kit di montaggio contenente tutte le parti necessarie alla costruzione.



figura 1.13: Il modello Intruder PML

I modelli della Public Missiles Ltd possiedono una struttura interna particolarmente adatta alle modifiche necessarie, ragione per cui ho scelto di utilizzare un modello di questa ditta come base per la presente tesi di laurea. Tra le varie opzioni disponibili ho poi scelto l'Intruder, un modello in mio possesso dal luglio 2009 di cui conosco bene tutti gli aspetti operativi. Le modifiche che si sono rese necessarie saranno presentate nel prossimo paragrafo, mentre in questo si illustra il modello originario (figura 1.13 e figura 1.14) e le informazioni utili accumulate durante questi due anni.

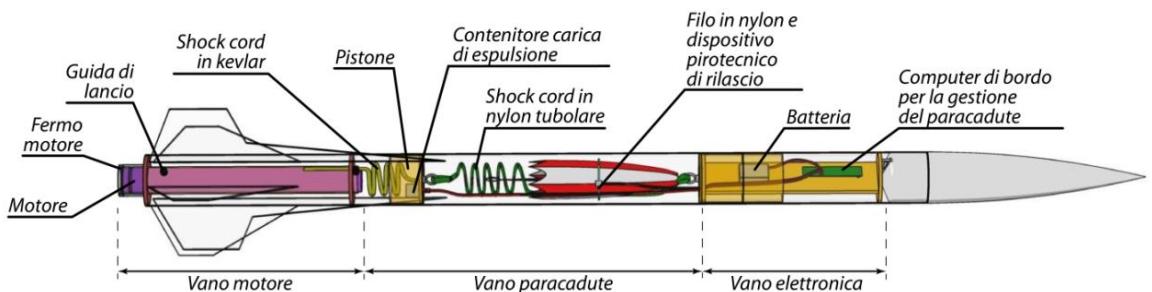


figura 1.14: Struttura interna del modello intruder PML. Ogni vano è ermeticamente separato dagli altri due.

## 1.2.1 Descrizione del modello

La configurazione interna di questo modello nella sua forma non modificata e il suo profilo di volo seguono in gran parte quanto detto nel paragrafo precedente, tuttavia esistono delle sostanziali differenze: l'uso di un pistone mobile nel vano paracadute, il recupero a due stadi e la presenza di avionica.

### **Pistone**

L'esigenza di una protezione termica per il paracadute viene eliminata con la presenza di un pistone scorrevole che divide il vano paracadute in due volumi (figura 1.19). Quando la carica di espulsione viene accesa, i gas caldi rimangono confinati nel volume posteriore, ed espandendosi fanno muovere il pistone verso la parte anteriore. Il risultato è duplice: il paracadute e la shock cord superiore vengono protetti totalmente dal calore, e al tempo stesso spinti verso l'esterno non dai gas, che potrebbero passare lateralmente, ma da un oggetto solido.

### **Recupero a due stadi da singolo vano**

Per limitare la deriva causata dal vento nella fase di discesa, si utilizza, come detto, il recupero a due stadi. In questo caso, essendo il modello relativamente leggero, si è preferito non utilizzare un paracadute drogue ma seguire la sequenza descritta in figura 1.15:

1. Il modello decolla e finita l'ascesa si trova all'apogeo con velocità quasi nulla.
2. L'avionica rileva l'apogeo e incendia la carica di espulsione posta sotto il pistone, facendo così separare il modello in due metà che rimangono collegate dalla shock cord.
3. Il razzo scende di quota molto rapidamente, rallentato soltanto dalla sua forma ormai diventata poco aerodinamica. Il paracadute, sebbene già all'esterno, non può dispiegarsi perché legato con un robusto filo di nylon.
4. Raggiunta la quota preimpostata, in genere tra cento e duecento metri, l'avionica comanda un dispositivo pirotecnico che, fondendo il filo di nylon, lascia il paracadute libero di aprirsi.
5. Il razzo scende dolcemente fino all'atterraggio.

### **Computer di bordo**

Per la corretta gestione del recupero a due stadi è essenziale la presenza di un dispositivo elettronico che, raccolti i dati ambientali tramite un sensore di pressione, un accelerometro o entrambi, determini il momento corretto per espellere o il dispiegare il paracadute. Questi computer di bordo sono basati su sistemi digitali a microcontrollore e sovente hanno una memoria su cui registrare i dati di volo per una successiva analisi. Gli eventi rilevati sono in genere: il lancio, l'apogeo, la quota di apertura del paracadute principale e l'atterraggio. Programmando il dispositivo con il personal

computer è possibile legare a ogni evento un'azione, che si espleta con l'innescò di un accenditore elettrico simile a quelli prima descritti per i motori.

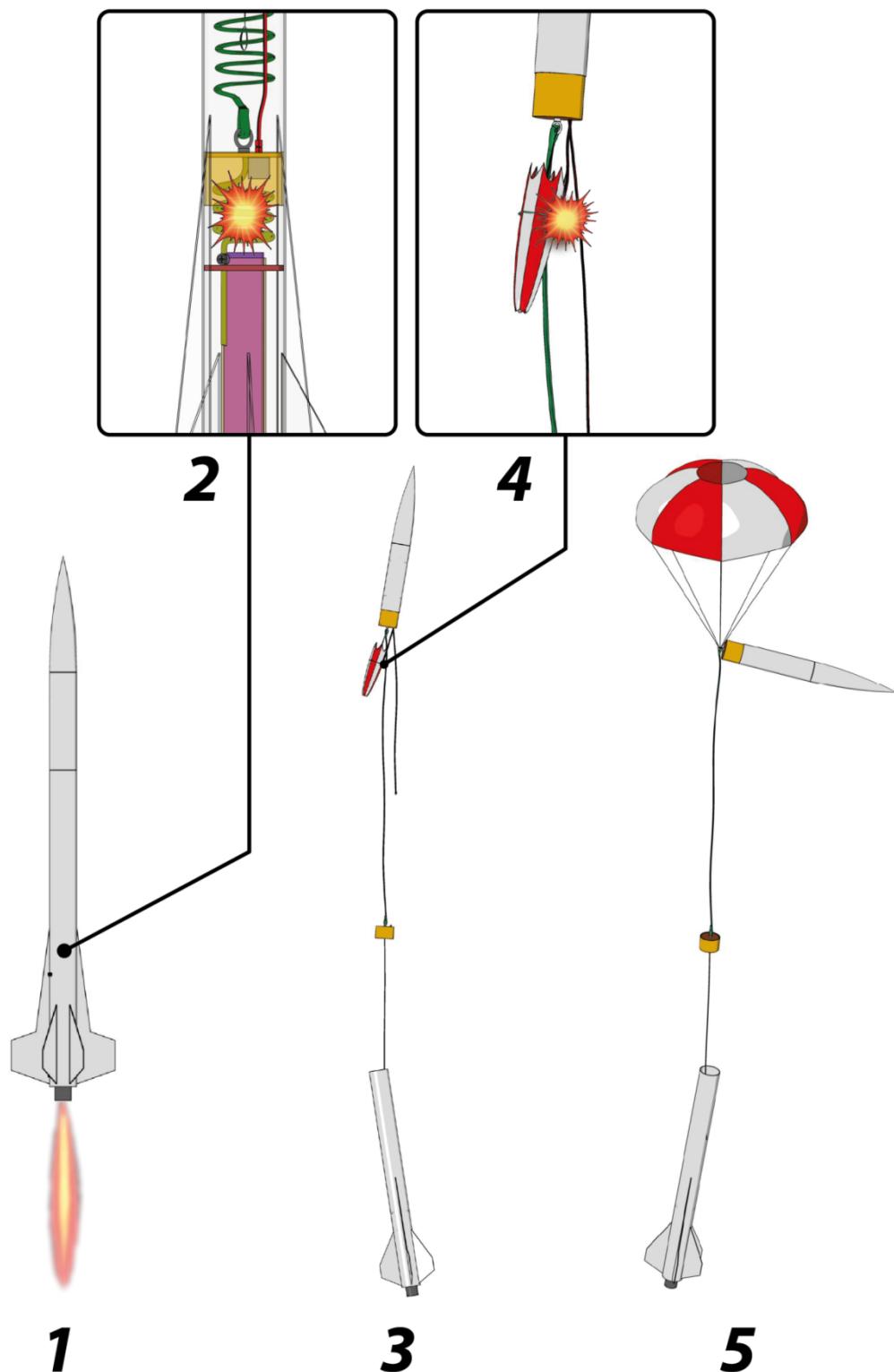


figura 1.15: Fasi di recupero del modello di razzo Intruder PML

## 1.2.2 Dettagli costruttivi

Si descrivono ora tutti i dettagli costruttivi.

Il modello è quasi completamente costruito in materiali plastici, con alcune parti in cartone fenolico, in legno e, in misura ancora minore, in metallo. Tutti gli incollaggi sono realizzati con resina epossidica rapida (pot life<sup>1</sup> di trenta minuti). La tabella 1.2 mostra il materiale di ogni componente utilizzato nel razzo, la tabella 1.3 riassume le caratteristiche del modello.

Componente	Materiale
Fusoliera:	Quantum tube <sup>2</sup>
Ogiva:	HDPE
Alette:	G103
Corpo del pistone, accoppiatore e tubo del supporto motore:	Cartone impregnato con resina fenolica
Golfari:	Acciaio zincato
Piastra di supporto per i circuiti elettronici:	Sandwich composito in balsa e fibra di vetro
Fermo motore:	Lega di alluminio anodizzato
Ordinate:	Compensato avio di betulla da 5 mm
Shock cord inferiore:	Kevlar tubolare da 5 mm
Shock cord superiore:	Nylon tubolare da 15 mm
Paracadute:	Nylon antistrappo a bassa porosità
Guide di lancio e contenitore della carica di espulsione:	Lega di alluminio 6061-T6

tabella 1.2: Materiali utilizzati nel modello di razzo Intruder PML

Lunghezza totale:	1550 mm
Diametro:	79 mm
Peso senza motore:	1,9 kg
Posizione del baricentro:	910 mm a partire dall'estremità dell'ogiva
Paracadute:	Conico a sei pannelli con foro apicale. Diametro del cerchio circoscritto all'esagono 1220 mm
Diametro del supporto motore:	38 mm

tabella 1.3: Caratteristiche generali del modello Intruder PML

### Sezione motore

La zona in cui è alloggiato il motore (figura 1.16) è la più robusta dell'intero modello. Qui gli sforzi scambiati sono notevoli perché si concentrano la spinta del motore, le sollecitazioni che ricevono le alette ed anche la forza impulsiva proveniente dalla shock cord. Per ottenere la resistenza necessaria, si crea un singolo blocco incollando tra loro con colla epossidica: il tubo del supporto motore, gli anelli di centraggio, le alette e la fusoliera (figura 1.17).

Il tubo del supporto motore protrude posteriormente della lunghezza necessaria ad incollarvi il fermo motore in lega di alluminio. La funzione di quest'ultimo è solamente

1 Tempo trascorso il quale la resina inizia a polimerizzare.

2 Il Quantum tube è un materiale termoplastico inventato dalla Public Missiles Ltd la cui composizione è tenuta segreta. Rispetto ad altri materiali polimerici si presta bene e alla all'incollaggio verniciatura.

3 Varietà commerciale di composito in fibra di vetro e resina epossidica

quella di trattenere il motore, evitando che possa scivolare all'esterno, la spinta è invece trasferita direttamente al tubo del supporto motore da un anello di spinta solido al motore stesso.

Per installare il motore all'interno del modello è sufficiente inserirlo nel supporto e montare l'anello elastico del fermo motore per bloccarlo in posizione.

La shock cord inferiore passa attraverso una fresatura ricavata nell'anello di centraggio anteriore ed è incollata sul tubo del supporto motore per una lunghezza di 150 mm. Ultimo particolare degno di nota sono le guide per l'accoppiamento con la rampa di lancio. La posteriore è in fondo al modello, la superiore appena sopra il supporto motore, posizionata in maniera tale da non interferire con la corsa del pistone.

Sono avvitate sulla fusoliera con viti M4 a testa conica.

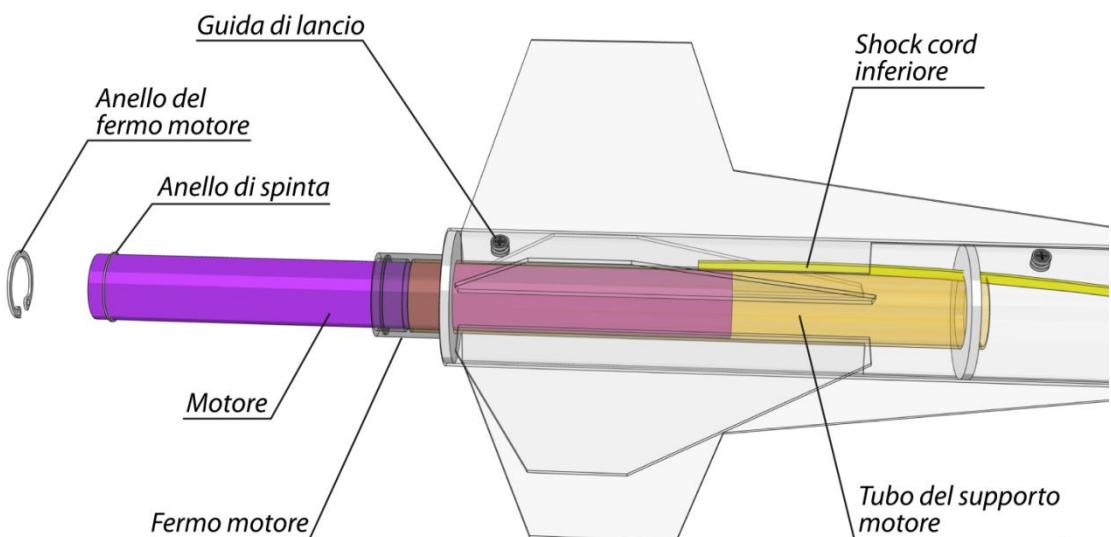


figura 1.16: Vano motore del modello Intruder PML



figura 1.17: Particolare incollaggio tra tubo del supporto motore, aletta e fusoliera

## Sezione paracadute

Come già visto il vano paracadute è diviso dal pistone (figura 1.19) in due volumi distinti. Il volume più in basso ospita il contenitore per la carica di espulsione e la shock cord inferiore che, dovendo essere ignifuga, è fatta di kevlar. La carica di espulsione, costituita da 1 gr di polvere pirica, viene innescata con un accenditore controllato dal computer di bordo. Il cavo che porta la corrente elettrica, molto più corto della shock cord superiore, ha alla sua estremità un connettore che si inserisce nel pistone. Quando la carica si accende e il razzo si separa, il cavo si tende scollagandosi.

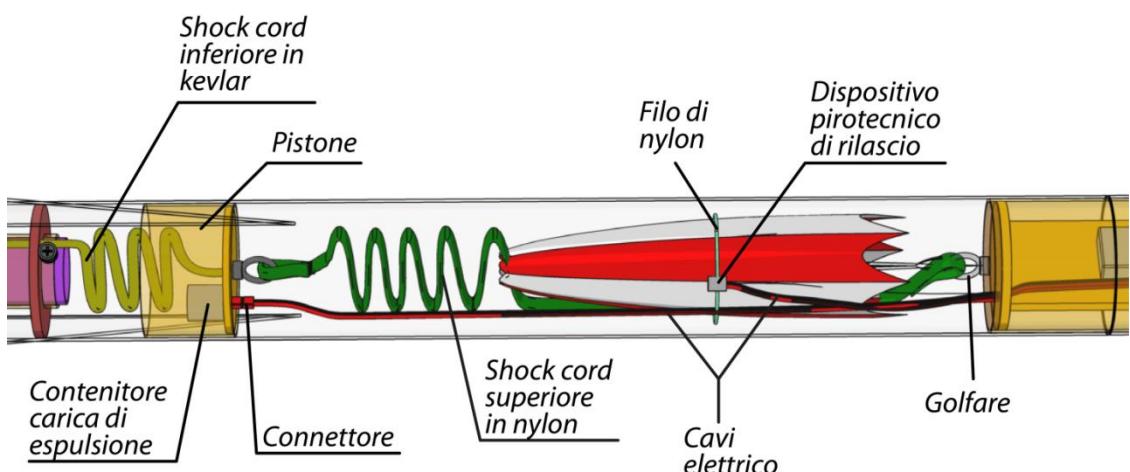


figura 1.18: Vano paracadute del modello Intruder PML



figura 1.19: I due lati del pistone mobile

Il volume posto sopra al pistone contiene la shock cord superiore (4 m di nylon tubolare da 15 mm) e il paracadute esagonale completo di dispositivo pirotecnico di rilascio. Quest'ultimo è un contenitore cilindrico aperto da un lato con due piccoli fori praticati sulle pareti: inserito l'accenditore elettrico e passato il filo di nylon tramite i fori, si riempie lo spazio rimasto con polvere pirica a lenta combustione, sigillando

completamente l'apertura. Il filo di nylon, essendo circondato dalla polvere pirica, fonderà immediatamente non appena la combustione avrà inizio.

Per motivi di chiarezza, in tutti i disegni fino ad ora visti, il paracadute è stato ritratto in maniera semplificata. Esso va in realtà piegato e avvolto in un fazzoletto di nomex<sup>4</sup> per evitare che venga danneggiato dal calore del dispositivo pirotecnico di rilascio.

Le fasi della preparazione sono descritte in figura 1.20:

1. Il paracadute viene piegato.
2. Il paracadute viene avvolto nel fazzoletto in nomex lasciando fuoriuscire le funicelle.
3. Il dispositivo pirotecnico di rilascio viene preparato facendo passare al suo interno del filo in nylon da 0,5 mm.
4. Il paracadute viene legato strettamente.



figura 1.20: Sequenza di preparazione del paracadute

L'ultimo passo è quello di armare il dispositivo pirotecnico e collegare il fagotto appena ottenuto al resto del modello (figura 1.21).



figura 1.21: Paracadute pronto al volo

---

<sup>4</sup>Nome commerciale di un tessuto ignifugo

### Sezione elettronica

Il vano elettronica (figura 1.22) si trova in cima al modello ed è ricavato in parte dentro il tubo fusoliera superiore, in parte dentro l'accoppiatore. Questi due elementi più l'ordinata in compensato avio di betulla sono incollati insieme con un adesivo epossidico.

Il computer di bordo e la batteria sono fissati su un supporto costruito in legno leggero e fibra di vetro. Questo supporto estraibile, necessario per poter lavorare comodamente sull'elettronica, ha alle due estremità dei dischi di legno, che gli impediscono di muoversi radialmente una volta inserito nel vano. L'ogiva, bloccata alla fusoliera con quattro viti autofilettanti da 2,5 mm, chiude anteriormente il tutto. E' importante che il vano elettronica non comunichi con il sottostante vano paracarri. Se così non fosse, all'accensione della carica di espulsione, il sensore barometrico potrebbe venire danneggiato dalla sovrapressione o quantomeno riportare dati errati.

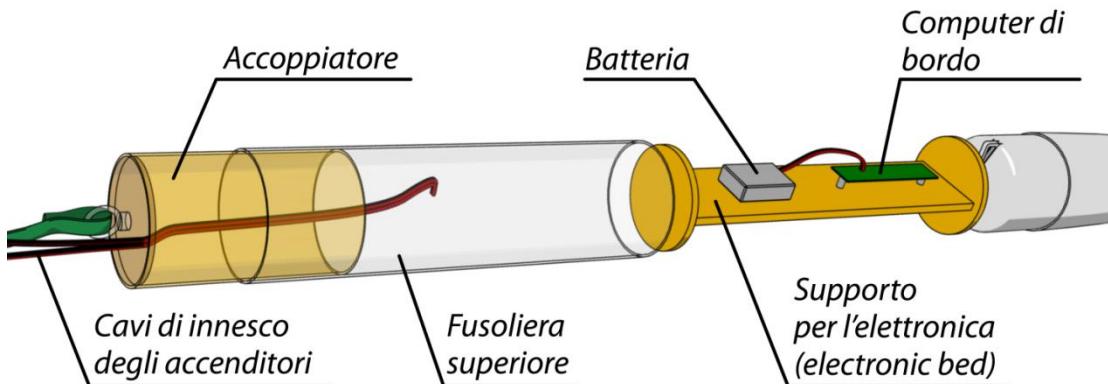


figura 1.22: Vano elettronica del modello Intruder PML

Sebbene non rappresentato nei disegni tridimensionali, sul supporto elettronica è montato anche un interruttore a vite (figura 1.23 in alto a sinistra), che permette di avviare il computer dall'esterno.



figura 1.23: Elettronica e supporto elettronica

Poiché l'elettronica fa uso di un sensore barometrico, è necessario servirsi di prese statiche per avere all'interno del vano la pressione atmosferica . E' bene che le prese siano lontane dalle transizioni di diametro della fusoliera (quindi anche dall'ogiva) e che siano almeno tre, distribuite lungo il diametro, così da attenuare gli effetti dovuti all'angolo di incidenza del razzo.

Il diametro delle prese statiche va scelto con attenzione. Poiché il modello di razzo guadagna quota molto velocemente, le prese statiche devono essere in grado di smaltire la pressione interna senza costituire una perdita di carico concentrata. Ciò è possibile se la loro dimensione è tale da mantenere bassa la velocità di fuoriuscita dell'aria. La procedura corretta per calcolare il diametro minimo delle prese statiche è quella di trovare la costante di tempo del fenomeno in questione, che è assimilabile allo svuotamento di un serbatoio contenente gas perfetto, e imporre che sia di molto minore al tempo di ascesa del modello. All'atto pratico è però disponibile un criterio empirico da sempre utilizzato nella realizzazione dei modelli di razzo: la superficie delle prese statiche deve essere di 0,1 pollici quadrati ogni 100 pollici cubi di volume del vano elettronica.

La lunghezza del vano è 280 mm (11") e il suo diametro 76 mm (3"). Con la tabella 1.4, compilata sulla base del criterio appena esposto, si è stabilito che il diametro delle tre prese statiche deve essere di almeno 5/32" (3,97 mm). Trattandosi di diametro minimo, è possibile eseguire i fori con una punta da trapano di diametro standard successivo, che è di 4 mm.

Body Tube Inside Diameter	Drill Size for 3 Pressure Port Holes					
	3/32	1/8	5/32	3/16	7/32	1/4
1.145	40.97	72.84	113.81	163.89	223.07	291.35
1.525	23.10	41.06	64.16	92.39	125.75	164.24
2.152	11.60	20.62	32.22	46.39	63.15	82.48
2.560	8.20	14.57	22.77	32.78	44.62	58.28
3.002	5.96	10.60	16.56	23.84	32.45	42.38
3.900	3.53	6.28	9.81	14.13	19.23	25.11
5.375	1.86	3.31	5.16	7.44	10.12	13.22
7.512	0.95	1.69	2.64	3.81	5.18	6.77
11.410	0.41	0.73	1.15	1.65	2.25	2.93
Maximum compartment length in inches						

tabella 1.4: Tabella per il dimensionamento delle prese statiche.  
Tutte le misure sono in pollici.

### 1.2.3 Stabilità

L'Intruder ha una configurazione delle alette asimmetrica semplicemente per motivi estetici. I progettisti della Public Missiles Ltd hanno voluto ricordare la forma di un aeroplano tradizionale, con due grandi alette a imitare le ali, e le tre più piccole gli impennaggi. Il sistema di riferimento, la posizione del baricentro e i dati dimensionali

sono presentati in figura 1.24 e figura 1.25. Il baricentro contrassegnato è relativo al modello pronto al volo ma senza il motore.

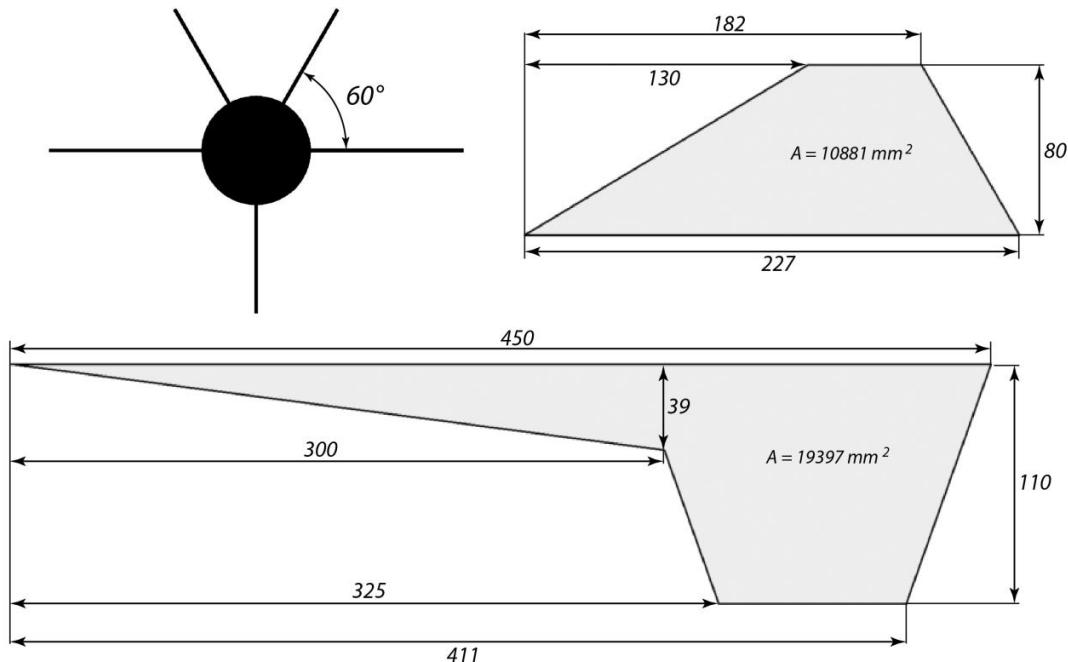


figura 1.24: Alette del modello Intruder PML

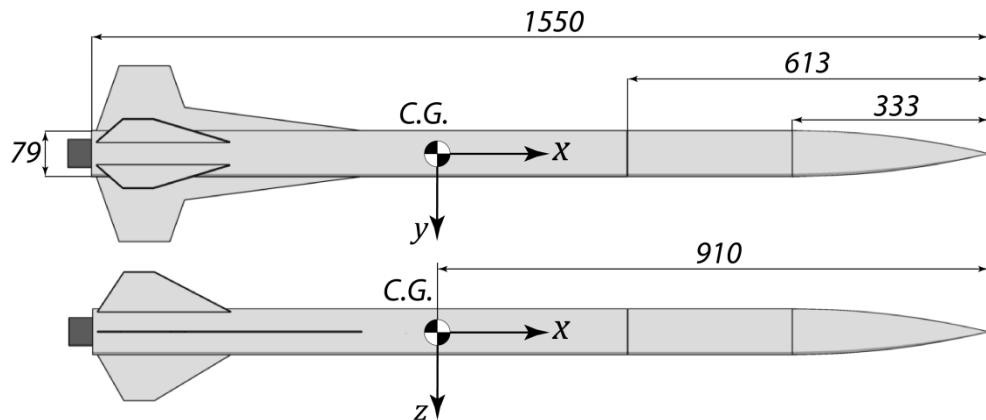


figura 1.25: Sistema di riferimento, posizione del baricentro senza motore e dimensioni del modello Intruder PML

Il centro di pressione (CP) è definito come il punto in cui è applicata la risultante delle forze aerodinamiche, in altre parole è il punto rispetto al quale il momento risultante delle forze aerodinamiche è nullo.

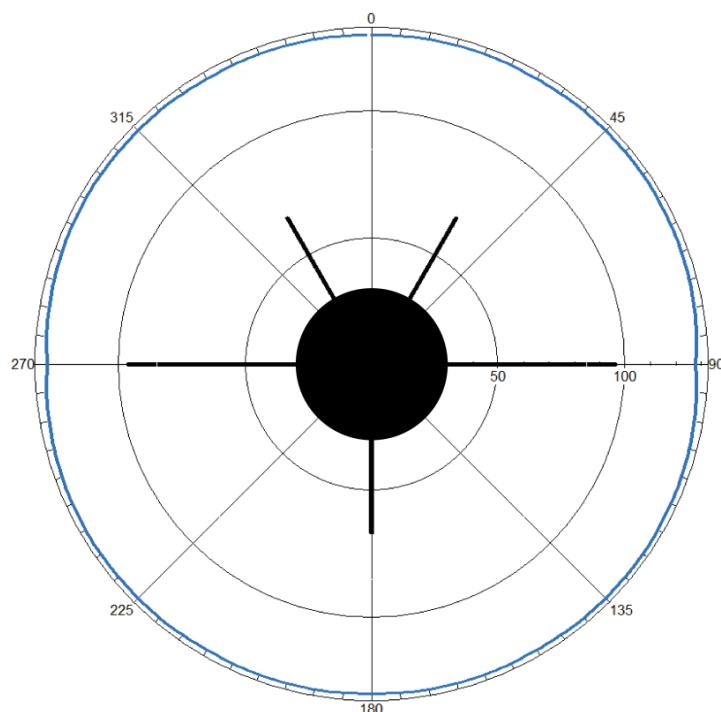
Per calcolare la sua posizione longitudinale ci si è serviti del software Rocksim 7 prodotto dalla Apogee Components inc, che trova il centro di pressione dell'intero velivolo verificando l'equilibrio dei momenti di beccheggio e di imbardata. Il programma

considera, tramite formule semiempiriche, anche l'effetto di interferenza tra la fusoliera e le alette.

Il risultato è valido sotto le seguenti ipotesi:

1. Il modello vola ad angoli di incidenza piccoli. Questa ipotesi è verificata perché il volo avviene in verticale e a una velocità in genere notevolmente superiore a quella del vento laterale.
2. La velocità di volo è subsonica.
3. Il flusso d'aria sulla superficie del modello non subisce brusche variazioni.
4. Elevata finezza, ovvero basso rapporto tra sezione e lunghezza della fusoliera.
5. Le alette hanno un profilo simmetrico.

Poiché le alette sono diverse tra loro, la posizione del centro di pressione sarà diversa a seconda che il modello abbia un angolo di incidenza ( $\alpha$ ), un angolo di side slip ( $\beta$ ) o una combinazione dei due. In figura 1.26 è mostrato l'output di Rocksim su un diagramma polare: il raggio quantifica, per angoli aerodinamici  $\alpha$  e  $\beta$  nulli<sup>5</sup>, la distanza in centimetri del centro di pressione dall'estremità dell'ogiva. Il diagramma mostra che la posizione del C.P. è quasi indipendente dalla combinazione di  $\alpha$  e  $\beta$ , ciò significa che le alette sono ben disposte.



*figura 1.26: Posizione longitudinale del centro di pressione del modello Intruder PML a incidenza nulla*

---

<sup>5</sup> In realtà il centro di pressione non è definito quando  $\alpha = 0$  e  $\beta = 0$ , per cui a rigore si dovrebbe parlare di posizione del centro di pressione quando questi due angoli tendono a zero.

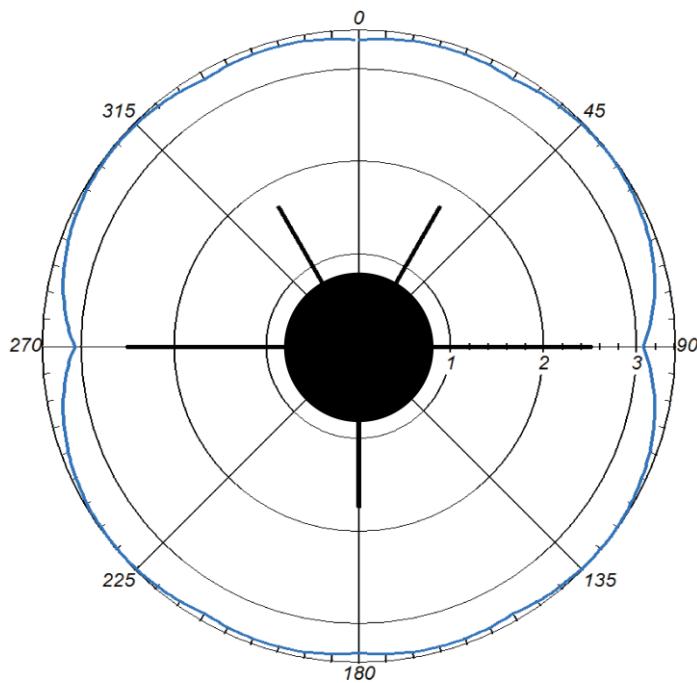
Perché il razzo sia staticamente stabile, è necessario che il baricentro sia posizionato davanti al centro di pressione. Una regola da sempre adottata nell'ambito del modellismo è di far sì che la distanza tra baricentro e centro di pressione adimensionata rispetto al diametro della fusoliera (espressa quindi in calibri di fusoliera), sia almeno pari a uno. Infatti tale valore permette di avere un modello, come spiegato tra poco, stabile al variare dell'incidenza e al contempo non troppo propenso a inclinare la sua traiettoria controvento.

Per l'analisi della stabilità statica è necessario conoscere il baricentro del modello pronto al volo, cioè completo anche di motore. Il motore utilizzato in passato per la maggior parte dei lanci è descritto nel capitolo 2 della presente tesi di laurea. Si riportano in tabella 1.5 le caratteristiche importanti per le considerazioni sulla stabilità.

Lunghezza = 362 mm  
 Peso totale = 0,7 kg  
 Peso propellente = 0,30 kg

*tabella 1.5: Dati motore NPL I315*

Con installato questo propulsore, il baricentro si sposta indietro di 128 mm, portandosi a 1038 mm dall'estremità dell'ogiva. La figura 1.27 mostra la distanza adimensionale tra baricentro e centro di pressione con installato il motore I315, si nota che il modello soddisfa ampiamente il criterio prima esposto. Visto che il baricentro è fisso, questo diagramma ricalca perfettamente, scala di rappresentazione a parte, quello di figura 1.26. La distanza tra CG e CP è minore a 90° e 270°, cioè il modello è meno stabile, seppur di poco, intorno all'asse di imbardata z.



*figura 1.27: Distanza adimensionale tra baricentro e centro di pressione del modello Intruder PML con motore installato.*

## 1.2.4 Considerazioni sullo spostamento del centro di pressione

Esistono due cause che modificano il margine statico durante il volo, il primo è il consumo di propellente: man mano che il propellente brucia, il modello si alleggerisce in coda, ciò provoca un benefico spostamento in avanti del baricentro. Ad esempio nel modello Intruder con propulsore I315, la distanza CG - CP passa da 3,06 calibri (243 mm) a 3,7 calibri (294 mm). Il secondo effetto è dato dalla modifica degli angoli aerodinamici  $\alpha$  e/o  $\beta$ : un loro aumento sposta in avanti il centro di pressione, diminuendo la stabilità. Poiché il volo del modello di razzo si svolge in verticale, l'unica causa che può generare una variazione notevole di tali angoli è il vento perpendicolare alla traiettoria.

Per valutare lo spostamento del CP in tale situazione, bisognerebbe imporre l'equilibrio dei momenti del razzo in tutto l'intervallo di angoli di interesse. Nel presente lavoro facciamo invece riferimento allo studio presentato da Bob Dahlquist sulla rivista "High Power Rocketry" del marzo 1998. La sua sperimentazione in galleria del vento su quattro diversi modelli di razzo ha portato ai risultati di figura 1.28 in cui si mostra, alla velocità di 80m/s, la variazione della distanza tra CG e CP in relazione all'angolo di attacco.

**FIGURE 1 - WIND TUNNEL STABILITY TESTS  
JANUARY 25-28 1998**

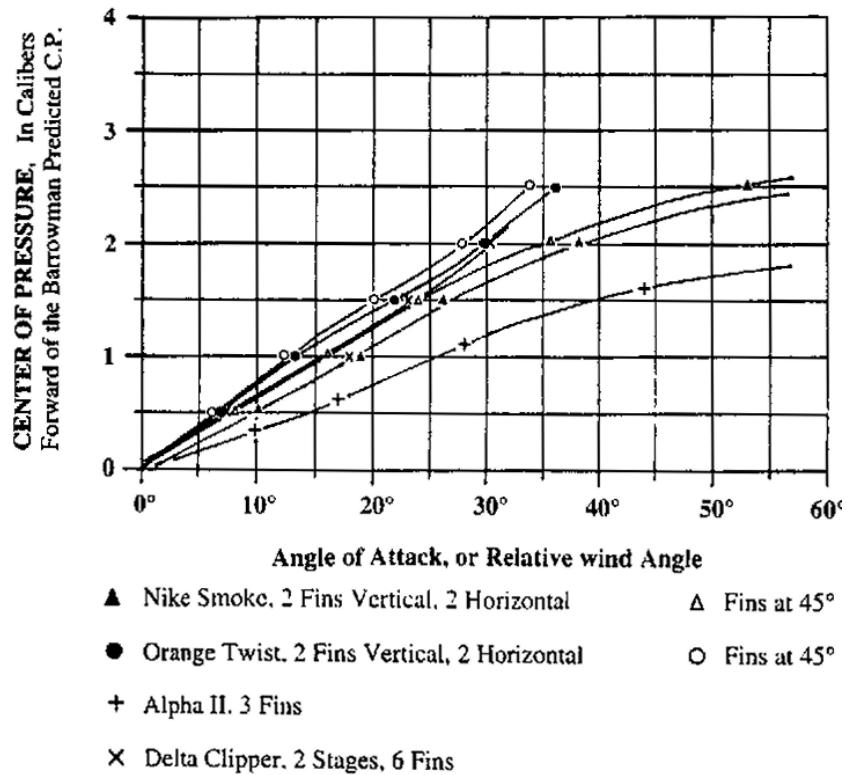


figura 1.28: Variazione del margine statico all'aumentare dell'angolo di incidenza in quattro diversi modelli di razzo

Quanto detto fa emergere che il momento del volo più critico per la stabilità è l'istante in cui il modello esce dalla rampa di lancio, ciò per due motivi:

- Il motore non ha esaurito il propellente e dunque non c'è stato lo spostamento in avanti del baricentro;
- All'uscita dalla rampa, la velocità ancora bassa si combina vettorialmente con il vento, portando a variazioni di  $\alpha$  e/o  $\beta$  che possono essere notevoli.

Consideriamo ora che il modello Intruder venga investito da un vento laterale che soffia nella direzione dell'asse x del razzo<sup>6</sup>. Lungo quest'asse il modello è stabile con una distanza adimensionale tra CG e CP di poco più di tre (figura 1.27). Per considerare l'effetto del vento ci si riferisce alla figura 1.28, scegliendo per prudenza la curva Nike smoke che è il modello geometricamente più simile all'Intruder PML. Imponendo che, nonostante il vento, la distanza adimensionale tra CP e CG non debba scendere sotto l'unità, si trova che l'incidenza massima non deve superare i  $35^\circ$ . Dalla simulazione presentata tra poco, si trova che il razzo lascia la rampa alla velocità di 31,45 m/s. Supponendo che il vento sia perpendicolare alla velocità di volo, la sua intensità affinché all'uscita dalla rampa di lancio si abbia un angolo di incidenza di  $27,5^\circ$  è:

$$\beta = \operatorname{tg}^{-1} \left( \frac{V_w}{V} \right) \rightarrow V_w = V \operatorname{tg}(\beta) = 31,5 \operatorname{tg}(35^\circ) = 22,05 \text{ m/s} \quad 1.1$$

dove  $\beta$  è l'angolo di side slip,  $V$  la velocità del razzo,  $V_w$  la velocità del vento.

## 1.2.5 Simulazione di volo

Per predire il comportamento in volo è stato utilizzato il già citato software Rocksim 7, capace di eseguire simulazioni sul piano (tre gradi di libertà). La simulazione è di tipo dinamico e tiene conto dello spostamento del centro di pressione dovuto all'angolo di incidenza, della comprimibilità dell'aria e della presenza di vento. Il programma necessita in input le caratteristiche geometriche e inerziali del razzo, della curva di spinta del motore e delle condizioni atmosferiche alla quota di lancio. All'avvio il codice esegue iterativamente il seguente processo:

1. Calcolo della condizioni atmosferiche locali.
2. Calcolo delle condizioni di volo.
3. Calcolo delle forze e dei momenti aerodinamici agenti sul razzo.
4. Calcolo degli effetti delle forze esterne direttamente applicate (spinta del motore e gravità).
5. Calcolo di massa e momenti d'inerzia del razzo, grazie a questi si possono trovare le accelerazioni lineari e angolari.

---

<sup>6</sup> Si sceglie quest'asse perché è il meno stabile

6. Integrazione numerica delle accelerazioni per trovare la posizione e la rotazione del razzo all'istante  $t$  attuale.
7. Aggiornamento dell'istante attuale:  $t \rightarrow t + \Delta t$ .

I passi da 1 a 7 sono ripetuti fino a che il razzo non torna alla quota di partenza.

La simulazione sul modello Intruder PML con installato il motore I315 è stata eseguita con un vento laterale di 7 m/s per meglio evidenziare gli eventuali problemi di stabilità. Il coefficiente di resistenza del paracadute adimensionale rispetto al diametro dello stesso è stato impostato a 0,75.

Poiché il programma non contempla la separazione del razzo all'apogeo senza l'apertura di un paracadute, se ne è aggiunto uno fittizio.

I risultati della simulazione con i dettagli in forma testuale sono riportati in appendice 0, i grafici di quota, velocità e accelerazione in figura 1.29 e in figura 1.30.

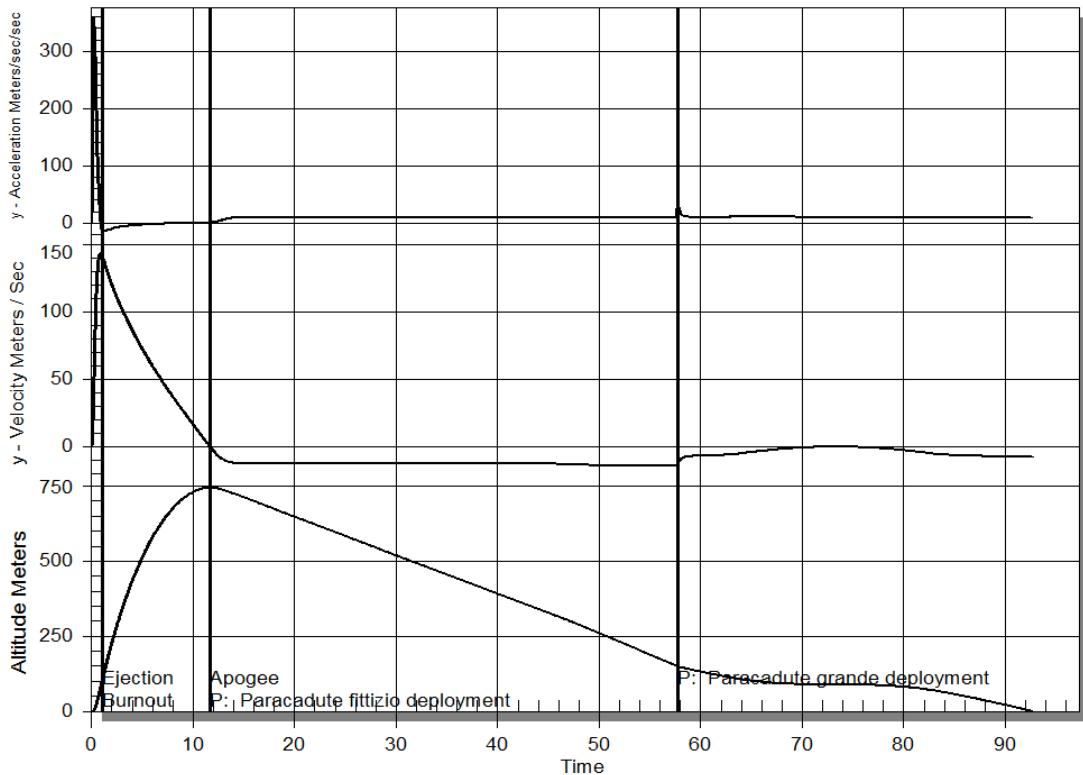


figura 1.29: Simulazione di volo del modello Intruder PML dal lancio all'atterraggio

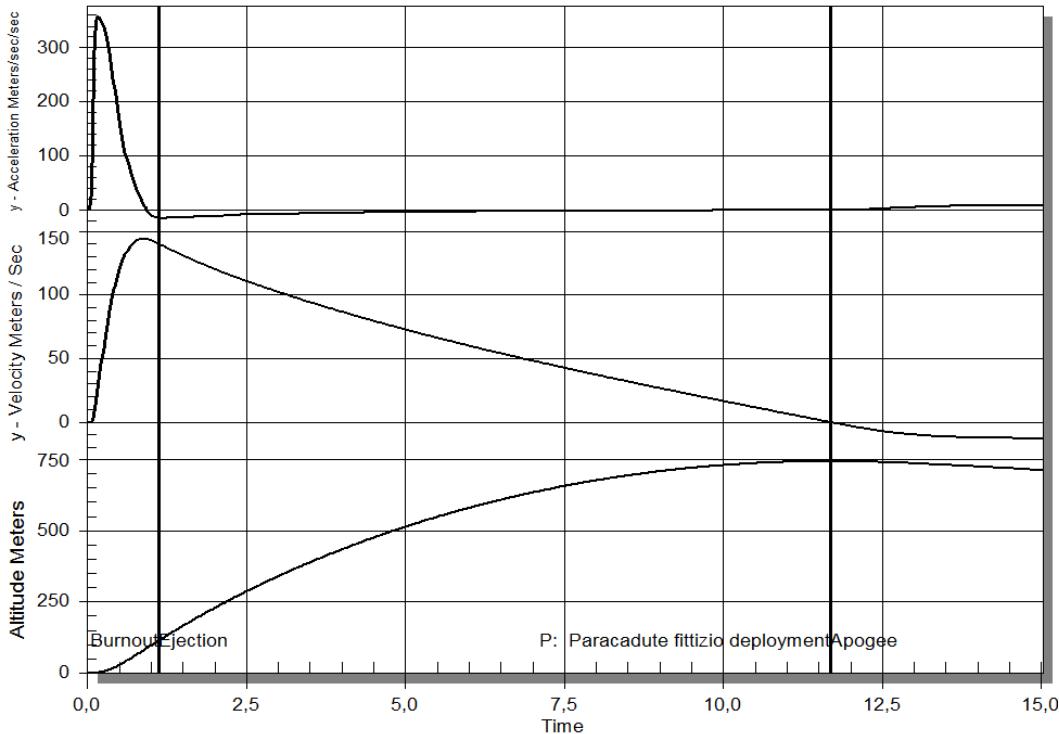


figura 1.30: Simulazione di volo del modello Intruder PML dal lancio all'apogeo

## 1.2.6 Il coefficiente di resistenza nella fase di recupero

Nel corso di due anni il modello ha volato quattro volte (tabella 1.6).

Data	Motore utilizzato	Luogo	Commenti
28 febbraio 2010 ore 14:08	I315	Castelvetrano (TP)	
28 febbraio 2010 ore 14:49	I315	Castelvetrano (TP)	
21 luglio 2010	I315	Medicina (BO)	
12 maggio 2011	H187	San Cipirrello (PA)	Raccolti dati di volo

tabella 1.6

Durante i primi tre lanci il computer di bordo non permetteva la registrazione dei dati di volo, nel quarto se ne è utilizzato un diverso modello che ha fornito le informazioni riportate in figura 1.32.

L'unico dato effettivamente registrato è la pressione atmosferica da cui, utilizzando il modello di atmosfera standard, si ricava la quota e, per integrazione, velocità verticale e accelerazione verticale.

Un'informazione utile che si può estrarre da questi dati è il coefficiente di resistenza reale di paracadute e razzo separato in due parti (fase 3 di figura 1.15).



figura 1.31: Intruder sulla rampa di lancio

Il coefficiente di resistenza è definito come:

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} \quad 1.2$$

dove D è la resistenza aerodinamica, ed S la superficie di riferimento per l'adimensionalizzazione, che nella lettura missilistica, e all'interno di questa tesi, è la sezione maestra di fusoliera.

Se la discesa avviene a velocità costante, le uniche forze che agiscono sul razzo sono la forza di gravità  $m_{r_d}g$  ( $m_{r_d}$  è la massa del razzo durante la discesa, cioè la massa iniziale meno quella del propellente) e la resistenza aerodinamica  $D_d$  che devono essere uguali e contrarie. Con questa considerazione il coefficiente di resistenza diventa:

$$C_D = \frac{2m_{r_d}g}{\rho V_d^2 S} \quad 1.3$$

Il paracadute ha in realtà una forma esagonale, ma per comodità si adimensionalizza rispetto al diametro del cerchio circoscritto all'esagono. Essendo l'area del cerchio  $S = \pi d_p^2 / 4$ :

$$C_D = \frac{8m_{r_d}g}{\rho V_d^2 \pi d_p^2} \quad 1.4$$

Per fare in modo che il coefficiente di resistenza del modello separato  $C_{D_{ms}}$  sia indipendente dalla dimensione del paracadute montato è meglio adimensionalizzare rispetto al diametro della fusoliera  $d_b$ :

$$C_D = \frac{8m_{r_d}g}{\rho V_d^2 \pi d_b^2} \quad 1.5$$

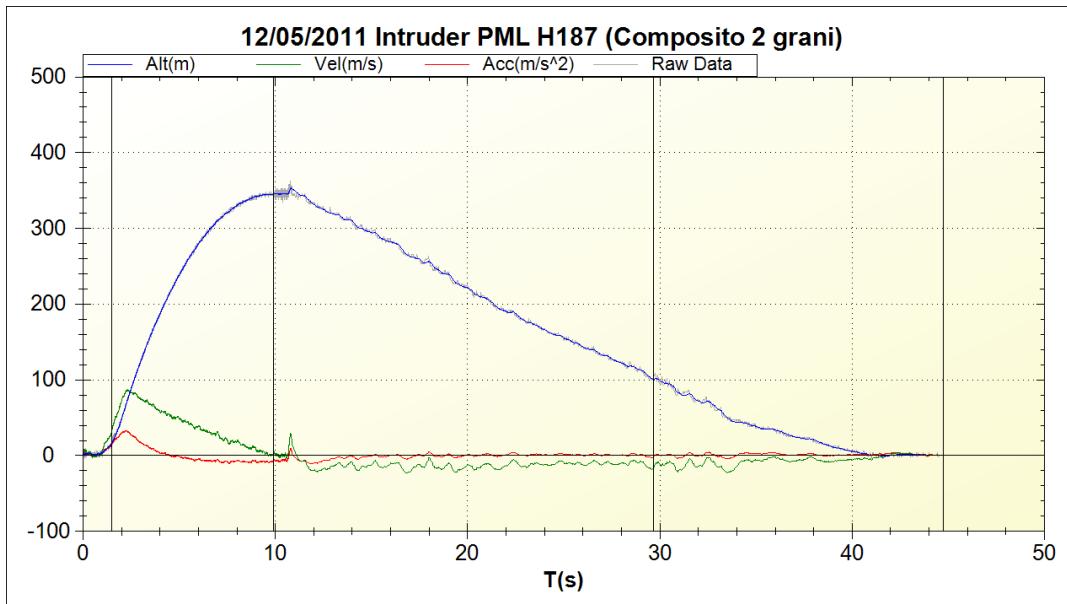


figura 1.32: Dati di volo del lancio del 12 maggio 2011. Le linee verticali indicano il rilevamento del decollo, dell'apogeo, l'apertura del paracadute principale e la fine della registrazione dati.

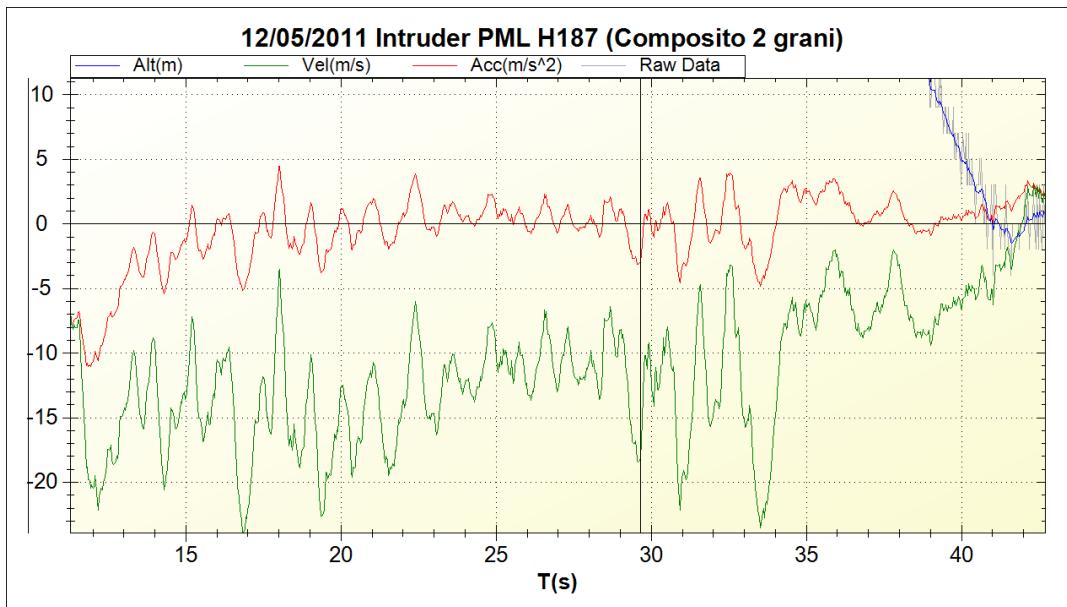


figura 1.33: Ingrandimento dei dati di volo del lancio del 12 maggio 2011. La linea verticale indica l'apertura del paracadute principale.

Per la stima del  $C_D$  è necessario trovare la velocità di discesa dai grafici di figura 1.32 e figura 1.33. E' evidente la presenza di molto disturbo causato dalla discesa "poco ordinata" del modello. All'apogeo ( $t = 10 s$ ) il modello si separa a metà stabilizzandosi a una velocità di circa 11 m/s, poi all'istante  $t = 29,6 s$  si apre il paracadute principale che, dopo un transitorio di circa 5 secondi stabilizza la velocità a una media di 6 m/s. Il giorno del lancio la temperatura era di 24° circa, ciò significa che la densità al suolo era di  $1,182 \text{ kg/m}^3$  e di  $1,168 \text{ kg/m}^3$  a 100 m di quota.

Sfruttando le equazioni 1.4 e 1.5 si trovano i seguenti coefficienti:

	<b>C<sub>D</sub></b>
<b>Superficie S di riferimento</b>	Area del paracadute
<b>C<sub>D<sub>ms</sub></sub> modello separato</b>	0,338
<b>C<sub>D<sub>mp</sub></sub> modello con paracadute</b>	1,12
Sezione di fusoliera	5,15
-	-

*tabella 1.7: Coefficienti di resistenza del modello in fase di recupero adimensionalizzati rispetto a due diverse superfici*

Il coefficiente di resistenza del solo paracadute, si ricava dalla differenza tra i due:

$$C_{D_p} = C_{D_{mp}} - C_{D_{ms}} = 0,782 \quad \text{1.6}$$

# 1.3 Le modifiche al modello di razzo Intruder

## 1.3.1 Impostazione generale delle modifiche

Le modifiche al modello di razzo descritto nel paragrafo 1.2 consistono sostanzialmente nell'imbarcare:

- Un sistema di controllo attivo del rollio, vero oggetto di questa tesi (progettato nel capitolo 3);
- Una telecamera che inquadri il terreno in modo da monitorare il volo da bordo;
- Un secondo computer di bordo per della gestione dei paracadute, in modo da avere ridondanza nella fase più critica dell'intero volo;

il tutto cercando di aggiungere il minor peso possibile e preferendo le soluzioni più semplici. La figura 1.34 riassume quanto detto.

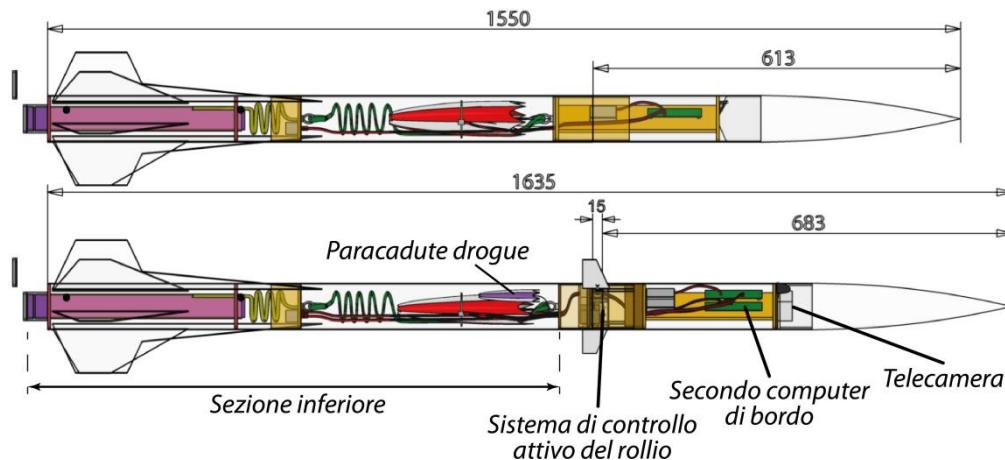


figura 1.34: Confronto tra il modello originale (in alto) e il modello modificato (in basso)

Lo spazio per alloggiare tutti i sistemi è stato ricavato allungando il razzo di 85 mm, per far ciò si è acquistata una nuova sezione di fusoliera superiore adattandola come spiegato in seguito. Le modifiche hanno aumentato considerevolmente la massa del modello che è passato da 1,9 a 2,27 kg, nonostante ciò non è stato necessario cambiare il propulsore in quanto la simulazione di volo presentata in fondo a questo capitolo evidenzia che esso è comunque sufficiente per portare a termine la missione.

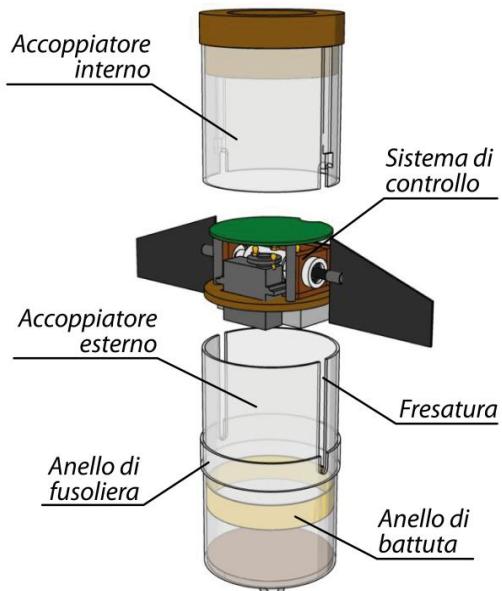
	Modello originale	Modello modificato
Lunghezza totale:	1550 mm	1635 mm
Massa senza motore:	1,9 kg	2,27 kg
Posizione del baricentro misurata a partire dall'estremità dell'ogiva:	910 mm	975 mm

tabella 1.8: Variazione di lunghezza, massa e posizione CG prima e dopo le modifiche

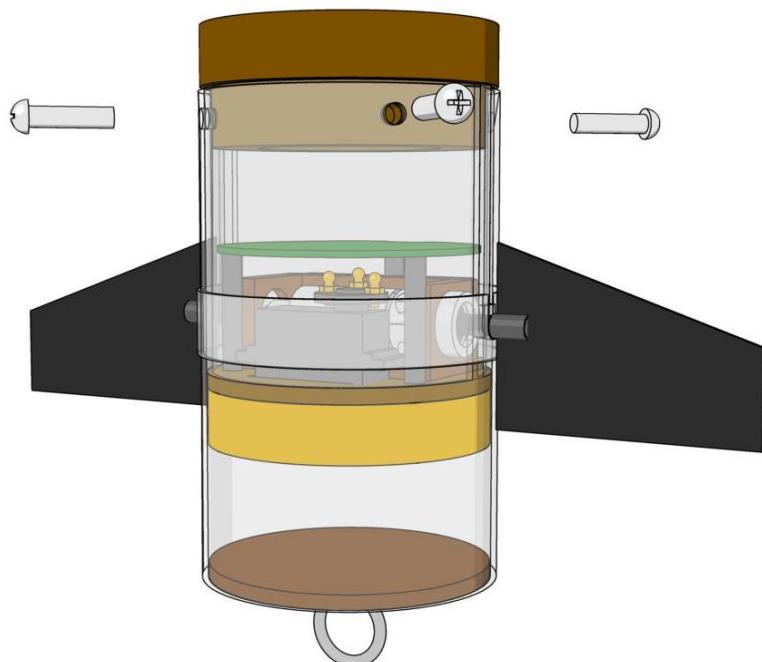
### 1.3.2 Alloggiamento del sistema di controllo

Lo sviluppo del sistema di controllo ha proceduto parallelamente alle modifiche del modello, ragione per cui le due attività di progetto si sono influenzate a vicenda eliminando di volta in volta le criticità riscontrate.

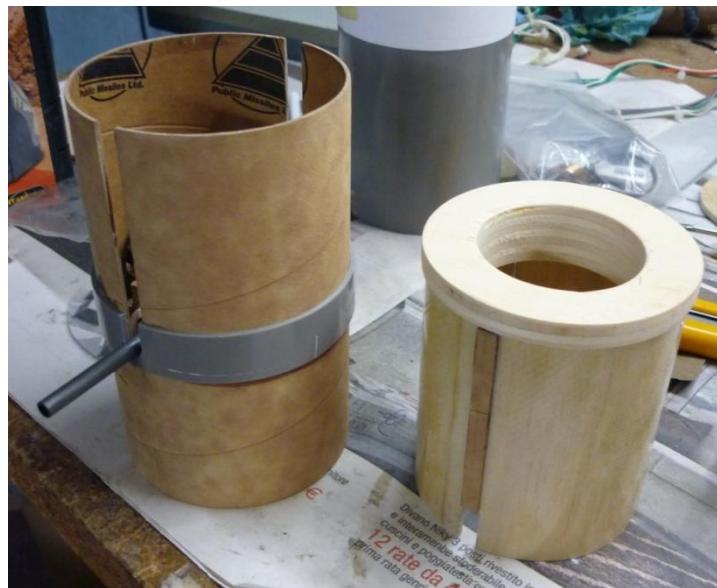
La funzione dell'alloggiamento è quella di integrare il sistema di controllo all'interno della fusoliera rendendolo ad essa solidale. Per far ciò si è costruita la struttura di figura 1.35: Il sistema di controllo, che è un blocco indipendente dal resto del razzo, viene inserito all'interno di un accoppiatore dotato di fresature per gli assi delle alette; esso non arriva al fondo ma viene bloccato da un anello di battuta. L'accoppiatore interno, che si inserisce dentro quello esterno, blocca superiormente il sistema di controllo e ridona all'insieme la robustezza persa a causa delle fresature. Quattro viti M5 disposte radialmente fissano tra loro la sezione superiore della fusoliera (non rappresentata nella figura 1.36) e gli accoppiatori esterno e interno.



*figura 1.35: Esploso dell'alloggiamento del sistema di controllo*



*figura 1.36: Alloggiamento del sistema di controllo*

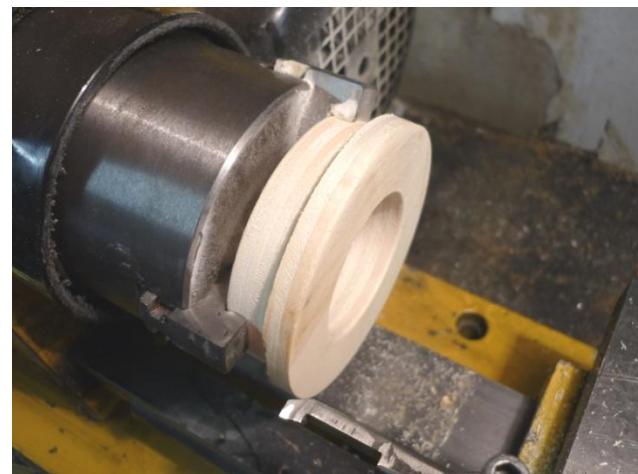


*figura 1.37: Accoppiatori esterno e interno*

L'accoppiatore esterno è un normale tubo commerciale in cartone fenolico, quello interno invece è stato costruito appositamente perché di misura non standard. Per limitare il peso è realizzato in sandwich composito (figura 1.38) formato da un'anima in balsa da 2 mm e da pelli esterne in fibra di vetro e resina epoxidica. In cima all'accoppiatore esterno è presente un chiusura in legno tornito (figura 1.39) che serve a irrobustire gli accoppiatori e a fare da supporto alle viti.



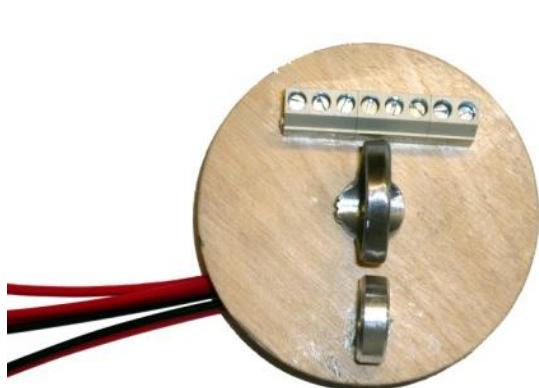
*figura 1.38: Accoppiatore interno appena uscito dallo stampo*



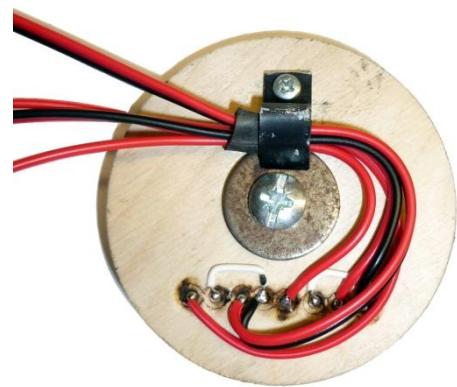
*figura 1.39: Lavorazione al tornio della chiusura in legno dell'accoppiatore interno*

In fondo all'accoppiatore esterno è incollata l'ordinata di forza in compensato avio che chiude inferiormente il vano elettronica. Prima dell'incollaggio sono stati montati un golfare centrale in acciaio per il collegamento con la shock cord, un golfare più piccolo per tenere in ordine i cavi elettrici e una morsettiera su cui si innestano i cavi

per gli accenditori dei paracadute. I cavi di figura 1.40 e figura 1.41 collegano la morsettiera ai computer di bordo. Utilizzando un unico cavo per il polo in comune (il positivo) sono stati sufficienti sei fili invece che otto, risparmiando così peso.



*figura 1.40: Vista superiore dell'ordinata di forza*



*figura 1.41: Vista inferiore dell'ordinata di forza*

### 1.3.3 Il sistema di recupero e la sua gestione

La prima modifica al sistema di recupero riguarda i paracadute. Il modello modificato è più pesante, dunque è necessaria maggiore forza frenante in fase di discesa, ciò si traduce nella necessità di un paracadute più grande e/o l'aggiunta di un secondo paracadute.

Il terreno su cui il modello atterra è generalmente costituito da erba alta o arbusti, una velocità verticale di atterraggio inferiore a 5 - 6 m/s è sufficiente a non provocare danni.

Per trovare la velocità di discesa a regime bisogna uguagliare la resistenza aerodinamica di paracadute e modello al peso:

$$\begin{aligned} m_{r_d}g = D &= D_{ms} + D_{p_1} + D_{p_2} = \frac{1}{2}\rho V_d^2 [S_b \cdot C_{d_{ms}} + (S_{p_1} + S_{p_2}) \cdot C_{d_p}] = \\ &= \frac{1}{8}\pi\rho V_d^2 [d_b^2 \cdot C_{d_{ms}} + (d_{p_1}^2 + d_{p_2}^2) \cdot C_{d_p}] \end{aligned} \quad 1.7$$

dove  $C_{d_{ms}}$  e  $C_{d_{p_i}}$  sono i coefficienti di resistenza del modello separato e dei paracadute adimensionali rispettivamente rispetto alla sezione di fusoliera  $S_b$  e alla superficie dei paracadute  $S_{p_i}$ ,  $d_b$  è il diametro della fusoliera e  $d_{p_i}$  i diametri dei paracadute.  $C_{d_{ms}}$  e  $C_{d_{p_i}}$  sono stati ricavati da dati sperimentali nel paragrafo 1.2.6.

Invertendo la relazione 1.7 si trova la velocità di discesa:

$$V_d = \sqrt{\frac{8 \cdot m_{r_d}g}{\pi\rho [d_b^2 C_{d_{ms}} + (d_{p_1}^2 + d_{p_2}^2) C_{d_p}]}} \quad 1.8$$

Il parco paracadute a disposizione ne comprende quattro della stessa forma e fattura, quindi con lo stesso  $C_{d_p}$ , ma aventi diversa dimensione. Imponendo i seguenti dati si trovano le velocità di discesa del modello all'atterraggio (tabella 1.9)

$m_{sp} = 0,3 \text{ kg}$	Massa del propellente
$m_m = 0,7 \text{ kg}$	Massa del motore pronto al volo
$m_{r_d} = 2,67 \text{ kg}$	Massa del razzo durante il recupero ( $m_r + m_m - m_{sp}$ )
$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$	Densità dell'aria a livello del mare alla temperatura di 15°C

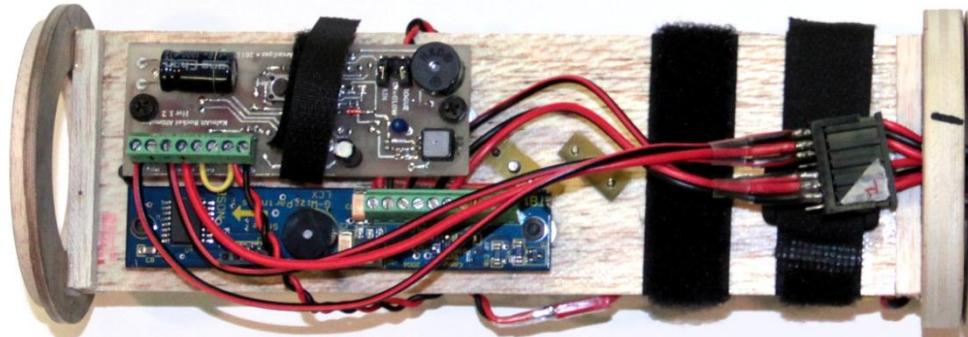
Diametro paracadute	$V_d(\text{m/s})$
18" (457 mm)	15,4
24" (610 mm)	12,1
48" (1220 mm)	6,3
54" (1372 mm)	6,1

tabella 1.9: Velocità di atterraggio in relazione al paracadute installato

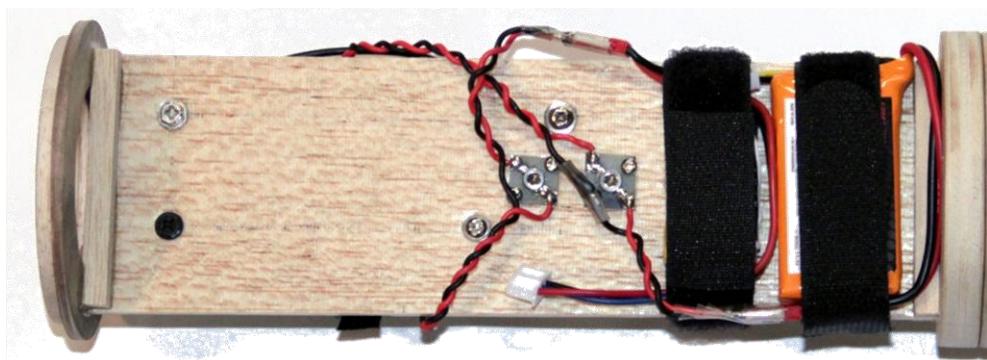
Ciò che emerge è che, da solo, nessuno dei paracadute riesce a rallentare il modello entro i limiti. La soluzione è installarne due. La combinazione 24" + 54" fornisce una velocità di 5,5 m/s, inoltre con il solo paracadute da 24" si ottiene una velocità di di-

scesa adeguata al primo stadio del recupero, fatto che lo rende adatto come paracadute drogue. Dunque all'apogeo il razzo si separerà e verrà dispiegato il paracadute da 24" che, durante la prima fase di discesa, rallenterà il modello fino a 12,1m/s, a bassa quota si aprirà il paracadute da 54", ciò ridurrà ulteriormente la velocità fino a 5,5 m/s.

La seconda modifica verte sui dispositivi elettronici che gestiscono il recupero. Essi vengono duplicati (figura 1.42 e figura 1.43) per garantire maggiore sicurezza durante la fase più critica del volo. Accanto all'unico impianto di recupero presente nell'intero originale, che comprende il computer di bordo, la batteria di alimentazione e i cavi elettrici, se ne pone un altro parallelo che svolge le medesime funzioni. Ogni impianto ha i propri accenditori elettrici, ma entrambi innescano la stessa carica di espulsione. Ciò perché se le cariche fossero due e venissero accese contemporaneamente, si otterrebbe una pericolosa sovrapressione all'interno della fusoliera. Lo stesso vale per la carica che rilascia il paracadute principale: il paracadute si aprirebbe con la prima, ma la seconda potrebbe incenderlo perché ormai non più protetto dal tessuto ignifugo.



*figura 1.42: Supporto elettronica, vista superiore. Si notano i due computer di bordo KalmAlt (in alto) e Gwiz LCX (in basso).*



*figura 1.43: Supporto elettronica, vista inferiore. Al centro i due interruttori a vite, a destra le batterie ai polimeri di litio.*

I computer di bordo utilizzati sono il Gwiz LCX prodotto da una ditta statunitense, e il KalmAlt Flight Computer progettato e realizzato dall'autore di questa tesi. La più importante differenza tra i due sta nel modo in cui viene rilevato l'apogeo, l'LCX si serve infatti di un sensore inerziale mentre il KalmAlt elabora i dati provenienti da un barometro, questa differenziazione implica un ulteriore grado di sicurezza. Le batterie che forniscono corrente ai computer e agli accenditori usano la tecnologia ai polimeri di litio (LiPo) e grazie alla bassa resistenza interna possono fornire alte correnti senza subire cali di tensione. Ulteriori dettagli sono presentati in tabella 1.10.

	<b>Gwiz LCX</b>	<b>KalmAlt</b>
Rilevamento apogeo:	Inerziale	Barometrico
Rilevamento quota apertura paracadute principale:	Barometrico	Barometrico
Registrazione dati:	Solo quota, velocità e accelerazioni massime	Registrazione in memoria di tutti i dati elaborati
Max accelerazione:	$\pm 56G$	—
Max corrente per canale:	1,5 A	7 A
Peso:	23 gr	25 gr
Range di temperatura ammesso:	-40 / +85 °C	-40 / +85 °C

tabella 1.10: Caratteristiche dei computer di bordo

### 1.3.4 Il sistema di ripresa video

Si è ritenuto utile imbarcare un sistema di registrazione video perché avendo a disposizione dei riferimenti sul terreno è possibile ricavare la posizione e la velocità angolare, si ha quindi una ridondanza sui dati registrati dal sistema di controllo. Altra ragione non di secondo piano è che le riprese da bordo possono aiutare a scovare la causa di eventuali malfunzionamenti.

tra le varie offerte sul mercato si è scelto di utilizzare la telecamera FlyCamOne eco v2 (figura 1.44 e tabella 1.11) che oltre a essere estremamente leggera ha l'interessante caratteristica di avere la telecamera separata dalla scheda di registrazione. Rimuovendo la base in plastica è stato possibile ridurre ulteriormente l'ingombro.

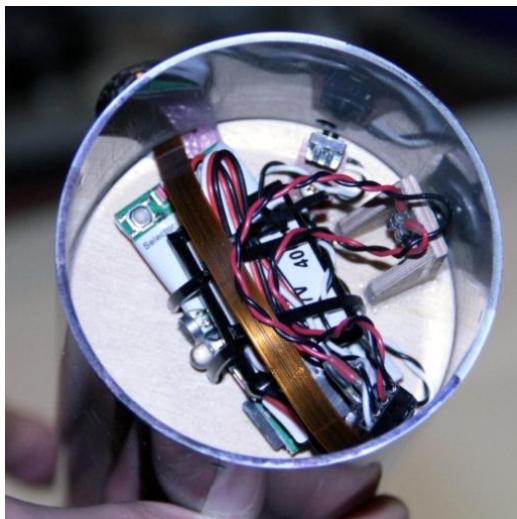


figura 1.44: Telecamera FlyCamOne eco v2

<b>FlyCamOne eco v2</b>	
Risoluzione:	720 x 480
FPS:	30
Fuoco:	0,3 m - ∞
Peso con batteria:	27 gr
Alimentazione:	3,7 - 4,2 V

tabella 1.11: Caratteristiche FlyCamOne eco v2

Il sistema video è stato montato in cima al modello appena sotto l'ogiva, in modo che potesse inquadrare anche l'azione delle alette di controllo. La soluzione adottata è stata quella di alloggiare internamente alla fusoliera il circuito di registrazione (figura 1.45), fissare la telecamera su di un supporto esterno e coprirla con una carenatura di protezione (figura 1.46). Per creare lo spazio necessario è stata accorciata di 20 mm la spalla dell'ogiva<sup>7</sup>, ciò ha anche fatto risparmiare 23 gr.



*figura 1.45: Circuito di registrazione alloggiato dentro la fusoliera*



*figura 1.46: Telecamera con carenatura*

Non avendo trovato in commercio una carenatura adatta, si è deciso di crearne una ad hoc in fibra di carbonio con la tecnologia del sottovuoto, il processo è sintetizzato in figura 1.47. Si è cominciato realizzando una matrice in polistirene estruso da cui si è ricavato lo stampo in fibra di vetro che è stato poi trattato con cera distaccante. Impregnato il tessuto in carbonio da 180 gr/m<sup>2</sup> con resina epossidica, si è provveduto a stenderne due strati all'interno dello stampo seguiti da uno di film microforato e da due di feltro aeratore. Il film microforato è una sottile pellicola in polietilene, materiale a cui la resina non aderisce, dotata di una miriade di piccoli fori. Quando viene praticato il vuoto dentro al sacco, la resina in eccesso passa attraverso i fori giungendo al feltro aeratore, la cui duplice funzione è di assorbire la resina in eccesso e di aiutare l'aria a fluire verso il tubo di aspirazione.

Il tutto è stato posto in un sacco a vuoto a una pressione relativa di -0,8 atmosfere e lasciato curare per 20 ore. Dopo un'ulteriore post-cura di due ore a 130°C si è provveduto a rifilare il manufatto e a fissarlo alla fusoliera.

---

<sup>7</sup> Parte dell'ogiva che si inserisce all'interno della fusoliera



*figura 1.47: Fasi di lavorazione della carenatura in fibra di carbonio*



*figura 1.48: Prospettiva della telecamera durante la fase ascendente del volo*

### **1.3.5 Ulteriori modifiche**

Mentre il razzo è in volo è auspicabile riuscire a percepire il movimento di rollio da terra, in questo una verniciatura adeguata aiuta a raggiungere l'obiettivo.

Ci si è ispirati al classico "roll pattern" visibile in figura 1.49, utilizzato fin dagli albori della missilistica proprio per gli studi sul rollio. L'oggetto è diviso in settori verniciati in tinta alternata, ognuno dei quali ampio 90° in modo che la linea longitudinale di demarcazione tra i due colori sia sempre visibile. Anche con riprese da terra di qualità non eccelsa è così possibile stabilire il moto di rollio del razzo.



*figura 1.49: Roll pattern applicato a una V2*



*figura 1.50: Roll pattern applicato al modello oggetto di questa tesi*

La complessità del modello fa sì che sia facile commettere errori o dimenticanze che pregiudichino la sicurezza del volo. Gli adesivi (figura 1.51) applicati sul modello identificano i vari interruttori, misurano la deflessione delle alette di controllo e illustrano la check list pre e post lancio in modo da avere tutte le informazioni sempre disponibili senza dover consultare manuali cartacei.



*figura 1.51: Check list e graduazione delle alette*

### 1.3.6 Determinazione sperimentale delle proprietà di massa

Per poter eseguire l'analisi di stabilità e la simulazione di volo è necessario conoscere la massa del modello, la posizione del baricentro e i momenti d'inerzia.

Il velivolo è composto da numerose parti e da materiali diversi, di conseguenza la via più accurata e veloce per determinare le proprietà di massa è quella sperimentale.

Per trovare la massa e il baricentro è stato sufficiente utilizzare una bilancia nel primo caso e sospendere il modello nel secondo, per trovare invece i momenti d'inerzia si sono utilizzate le proprietà del pendolo di torsione.

La figura 1.52 mostra lo schema del sistema dinamico considerato: il sistema, supposto rigido, è sorretto da una molla di torsione allineata con il centro di gravità G e fatto oscillare sul piano orizzontale.

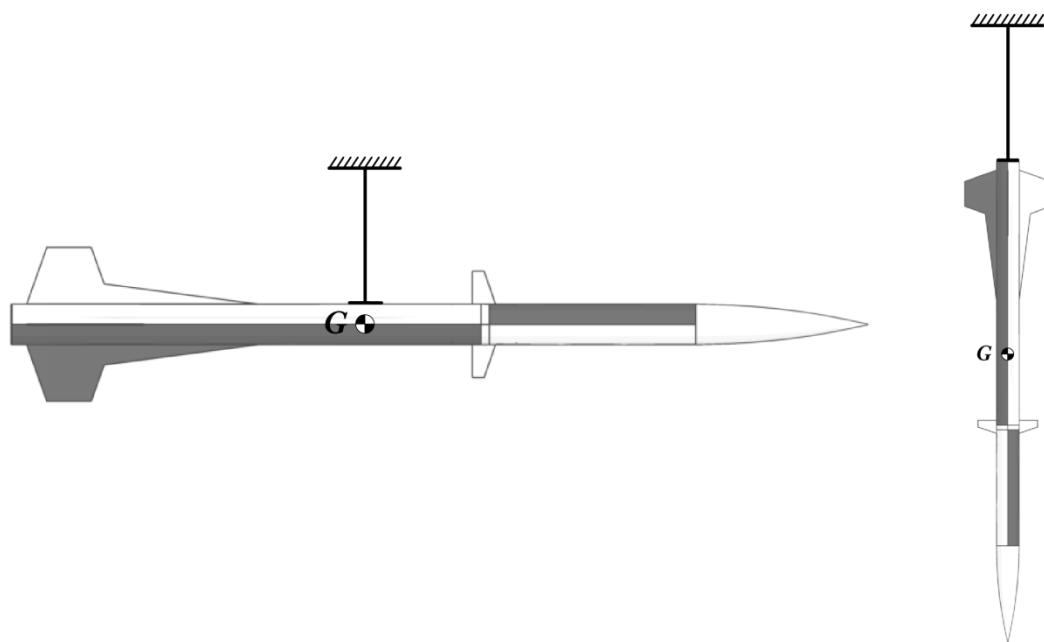


figura 1.52: Schema dell'esperimento per i due casi

L'equazione del moto nel piano orizzontale è la seguente:

$$\sum M_G = I_G \frac{d^2\delta}{dt^2} \quad 1.9$$

Poiché l'unica forza che genera momento è la forza di richiamo della molla, è possibile esplicitare il primo membro della 1.9:

$$-k\delta = I_G \frac{d^2\delta}{dt^2} \quad 1.10$$

dove  $k$  è la costante elastica della molla,  $\delta$  l'angolo di rotazione,  $I_G$  il momento d'inerzia riferito al baricentro.

Dividendo per  $I_G$  e portando tutto a primo membro, l'equazione 1.10 diventa:

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} + \frac{k}{I_G} \delta = 0 \quad 1.11$$

L'espressione ottenuta è un'equazione differenziale lineare ordinaria del secondo ordine che ammette la soluzione generale

$$\delta = A \sin\left(\sqrt{\frac{k}{I_G}} t\right) + B \cos\left(\sqrt{\frac{k}{I_G}} t\right) \quad 1.12$$

dove  $A$  e  $B$  sono costanti. Imponendo le condizioni al contorno  $\delta(0) = \delta_{\max}$  e

$$\frac{d\delta}{dt}(0) = 0 \text{ si trova } A = 0 \text{ e } B = \delta_{\max}, \text{ dunque}$$

$$\delta = \delta_{\max} \cos\left(\sqrt{\frac{k}{I_G}} t\right) \quad 1.13$$

La 1.13 è l'equazione dell'oscillatore armonico di pulsazione

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{I_G}} \quad 1.14$$

Per poter invertire la relazione appena trovata e ricavare  $I_G$  è necessario conoscere il coefficiente elastico  $k$  della molla di torsione. Per far ciò si può misurare la pulsazione di un corpo il cui momento d'inerzia è facilmente calcolabile (da qui in poi chiamato blocco campione), come una barra o un cilindro, per il quale scriviamo

$$k = I_{G_{\text{campione}}} \omega_{\text{campione}}^2 \quad 1.15$$

Sostituendo quindi nella 1.14 si ricava il momento d'inerzia incognito

$$I_G = I_{G_{\text{campione}}} \left( \frac{\omega_{\text{campione}}}{\omega} \right)^2 = I_{G_{\text{campione}}} \left( \frac{T}{T_{\text{campione}}} \right)^2 \quad 1.16$$

Dove  $I_{G_{\text{campione}}}$  è il momento d'inerzia del blocco campione,  $T_{\text{campione}}$  è il suo periodo di oscillazione e  $T$  quello dell'oggetto di cui vogliamo trovare il momento d'inerzia  $I_G$ .

Per applicare il metodo appena descritto al velivolo sono necessari quattro passi fondamentali: pesatura del velivolo, individuazione del baricentro  $G$ , taratura della bilancia di torsione con l'ausilio del blocco campione e infine la misura del suo periodo di oscillazione.

La massa del modello pronto al volo è stata misurata con una bilancia elettronica la cui risoluzione è di 1 gr. Sono state effettuate tre pesate la cui media ha fornito la massa di 2,962 kg.

Per trovare il baricentro del modello si è proceduto nel modo seguente: poiché esso è quasi simmetrico rispetto all'asse longitudinale (asse x), si può supporre con ottima approssimazione che il baricentro stia su esso. La posizione longitudinale è invece

determinata quando, sospendendo il velivolo in un unico punto, esso rimane in orizzontale come in figura 1.53.

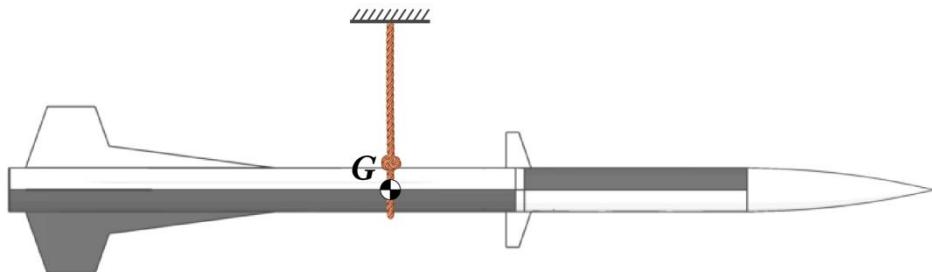


figura 1.53: Ricerca della posizione longitudinale del baricentro

Nella pratica la molla di torsione è un filo in acciaio armonico da 0,6 mm di diametro, lungo 50 cm, la cui linearità è stata verificata nell'intervallo  $\pm 90^\circ$ . Ai suoi capi sono stati saldati perpendicolarmente due tondini di acciaio che aiutano il fissaggio al modello e al supporto fisso.

Il blocco campione che ha permesso di trovare la costante elastica  $k$  della molla è un cilindro in PVC con le seguenti caratteristiche:

$$M \text{ [kg]} = 0,873$$

$$L \text{ [m]} = 0,37225$$

$$R \text{ [m]} = 0,02555$$

$$I_{G_{\text{campione}}} = M \left( \frac{1}{4} R^2 + \frac{1}{12} L^2 \right) \text{ [kg m}^2\text{]} = 0,0102234$$

Il blocco campione è stato sospeso sul baricentro, ruotato di  $45^\circ$  e poi lasciato libero di oscillare (figura 1.54). Sono state effettuate cinque differenti misurazioni cronometrando il tempo  $t_i$  necessario a effettuare  $n$  oscillazioni e poi mediando il risultato per ottenere il periodo della singola oscillazione  $T_i$ . Ciò diminuisce l'errore dovuto all'uso manuale del cronometro. Infine anche i cinque risultati sono stati mediati per ottenere il periodo campione  $T_{\text{campione}}$ .

N° di oscillazioni misurate n	Tempo totale $t_i$ [s]	Periodo $T_i$ [s]	Periodo campione $T_{\text{campione}}$ [s]
1	1'44"54	6,9693	
2	1'44"68	6,9786	
3	1'44"74	6,9827	→
4	1'44"71	6,9807	
5	1'44"79	6,9860	6,9795

tabella 1.12: Misurazione del periodo campione

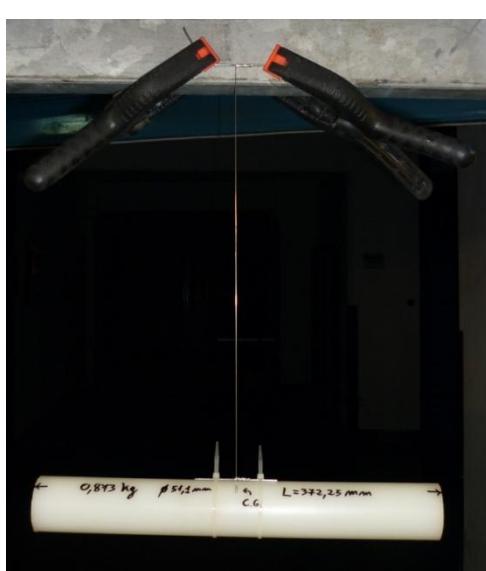


figura 1.54: Calibrazione del pendolo di torsione



figura 1.55: Determinazione del momento d'inerzia dell'asse x

Al fine di trovare i momenti d'inerzia lungo i tre assi del modello, l'esperimento è stato eseguito tre volte: le prime due per gli assi y e z con la configurazione presentata a sinistra in figura 1.52, la terza per l'asse x con quella a destra (figura 1.55). La modalità di svolgimento degli esperimenti è stata identica a quella utilizzata per il blocco campione. Una volta trovato il periodo medio della singola oscillazione  $T$  è stato possibile trovare il momento d'inerzia con l'ausilio dell'equazione 1.16.

Asse x					
N° di oscillazioni misurate $n$	Tempo totale $t_i$	Periodo $T_i$ [s]	Periodo medio $T$ [s]	Momento d'inerzia $I_{x_G}$ [kg m <sup>2</sup> ]	
1	10	41''63	4,163		
2	10	41''52	4,152		
3	10	41''27	4,127	→	4,145
4	10	41''48	4,148		
5	10	41''37	4,137		

tabella 1.13: Misurazione del momento d'inerzia per l'asse di rollio x

Asse y					
N° di oscillazioni misurate $n$	Tempo totale $t_i$	Periodo $T_i$ [s]	Periodo medio $T$ [s]	Momento d'inerzia $I_{y_G}$ [kg m <sup>2</sup> ]	
1	2	1'39''01	49,51		
2	2	1'38''32	49,16		
3	2	1'39''78	49,89	→	49,536
4	2	1'39''60	49,80		
5	2	1'38''63	49,32		

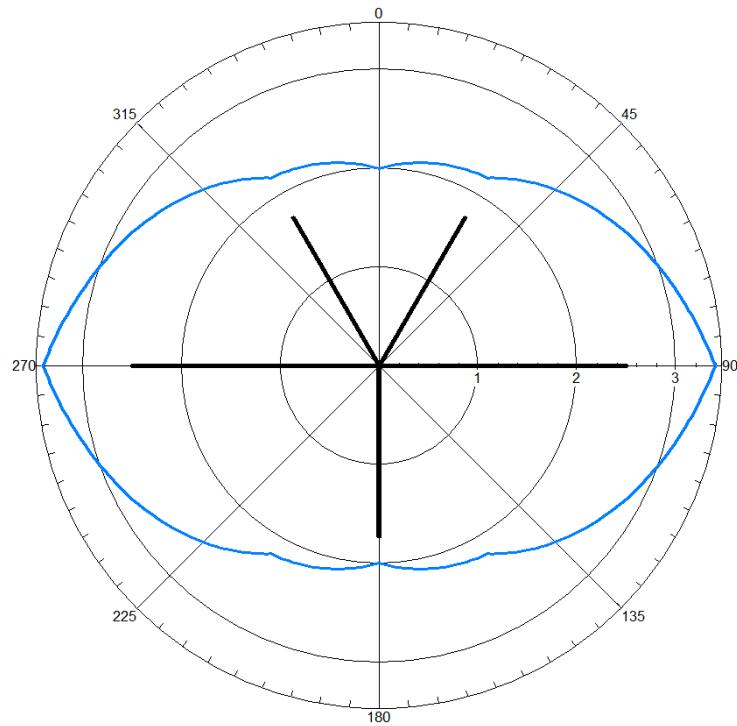
tabella 1.14: Misurazione del momento d'inerzia per l'asse di beccheggio y

Asse z					
N° di oscillazioni misurate $n$	Tempo totale $t_i$	Periodo $T_i [s]$	Periodo medio $T [s]$	Momento d'inerzia $I_{zG} [\text{kg m}^2]$	
1	2	1'39"85	49,93		
2	2	1'40"32	50,16		
3	2	1'40"73	50,37	→	50,122
4	2	1'39"78	49,89		
5	2	1'40"51	50,26		

tabella 1.15: Misurazione del momento d'inerzia per l'asse di imbardata z

### 1.3.7 Stabilità statica

Le modifiche mutano la stabilità statica variando la posizione di centro di pressione e baricentro. Il baricentro avanza verso l'ogiva sia a causa del peso dei dispositivi elettronici aggiunti nella parte anteriore, sia per la maggior lunghezza del modello. Il centro di pressione varia in maniera differente: rimane all'incirca nella stessa posizione per angoli di imbardata, mentre, per la presenza delle alette canard, si sposta in avanti per angoli di incidenza  $\alpha$ . Ripetendo l'analisi di stabilità con il software Rocksim 7, come già fatto nel paragrafo 1.2.3, si ottiene il seguente risultato:



1.56: Distanza adimensionale tra baricentro e centro di pressione del modello Intruder PML modificato con motore installato.

L'analisi del grafico mostra che la distanza tra CP e CG aumenta per l'asse di imbardata a causa dell'avanzamento del baricentro, ma diminuisce per l'asse di beccheg-

gio perché il canard sposta parecchio in avanti il centro di pressione. Nel complesso il modello è comunque stabile, ma al decollo potrà sopportare minori intensità di vento trasversale. Riferendoci nuovamente alla curva Nike Smoke della figura 1.28, si trova che l'incidenza che porta il velivolo ad avere una distanza adimensionale tra CP e CG pari a uno è di  $17^\circ$ . Inoltre la velocità di uscita dalla rampa di lancio, come si vedrà dalle simulazioni presentate a seguito, è di 26 m/s

$$\alpha = \operatorname{tg}^{-1} \left( \frac{V_w}{V} \right) \rightarrow V_w = V \operatorname{tg}(\alpha) = 26 \operatorname{tg}(17^\circ) = 7,95 \text{ m/s} \quad 1.17$$

Dunque è possibile volare in sicurezza fintantoché l'intensità trasversale del vento non superi gli 8,6 m/s.

### 1.3.8 Stabilità dinamica

Il comportamento dinamico dell'intruder PML è differente da quello di un razzo di forma classica poiché esiste un unico piano di simmetria invece degli usuali due. Ciò comporta un accoppiamento tra il moto laterale e quello direzionale. L'analisi dinamica è stata eseguita utilizzando la teoria lineare delle piccole perturbazioni e aggiungendo le seguenti ipotesi:

- Il velivolo è un corpo rigido di massa costante dotato di un piano di simmetria
- La terra è supposta piatta e solidale allo spazio inerziale.
- Si trascurano gli effetti giroscopici.

Per la stima delle derivate di stabilità e di controllo è stato utilizzato il codice di calcolo Digital DATCOM sviluppato dalla McDonnel Douglas. Il Digital DATCOM implementa tutti i metodi semiempirici del compendio dati “USAF Stability and Control DATCOM”.

L'input è fornito al software attraverso alcuni comandi in linguaggio fortran che comprendono le condizioni di volo e le caratteristiche geometriche del velivolo. Terminata la sessione di calcolo viene prodotto un rapporto in forma testuale.

Il Digital DATCOM è pensato per gli aeroplani, e non è in grado di gestire contemporaneamente tutte le superfici aerodinamiche presenti nel razzo. Si è quindi eseguita l'analisi sulle singole parti sommando poi i contributi. Questo modo di procedere è lecito perché il canard è distante più di quattro corde medie aerodinamiche dalle alette di coda e quindi il suo effetto su esse è da ritenersi trascurabile. Fa eccezione il coefficiente di resistenza, il cui valore dipende anche dall'interferenza tra le superfici e la fusoliera, il totale non viene quindi dalla somma dei singoli componenti ma è stato ricavato con il software Rocksim 7 che contiene un tool dedicato allo scopo.

Le due alette grandi e il canard sono state modellate come un'ala, le due alette piccole superiori come un piano di coda dotato di diedro a  $60^\circ$  e l'aletta piccola inferiore come piano di coda verticale. Ad ulteriore conferma, tutti i risultati sono stati confrontati calcolando manualmente le derivate di stabilità con i classici metodi approssimati della dinamica del volo e, ove disponibili, con dati sperimentali. Il confronto ha per-

messo di constatare che le derivate  $C_{Y_\beta}$ ,  $C_{N_\beta}$ ,  $C_{L_p}$  e  $C_{Y_p}$  riferite alle alette modellate come ala con diedro, presentavano valori incoerenti. Per ovviare al problema si sono ricostruite le derivate doppie manipolando i risultati del piano di coda verticale, che ha la stessa forma in pianta:

$$C_{Y_{\beta \text{ htail}}} = 2 \cdot \sin(60^\circ) \cdot C_{Y_{\beta \text{ vtail}}}$$

$$C_{Y_{\beta \text{ vtail}}} = 2 \cdot \sin(60^\circ) \cdot C_{Y_{\beta \text{ vtail}}}$$

$$C_{l_{p \text{ htail}}} = 2 \cdot C_{L_{p \text{ vtail}}}$$

$$C_{Y_{p \text{ htail}}} = -2 \cdot \sin(60^\circ) \cdot C_{Y_{p \text{ vtail}}}$$

Segno opposto

$$C_{N_{r \text{ htail}}} = 2 \cdot \sin(60^\circ) \cdot C_{N_{r \text{ vtail}}}$$

$$C_{L_{r \text{ htail}}} = -2 \cdot \sin(60^\circ) \cdot C_{L_{r \text{ vtail}}}$$

Segno opposto

In tabella 1.16 si elencano le derivate di stabilità e la derivata di controllo. Tutte le derivate sono adimensionaliizzate rispetto al diametro e alla sezione della superficie maestra di fusoliera.

	<b>Body</b>	<b>Alette grandi (wing)</b>	<b>Aletta piccola inferiore (Vertical Tail)</b>	<b>Alette piccole superiori Horizontal tail</b>	<b>Canard</b>	<b>Totale</b>
$C_{D0}$	0,323	0,078	0,023	0,047	0,008	- <sup>8</sup>
$C_{L_\alpha}$	0,78	5,48	0,0	2,98	1,45	28,58
$C_{M_\alpha}$	18,50	-101,0	0,0	-54,4	16,2	-120,7
$C_{D_\alpha}$	$\cong 0$	$\cong 0$	$\cong 0$	$\cong 0$	$\cong 0$	$\cong 0$
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
$C_{M_{\dot{\alpha}}}$	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
$C_{Y_\beta}$	-1,95	0,0	-6,4	$\rightarrow$ <b>-11,08</b>	0,0	-19,43
$C_{N_\beta}$	-1,85	0,0	44,6	$\rightarrow$ <b>77,25</b>	0,0	120,0
$C_{L_\theta}$	0,0	0,0	3,63	-5,60	0,0	-1,97
$C_{L_a}$	0,0	196,0	0,0	116,0	-30,75	281,25
$C_{M_a}$	0,0	-589,7	0,0	-662,0	-69,6	-1321,3
$C_{L_n}$	0,0	-28,7	-5,2	$\rightarrow$ <b>-10,4</b>	-9,0	-53,3
$C_{Y_n}$	0,0	0,0	3,89	$\rightarrow$ <b>-6,74</b>	0,0	-2,85
$C_{N_n}$	0,0	0,0	-28,55	46,9	0,0	18,35
$C_{N_r}$	0,0	0,0	-621,0	$\rightarrow$ <b>-1075,6</b>	0,0	-1696,6
$C_{L_r}$	0,0	0,0	-50,0	$\rightarrow$ <b>86,60</b>	0,0	36,60
$C_{L_\delta}$	-	-	-	-	1,45	1,45

tabella 1.16: Derivate di stabilità e di controllo. In grassetto le derivate ricostruite

Per eseguire l'analisi dinamica si è ricorso al classico modello matematico lineare a sei gradi di libertà descritto dalle equazioni 1.18 e 1.19 che è stato semplificato tenendo conto che:

---

<sup>8</sup> Il totale non viene dalla somma dei singoli componenti ma è contemplata anche la resistenza di interferenza

- Gli assi corpo sono coincidenti con gli assi principali d'inerzia ( $I_{xz} = 0$ ).
- L'unica derivata di controllo è  $C_{l_\delta}$

Poiché le equazioni longitudinali e latero-direzionali sono disaccoppiate, è possibile studiare separatamente i due casi.

Lo studio del sistema autonomo con l'aiuto del software Matlab ha permesso di trovare i modi propri. Gli autovalori delle matrici  $A$  riportati in tabella 1.17 indicano stabilità, frequenza e smorzamento dei modi. Gli autovalori complessi e coniugati si uniscono tra loro formando un modo oscillatorio del secondo ordine. La parte reale negativa indica un modo stabile. Per ogni modo oscillatorio è possibile trovare il periodo  $T = 2\pi/Im$  e lo smorzamento  $\xi = -Re/\sqrt{Im^2 + Re^2}$  dove  $Re$  e  $Im$  sono la parte reale e quella immaginaria dell'autovalore. Per i modi del primo ordine è invece definibile il tempo al dimezzamento (o al raddoppio se il modo è instabile)  $t = \log(2)/Re$

	<b>Autovalori</b>	<b>Frequenza e smorzamento</b>
Longitudinali	−1.3782 + 11.5196 <i>i</i>	$\begin{cases} T = 0,54s \\ \xi = 0,120 \end{cases}$
	−1.3782 − 11.5196 <i>i</i>	$\begin{cases} t_2 = 0,76s \\ t_2 = 1,54s \end{cases}$
	0.3922	
	0.1952	
Latero-direzionali	−1.1555 + 9.0664 <i>i</i>	$\begin{cases} T = 0,69s \\ \xi = 0,128 \end{cases}$
	−1.1555 − 9.0664 <i>i</i>	$\begin{cases} t_2 = 1,56s \\ t_{1/2} = 0,058s \end{cases}$
	0.1928	
	−5.1950	

tabella 1.17: Autovalori

	<b>Autovettori</b>
Longitudinali	$10^3 \cdot \begin{pmatrix} -0.0002 - 0.0106i & -0.0002 + 0.0106i & 1.2658 & 0.0006 \\ -0.8858 - 0.1232i & -0.8858 + 0.1232i & -0.0000 & -0.0025 \\ 0.0010 - 0.0082i & 0.0010 + 0.0082i & 0.0000 & 0.0002 \\ -0.8957 & -0.8957 & 0.0046 & 1.2658 \end{pmatrix}$
Latero-direzionali	$10^3 \cdot \begin{pmatrix} -0.0024 - 0.0003i & -0.0024 + 0.0003i & -0.0000 & 0.0013 \\ 0.0000 - 0.0000i & 0.0000 + 0.0000i & -0.0000 & -0.0105 \\ -0.0000 + 0.0000i & -0.0000 - 0.0000i & -0.0000 & 0.0000 \\ 1.2658 & 1.2658 & -1.2658 & 1.2658 \end{pmatrix}$

tabella 1.18: Autovettori (per colonne) 1.2658

Sia per il moto longitudinale che per quello latero - direzionale si trovano dei modi oscillatori all'incirca della stessa frequenza e smorzamento. Questi modi sono stabili e si estinguono velocemente. Gli altri modi sono tutti del primo ordine: tre sono instabili ma evolvono molto lentamente, uno è stabile e molto veloce: è lo smorzamento della velocità di rollio, conosciuto come rolling convergence. In definitiva si può affermare che il velivolo è dinamicamente stabile per l'intera durata del volo, visto che i modi instabili hanno effetti percepibili soltanto su periodi molto più lunghi.

$$\begin{pmatrix} D\hat{V} \\ D\alpha \\ D\hat{q} \\ D\theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{C_{T_V} \cos(\alpha_T) - C_{DV} + 2C_{We} \sin\gamma_e}{2\mu} & \frac{C_{Le} - C_{D\alpha}}{2\mu} & 0 & \frac{-C_{We} \cos(\gamma_e)}{2\mu} \\ -\frac{C_{T_V} \sin(\alpha_T) + C_{LV} + 2C_{We} \cos(\gamma_e)}{2\mu + C_{L\alpha}} & -\frac{C_{L\alpha} + C_{De}}{2\mu + C_{L\alpha}} & \frac{2\mu - C_{Lq}}{2\mu + C_{L\alpha}} & \frac{-C_{We} \sin(\gamma_e)}{2\mu + C_{L\alpha}} \\ \frac{1}{\hat{I}_y} \left[ C_{mv} - \frac{C_{m\alpha} (C_{T_V} \sin(\alpha_T) + C_{LV} + 2C_{We} \cos(\gamma_e))}{2\mu + C_{L\alpha}} \right] & \frac{1}{\hat{I}_y} \left[ C_{ma} - \frac{C_{m\alpha} (C_{L\alpha} + C_{De})}{2\mu + C_{L\alpha}} \right] & \frac{1}{\hat{I}_y} \left[ C_{mq} + \frac{C_{m\alpha} (2\mu - C_{Lq})}{2\mu + C_{L\alpha}} \right] & \frac{-C_{m\alpha} C_{We} \sin(\gamma_e)}{\hat{I}_y (2\mu + C_{L\alpha})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

In forma compatta

$$\dot{x}_{long} = A_{long} x_{long}$$

1.18

$$\begin{pmatrix} D\beta \\ D\hat{p} \\ Df \\ D\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{C_{Y\beta}}{2\mu} & \frac{C_{Yp}}{2\mu} & \frac{C_{Yr} - \frac{2\mu}{AR}}{2\mu} & \frac{C_{We} \cos(\gamma_e)}{2\mu} \\ \frac{C_{l\beta}}{\hat{I}'_x} & \frac{C_{lp}}{\hat{I}'_x} & \frac{C_{lr}}{\hat{I}'_x} & 0 \\ \frac{C_{n\beta}}{\hat{I}'_z} & \frac{C_{np}}{\hat{I}'_z} & \frac{C_{nr}}{\hat{I}'_z} & 0 \\ 0 & \frac{1}{AR} & \frac{1}{AR} \operatorname{tg}(\gamma_e) & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \hat{p} \\ f \\ \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \delta$$

Con  $\hat{I}'_x = A\hat{I}_x$  e  $\hat{I}'_y = A\hat{I}_y$

In forma compatta

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat} x_{lat} + B_{lat} \delta$$

1.19

### 1.3.9 Simulazione di volo

Per predire il comportamento in volo si è eseguita, come già fatto nel paragrafo 1.2.5, una simulazione di volo con il software Rocksim 7. Per poter confrontare i risultati con il modello non modificato, si è impostato anche questa volta un vento trasversale di 7m/s. I risultati della simulazione con i dettagli in forma testuale sono riportati a seguito, i grafici di quota, velocità e accelerazione in figura 1.57 e in figura 1.58.

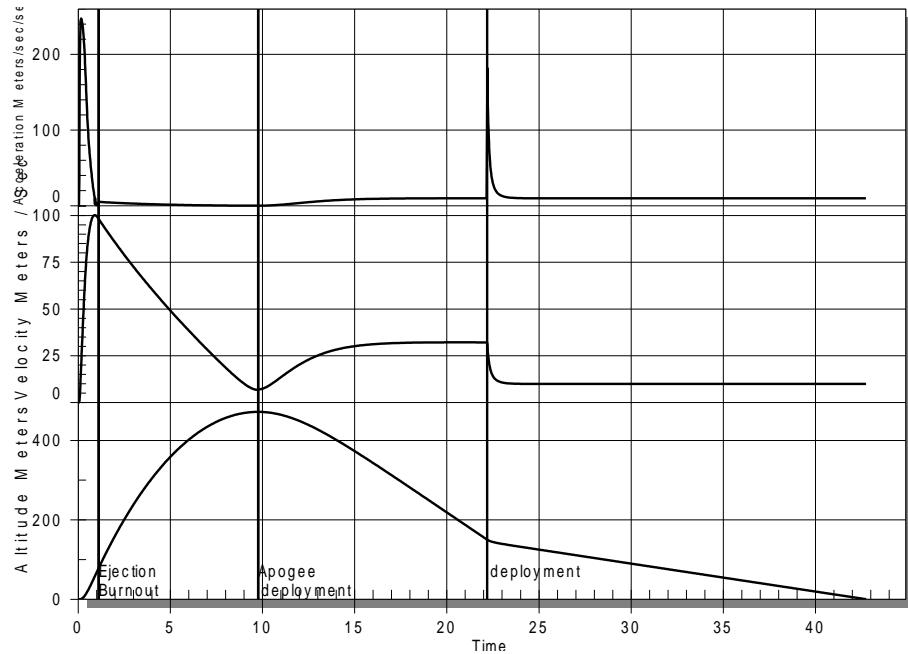


figura 1.57: Simulazione di volo del modello Intruder PML modificato dal lancio all'atterraggio

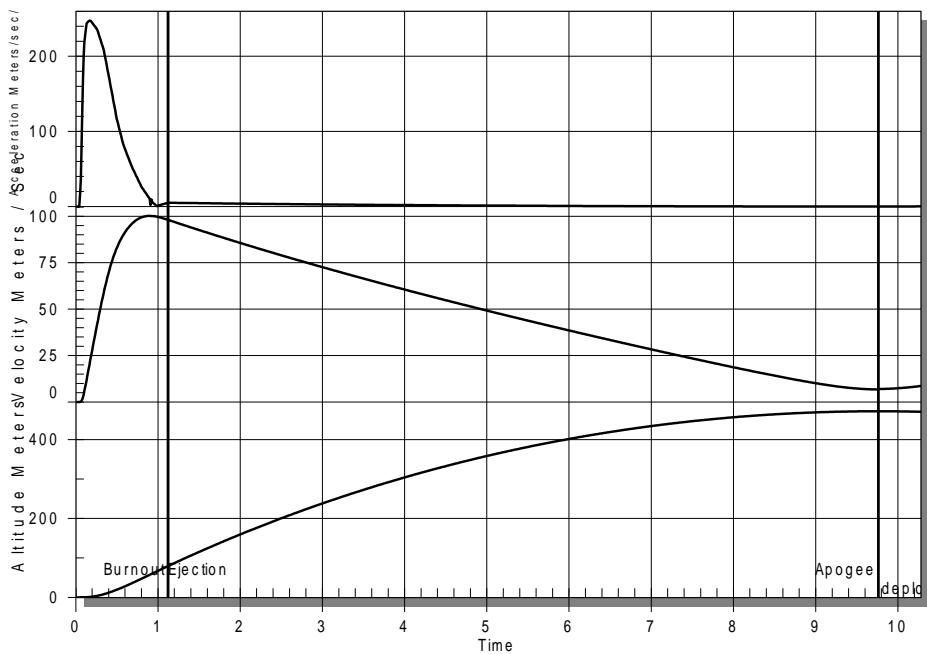


figura 1.58: Simulazione di volo del modello Intruder PML modificato dal lancio all'apogeo

## 2 Il propulsore a razzo

L'endoreattore a propellente solido oggetto di questo capitolo è stato realizzato in un periodo antecedente al presente lavoro di tesi. La sua versatilità ha tuttavia permesso di utilizzarlo per tutte le prove sperimentali descritte nel capitolo 4.

In questo capitolo se ne descrive il progettato, la realizzazione e il test.

Le informazioni che riguardano il propellente sono state tratte dalla mia tesi di laurea triennale "Formulazione e caratterizzazione di un propellente composito".

### 2.1 Progetto e realizzazione del motore

Il motore è stato progettato per un uso generale su diversi modelli in mio possesso.

Le specifiche di progetto sono:

- Impulso totale di 350 Ns
- Spinta media di 350 N
- Diametro esterno 38 mm (uno dei diametri standard)

Si è partiti da un hardware commerciale già pronto che comprende una camera di combustione cilindrica e una chiusura posteriore garantite per pressioni fino a 2500psi (170 atm). Il kit comprende anche liner<sup>9</sup> in cartone fenolico per l'isolamento termico, i casting tubes<sup>10</sup> e gli anelli elastici per la ritenuta delle parti interne.

L'hardware ha un diametro esterno di 38 mm ed è disponibile in diverse lunghezze (figura 2.1).



figura 2.1: Hardware per motori a razzo di diversi diametri e lunghezze

Prima di tutto, a partire dall'impulso totale, si è stabilita quale massa di propellente

---

<sup>9</sup> Il liner isola le pareti della camera di combustione dal calore del propellente. Va sostituito a ogni accensione

<sup>10</sup> Il casting tube, anche conosciuto come inibitore, è un sottile tubo in cartone con la duplice funzione di fare da stampo per la preparazione del propellente e inibire le pareti esterne del propellente perché non si accendano.

fosse necessaria e che ingombro avrebbe comportato, successivamente si è disegnata la geometria del propellente e l'ugello per ottenere la spinta media richiesta. Per il progetto sono state assunte le seguenti ipotesi semplificative di razzo ideale:

1. Il propellente e i gas di combustione sono omogenei.
2. I prodotti di combustione seguono la legge dei gas perfetti.
3. Non esiste attrito tra il flusso di gas e il resto del motore.
4. La combustione e il flusso nel motore e nell'ugello sono adiabatici.
5. L'espansione del flusso nell'ugello è uniforme e senza onde d'urto o discontinuità.
6. Il flusso nell'ugello è monodimensionale.
7. Velocità, pressione, temperatura e densità del flusso sono uniformi lungo ogni sezione normale all'asse dell'ugello.
8. La composizione chimica che si stabilisce in camera di combustione non cambia nel tempo (frozen flow).

### 2.1.1 Il propellente e la camera di combustione

Il propellente scelto utilizza nitrato di potassio come ossidante e destrosio, una particolare forma di zucchero, come combustibile. Questa scelta è suggerita da ottime caratteristiche di sicurezza, disponibilità ed economia delle materie prime, unite alle buone prestazioni ottenibili. Si ripropongono qui a seguito le caratteristiche trovate durante il lavoro di tesi della laurea triennale.

La formulazione che garantisce un buon bilanciamento tra impulso specifico e lavorabilità del propellente è la proporzione 65% nitrato di potassio e 35% destrosio.

Questa miscela, una volta formata in grani solidi, ha velocità di combustione in funzione alla pressione (burn rate), descrivibile a tratti dalla legge di Saint Robert (equazione 2.1) come mostrato in figura 2.2 e tabella 2.1.

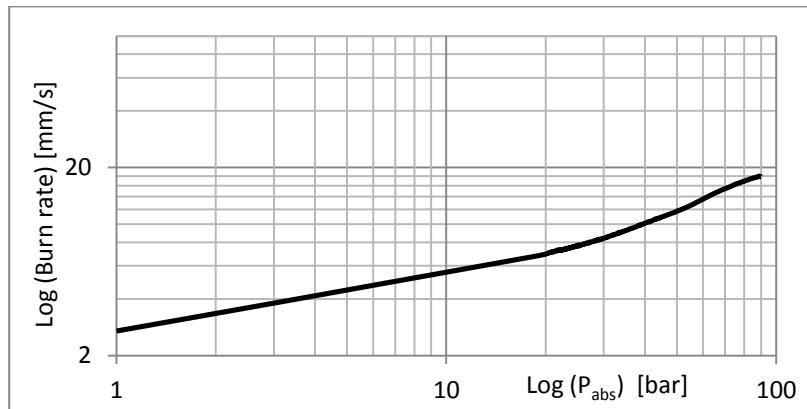


figura 2.2: Velocità di combustione al variare della pressione

$$r = aP_0^n \quad [\text{mm/s}]$$

2.1

<b>P<sub>assoluta</sub> (bar)</b>	<b>a</b>	<b>n</b>
1 -20	2,69	0,314
20 - 58	1,17	0,583
58 - 90	0,865	0,677

tabella 2.1: Velocità di combustione al variare della pressione

Densità  $\rho$ : 1,68 gr/cm<sup>3</sup>  
 Impulso specifico  $ISP$ : 115 s  
 T di combustione: 1433 °C  
 Massa molecolare dei gas combusti (@  $P = 70$  atm): 42,5  $\frac{gr}{mol}$   
 $k = C_p/C_v$ : 1,043

tabella 2.2: Altre caratteristiche

La quantità di propellente necessaria può essere stimata conoscendo l'impulso specifico. L'impulso specifico, oltre che dalla formulazione chimica e dal processo di produzione del propellente, dipende in modo non trascurabile anche dal tipo di ugello e dalla pressione in camera di combustione. Semplificando il problema, si può assumere che l'impulso specifico del propellente in questione sia di circa 120 s. Il valore presentato è la media degli impulsi specifici dei motori da me progettati e testati nel corso degli anni. Ovviamente questo valore andrà poi verificato effettuando delle simulazioni al computer e modificato se non coerente.

L'impulso specifico è l'impulso sprigionato per unità di peso di propellente. Invertendo la relazione si trova la massa del propellente necessario:

$$ISP = \frac{I_t}{m_p g} \rightarrow m_p = \frac{I_t}{ISP \cdot g} = \frac{350}{115 \cdot 9,81} = 0,31 \text{ kg} \quad 2.2$$

Nota la massa del propellente è possibile trovare il suo ingombro passando per la densità. Poiché il diametro della camera di combustione è imposto, l'unico parametro libero è la lunghezza. Tenendo conto dello spazio occupato dalla protezione termica e del foro centrale previsto dalla geometria del propellente, si trova che la lunghezza necessaria a stivare tutto il combustibile è di circa 290 mm. Visto questo dato si è acquistata la camera di combustione lunga 360 mm (figura 2.3) il cui spazio dedicato al propellente è di 300 mm.



figura 2.3: Camera di combustione, chiusura posteriore, guarnizioni e anello elastico

## 2.1.2 La balistica interna

La balistica interna studia i fenomeni che avvengono all'interno del motore durante il funzionamento. L'argomento di interesse per il progetto è la geometria del propellente.

te, da cui dipende l'andamento della spinta nel tempo. La forza sprigionata da un motore a razzo è infatti proporzionale al flusso di massa generato al suo interno, quindi alla superficie di propellente che brucia istante per istante. Man mano che il propellente si consuma la geometria cambia, variando la spinta.

Per ottenere una spinta costante bisogna utilizzare una geometria che mantenga costante la propria superficie al variare del tempo. La geometria prescelta è la BATES, il cui funzionamento è stato già spiegato in figura 1.10, la figura 2.4 ne mostra il singolo grano. Tale geometria ha una curva di spinta pseudo costante ed è molto diffusa perché semplice da realizzare.

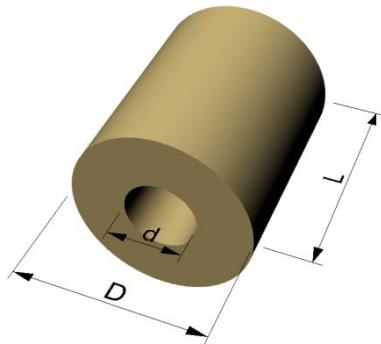


figura 2.4: Singolo grano della geometria BATES. La superficie esterna è inibita con una copertura resistente alla fiamma.

Il diametro  $d$  del foro interno va scelto in modo da evitare la combustione erosiva. Tale effetto si presenta quando il flusso di gas caldi ad alta velocità lambisce la superficie del propellente. L'articolo NASA SP-8039 "Solid rocket motor performance analysis and prediction" ha investigato sperimentalmente il fenomeno, dimostrando che esso non si manifesta quando il rapporto tra area del foro (port area) e area di gola dell'ugello è minore di 1,78. In base a esperienze precedenti si è posto  $d = 12 \text{ mm}$  che è un valore adeguato per diametri di ugello fino a:

$$1,78 \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} = \pi \cdot \frac{d_t^2}{4} \quad \rightarrow \quad d_t = \frac{d}{\sqrt{1,78}} = 9 \text{ mm} \quad 2.3$$

Nel caso la dimensione non fosse poi sufficiente sarà necessario eseguire un nuovo ciclo iterativo.

Utilizzando cinque grani di propellente, ognuno lungo 58 mm, si ottiene l'andamento della superficie di combustione in funzione dell'avanzamento della fiamma mostrato in figura 2.5. Il grafico è stato ottenuto supponendo che tutta l'area di propellente esposta si accenda contemporaneamente e che il fronte di fiamma proceda perpendicolarmente alla superficie.

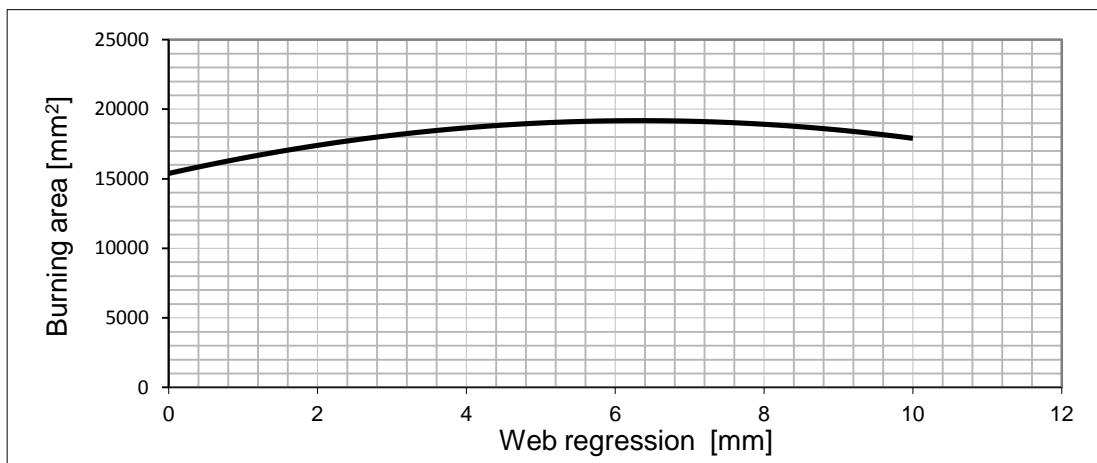


figura 2.5: Area totale di combustione la variare del consumo del propellente

### 2.1.3 L'ugello

Gli ugelli utilizzati per la propulsione a razzo sono di tipo convergente - divergente. La sezione convergente accelera il flusso di gas fino alla velocità del suono, il tratto divergente prosegue l'espansione in regime supersonico.

Per motivi di carattere pratico sia la sezione convergente che quella divergente sono stati realizzati con tratti conici adeguatamente raccordati nell'area di gola. Gli angoli scelti sono quelli standard<sup>11</sup> che sono un buon compromesso tra ragionevole lunghezza dell'ugello e gradualità di espansione: 45° per il convergente, 13° per il divergente.

I parametri da determinare riguardo l'ugello sono la sezione di gola e la sezione di uscita. Per il loro dimensionamento si è sfruttato il foglio di calcolo di nota affidabilità "SRM" sviluppato dall'ingegnere canadese Richard Nakka. Il codice calcola le prestazioni di un razzo ideale nota la geometria del motore e le caratteristiche del propellente. Le equazioni utilizzate sono le seguenti:

Pressione in camera di combustione

$$P_0 = \left[ \frac{A_b}{A^*} + \frac{a \cdot \rho_p}{\sqrt{\frac{k}{RT_0} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad 2.4$$

$P_0$  è la pressione in camera di combustione,  $A_b$  la superficie di propellente che brucia,  $A^*$  l'area di gola dell'ugello,  $\rho_p$  la densità del propellente,  $k$  il rapporto dei calori specifici,  $R$  la costante dei gas perfetti,  $a$  ed  $n$  i coefficienti della legge di Saint Ro-

<sup>11</sup> Da "Rocket Propulsion Elements" di George P. Sutton

bert di tabella 2.1,  $T_0$  la temperatura in camera di combustione che coincide con la temperatura adiabatica di fiamma del propellente.

Spinta prodotta

$$F = A^* \cdot P_0 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (P_e - P_a)A_e \quad 2.5$$

dove  $P_e$  e  $A_e$  sono pressione e area della sezione di uscita dell'ugello e  $P_a$  è la pressione atmosferica.

Utilizzando un diametro di gola di 8,5mm e un rapporto di espansione pari a 7 si ottengono le seguenti curve:

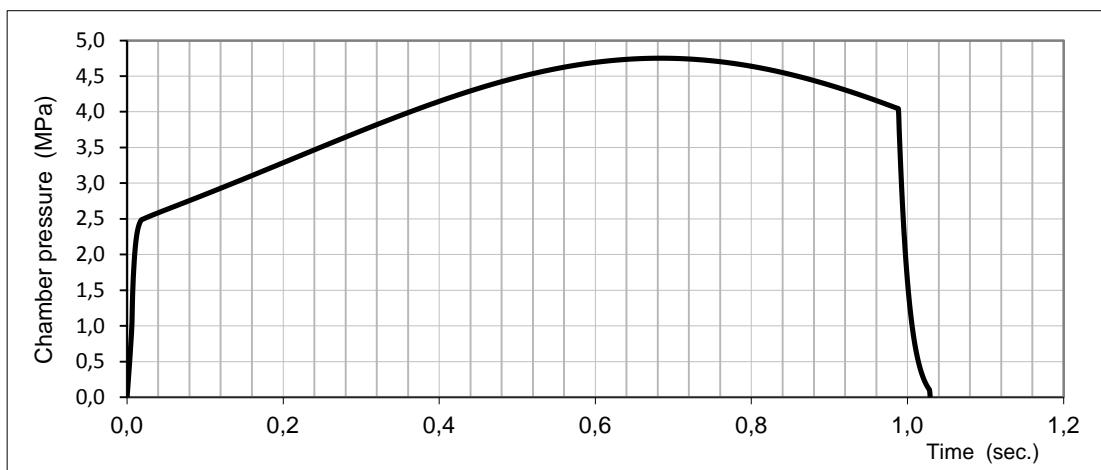


figura 2.6: Pressione in camera di combustione.

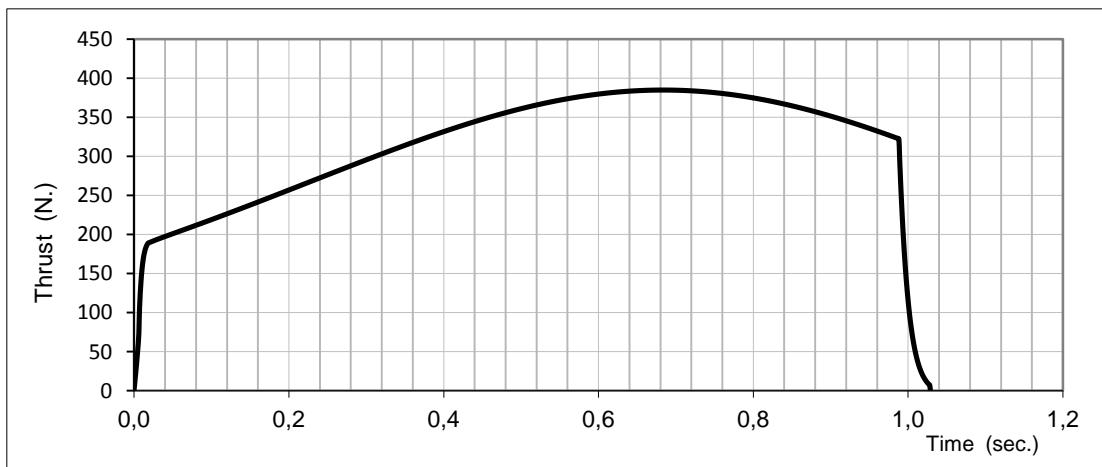


figura 2.7: Curva di spinta.

L'ugello è stato ricavato da un tondo di acciaio C45. La sua temperatura di fusione di 1550 °C e la breve durata dell'accensione fanno sì che possa essere utilizzato un numero illimitato di volte.

La tenuta è stata realizzata per mezzo di o-ring nitrilici (NBR) 70 shore A con diametro di sezione 2,62 mm in configurazione di radiale. L'NBR non è normalmente raccomandato per queste temperature, tuttavia il breve tempo di accensione unito alla grande capacità termica degli elementi che circondano le guarnizioni, lo rende sufficiente. La profondità delle gole è stata calcolata in modo da provocare uno schiacciamento dell'o-ring del 10%. Per evitare l'estruzione si è fatto ricorso al nomogramma di figura 2.8 che prescrive il massimo gioco dell'accoppiamento che evita il fenomeno.

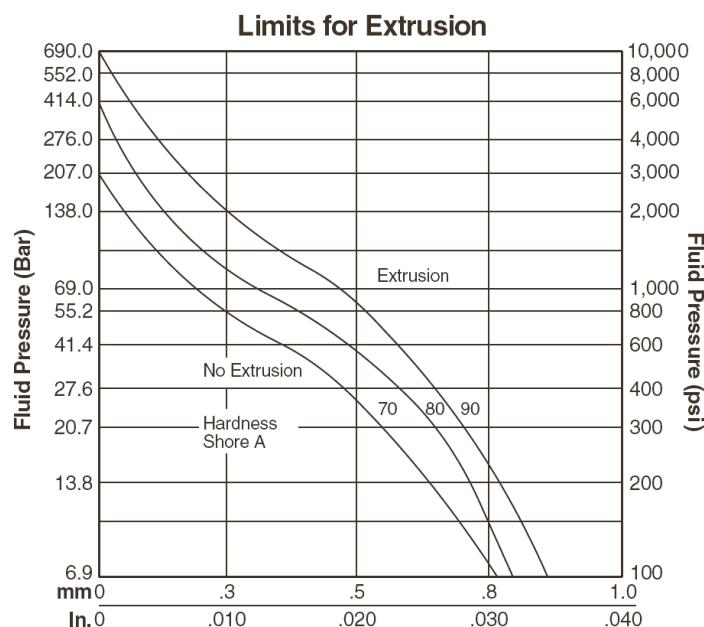


figura 2.8: Nomogramma per il calcolo del massimo gioco possibile tra gli elementi da sigillare<sup>12</sup>

Sul lato interno è stato previsto uno scalino che permette all'ugello di accoppiarsi con la protezione termica, in questo modo si evita che i gas caldi vadano a diretto contatto con le pareti del tubo motore.

La lavorazione è avvenuta al tornio parallelo (figura 2.10). Prima di tutto si sono create le cave per gli o-ring, poi si è proseguito con la lavorazione del tratto convergente, del tratto divergente e infine si è eliminato il materiale sovrabbondante formando il cono esterno. Il lavoro è terminato raccordando l'area di gola e lucidando a specchio la superficie con pasta abrasiva.

---

<sup>12</sup> Tratto dal manuale tecnico: "Parker O-Ring Hankbook"

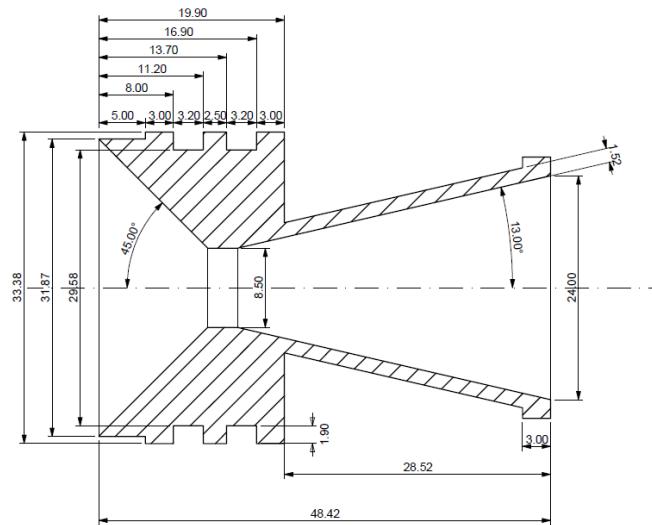


figura 2.9: Design finale dell'ugello

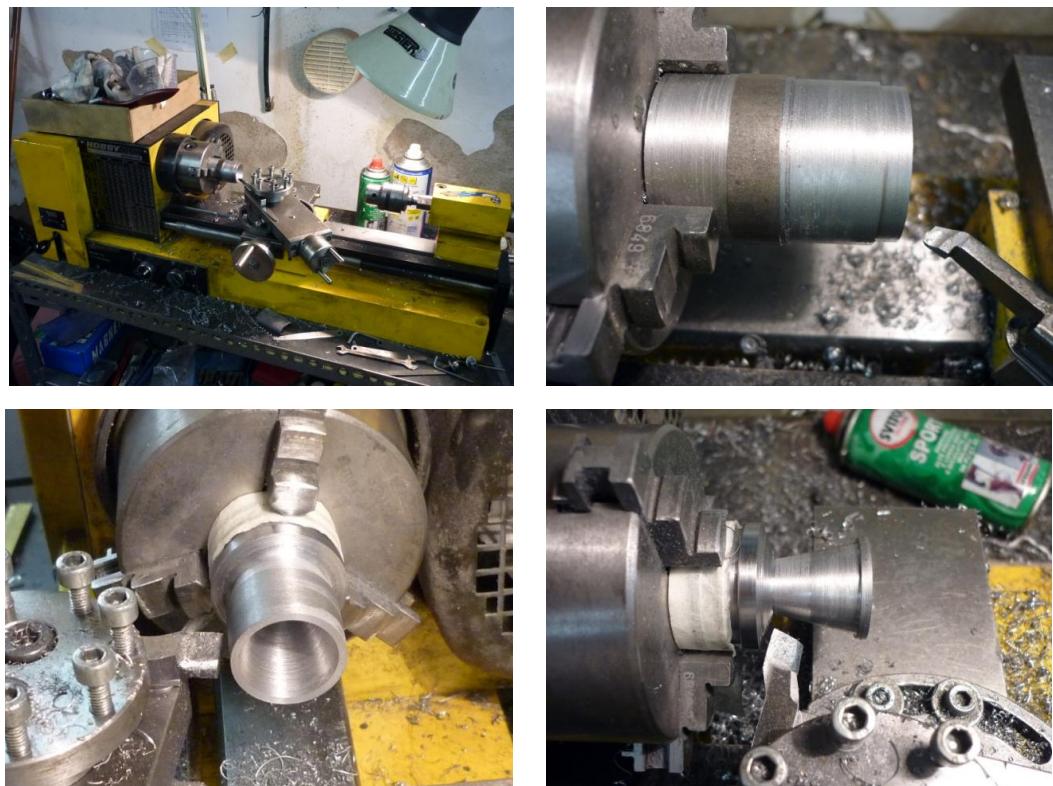


figura 2.10: Lavorazione dell'ugello

## 2.2 Prova al banco

Il collaudo del motore è avvenuto su un banco per prove statiche me costruito. Il banco è formato da un telaio che viene picchettato a terra e da una culla dotata di cella di carico su cui viene montato il motore. La spinta viene così trasformata in segnale elettrico che dopo essere stato amplificato giunge al sistema di acquisizione e quindi al PC.

La spinta rilevata è mostrata in figura 2.12.

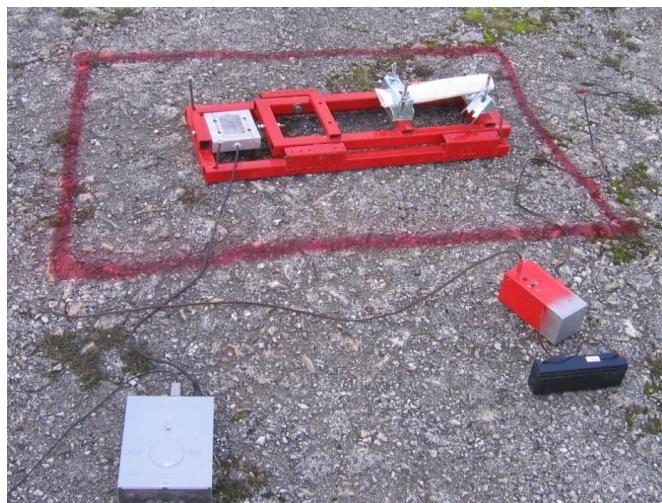


figura 2.11: Banco test , amplificatore (in basso a sx) e centralina di accensione (in basso a dx)

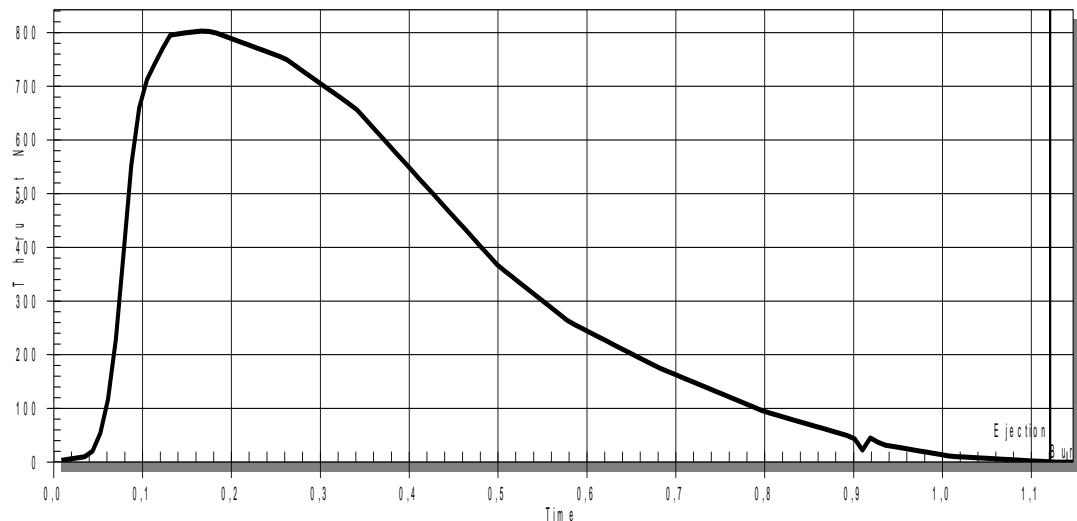


figura 2.12: Curva di spinta del motore rilevata al banco

Dal grafico si ricavano la spinta media, l'impulso totale che è l'area sottesa al grafico:  $F_{avg} = 315 \text{ N}$ ,  $I_t = 354 \text{ Ns}$ . L'impulso specifico si ricava dividendo l'impulso totale per il peso del propellente:  $ISP = 118 \text{ s}$ .

Sebbene la curva di spinta rilevata differisca di molto nella forma e nei valori massimi, la spinta media e l'impulso totale sono vicini a quelli di progetto.  
Per quanto detto nel paragrafo 1.1.2 questo motore può essere battezzato I315.

## 2.3 Scheda tecnica

Ecco riassunte tutte le caratteristiche tecniche del motore I315

### Propellente

Formulazione:  $\text{KNO}_3/\text{Destrosio}$  65/35

Geometria: BATES 5 grani con foro centrale da 12 mm

### Masse

Ugello: 102 gr

Chiusura anteriore: 45 gr

Camera di combustione: 237 gr

Propellente: 300 gr

Massa in ODV: 730 gr

### Dimensioni

Ugello: L 48,42 mm D 33,38 mm  $D_{\text{dola}}$  8,5 mm

Chiusura anteriore: L 17,00 mm D 33,38 mm

Tubo motore: L 360 mm Do 38 mm Di 33,5 mm

Camera di combustione: L 300 mm D 33,5 mm

### Caratteristiche di spinta

Impulso totale: 354 Ns

Spinta media: 315 N

Spinta massima: 800 N

Impulso specifico: 118 s

Tempo di accensione: 1 s



figura 2.13: Motore I315. Particolare dell'ugello di scarico.

# 3 Il sistema di controllo del rollio

Questo capitolo contiene l'argomento centrale della tesi di laurea: il controllo attivo del rollio e il dispositivo che lo attua. Oltre al compito primario, l'apparato deve ricostruire le condizioni di volo e memorizzarle insieme ad altre informazioni utili per una successiva analisi.

Nei paragrafi che seguono si analizzerà il problema del controllo, si delineerà la soluzione gettando le basi per l'implementazione e si mostrerà la realizzazione del prototipo.

## 3.1 Il controllo

Il progetto del controllore è cominciato studiando la genesi e l'entità del disturbo, sviluppando poi su questo dato la metodica d'intervento e gli algoritmi necessari. Ultimo passo prima dell'implementazione sul dispositivo reale è stata la verifica delle contromisure adottate mediante simulazioni computerizzate.

### 3.1.1 Analisi del problema e strategia di risoluzione

Il motivo per cui si vuole realizzare un controllo attivo del rollio è la tendenza dei modelli di razzo, anche di quelli costruiti accuratamente, a rollare spontaneamente durante il volo. Le cause sono per lo più imputabile a piccoli disallineamenti delle alette e della spinta del motore o, se il modello ha alette asimmetriche, a raffiche di vento. Volendosi concentrare su metodi di contrasto del rollio di tipo attivo, le alternative sono: un controllo di tipo aerodinamico, dotare cioè il modello di superfici mobili che creino un momento intorno all'asse longitudinale, oppure un controllo a reazione effettuato da motori vernieri, ad esempio del tipo a gas freddo ad alta pressione.

Vista la dimensione del modello coinvolto nel presente lavoro, la seconda strada sarebbe più complicata perché non esistono in commercio valvole miniaturizzate per alta pressione e dunque l'ingombro e il peso sarebbero insostenibili. Il controllo aerodinamico è invece di più semplice realizzazione.

La prima scelta da fare riguarda la collocazione delle superfici di controllo. Una soluzione è quella di rendere in parte mobili le alette di coda già esistenti, un'altra di aggiungere delle nuove, totalmente mobili, in un altro punto. Pro e contro di entrambe le soluzioni sono presentate in tabella 3.1.

	<i>Sfruttare le alette di coda</i>	<i>Aggiungere nuove alette</i>
<i>Pro</i>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La posizione del centro di pressione è poco influenzata.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Semplice collocazione di attuatore e meccanica.</li> <li>• Possibilità di limitare il momento di cerniera collocando correttamente il centro di rotazione delle alette.</li> <li>• Possibilità di spostare favorevolmente il baricentro (in avanti).</li> </ul>
<i>Contro</i>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La presenza del motore a razzo lascia poco spazio alla meccanica e all'attuatore.</li> <li>• L'aumento peso in coda diminuisce arretra il CG diminuendo la stabilità.</li> <li>• Le superfici andrebbero incernierate sul bordo anteriore, dunque l'attuatore dovrebbe contrastare per intero il momento di cerniera.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Il centro di pressione del razzo si sposta in avanti, ciò influenza negativamente sulla stabilità.</li> </ul>

*tabella 3.1: Pro e contro di due possibili collocazioni delle superfici mobili.*

Nella situazione considerata, la soluzione più semplice e più economica in termini di peso è aggiungere nuove alette appena sopra il vano paracadute. In questo modo è possibile installare il prototipo all'interno del vano elettronica modificando solamente la sezione superiore e lasciando pressoché intatta l'inferiore.

### 3.1.2 Progetto delle superfici di controllo

Progettare le alette di controllo significa stabilirne forma e dimensione in modo che siano capaci di contrastare il rollio spontaneo del razzo. Per far ciò si deve prima di tutto conoscere il momento (momento di disturbo) che genera la velocità di rollio indesiderata e su questo dato dimensionare le alette. Trovato un disegno efficace, bisogna infine stabilire in quale punto posizionare l'albero per avere momenti di cerniera compatibili con l'attuatore.

#### **Determinazione del momento di disturbo**

Il momento di disturbo, supposto di tipo aerodinamico, non è facile da misurare ma è possibile stimarne indirettamente l'ordine di grandezza conoscendo la velocità a cui rolla il velivolo in condizioni stazionarie.

Quando un razzo rolla a velocità costante  $p_{ss}$  esistono due momenti uguali e opposti: il momento che causa il rollio (il momento di disturbo che si vuole trovare) e il momento di smorzamento causato dalla variazione di incidenza sulle alette che la  $p$  fa nascere. Trovato quindi il momento di smorzamento, facilmente ricavabile dalle caratteristiche geometriche e aerodinamiche del razzo, si trova il momento di disturbo. La seguente equazione traduce in forma matematica quanto detto:

$$L_d = -L_p = -\frac{1}{2} \rho V^2 S D C_{l_p} \left( \frac{p_{ss} D}{2V} \right) \quad 3.1$$

dove  $L_d$  è il momento di disturbo,  $L_p$  è il momento causato dalla variazione di incidenza sulle alette,  $\rho$  è la densità dell'aria,  $V$  la velocità di volo,  $S$  e  $D$  la superficie e la lunghezza di riferimento (sezione e diametro della fusoliera),  $C_{l_p}$  la derivata del momento di rollio rispetto alla velocità di rollio adimensionale  $\frac{pD}{2V}$ .

### **Determinazione del $C_{l_p}$ del razzo**

Il  $C_{l_p}$  dell'intero velivolo è la somma dei  $C_{l_p}$  dei tre set di alette, indicati come large fins (LF), small fins (SF) e canard (C).

$$C_{l_p} = (C_{l_p})_{LF} + (C_{l_p})_{SF} + (C_{l_p})_C \quad 3.2$$

Poiché a questo stadio la geometria del canard non è nota, l'ultimo termine non può essere trovato. Per non trascurare questo contributo si aumenta allora il risultato del 10%. Questa stima approssimativa scaturisce dalla considerazione che le alette canard saranno sicuramente piccole rispetto alle restanti cinque grandi alette di coda.

Il calcolo della derivata  $C_{l_p}$  di una singola aletta si effettua come segue:

Quando il velivolo ruota a velocità  $p$ , si crea una velocità perpendicolare alle alette che, componendosi con la velocità di avanzamento  $V$ , ne modifica l'incidenza sezione per sezione.

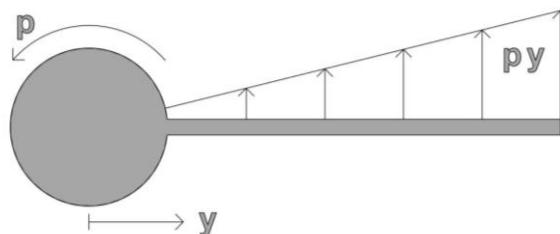


figura 3.1: Distribuzione circonferenziale di velocità

Per la generica sezione a distanza  $y$  dal baricentro, il coefficiente di momento di rollio è:

$$dC_l = \frac{dL_y}{\frac{1}{2} \rho V^2 SD} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_\alpha} \alpha(y) c(y) y dy}{\frac{1}{2} \rho V^2 SD} \quad 3.3$$

dove  $C_{L_\alpha}$  è la pendenza del tratto lineare della curva portanza - incidenza per il profilo dell'aletta,  $\alpha(y)$  e  $c(y)$  sono l'incidenza e la corda della sezione,  $S$  e  $D$  sono la sezione e il diametro della fusoliera.

Componendo vettorialmente la velocità di volo e quella  $py$  indotta dal rollio si trova la variazione di incidenza:

$$\alpha = \operatorname{tg}^{-1} \left( \frac{py}{V} \right) \quad 3.4$$

Per angoli inferiori ai  $15^\circ$ , come in questo caso, si può approssimare la tangente con l'angolo:

$$\alpha \approx \left( \frac{py}{V} \right) \quad 3.5$$

Integrando l'equazione 3.3 lungo l'apertura dell'aletta si ottiene

$$C_l = \frac{C_{L_\alpha} p}{V S D} \int_{y_1}^{y_2} c(y) y^2 dy = \frac{2D}{2D V S D} \frac{C_{L_\alpha} p}{V} \int_{y_1}^{y_2} c(y) y^2 dy \quad 3.6$$

L'espressione appena trovata è il coefficiente di momento di rollio di una singola aletta in funzione delle sue caratteristiche geometriche, aerodinamiche e della velocità angolare e lineare. Derivando la relazione 3.6 si ricava la derivata di smorzamento del rollio  $C_{l_p}$ , che dipende principalmente dalla forma delle alette, ma anche dal numero di Mach tramite il fattore di compressibilità di Prandtl-Glauert  $\sqrt{1-M^2}$

$$C_{l_p} = \frac{\partial C_l}{\partial \left( \frac{pD}{2V} \right)} = (C_{L_\alpha})_M \frac{2}{D^2 S} \int_{y_1}^{y_2} c(y) y^2 dy = \frac{(C_{L_\alpha})_{M=0}}{\sqrt{1-M^2}} \frac{2}{D^2 S} \int_{y_1}^{y_2} c(y) y^2 dy \quad 3.7$$

La seguente tabella riassume i  $C_{l_p}$  calcolati per i due gruppi di alette di coda

	$(C_{L_\alpha})_{M=0}$ per singola aletta
Alette piccole	$-\frac{25,01}{\sqrt{1-M^2}}$
Alette grandi	$-\frac{55,38}{\sqrt{1-M^2}}$

Tenendo conto del numero di alette e aggiungendo il 10% per le alette canard, si trova il coefficiente  $C_{l_p}$ .

$$C_{l_p} = 1,1 \left( -\frac{25,01}{\sqrt{1-M^2}} \cdot 3 - \frac{55,38}{\sqrt{1-M^2}} \cdot 2 \right) = -\frac{204,4}{\sqrt{1-M^2}} \quad 3.8$$

### **Dimensionamento delle alette canard**

Ora che si conosce il  $C_{l_p}$ , e quindi tramite la relazione 3.1 il momento di disturbo, si possono dimensionare le alette. Quando ruotate alla deflessione massima, le alette canard devono produrre un momento uguale e opposto al momento di disturbo, cioè:

$$2 \cdot L_c = -L_d \quad 3.9$$

Esplicitando i due termini

$$2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S_c y_{MAC_c} C_{L_{cmax}} = - \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S D C_{l_p} \left( \frac{pD}{2V} \right) \right) \quad 3.10$$

Il primo termine è il momento generato dalla coppia di alette canard. In questa espressione si è ipotizzato che il centro di pressione sia situato sulla corda media aerodinamica.  $S_c$  è la superficie del canard,  $y_{MAC_c}$  è la posizione della corda media aerodinamica del canard rispetto al baricentro,  $C_{L_{cmax}}$  il coefficiente massimo di portanza generabile dal canard.

A secondo membro oltre alla caratteristiche del modello, compaiono anche la velocità di volo  $V$  e la velocità angolare  $p$ .

Semplificando e dividendo tutto per  $SD$ , il secondo membro diventa  $C_l$

$$2 \cdot \frac{S_c y_{mac_c}}{SD} C_{L_c} = C_{l_p} \frac{pD}{2V} = C_l \quad 3.11$$

E' possibile esplicitare i termini del primo membro:

- Superficie della singola aletta in funzione della corda alla radice  $C_r$ , del rapporto di rastremazione  $\lambda$  e della larghezza  $b_c$ .

$$S_c = \frac{C_r}{2} (1 + \lambda) b_c \quad 3.12$$

- Distanza della corda media aerodinamica dal CG

$$y_{mac_c} = \frac{b_c}{3} \left( \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right) + \frac{D}{2} \quad 3.13$$

- Coefficiente di portanza massimo (da DATCOM 4.1.3.2-49)

$$C_{L_c} = \alpha_{\max} C_{L_{\alpha_c}} = \alpha_{\max} \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2 \beta^2}{k^2} + 4}} = \alpha_{\max} \frac{8\pi b_c}{C_r(1+\lambda) \left[ 2 + \sqrt{\left( \frac{4b_c \beta}{C_r(1+\lambda)k} \right)^2 + 4} \right]} \quad 3.14$$

con  $k = \frac{(C_{L_\alpha})_{M=0}}{2\pi\beta}$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}$$

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{(2b_c)^2}{2S_c} = \frac{2b_c^2}{S_c} = \frac{2b_{fin}^2}{\frac{C_r}{2}(1+\lambda)b_{fin}} = \frac{4b_c}{C_r(1+\lambda)}$$

Unendo le equazioni 3.12, 3.13 e 3.14 si ottiene la seguente espressione che lega il coefficiente di momento di rollio originabile dal canard all'angolo di incidenza massimo e alle caratteristiche geometriche dello stesso.

$$(C_l)_{canard} = \frac{8\pi b_c^2 \alpha_{\max}}{SD} \left[ \frac{b_c}{3} \left( \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right) + \frac{D}{2} \right] \cdot \frac{1}{2 + \sqrt{\left( \frac{4b_c \beta}{C_r(1+\lambda)k} \right)^2 + 4}} \quad 3.15$$

Conoscendo dunque il  $C_l$  che il canard deve generare e imponendo  $\lambda$ ,  $C_r$  e l'  $\alpha$  massimo di cui possono essere deflesse le alette senza stallare, l'unica incognita del problema rimane la larghezza della singola fin  $b_{fin}$ .

Per avere una stima della  $p$ , si sono analizzati dei modelli simili a quello utilizzato per questa tesi, con configurazione, velocità massima e tempi di volo comparabili, che durante il volo avessero una telecamera a bordo. Dalla visione dei video, prendendo dei riferimenti sul terreno, è stato possibile estrapolare le velocità di rollio.

<b>Modello</b>	<b>Costruttore</b>	<b>Data</b>	<b>Note</b>	<b><math>P_{ss}[giri/s]</math></b>	<b><math>P_{ss}[rad/s]</math></b>
Starfire	Vern Knowles	26/05/2007		0,25	1,57
Starfire	Vern Knowles	14/06/2007		0,144	0,9
AMRAAM 4	Adam Scibaiani	2/06/2007		0,25	1,57
MPC	A. Arcadipane	12/03/2005	Modello mal costruito	2,08	13
Black Sneer	A. Arcadipane	11/07/2010		0,27	1,69

tabella 3.2

L'esempio del My personal camera rappresenta un caso limite in cui sono presenti carichi esterni asimmetrici e alette allineate in maniera pressappochistica. Questi dati suggeriscono che i ratei massimi di rollio di modelli ben costruiti sono probabilmente al di sotto mezzo giro al secondo. E' apparso comunque saggio considerare valori di progetto più alti per far fronte ad eventuali imprevisti. Il dimensionamento avverrà sulla base delle seguenti considerazioni:

Alla massima velocità di volo il sistema di controllo deve essere in grado di contrastare il momento di disturbo, mentre alla minima velocità di volo, il modello deve poter manovrare a una  $p$  accettabile. La dimensione delle alette canard dipende dal più stringente dei due vincoli appena esposti.

Si è scelto come limite per la  $p$  il valore di 1 giro/s alla velocità di volo di 100m/s<sup>13</sup>.

Come  $p$  alla minima velocità di controllo si è scelto il ragionevole valore di 0,25 giri/s a 30m/s che, secondo le simulazioni con il software Rocksim, è circa la velocità di uscita dalla rampa di lancio per la motorizzazione scelta.

Dalle equazioni 3.11 e 3.8 è possibile risalire ai  $C_l$  che il canard deve generare nelle due condizioni

$p_{ss}$ [giri / s]	$p_{ss}$ [rad / s]	$V$ [m/s]	$ C_l $
1	6,28	100	0,3719
0,25	1,57	30	0,42

tabella 3.3

Il caso più stringente è quello a bassa velocità.

Si è scelto di impostare l'incidenza massima a 9° dopo aver ricostruito, attraverso i metodi semiempirici del Digital DATCOM, la curva portanza - deflessione di figura 3.2.

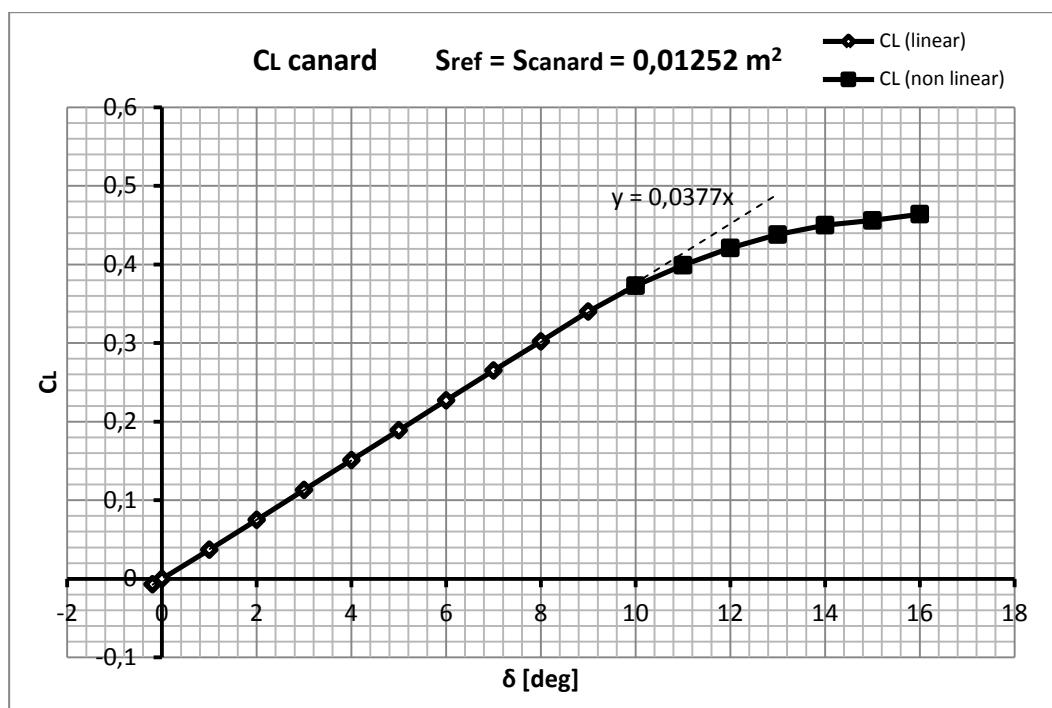


figura 3.2: Curva portanza - deflessione delle alette canard stimata con il codice di calcolo Digital DATCOM

<sup>13</sup> La velocità massima di volo secondo le simulazioni

Utilizzando l'equazione 3.11 e imponendo che la deflessione massima sia di 9°:

$C_l$	0,42	Larghezza singola fin	$b_c$	0,063 m
$\lambda$	0,5	Allungamento	$A$	3,48
$C_r$	0,045 m	Corda all'estremità della fin	$C_t$	0,0225 m
$\alpha_{\max}$	0,157 (9°)rad	Superficie della singola fin	$S_c$	0,002256 m <sup>2</sup>
$(C_{L_\alpha})_{M=0}$	6,28 (lastra piana)			
$V$	30 m/s			

tabella 3.4: Risultato del dimensionamento delle alette canard

Il risultato è visibile in figura 3.3

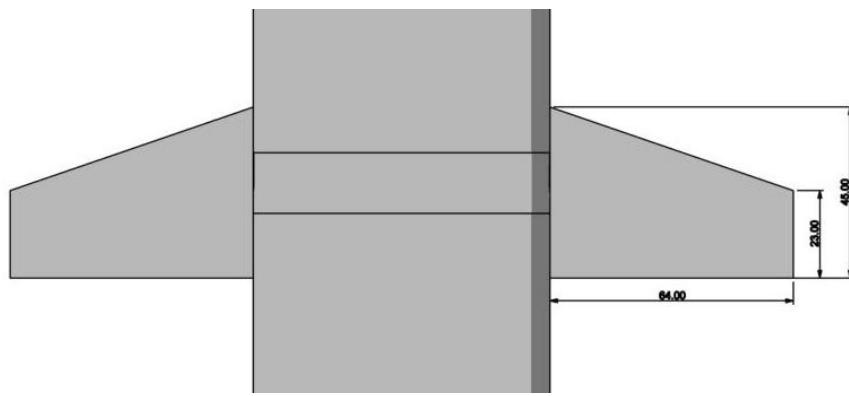


figura 3.3: Le alette canard

### Momento di cerniera

La stima del momento di cerniera è stata eseguita grazie ai dati sperimentali contenuti nel NASA Technical Memorandum: "Parametric Fin-Body and Fin-Plate Database for a Series of 12 Missile Fins". Il documento riporta i risultati delle prove sperimentali su dodici tipi di alette per missili montate su una fusoliera cilindrica da 3 pollici in un intervallo di Mach compreso tra 0,6 e 3,95. Tra le alette presenti c'è anche la forma in pianta scelta per questa tesi di laurea (tabella 3.4). Il momento di cerniera è stato misurato dagli sperimentatori rispetto al 60% della corda alla radice, punto sicuramente dietro al centro di pressione, per questo motivo le derivate di momento di cerniera rispetto a variazioni di deflessione delle alette  $C_{hm_\delta}$  da loro trovati sono positive.

Dai dati riportati per Mach 0,6 e angolo di incidenza della fusoliera  $\alpha = 0$ , si trova che a una deflessione di alette  $\delta = -0.175 \text{ rad}$  corrisponde un coefficiente di momento di cerniera  $\Delta C_{hm} = -0,0752$ . Dunque

$$[C_{hm\delta}]_{M=0,6} = \frac{\Delta C_{hm}}{\Delta \delta} = \frac{-0,0752}{-0,175} = 0,429 \quad 3.16$$

Per trovare il coefficiente a numero di mach nullo si utilizza la similitudine di Prandtl-Glauert

$$C_{hm\delta} = [C_{hm\delta}]_{M=0,6} \sqrt{1 - 0,6^2} = 0,344 \quad 3.17$$

Il momento di cerniera che viene scaricato sull'albero posizionato al 60% della corda alla radice è pertanto:

$$H_{60\%} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_c \bar{c}_c C_{hm\delta} \delta \quad 3.18$$

Dove  $S_c$  e  $\bar{c}_c$  sono la superficie e la corda media aerodinamica della singola aletta del canard,  $\delta$  è la deflessione in radianti.

Se si conoscesse l'ubicazione  $x_{CP}$  del centro di pressione sarebbe possibile trovare il momento  $H$  rispetto a un'altra posizione generica  $x$

$$H_x = \frac{x - x_{CP}}{0,6 - x_{CP}} H_{60\%} \quad 3.19$$

La posizione ideale della cerniera è un punto poco più a monte del centro di pressione dell'aletta: essere a monte garantisce un comportamento stabile rispetto a variazioni d'incidenza, l'aletta tende cioè a disporsi sempre nel letto del vento; la prossimità fa invece sì che il momento di cerniera sia piccolo perché piccolo è il braccio di leva.

Il Technical Memorandum riporta la posizione del centro di pressione misurata in galleria del vento al variare di  $\delta$ .

$\delta$	$x_{CP}/C_r$	$y_{CP}/b_{sc}$
1,06	0,36	0,416
2,02	0,386	0,397
3,03	0,393	0,396
4,02	0,391	0,394
6,03	0,384	0,398
8,02	0,423	0,370
9,01	0,451	0,337

tabella 3.5: Posizione del centro di pressione al variare della deflessione dell'aletta

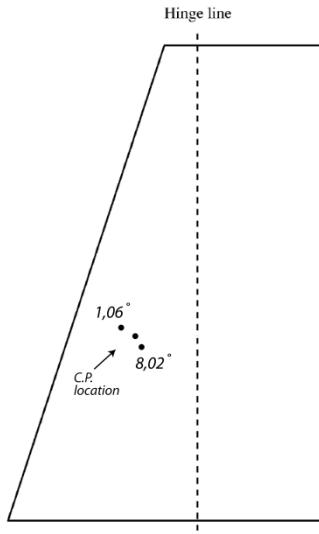


figura 3.4: Posizione del centro di pressione al variare dell'incidenza dell'aletta

Per incidenze prossime a  $0^\circ$  il CP dell'aletta si trova al 36% della corda alla radice, per incidenze maggiori si sposta indietro. Dopo attente valutazioni si è deciso di porre la cerniera al 33% della corda alla radice, in questa posizione il modulo del momento di cerniera alla velocità e deflessione massime previste per il volo è di 0,045 Nm per ogni aletta, 0,09 Nm per entrambe. L'attuatore riesce ad erogare una coppia di 0,147 Nm (tabella 3.7), dunque è pienamente sufficiente.

### 3.1.3 Realizzazione delle superfici di controllo

Utilizzare componentistica leggera e resistente è una prerogativa di ogni prodotto del campo aerospaziale e anche i modelli di razzo non fanno eccezione. Utilizzare materiali compositi per le alette mobili è in questo caso molto vantaggioso poiché:

- Le alette sono incastrate in un solo punto della radice, causando una concentrazione delle tensioni in quel punto.
- La leggerezza riduce il momento d'inerzia dell'aletta e quindi l'attuatore può agire più velocemente.
- Si può ottenere una manufatto molto elastico che tuttavia non presenta comportamenti plasticci, qualità importante in vista degli urti che il modello subisce all'atterraggio.

Le alette sono delle semplici lastre piane trapezoidali, perciò è stato sufficiente ottenere un pannello da cui ritagliarle. Il materiale è stato creato ad hoc in questa maniera: core centrale composto da cinque strati in tessuto bilanciato di fibra di vetro ( $160\text{gr}/\text{m}^2$ ) con le fibre disposte a  $+/-45^\circ$  per far fronte alla torsione, lamine esterne in tessuto bilanciato di fibra di carbonio ( $180\text{gr}/\text{m}^2$ ) disposte a  $0^\circ$  e  $90^\circ$  per resistere alla flessione. I sette strati di tessuto sono stati laminati con resina epossidica utilizzando

come supporto una lastra di vetro rivestita di pellicola distaccante. I passi successivi della lavorazione sono identici a quanto già illustrato per la carenatura della telecamera nel paragrafo 1.3.4: posa di film microforato, feltro aeratore e successivo inserimento in sacco a vuoto alla pressione relativa di -0,8 atmosfere per 20 ore. Il pannello ottenuto è stato infine post-curato per due ore alla temperatura di 130 °C.



*figura 3.5: Realizzazione delle alette canard: laminato rivestito con film microforato prima della cura, cura entro sacco a vuoto, impianto per il sottovuoto con polmone di accumulo, taglio delle alette.*

Il collegamento tra aletta e albero avviene per mezzo di una forchetta in acciaio ad essa incollata con resina epossidica. Dal lato opposto del membro di collegamento si trova una protuberanza che si inserisce all'interno dell'albero. Il componente è stato realizzato dal pieno, ricavando prima la forma cilindrica al tornio e fresando poi la sede dell'aletta con un disco al corindone (figura 3.6).

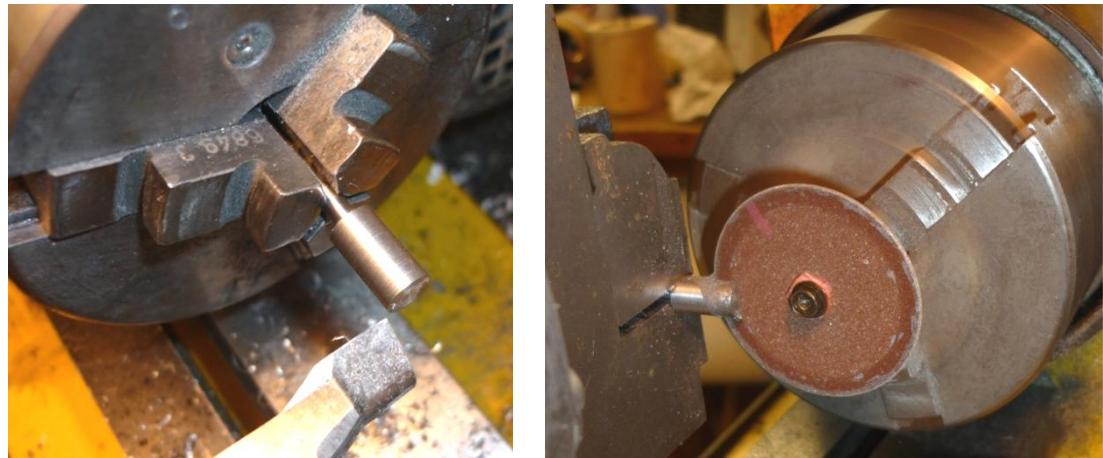


figura 3.6: Lavorazione del membro di collegamento tra albero e aletta



figura 3.7: Alette e forchette di collegamento

### 3.1.4 Progetto della catena di controllo

Lo scopo del presente lavoro di tesi è far sì che il modello di razzo non rolli, in particolare si vuole un errore di velocità angolare nullo a regime. Raggiungere l'obiettivo è possibile con un'architettura di controllo ad anello chiuso. Le variabili di stato del velivolo sono misurate e filtrate dal rumore. La velocità angolare di rollio  $p$  è confrontata con il valore desiderato (setpoint), elaborata da un controllore secondo un algoritmo prefissato, e inviata all'attuatore. A seguito si descrivono nel dettaglio i blocchi illustrati in figura 3.8.

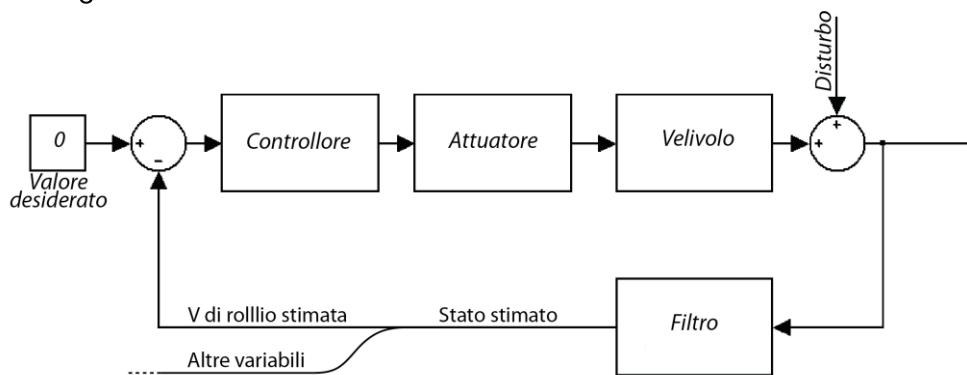


figura 3.8: Architettura di controllo

## Filtro

Il blocco si compone in realtà di due filtri separati: uno per il rollio, l'altro per quota, velocità di volo e accelerazione.

La velocità angolare può essere misurata direttamente con un giroscopio, tuttavia, essendo in presenza di un dispositivo reale, sarà corrotta da rumore. Calcolare l'errore su una misura disturbata porterebbe a un controllo scadente, meglio quindi ripulire la misura con un filtro per quanto possibile. Tra le varie tecniche possibili si è scelto di utilizzare un filtro di Kalman che, differentemente da altri, ha una dinamica molto veloce che evita lo sfasamento temporale tra il suo ingresso e la sua uscita con conseguenti ritardi nell'azione di controllo.

Il filtro di Kalman ricostruisce lo stato a partire dal modello matematico del sistema, dalla misura corrotta da rumore dello stato (o di quantità che manipolate possano condurre allo stato), dalle condizioni iniziali e dai dati statistici sul rumore del modello e di misura. Il filtro è formato da due blocchi: il predittore (time update) e il correttore (measurement update). Noto lo stato all'istante precedente, il predittore calcola, seguendo il modello matematico del sistema, quale dovrebbe essere lo stato all'istante attuale, dopodiché il correttore corregge la "previsione" con i dati delle misurazioni.

L'algoritmo del filtro di Kalman a tempo discreto è il seguente:

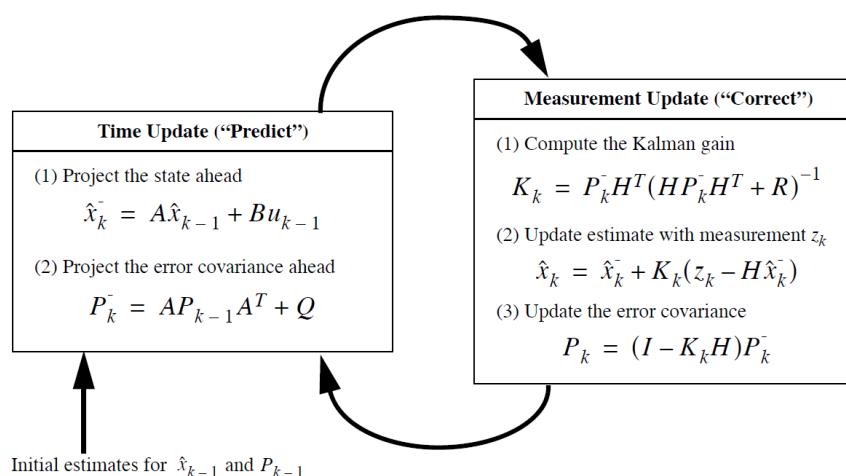


figura 3.9: Equazioni del filtro di Kalman a tempo discreto

- $\hat{x}_k^-$  è lo stato previsto dal blocco predittore all'istante attuale ma ancora non corretto con le misurazioni
- $\hat{x}_{k-1}$  è lo stato all'istante precedente
- $\hat{x}_k$  è lo stato all'istante attuale
- A è la matrice che mette in relazione lo stato precedente e quello attuale attraverso il modello matematico
- B è la matrice che mette in relazione l'ingresso con lo stato.
- $P_k^-$  è la matrice di covarianza dell'errore prima della correzione con le misure

- $P_{k-1}$  è la matrice di covarianza dell'errore all'istante precedente
- $P_k$  è la matrice di covarianza dell'errore all'istante attuale
- $Q$  è la matrice di covarianza del modello matematico
- $R$  è la matrice di covarianza delle misure
- $H$  è la matrice che lega lo spazio di stato allo spazio delle misure
- $K_k$  è la matrice dei guadagni

Se le matrici  $A$ ,  $Q$  ed  $R$  sono costanti, se cioè il modello matematico, il rumore del modello matematico e il rumore di misura sono costanti nel tempo, è possibile calcolare preventivamente la matrice dei guadagni  $K_k$  perché convergerà a un valore costante e indipendente dall'istante  $k$ . Agendo così, si diminuirà di molto l'onere computazionale richiesto dal filtro poiché le uniche equazioni da utilizzare "online" saranno la (1) del blocco predittore e la (2) del blocco correttore.

Per il moto di rollio il modello matematico è il seguente:

$$\begin{cases} \dot{p}_t = \dot{p}_{t-\Delta t} \\ p_t = p_{t-\Delta t} + \dot{p}_{t-\Delta t} \cdot \Delta t \end{cases} \quad 3.20$$

Detto in parole: l'accelerazione angolare all'istante attuale si approssima uguale a quella dell'istante precedente, la velocità angolare all'istante attuale è data da quella dell'istante precedente incrementata dell'accelerazione per l'intervallo di tempo.

Considerando l'accelerazione costante si commette un errore che è comunque accettabile in assenza di brusche variazioni. Portando le equazioni 3.20 in forma matriciale

$$\begin{bmatrix} p \\ \dot{p} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}_{k-1} \begin{bmatrix} p \\ \dot{p} \end{bmatrix}_{k-1} \quad 3.21$$

che è l'equazione (1) del blocco predittore.

La matrice  $H$  è ridotta al vettore

$$H = [1 \ 0] \quad 3.22$$

perché l'unica misura effettuata è la velocità angolare  $p$

$R$  in questo caso non è una matrice ma si riduce alla varianza di misura del sensore. Questa quantità è stata misurata raccogliendo 10000 campioni a giroscopio fermo

$$R = \sigma_{giroscopio}^2 = 2,18 \cdot 10^{-5} \text{ rad}^2/\text{s}^2 \quad 3.23$$

La matrice di covarianza del modello matematico è di più difficile determinazione, quantifica infatti l'errore che il modello matematico commette nell'effettuare la predizione. Si era inizialmente supposto che tutto il rumore stesse nell'accelerazione, tuttavia simulando l'azione del filtro si è ottenuto un risultato migliore attribuendone una frazione anche alla velocità.

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_{model}^2}{9} & 0 \\ 0 & \sigma_{model}^2 \end{bmatrix} \quad 3.24$$

Tarare il filtro di Kalman consiste essenzialmente nella ricerca di un valore di  $\sigma_{model}^2$  che renda soddisfacente l'azione del filtro. La procedura è stata eseguita creando uno script su Matlab ed elaborando dati reali. Dopo numerosi tentativi si è raggiunto un buon compromesso tra la prontezza di risposta e filtraggio del rumore con i seguenti guadagni:

$$K = \begin{bmatrix} 0,2534 \\ 0,6857 \end{bmatrix} \quad 3.25$$

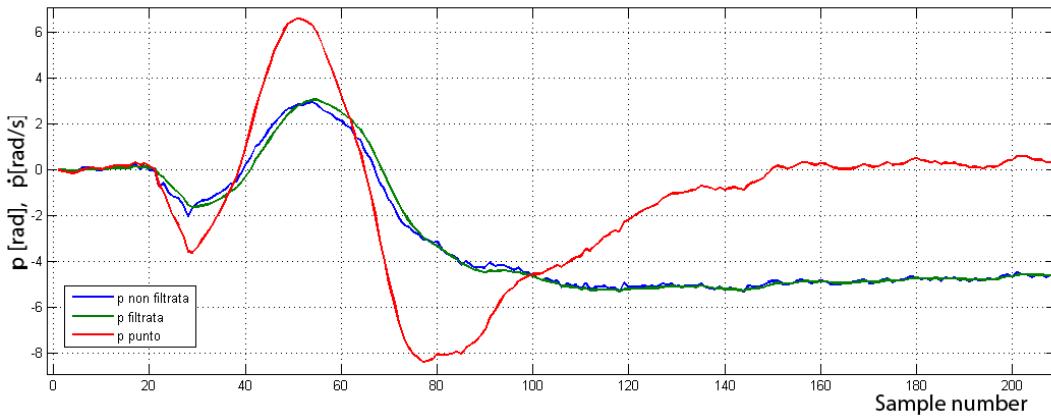


figura 3.10: Azione del filtro di Kalman su dati corrotti da rumore

Come detto nell'introduzione di questo capitolo, una buona analisi dei risultati prevede che le informazioni sul volo siano quanto più complete possibili. Tra i dati più importanti figurano la quota, la velocità di volo e l'accelerazione. Per misurare ognuna di esse si potrebbe utilizzare un sensore dedicato, tuttavia nel caso del modello di razzo in esame, dal punto di vista pratico, è semplice dotare il sistema di un sensore di pressione (misura della quota) e di un accelerometro, difficile invece installare un tubo di Pitot per la lettura diretta della velocità. La soluzione è utilizzare un filtro di Kalman.

Questa volta, si hanno a disposizione le misure di quota e accelerazione corrotte da rumore e si conosce il modello cinematico del moto longitudinale del razzo. Da queste informazioni si ricaverà la quota, la velocità e l'accelerazione.

Le equazioni del filtro sono le stesse di figura 3.9, ciò che cambia è il contenuto delle matrici.

Il modello matematico per la cinematica longitudinale è assimilabile a quello del punto materiale:

$$\begin{cases} z^- = z^+ + v^+ \cdot \Delta t + a^+ \cdot \Delta t^2 / 2 \\ v^- = v^+ + a^+ \cdot \Delta t \\ a^- = a^+ \end{cases} \quad 3.26$$

$z$  è la quota,  $v$  la velocità,  $a$  l'accelerazione.

In forma matriciale

$$\begin{bmatrix} z \\ v \\ a \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \Delta t^2 / 2 \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{k-1} \begin{bmatrix} z \\ v \\ a \end{bmatrix}_{k-1} \quad 3.27$$

cioè l'equazione (1) del blocco predittore.

La matrice  $H$  è

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad 3.28$$

Cioè le misure sono la quota  $z$  e l'accelerazione  $a$

$R$  questa volta è una matrice che contiene le varianza di misura dei sensore. Queste quantità sono stata misurate raccogliendo 10000 campioni in condizioni stazionarie.

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_{barometro}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{accelerometro}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,88 & 0 \\ 0 & 0,67 \end{bmatrix} \quad 3.29$$

Si è trovata un buona efficacia del filtro attribuendo tutto il rumore del modello all'accelerazione, la matrice di covarianza  $Q$  diventa quindi:

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{model}^2 \end{bmatrix} \quad 3.30$$

La matrice dei guadagni che ha ricostruito al meglio lo stato è stata trovata per tentativi cariando  $\sigma_{model}$  similmente a come fatto per il filtro di Kalman per il moto di rollio. In questo caso i guadagni sono sei:

$$K = \begin{bmatrix} 0,0366 & 0,0007 \\ 0,0282 & 0,0089 \\ 0,0001 & 0,1869 \end{bmatrix} \quad 3.31$$

## Controllore

Lo schema concettuale di figura 3.8 è stato sviluppato in dettaglio in ambiente Matlab - Simulink. L'attuatore è modellato come un sistema di primo ordine (relazione 3.35) e il razzo tramite il modello matematico a sei gradi di libertà in forma di spazio di stato già illustrato nel paragrafo 1.3.8. Il filtro non compare perché nella simulazio-

ne la misura della variabile di stato da controllare è esatta e priva di rumore.

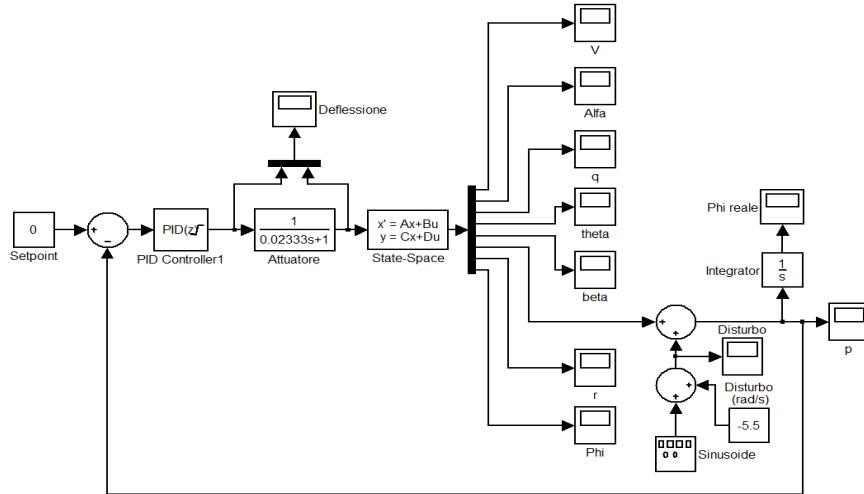


figura 3.11: Modellazione della catena di controllo in ambiente Simulink

Il disturbo è modellato a partire dai dati registrati durante i primi due voli di prova (capitolo 4). Si compone da una parte costante e da una sinusoidale rappresentativa degli effetti delle raffiche di vento e degli accoppiamenti latero-direzionali (se il razzo ha un'oscillazione sull'asse di imbardata, questa viene trasmessa all'asse di rollio).

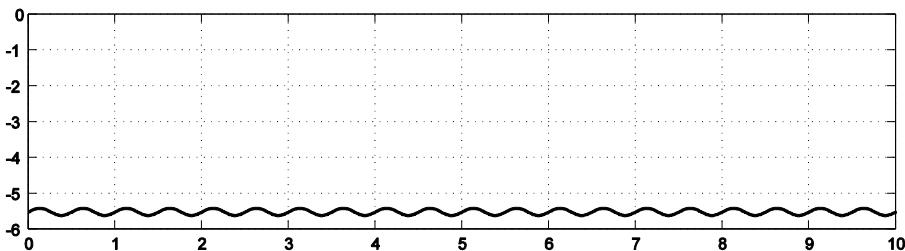


figura 3.12: Modellazione del disturbo

L'angolo di bank "phi" che esce dal modello matematico del razzo non tiene conto del disturbo. Per ottenere l'angolo reale, indicato come "phi reale" bisogna quindi integrare la velocità angolare inclusiva di disturbo.

Volendo ottenere un errore a regime nullo e dovendo contrastare il ritardo di intervento dell'attuatore, la legge di controllo deve essere del tipo PID la cui funzione di trasferimento è:

$$G_c(s) = K_p + K_I \cdot \frac{1}{s} + K_D \cdot s \quad 3.32$$

La prova con un controllo puramente proporzionale, ha evidenziato un errore regime è elevato. Aggiungendo e dosando l'azione integrativa si è ottenuto un controllo che porta a zero la velocità di rollio media, ma non si riesce ad abbattere la parte sinusoidale del disturbo. Inserire un controllo sulla derivata dell'errore ha permesso di porta-

re l'uscita asintoticamente a zero. Il sistema in questione è del tipo SIMO (Single Input - Multiple Output), per il quali non è possibile applicare la teoria del controllo automatico nella sua formulazione classica.

La regolazione dei guadagni del controllore è stata dunque effettuata per tentativi successivi partendo dalla seguente regolazione base:

- $K_P \rightarrow$  Tale da portare in saturazione l'attuatore quando si incontra il disturbo massimo previsto
- $K_I \rightarrow$  Tale da portare l'errore a zero dopo un tempo ragionevole (0,4 s)
- $K_D \rightarrow$  Pari al tempo caratteristico dell'attuatore

I valori che hanno dato i migliori risultati sono i seguenti:

$$\begin{aligned} K_P &= 0,07 \\ K_I &= 0,3 \\ K_D &= 0,08 \end{aligned}$$

tabella 3.6

Il risultato dei primi due secondi della simulazione sulla velocità di rollio e sull'attuatore, dato il disturbo di figura 3.12, sono mostrati in figura 3.13 e figura 3.14. L'effetto sulle altre variabili di stato non facenti parte del controllo, ma comunque interessate è visibile in figura 3.15 e figura 3.16.

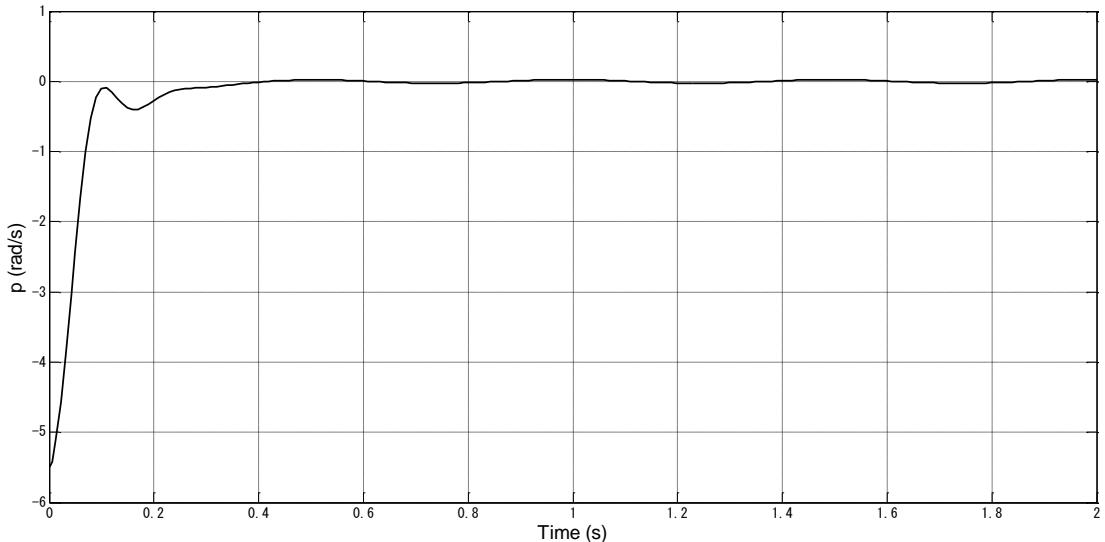


figura 3.13: Effetto del controllo sulla velocità di rollio  $p$

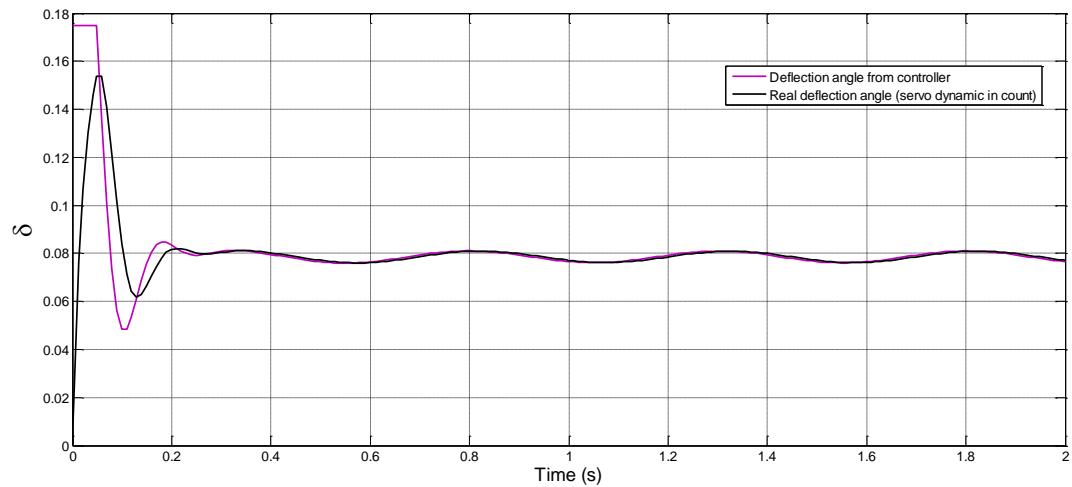


figura 3.14: Effetto del controllo sull'attuatore.

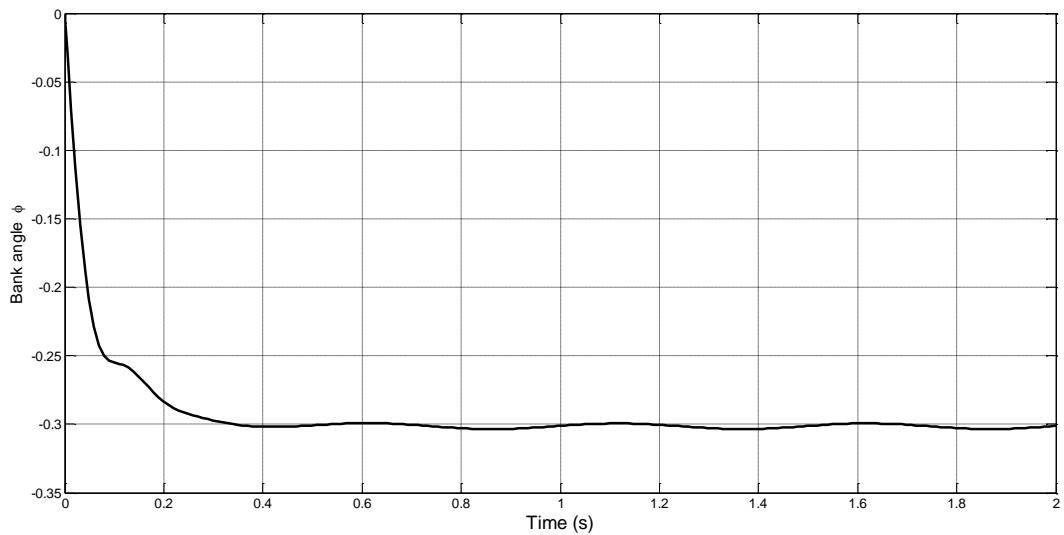


figura 3.15: Effetto del controllo sull'angolo di bank  $\phi$

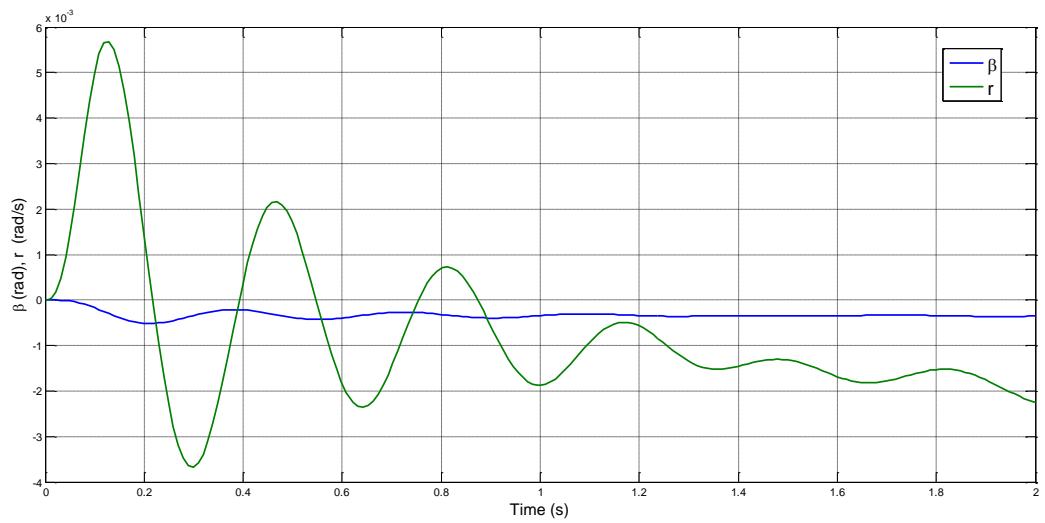


figura 3.16: Effetto del controllo sull'angolo di side slip  $\beta$  e sulla velocità di imbardata  $r$

## 3.2 La realizzazione degli organi meccanici

La meccanica è l'insieme dei componenti che garantiscono l'integrità strutturale del sistema di controllo e di quei cinematismi che trasferiscono le forze dall'attuatore alle superfici mobili. Per valutare gli ingombri e razionalizzare la disposizione degli elementi ci si è avvalsi, come già fatto per le modifiche al modello di razzo, della modellazione CAD 3D con il software Rhinoceros. Eseguire il design in maniera completamente virtuale ha permesso di trovare rapidamente la configurazione più funzionale e di costruire, già alla prima realizzazione, la versione finale del prototipo visibile in figura 3.17 e figura 3.18.

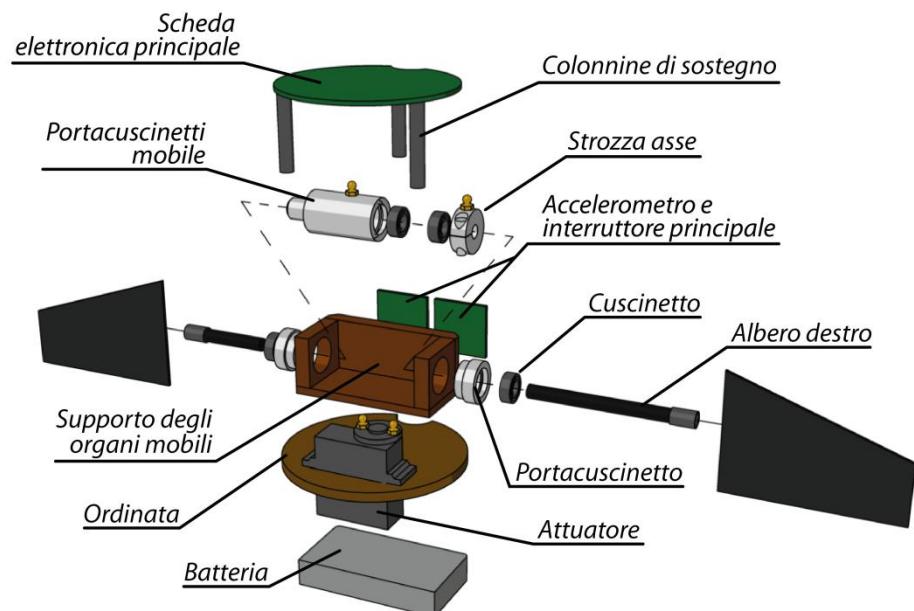


figura 3.17: Esploso del sistema di controllo

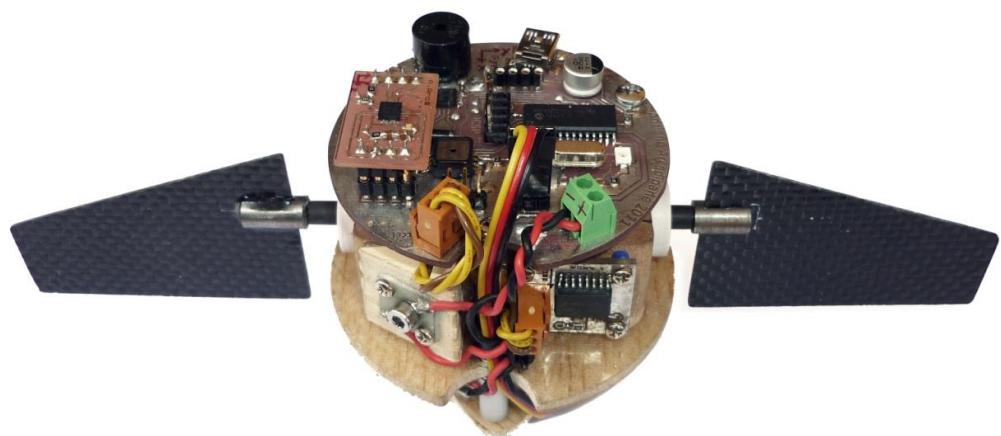


figura 3.18: Sistema di controllo pronto a essere installato nel modello. Vista posteriore

### 3.2.1 Il telaio

Il telaio è la struttura portante che congiunge il modulo di controllo al resto del razzo. È formato da un'ordinata in sandwich composito di fibra di vetro e legno di balsa e da un supporto per gli organi mobili. L'ordinata è l'elemento che si accoppia con l'alloggiamento del sistema di controllo visto nel capitolo 1, su di esso sono fissati il servocomando, la batteria e la scheda elettronica principale rialzata per mezzo di colonnine metalliche. Il supporto degli organi mobili è fatto da più pannelli di MDF<sup>14</sup> incollati tra loro a formare una struttura scatolata aperta su due lati (figura 3.19). Sulle facce esterne trovano posto due portacuscinetti in PVC torniti dal pieno in cui i cuscinetti a sfere da 11mm vengono trattenuti al loro interno con degli anelli elastici (figura 3.20).



figura 3.19: Meccanica del sistema di controllo



figura 3.20: Portacuscinetti in PVC tornito

### 3.2.2 L'attuatore

L'attuatore è quel dispositivo che trasforma il segnale elettrico proveniente dalla scheda elettronica in una rotazione reale. Dopo un attento esame di ciò che il mercato offre, si è deciso di utilizzare il servocomando per modellismo Hitec HSG-5084MG visibile in figura 3.21 che a una buona coppia unisce una risposta veloce e un ingombro ridotto (figura 3.22). In tabella 3.7 sono riportate le principali caratteristiche tecniche.

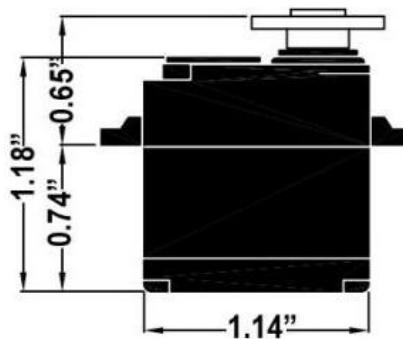
Tempo necessario a ruotare di 60°:	(4.8V) 0.07 s
Coppia in kg cm:	(4.8V) 1.5
Coppia in Nm:	(4.8V) 0,147
Dimensioni in mm:	28.96 x 12.95 x 29.97
Peso:	21,55 gr
Consumo sotto sforzo:	0,4 A (@5V)

tabella 3.7: Specifiche servocomando HSG-5084MG

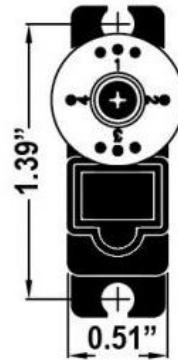
<sup>14</sup> Middle Density Fibreboard. Materiale composto da fibre di legno e colle



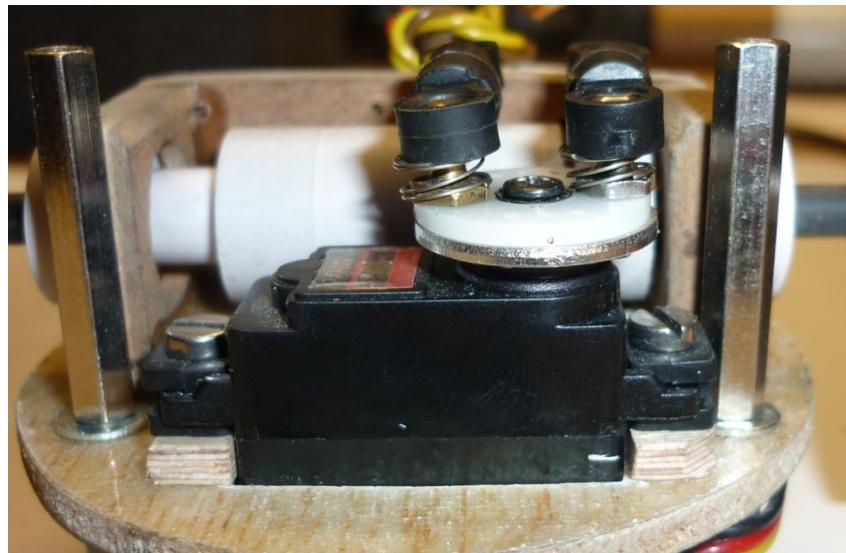
*figura 3.21: Servocomando Hitec HSG-5084MG*



*figura 3.22: Ingombro in pollici del servocomando Hitec HSG-5084MG*

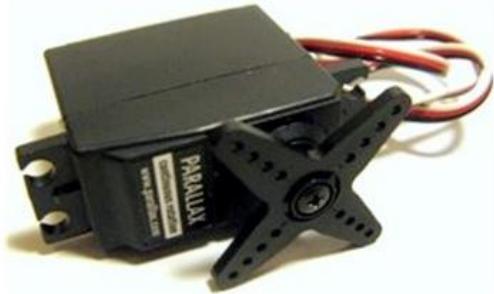


Durante la parte iniziale dello sviluppo si è notata una notevole flessibilità nella squadra in plastica e del lieve gioco nei tiranti, si è provveduto quindi irrigidendo la parte con l'aggiunta di un disco in acciaio e aggiungendo due coppie di molle sotto gli snodi per forzarli a mantenere la posizione corretta (figura 3.23).

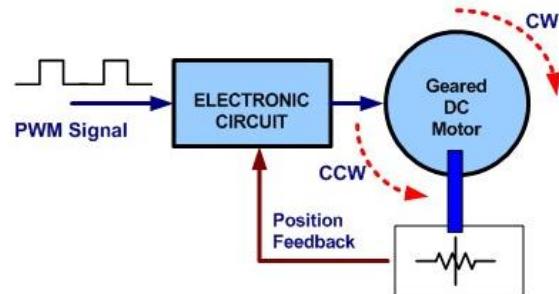


*figura 3.23: Particolare del fissaggio al telaio*

L' Hitec HSG-5084MG è un sistema dinamico a se stante che, come tutti i servocomandi da modellismo, riceve in ingresso un segnale di posizione modulato in PWM. Ricevuto il segnale, il servo si porta in quella posizione e la mantiene servendosi di un sistema di retroazione (figura 3.24).



Typical Servo Motor



Servo Motor Block Diagram

figura 3.24: Schema a blocchi di un tipico servocomando per modellismo

Il pulse-width modulation o PWM, è un tipo di modulazione digitale in cui l'informazione è trasportata da impulsi rettangolari di durata variabile. Fissato il periodo base, lo standard per i servocomandi da modellismo è 20 ms (50 impulsi al secondo), l'informazione sulla posizione viene codificata mediante la durata del segnale a livello logico alto: 1,5 ms mantengono la squadra al centro mentre 0,9 e 2,1 ms corrispondono alle posizioni estreme che sono usualmente di +/- 90°.

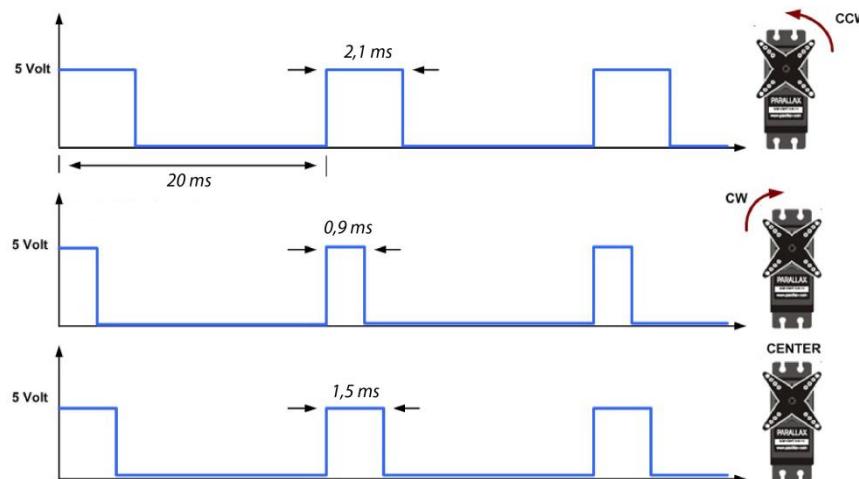


figura 3.25: Legame tra forma dell'impulso e posizione del servocomando

Il servocomando è assimilabile a un sistema del primo ordine del tipo:

$$G(s) = \frac{1}{1 + \tau s} \quad 3.33$$

la cui risposta a un gradino unitario è del tipo mostrato in figura 3.26

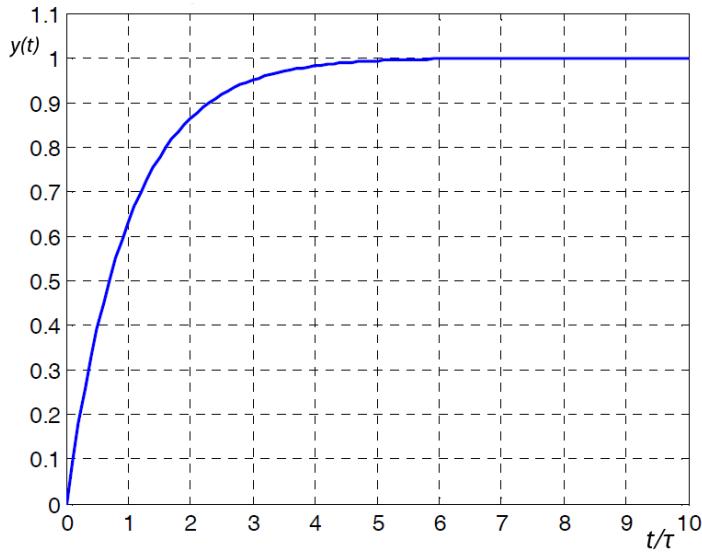


figura 3.26: Risposta al gradino di un generico sistema del primo ordine

la condizione di regime viene raggiunta solo per  $t \rightarrow +\infty$ , quindi per motivi pratici il tempo di assestamento viene definito come il tempo impiegato per raggiungere il valore finale a meno di un errore del 5%, cioè per  $t = 3\tau$ .

La velocità di risposta del servocomando è di 0,07s (tabella 3.7), quindi:

$$\tau = \frac{0,07}{3} = 0,2333 \quad 3.34$$

La funzione di trasferimento del servo è quindi:

$$G_s(s) = \frac{1}{1 + 0,2333s} \quad 3.35$$

### 3.2.3 Gli organi mobili

Perché due alette possano creare un puro momento di rollio, la loro rotazione deve essere uguale, discorde e avvenire intorno allo stesso asse, ciò significa che nella pratica i due alberi rotanti devono essere indipendenti ma tra loro allineati. Per risolvere il problema si è escogitato il meccanismo già visto in figura 3.17 e riproposto in dettaglio in figura 3.28. La soluzione prevede l'albero sinistro calettato per interferenza sulla flangia del grande portacuscinietti centrale, al cui interno sono alloggiati due cuscini a sfere separati da un distanziale. Inserito l'albero destro all'interno dei cuscini, esso può ruotare in maniera indipendente intorno all'asse longitudinale, ma è vincolato al sinistro sugli altri due assi. Montando infine il tutto sui due cuscini laterali si ottiene il risultato cercato.

Per trasferire coppia agli alberi si sfruttano il portacuscinietti centrale e uno strozza albero che evita al contempo lo sfilamento laterale. Entrambi questi elementi hanno uno snodo sferico che si collega al servocomando tramite rinvii rigidi (figura 3.19).

Per evitare giochi lungo l'asse degli alberi e attriti tra gli organi rotanti si è utilizzata una molla e alcuni distanziali in ottone visibili in figura 3.27. Dai dodici gradi di libertà, sei per ogni albero in un ambiente tridimensionale, si è così passati ad uno: gli unici movimenti permessi sono le rotazioni degli alberi che sono però tra loro vincolate tramite il servocomando ad angoli uguali e opposti.

La regolazione e l'allineamento delle alette si effettua seguendo questi passi:

1. Si centra la squadra del servocomando agendo via software sul sistema di controllo.
2. Si forza l'albero sinistro in sede cercando di allinearla al meglio e recuperando l'errore residuo agendo sulla lunghezza del rinvio.
3. Si centra l'albero destro serrando poi lo strozza albero.



figura 3.27: Insieme delle parti mobili. I due cuscinetti e il distanziale del portacuscinetti centrale non sono visibili

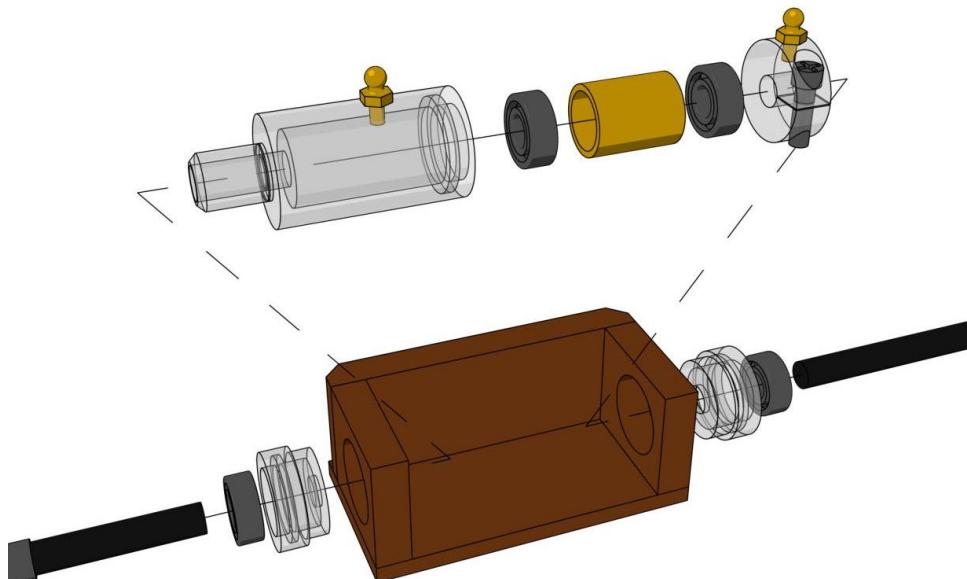


figura 3.28: Dettaglio costruttivo degli alberi indipendenti

### 3.3 La realizzazione dell'elettronica

Compito principale dell'elettronica di controllo è raccogliere i dati forniti dai sensori, elaborarli per ricostruire i dati di volo e, in base a questi, reagire tramite l'attuatore per portare il velivolo nella condizione prevista. Oltre queste funzioni primarie, che da sole sono in grado di compiere la missione, l'elettronica deve registrare i dati durante il volo e poterli comunicare al personal computer. Un dispositivo programmabile capace di far ciò e di rispettare i vincoli imposti nell'introduzione di questo capitolo non è disponibile in commercio e ho dunque deciso di crearne appositamente uno. Il progetto è iniziato stendendo il seguente elenco delle caratteristiche e delle operazioni richieste dalla missione:

1. Possedere un ingombro adeguato allo spazio disponibile.
2. Rilevare il decollo.
3. Ricostruire la velocità angolare di rollio.
4. Ricostruire la cinematica longitudinale.
5. Alimentare e controllare un servocomando standard per modellismo.
6. Memorizzare tutti i dati utili per una successiva analisi.
7. Comunicare con il personal computer per inviare i dati e ricevere istruzioni.
8. Possedere potenza di calcolo sufficiente a eseguire tutti i compiti esposti.

Su tale base sono stati scelti i componenti elettronici, progettato il circuito e scritti i codici software per il microcontrollore e per il PC.

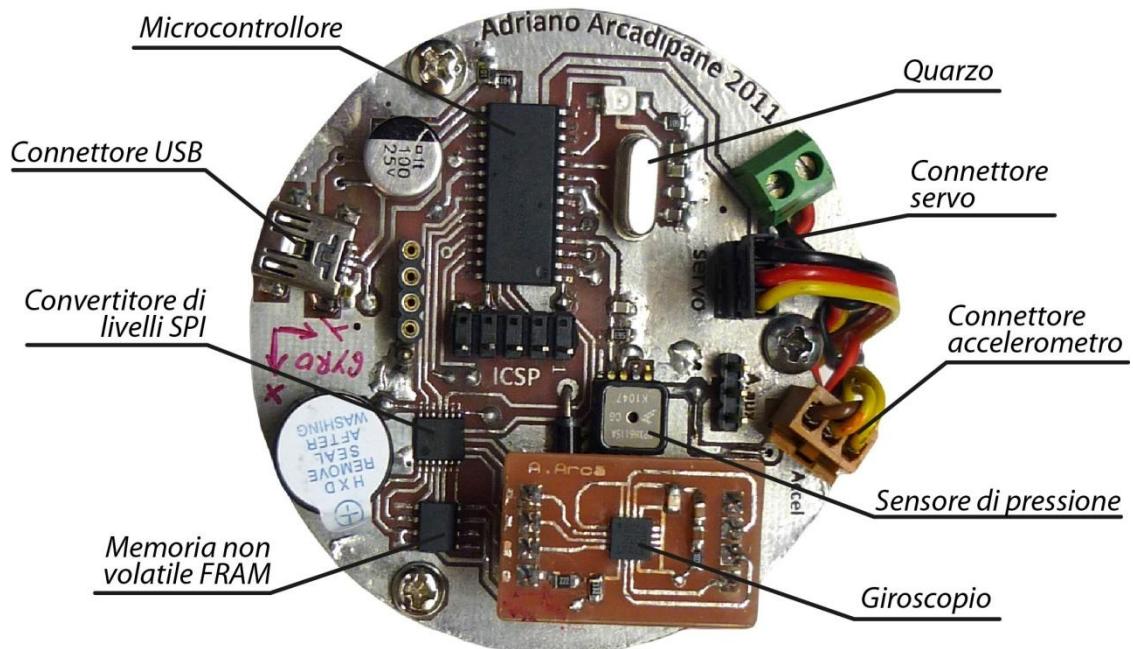


figura 3.29: Scheda principale dell'elettronica di controllo. Vista superiore.

### 3.3.1 I principali componenti elettronici

In questo paragrafo si descriveranno in dettaglio i componenti elettronici scelti. I legami ingresso-uscita dei sensori saranno ricostruiti a partire dalle informazioni contenute nei datasheet e dalle caratteristiche del convertitore analogico/digitale impiegato.

Maggiori dettagli tecnici si trovano in appendice.

#### **Microcontrollore**

La parola microcontrollore indica l'insieme di un microprocessore, che è il dispositivo che esegue codice macchina e operazioni aritmetiche, e di tutte le altre periferiche che gli permettono di integrarsi con il resto del circuito quali porte di input/output, convertitori analogico/digitale (ADC), timer, controller per bus USB, SPI, CAN, ecc. Si tratta di un vero e proprio computer a basso costo che per funzionare deve prima essere programmato.

Dopo un attento esame, si è scelto il microcontrollore PIC18F2553 della Microchip Technology Inc. che integra sia le periferiche standard, sia altre più specifiche quali un convertitore A/D a 12 bit (4096 livelli di discretizzazione), fondamentale per la lettura dei sensori analogici, e un controller hardware USB 2.0 che gli permette di interfacciarsi con il PC ad alta velocità. La frequenza di clock di 48 MHz consente inoltre di eseguire agevolmente i calcoli con variabili a virgola mobile (32 bit) sebbene l'architettura del processore sia a soli 8 bit.

Un convertitore analogico/digitale trasforma i segnali analogici continui in una serie di valori discreti. La risoluzione di un ADC indica quanti valori discreti è in grado di produrre e si esprime in bit. L'ADC del PIC18F2553 è a 12 bit ed è in grado di funzionare in intervalli di tensione compresi tra 0 e 5V. Il suo legame ingresso-uscita è:

$$ADC = V_{ADC} \cdot \frac{2^{bit}}{V_{ADC_{max}}} = V_{ADC} \cdot \frac{2^{12}}{5} = V_{ADC} \cdot \frac{4096}{5} \quad 3.36$$

dove  $ADC$  è il valore quantizzato che si ottiene dalla conversione,  $V_{ADC}$  è la tensione che deve essere convertita,  $bit$  e  $V_{ADC_{max}}$  sono la risoluzione e la tensione massima di lavoro del convertitore.



figura 3.30: Schematizzazione di un convertitore analogico/digitale

### Giroscopio

I giroscopi MEMS<sup>15</sup> sono dispositivi che misurano la velocità angolare. Sensori del genere hanno oggi grande diffusione nelle applicazioni consumer, e di conseguenza il costo è basso.

L'L3G4200D della ST Microelectronics (figura 3.31 e figura 3.32) è un giroscopio MEMS digitale a tre assi di ultima generazione che integra al suo interno tre filtri attivi programmabili e un interfaccia SPI (Serial Peripheral Interface) che permette di comunicare direttamente con il microcontrollore.

Il principio di funzionamento è quello del giroscopio a struttura vibrante in cui le masse principali (figura 3.33) M1, M2, M3, M4 vibrano simultaneamente sul piano orizzontale. Se è presente una velocità angolare, ad esempio intorno all'asse X, le masse M1 e M3 si muovono perpendicolarmente al piano in direzioni opposte (frecce rosse e gialle) a causa dell'effetto Coriolis. Questi movimenti sono rilevati grazie a variazioni di capacità, tradotti in segnali di tensione proporzionali alla velocità angolare, portati in digitale da un ADC integrato e infine inviati al microcontrollore. Grazie all'alta simmetria del sistema le accelerazioni lineari producono effetti uguali sulle masse; ciò rende il giroscopio altamente immune alle vibrazioni.

Come visibile dalla tabella 3.8, in questo giroscopio è possibile scegliere il fondo scala. Per ognuno si ha una diversa sensitività.

Symbol	Parameter	Test condition	Min.	Typ. <sup>(2)</sup>	Max.	Unit
FS	Measurement range	User-selectable		±250		dps
				±500		
				±2000		
So	Sensitivity	FS = 250 dps		8.75		mdps/digit
		FS = 500 dps		17.50		
		FS = 2000 dps		70		
SoDr	Sensitivity change vs. temperature	From -40 °C to +85 °C		±2		%
DVoff	Digital zero-rate level	FS = 250 dps		±10		dps
		FS = 500 dps		±15		
		FS = 2000 dps		±75		

tabella 3.8: Risposta elettrica del giroscopio L3G4200D

---

<sup>15</sup> Micro Electro-Mechanical Systems.

Convertendo gli angoli in radianti si ha:

### Fondo scala

+/-250	$V_{ang} = 151,844 \cdot 10^{-6} \cdot ADC$	$[V_{ang}] = rad/s$
+/-500	$V_{ang} = 305,430 \cdot 10^{-6} \cdot ADC$	$[V_{ang}] = rad/s$
+/-2000	$V_{ang} = 1221,73 \cdot 10^{-6} \cdot ADC$	$[V_{ang}] = rad/s$

tabella 3.9: Conversione output del giroscopio

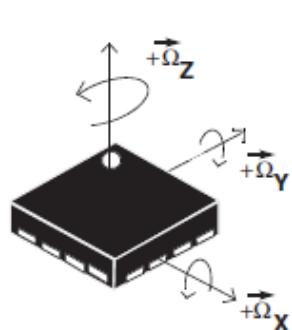


figura 3.31: Assi di riferimento del giroscopio L3G4200D

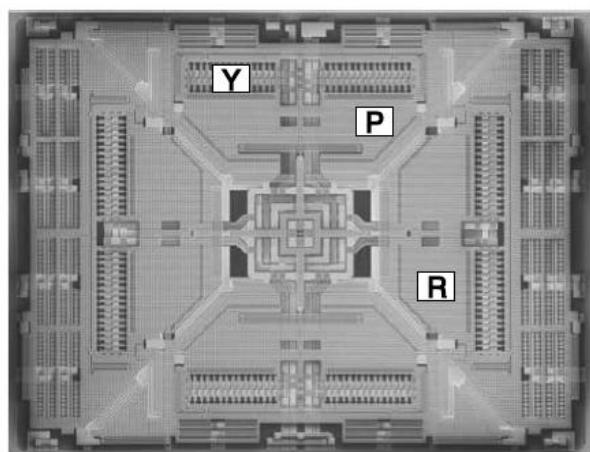


figura 3.32: Struttura interna del giroscopio L3G4200D

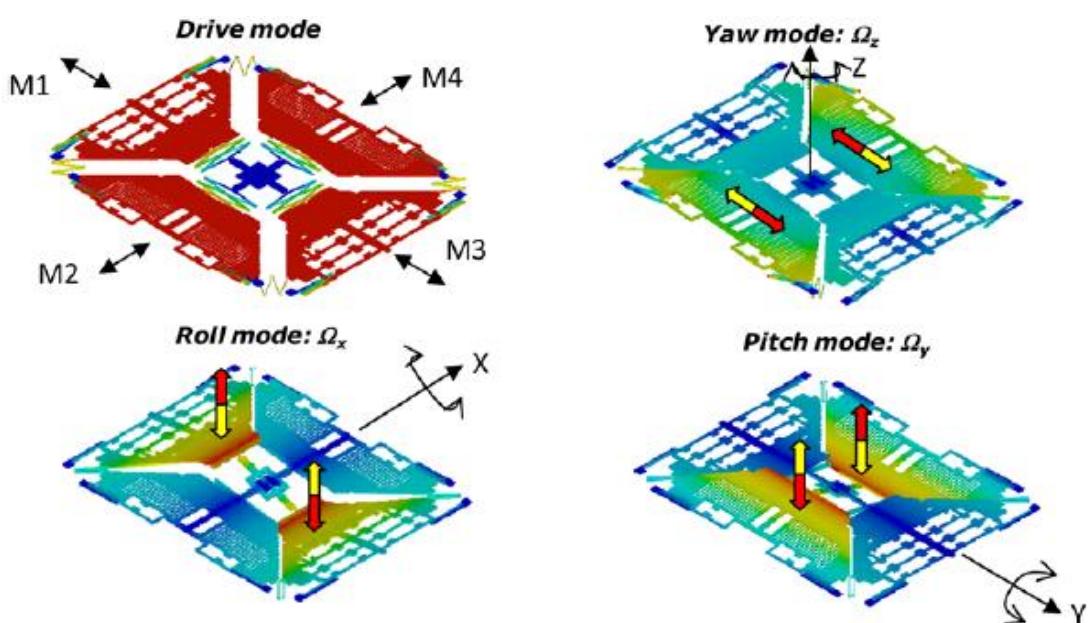


figura 3.33: Funzionamento del giroscopio a struttura vibrante

## Accelerometro

Il sensore utilizzato per il presente lavoro è l'accelerometro monoassiale MMA2202KEG della Freescale Semiconductor che ha un fondo scala di +/- 50g. Come per il giroscopio, si tratta di un dispositivo MEMS che utilizza le più recenti nanotecnologie: l'elemento sensibile è fatto da due piastre fisse e da una massa centrale mobile (figura 3.34) che si sposta quando il sistema è soggetto a una accelerazione. Quando ciò accade la massa si avvicina alla prima piastra e si discosta dalla seconda, valutando queste distanze tramite la variazione di capacità, si risale all'accelerazione che, prima di essere inviata all'uscita sotto forma di tensione, passa da un filtro passa basso attivo del quarto ordine e viene poi compensata per tener conto della temperatura ambiente (figura 3.35). L'accelerometro è di tipo analogico, quindi per il suo segnale in tensione deve essere convertito dall'ADC del microcontrollore per essere elaborato.

Secondo il datasheet l'accelerometro è lineare con una sensitività di  $40mV/g = 0,00407747 V/\frac{m}{s^2}$ . In altri termini

$$a = (V_{ADC} - V_0) \cdot 245,25 \quad [a] = m/s^2 \quad 3.37$$

Dove  $V_{ADC}$  è la tensione misurata che giunge all'ADC e  $V_0$  è la tensione quando l'accelerazione è nulla.

Applicando l'equazione 3.36 si trova il valore letto dal microcontrollore

$$a = (ADC - ADC_0) \cdot 0,2993774414 \quad [a] = m/s^2 \quad 3.38$$

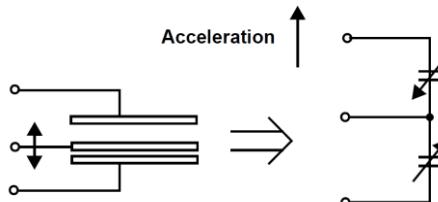


Figure 3. Transducer Physical Model      Figure 4. Equivalent Circuit Model

figura 3.34: Accelerometro MMA2202KEG: schema semplificato dell'elemento sensibile

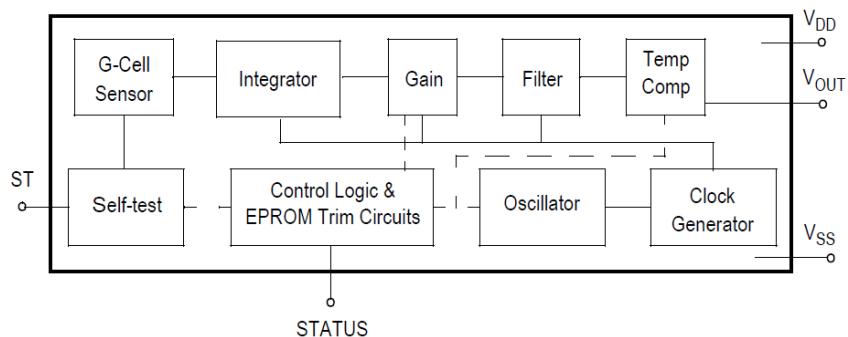


figura 3.35: Schema a blocchi dell'accelerometro MMA2202KEG

### Sensore di pressione

Il sistema di controllo è dotato di un trasduttore di pressione in modo da avere una misura assoluta della quota. Il sensore utilizzato è l'MPXH6115A della Freescale Semiconductor, il cui campo di utilizzo è 15 – 115 kPa. L'elemento sensibile basa la misurazione sulla deformazione di una membrana di materiale piezoresistivo (figura 3.37), la lettura viene poi compensata in temperatura e amplificata all'interno dello stesso componente (figura 3.38). Come l'accelerometro, questo sensore fornisce in uscita un segnale analogico che dovrà essere digitalizzato dall'ADC del microcontrollore. Dal datasheet del sensore si trae il seguente grafico

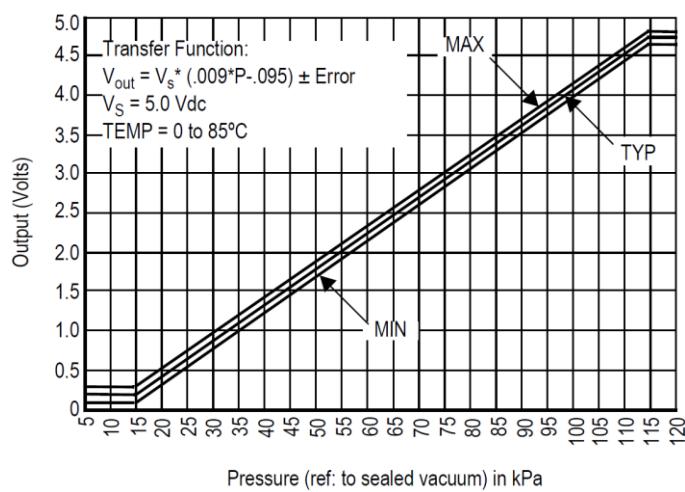


figura 3.36: Output del sensore di pressione

$$V_{ps} = V_s(0,009P - 0,095) \quad 3.39$$

$V_{ps}$  è l'output del sensore,  $V_s$  la tensione di alimentazione. Si è omesso l'errore di temperatura perché nel circuito in studio non è importante trovare la pressione atmosferica assoluta (da cui quota) bensì la differenza di pressione (quota rispetto a un riferimento)<sup>16</sup>.

Si introduce la legge di variazione della pressione con la quota stabilita dall'ICAO per l'atmosfera standard

$$\frac{P}{P_0} = (1 - 2,255 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{5,527} \quad [z] = m \quad 3.40$$

$P$  è la pressione alla quota  $z$ ,  $P_0$  quella al livello del mare.

Manipolando le espressioni 3.36, 3.39 e 3.40 si ottiene la seguente relazione diretta

---

<sup>16</sup> A rigore, essendo la legge di variazione della pressione non lineare con la quota, l'altezza di partenza influenza di poco il calcolo. Tuttavia i lanci saranno sempre effettuati da quote prossime al livello del mare, dunque il problema non sussiste.

$$z = 44345,9 - 44345,9 \left( \frac{389,12 + ADC}{389,12 + ADC_0} \right)^{0,18092998} \quad [z] = m \quad 3.41$$

$ADC$  e  $ADC_0$  sono i valori relativi alla quota  $z$  e al livello del mare.

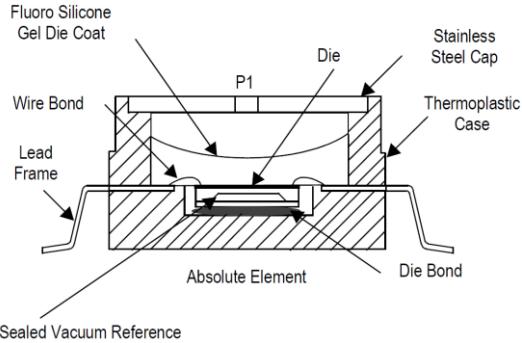


figura 3.37: Struttura interna del sensore di pressione MPXH6115A

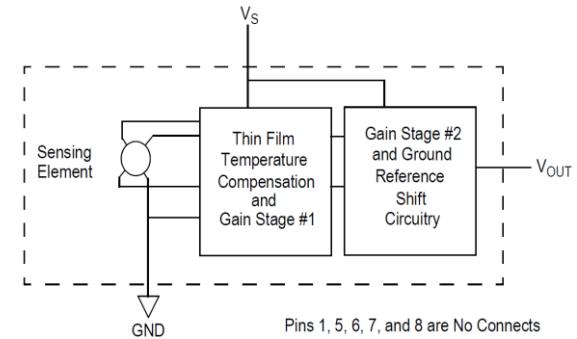


figura 3.38: Schema a blocchi del sensore di pressione MPXH6115A

### Memoria non volatile FRAM

Una delle caratteristiche richieste è la capacità di memorizzare tutti i dati utili per la successiva analisi del volo. Un simile compito richiede una consistente quantità di memoria non volatile, cioè che non si cancelli una volta interrotta l'alimentazione elettrica. La scelta è ricaduta sulla memoria Ramtron FM25V10 che utilizza la nuova tecnologia FRAM (Ferroelectric RAM). I vantaggi rispetto alle comuni memorie EEPROM o flash sono l'altissima velocità di scrittura e l'organizzazione interna che non prevede singoli blocchi di memoria tra loro isolati ma un array continuo più semplice da gestire.

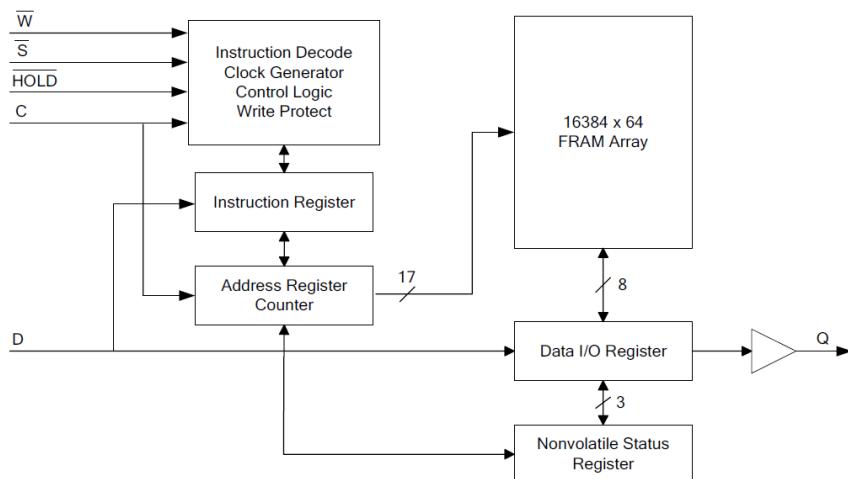


figura 3.39: Schema a blocchi della memoria Ramtron FM25V10

### Convertitore di livelli

Vista la differente tensione di lavoro, affinché microcontrollore, giroscopio e memoria FRAM possano comunicare tra loro, è necessario interporre un convertitore di livelli di tensione. Il convertitore di livelli è un circuito integrato che si occupa di "tradurre" i segnali digitali tra due reti a diversa tensione. Il dispositivo utilizzato in questo circuito è il MAX3392E della Maxim che possiede 4 linee unidirezionali indipendenti.

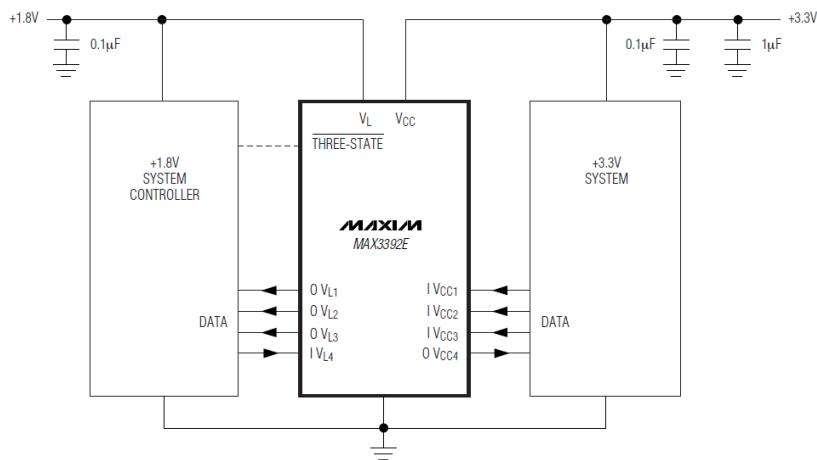
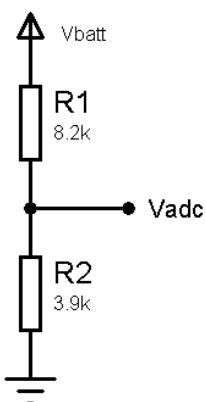


figura 3.40: Esempio di schema applicativo del circuito integrato MAX3392E

### La batteria

La corrente necessaria al sistema di controllo è assicurata da una batteria ai polimeri di litio con tensione nominale di 7,4V e capacità di 500mAh. La carica immagazzinata è sufficiente a garantire circa 45 minuti di funzionamento. Il microcontrollore non è in grado di leggere direttamente il voltaggio della batteria perché oltre la tensione limite acquisibile dall'ADC.



Per rientrare nei limiti si è quindi scalata proporzionalmente la tensione utilizzando il partitore visibile nella figura a fianco.

$$V_{ADC} = \frac{R_2}{R_1 + R_2} \cdot V_{batt} = 0,3223 \cdot V_{batt} \quad 3.42$$

In questo modo il valore massimo misurabile diventa di 15,5V.

Sfruttando l'equazione 3.36 si ottiene il valore ADC

figura 3.41: Partitore per la lettura della batteria

$$ADC = 264,03 \cdot V_{batt} \quad 3.43$$

### **3.3.2 Il circuito elettronico**

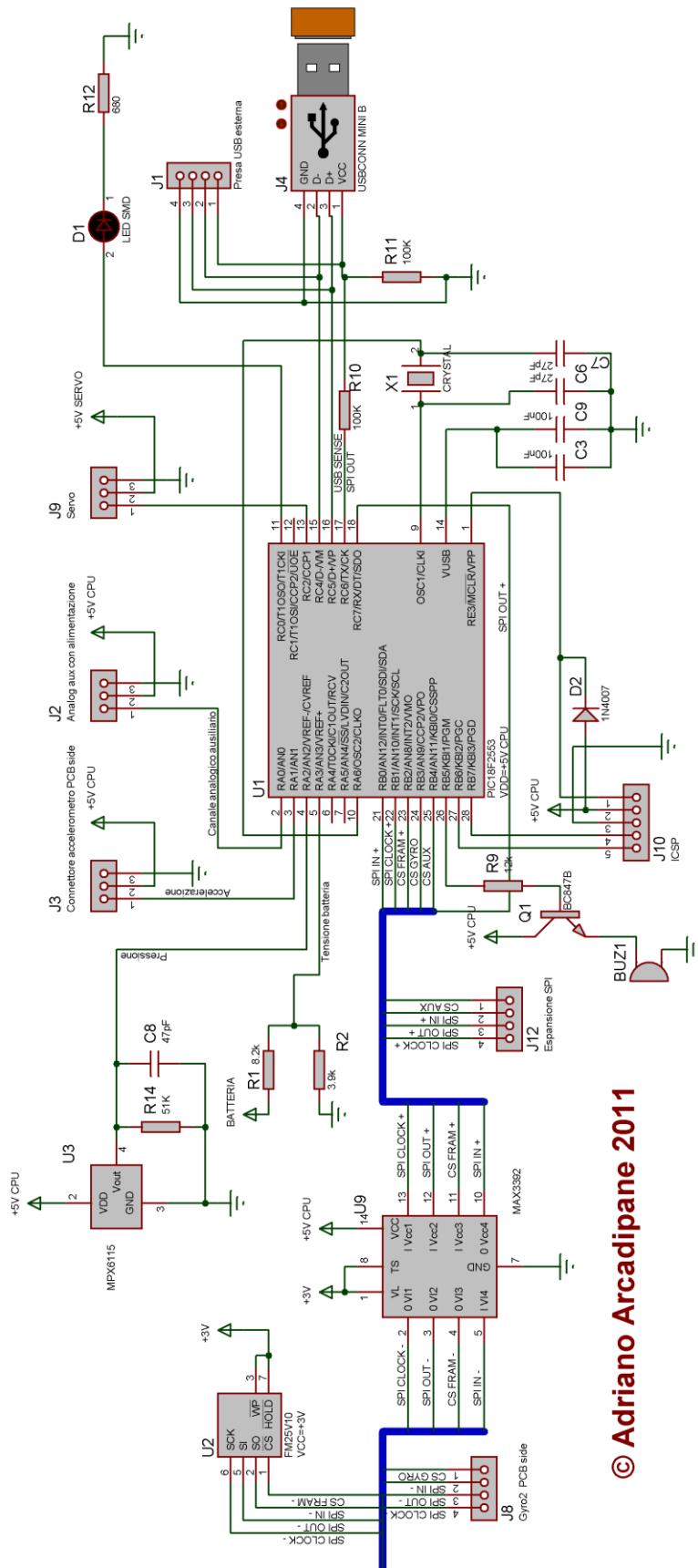
Lo schema elettrico del sistema di controllo è raffigurato nelle tavole A (figura 3.42) e B (figura 3.43). Lo sviluppo è iniziato da un circuito essenziale, costituito da microcontrollore e oscillatore al quarzo (X1, C6, C7). Intorno a questo nucleo centrale si sono via via aggiunti diversi rami per ottenere tutte le funzionalità necessarie.

A sinistra del microcontrollore è visibile il bus SPI (Serial Peripheral Interface) che, attraverso il convertitore di livelli permette di comunicare con la memoria non volatile e con il giroscopio. E' anche presente un connettore supplementare per future espansioni.

A destra della tavola A sono presenti due connettori USB: J4 è una normale presa USB mini b compatibile con i comuni cavi USB, J1 è invece una presa personalizzata che permette di connettersi con il sistema di controllo anche quando questo è montato all'interno del razzo. Le due resistenze da 100kohm permettono al microcontrollore di rilevare la presenza di un PC connesso, senza però drenare corrente dal bus. Il sensore di pressione, l'accelerometro e il canale analogico ausiliario, previsto per future espansioni, giungono direttamente al convertitore A/D, la tensione della batteria, che è fuori dall'intervallo ammesso, viene ridotta proporzionalmente attraverso un partitore di tensione.

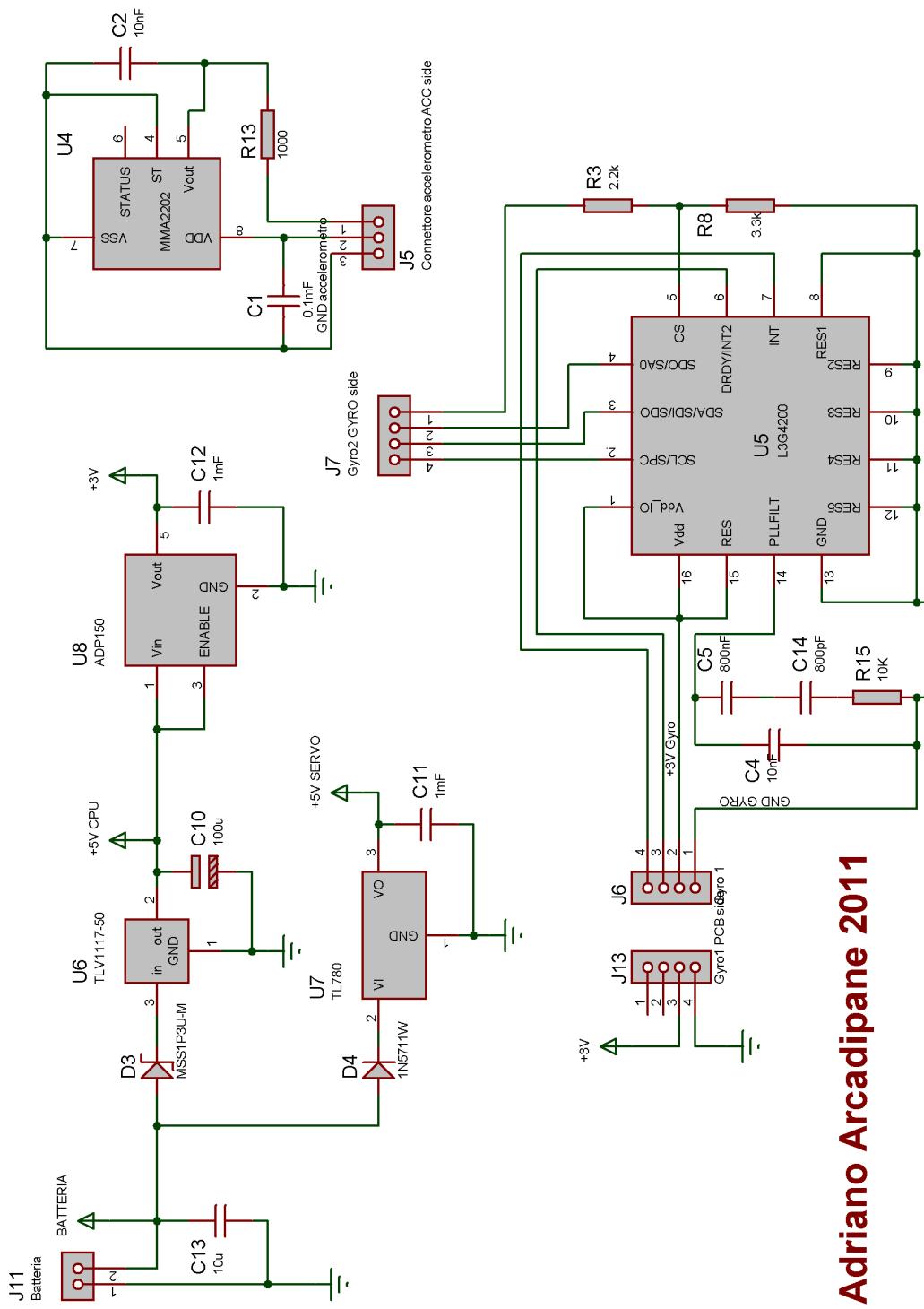
In alto a sinistra della tavola B è illustrata la sezione alimentazione composta da tre regolatori lineari. I due in cascata, di bassa potenza, alimentano le utenze a 5 e 3 Volt, il terzo è capace di erogare più corrente ed è dedicato al servocomando.

Il giroscopio e l'accelerometro sono collocati su altre schede elettroniche. Il primo perché, come spiegato più avanti, necessita di un particolare tipo di saldatura, il secondo invece per poter essere fissato con l'asse sensibile allineato all'asse longitudinale del razzo.



© Adriano Arcadipane 2011

figura 3.42: Schema elettrico del sistema di controllo. Tavola A



© Adriano Arcadipane 2011

figura 3.43: Schema elettrico del sistema di controllo. Tavola B

### 3.3.3 La realizzazione

Progettato lo schema elettronico, si è decisa la disposizione dei componenti ed effettuata l'operazione di sbroglio delle tracce. Data la quantità dei collegamenti si è utilizzata la tecnologia del circuito stampato a doppia faccia, che presenta componenti su entrambi i lati. La tracciatura delle piste è stata effettuata manualmente all'interno del software Proteus ARES, cercando di mantenere i collegamenti i più corti possibili e ponendo attenzione alla separazione dei segnali analogici e digitali per evitare molte interferenze. Per le piste ad alta velocità (bus USB e SPI) si sono evitati gli angoli retti, noti generatori di disturbi in quanto riflettono le onde elettromagnetiche, preferendo raccordi più graduali.

Terminato il design delle tre schede elettroniche (scheda principale scheda accelerometro e scheda giroscopio), i master sono stati stampati su carta lucida (figura 3.44).

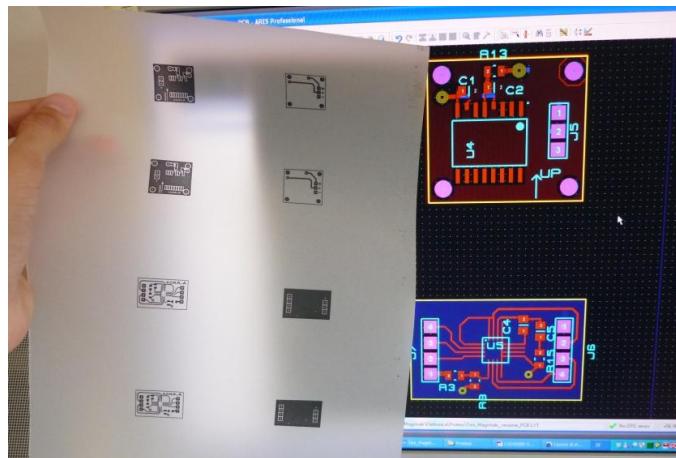
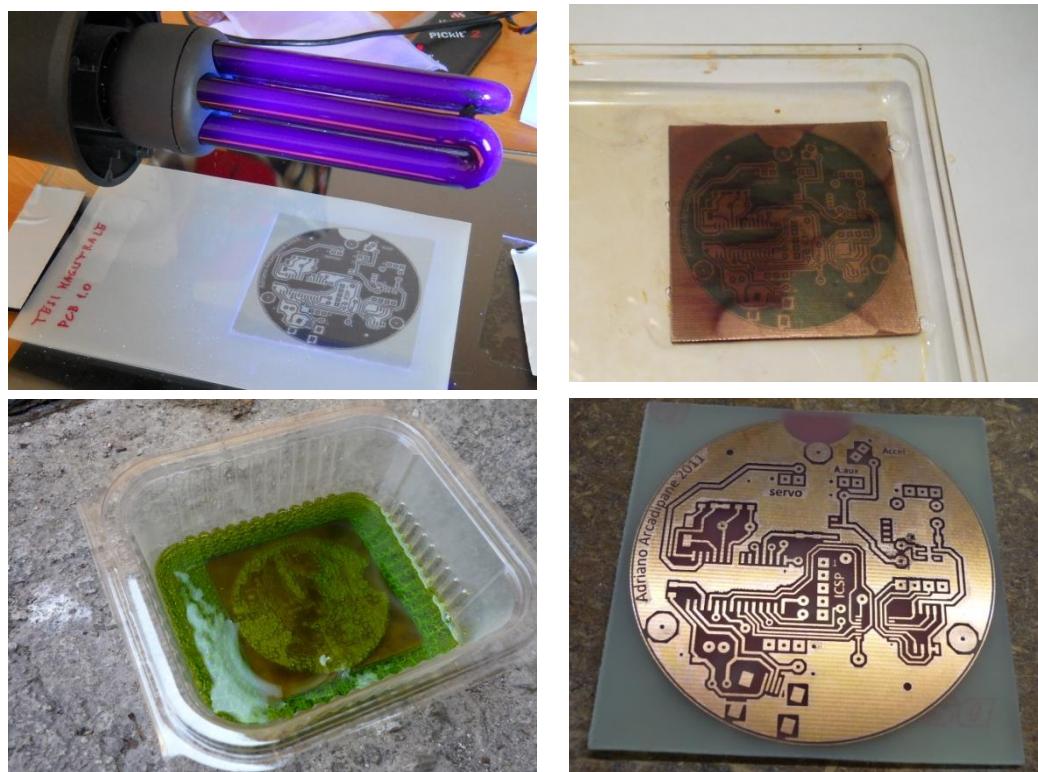


figura 3.44: Master su carta lucida dei moduli accelerometro e giroscopio.  
Sullo destra lo stesso master sul software Proteus ARES.

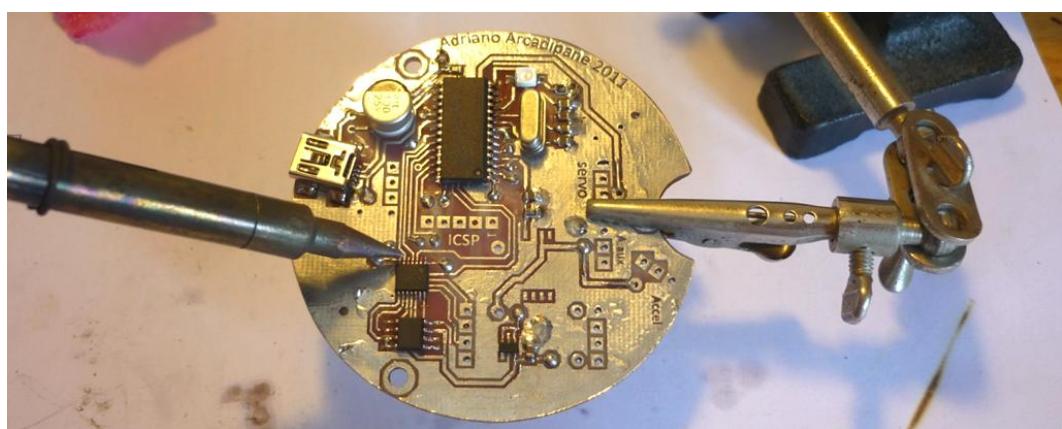
Per incidere il disegno sul rame si è utilizzata la tecnica della fotoincisione riassunta per immagini in figura 3.45.

La basetta su cui si ricava il circuito stampato è fatta da un'anima isolante in fibra di vetro ricoperta sui due lati da uno strato di rame rivestito con vernice fotosensibile. Sovrapposto il master alla basetta, la si irradia con luce ultravioletta, in modo da impressionare le zone di vernice non protetta dalle tracce nere del master. Segue lo sviluppo in soluzione di idrossido di sodio che rimuove solo la vernice irradiata, lasciando intatto il resto. L'ultimo passo del processo è l'incisione. Un bagno in acido cloridrico e perossido di idrogeno rimuove il rame scoperto lasciando il disegno voluto. Il circuito stampato va infine tagliato, forato e placcato in lega stagno-piombo per proteggerlo dalla corrosione.



*figura 3.45: Processo di fotoincisione: Irraggiamento, sviluppo e incisione.  
Nell'ultima foto il prodotto finito*

La saldatura è stata effettuata manualmente per la maggior parte dei componenti (figura 3.46). Il giroscopio, invece, che ha i contatti sulla parte inferiore del contenitore, irraggiungibili con un normale saldatore a stilo, ha reso indispensabile la tecnica di saldatura per rifusione, che si effettua stendendo una pasta a base di polveri metalliche tra componente e basetta e inserendo il tutto in forno a temperatura controllata. E' questa la ragione per cui il giroscopio è stato montato su un circuito stampato a parte.



*figura 3.46: Saldatura dei componenti*

### 3.3.4 Il software del sistema di controllo

Il microcontrollore PIC18F2553 è ottimizzato per essere programmato in linguaggio C. Sebbene in commercio esistano molti altri strumenti di sviluppo si è preferito utilizzare il compilatore ufficiale "C for PIC18" poiché si integra completamente all'interno dell'ambiente di sviluppo Microchip MPLAB, permettendo di effettuare il debug hardware in tempo reale. Altro vantaggio da non sottovalutare è che il "C for PIC18", seppur con limitazioni secondarie, viene distribuito gratuitamente in versione accademica.

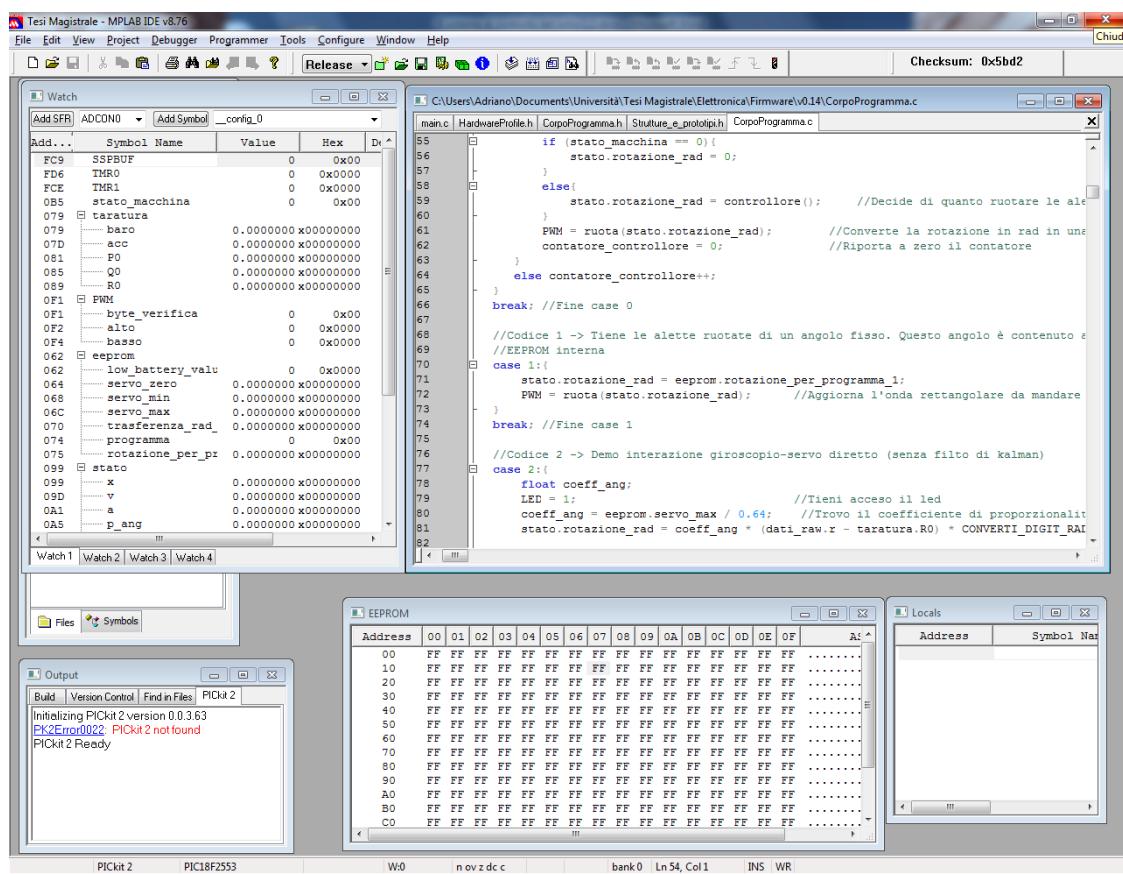


figura 3.47: Ambiente di sviluppo Microchip MPLAB

Prima di essere installato nel microcontrollore, il programma scritto in linguaggio C deve essere compilato. La fase di compilazione genera un file in linguaggio macchina, ovvero la traduzione del programma C nel linguaggio del microcontrollore. Sarà quest'ultimo che verrà caricato attraverso un programmatore, dispositivo che scrive fisicamente, bit per bit, il programma sulla memoria interna del microcontrollore. Altra funzione del programmatore è eseguire il debug hardware, cioè leggere e scrivere la memoria interna del processore mentre questo sta eseguendo il programma, aiutando così a individuare errori nel codice.

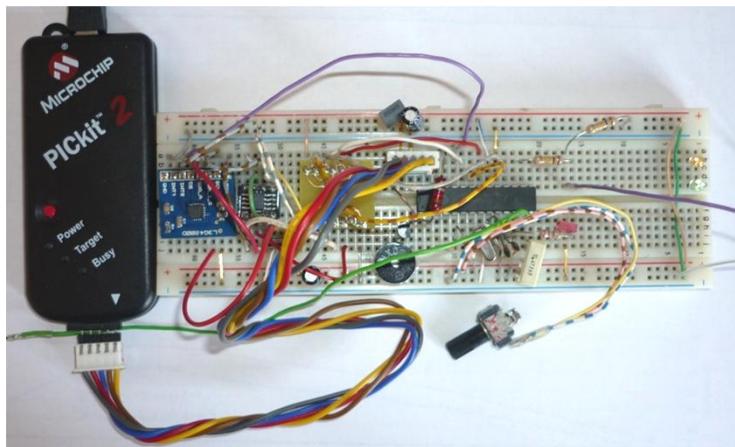


figura 3.48: Prototipo su basetta a incastro. Sulla sinistra si vede il programmatore

Il funzionamento del programma è schematizzato, in maniera semplificata, in figura 3.49.

Il codice deve occuparsi di tutta la gestione del dispositivo fisico oltre che del controllo vero e proprio. L'inizializzazione delle periferiche prepara il microcontrollore e gli altri dispositivi intelligenti a eseguire il codice successivo. Durante l'operazione vengono modificati i parametri di: porte analogiche e digitali, controller USB e SPI, convertitore analogico/digitale, giroscopio, memoria FRAM, timer interni al microcontrollore, controller interrupt e, se è la prima accensione, vengono scritti i dati predefiniti sulla memoria EEPROM interna.

Dopo il "risveglio", verificato che nessun PC sia connesso, il microcontrollore prosegue recuperando le impostazioni dalla memoria EEPROM interna (valori di calibrazione, massime e minime deflessioni del servo, guadagni del controllore) ed effettuando l'autodiagnosi. Segue la taratura dei sensori: viene trovato il valor medio di pressione atmosferica, accelerazione e velocità angolari su una popolazione di 2048 letture. In teoria sarebbe necessario tarare soltanto il barometro, perché tra le quantità misurate, la pressione atmosferica è l'unica che possa cambiare, tuttavia i sensori sono dei dispositivi reali, i cui valori in uscita, a parità di condizioni in ingresso, variano leggermente con la temperatura.

Da questo momento in poi il microcontrollore pone le alette in posizione neutra e attende il lancio.

Come visto nel paragrafo 3.2.2 il pilotaggio del servocomando deve essere effettuato alla cadenza di 50Hz con precise proporzioni tra parte alta e bassa dell'onda, pena disturbi (jitter) nella regolazione. Allo stesso tempo il microcontrollore deve leggere i sensori, elaborare i dati, ecc. Per far coesistere i due compiti si è fatto ricorso agli interrupt. Ogni 0,02 secondi un timer interno indipendente "congela" il ciclo principale passando il comando al ciclo di interrupt. Finito di inviare l'impulso al servo il ciclo principale riprende lì da dove era stato interrotto.

Il criterio di rilevazione del lancio si basa sull'accelerazione<sup>17</sup>. Un'accelerazione longitudinale superiore a  $25 \text{ m/s}^2$  fa procedere il programma allo stadio successivo che consiste nell'eseguire iterativamente il ciclo:

- lettura dei sensori
- elaborazione dei dati tramite i filtri di Kalman
- esecuzione del controllo
- aggiornamento della posizione dell'attuatore

L'attuatore viene aggiornato 50 volte al secondo. Eseguire un controllo con maggiore frequenza porterebbe a sovra controllare il sistema. I filtri di Kalman, invece, effettuano una stima tanto migliore quanto più è piccolo il tempo di campionamento. Poiché il microcontrollore ha una potenza di calcolo sufficiente ad eseguire 100 cicli al secondo, si è separata la velocità dei due blocchi: il sistema esegue il codice 100 volte al secondo, la routine del controllore è invece chiamata la metà delle volte.

Le sequenza appena descritta procede fin quando tutta la memoria dati non si è esaurita, evento che avviene dopo circa venti secondi dalla rilevazione del lancio.

---

<sup>17</sup> In una prima versione la variabile monitorata era la velocità di volo, poi il criterio è stato cambiato perché il rilevamento del lancio avveniva in ritardo.

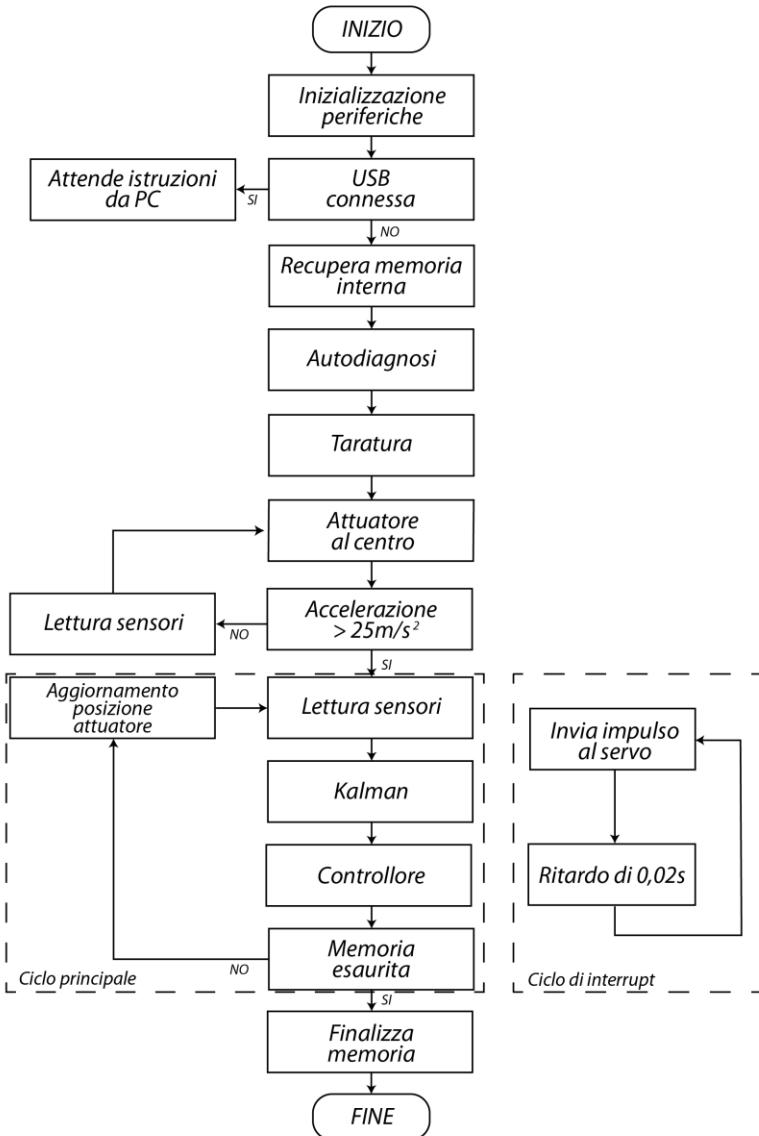


figura 3.49: Diagramma di flusso semplificato del software contenuto nel microcontrollore

### 3.3.5 Il software per il personal computer

Il sistema di controllo ha bisogno di comunicare con il personal computer per ricevere le impostazioni di funzionamento e per inviare i dati raccolti durante il volo. Per semplificare rendere la comunicazione semplice per l'utente si è realizzato un apposito programma in linguaggio VB.NET. Il programma si compone di tre schede: la prima schermata (figura 3.50) riassume lo stato del circuito e che permette di modificare i parametri di funzionamento, la seconda (figura 3.51) visualizza graficamente i dati del volo, la terza (figura 3.52) fornisce in tempo reale il valore e le statistiche dei sensori. Oltre al salvataggio dei dati su file binario è stato implementata l'esportazione dei dati in file di testo (figura 3.53)

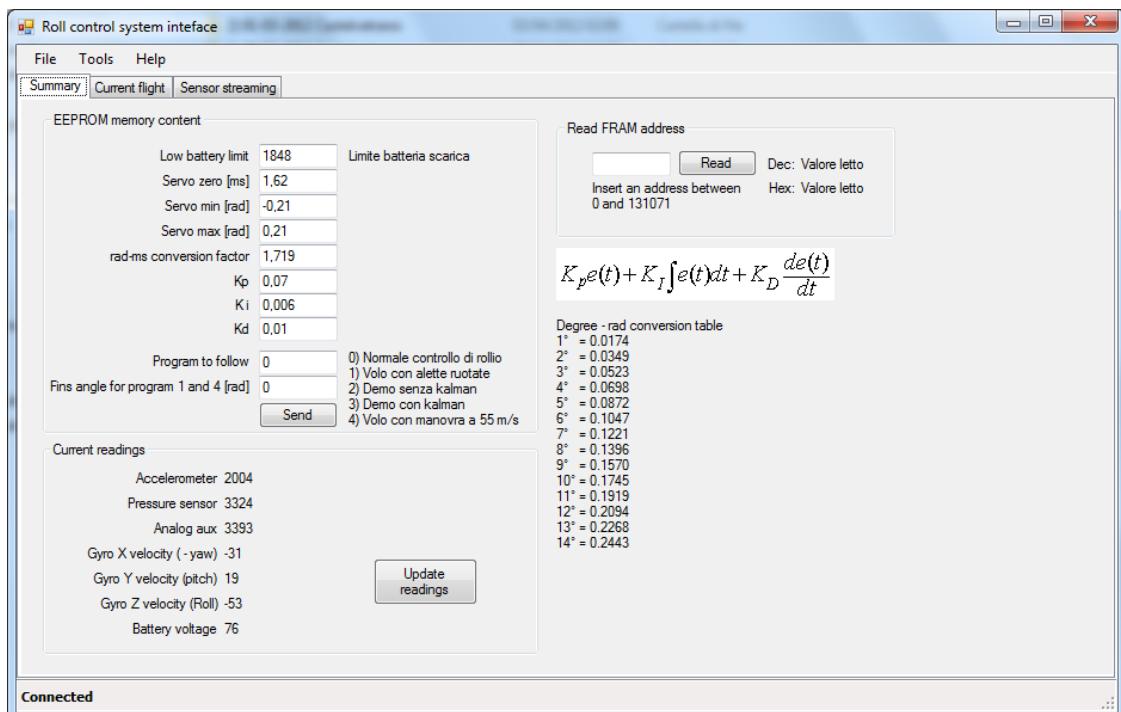


figura 3.50: Schermata 1: Stato del sistema e interfaccia di modifica dei parametri

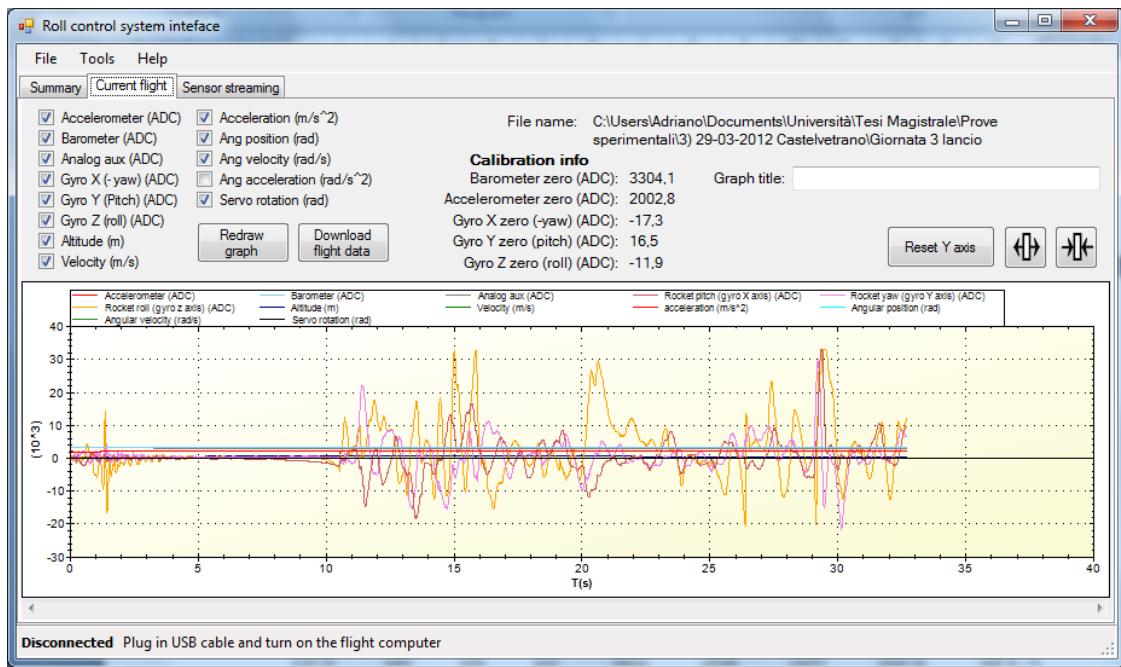


figura 3.51: Schermata 2: visualizzazione grafica dei dati di volo

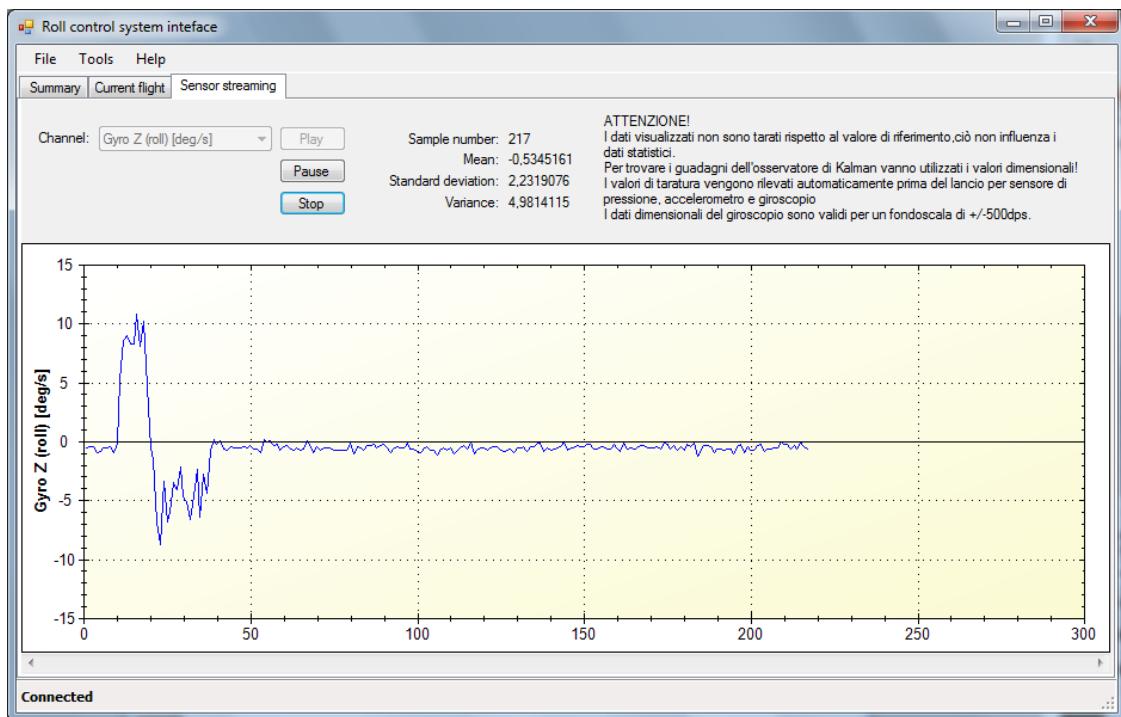


figura 3.52: Schermata 3: streaming in tempo reale delle letture dei sensori

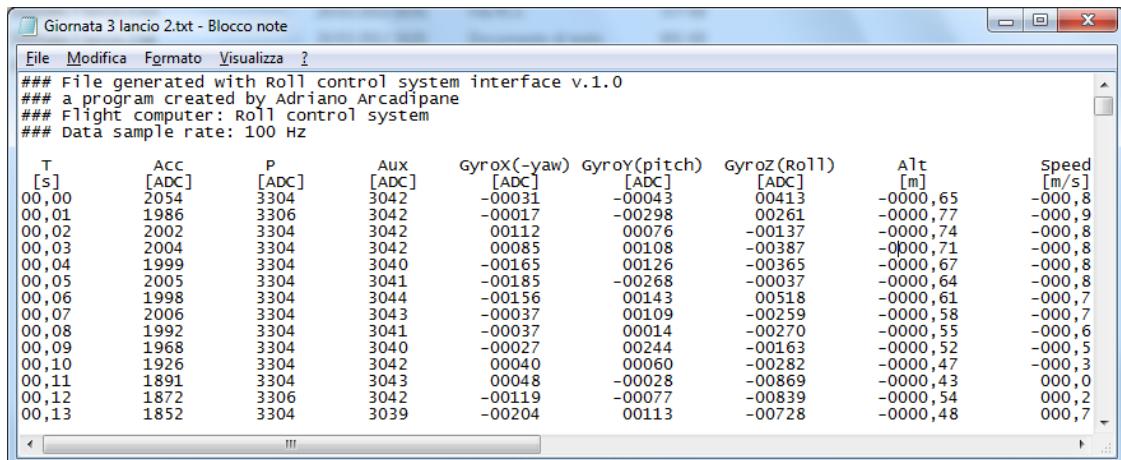


figura 3.53: Dati esportati sotto forma di file di testo

# 4 Le prove in volo

Le prove sperimentali non sono che il punto di arrivo del lavoro fin qui esposto, nonché l'attività più critica e impegnativa. Per ridurre al minimo il loro numero si sono progettate in modo da estrarre quante più informazioni possibili da ognuna.

## 4.1 Luogo e modalità di esecuzione

Tutte le prove sperimentali sono state effettuate presso l'ex aeroporto militare di Castelvetrano (TP) visibile in figura 4.1 dopo aver segnalato le attività al 37° Stormo dell'Aeronautica Militare e al demanio dello stato. Le coordinate geografiche sono 37°,41',23.00"N 12°,46',30,00"E. Il suolo pianeggiante, completamente privo di alberi e coperto da cespugli radi protegge il modello all'atterraggio e ne rende agevole il recupero. Le dimensioni del campo sono tali che anche nel remoto caso in cui il razzo si inclini fuori dalla traiettoria verticale, non sia possibile raggiungere costruzioni o luoghi di attività umane.



figura 4.1: Ex aeroporto militare di Castelvetrano

L'autore del presente lavoro è membro delle associazioni ACME-Tripoli Italy<sup>18</sup> e Tripoli Rocketry Association<sup>19</sup> e sottostà al regolamento sportivo nazionale depositato presso il CONI che è necessario rispettare per tutte le attività.

La rampa di lancio è stata posizionata a 100 m di distanza dalla zona del pubblico, stendendo il cavo elettrico del comando di lancio lungo una fascia ove non potesse essere accidentalmente calpestato. Preparato il modello in ogni sua parte si sono posti gli avvisi di sicurezza "remove before flight" e lo si è portato alla rampa privo di accenditore elettrico. L'avvio dei sistemi di bordo è avvenuta seguendo la check list

---

<sup>18</sup> [www.acmeitalia.org](http://www.acmeitalia.org)

<sup>19</sup> [www.tripoli.org](http://www.tripoli.org)

stampata sul fianco del modello mentre una seconda persona supervisionava l'operazione. Immediatamente prima di eseguire il conto alla rovescia si è controllato che l'area circostante e il cielo fossero sgombri da persone, veicoli o velivoli.



*figura 4.2: Accensione dei sistemi di bordo*



*figura 4.3: Inserimento del modello sulla rampa di lancio*



*figura 4.4: Decollo*

## 4.2 Le prove sperimentali

Tre voli di prova sono stati necessari per giungere all'obiettivo finale. I primi due sono stati test preliminari che hanno validato il lavoro svolto fino a quel punto e fornito dati su cui proseguire lo studio. Il terzo test ha permesso di verificare il corretto funzionamento del controllo attivo e i suoi effetti sul razzo.

Durante tutte le prove erano in funzione la telecamera on-board e la registrazione dati da parte del sistema di controllo.

### 4.2.1 Prima prova preliminare

<b>ID volo</b>	A
<b>Data</b>	01/03/2012
<b>Orario</b>	12:35
<b>Condizioni meteo*</b>	Nuvoloso, T = 17 °C, vento NE 4 m/s
<b>Quota impostata per l'apertura del paracadute principale</b>	130 m
<b>Deflessione massima impostata per le alette</b>	Non applicabile. Controllore non in funzione
<b>Scopo della prova</b>	Collaudo generale del modello modificato e quantificazione del rollio indesiderato.
<b>Piano di volo</b>	Le alette di controllo rimangono in posizione neutra per tutto il volo.
<b>Esito</b>	Volo avvenuto correttamente. Il razzo ha oscillato leggermente appena lasciata la rampa a causa del vento. Presente una velocità di rollio con il valore massimo di circa 500°/s in senso negativo.
<b>Osservazioni</b>	-

\* Dati rilevati da una centralina meteo posizionata 10 km a sud del punto di lancio

Il volo è servito a collaudare il modello dopo le modifiche e a capire quale fosse esattamente l'entità e il tipo di disturbo da contrastare. Quota, velocità di volo e accelerazione sono mostrate in figura 4.5, il confronto con la simulazione effettuata nel paragrafo 1.3.9, evidenzia una diversa accelerazione. La differenza dipende dal fatto che le ricariche di propellente utilizzate hanno tolleranze che possono anche non essere trascurabili.

Durante questo lancio le alette sono in configurazione neutra, quindi la velocità angolare di rollio, visibile nella figura 4.6, coincide con il disturbo che si dovrà abbattere. Nella fase iniziale le oscillazioni sono probabilmente provocate da un disallineamento nella spinta del motore sommato a quello delle alette. Tale affermazione si basa sul fatto che allo spegnimento del motore, istante individuabile in figura 4.5 dal punto del grafico in cui l'accelerazione diventa costante a  $-9,8 \text{ m/s}^2$  ( $t = 1,2 \text{ s}$ ), cessano anche

le oscillazioni. Per la restante parte del volo il disturbo è di tipo aerodinamico poiché varia proporzionalmente alla velocità di volo (vedi equazione 3.1).

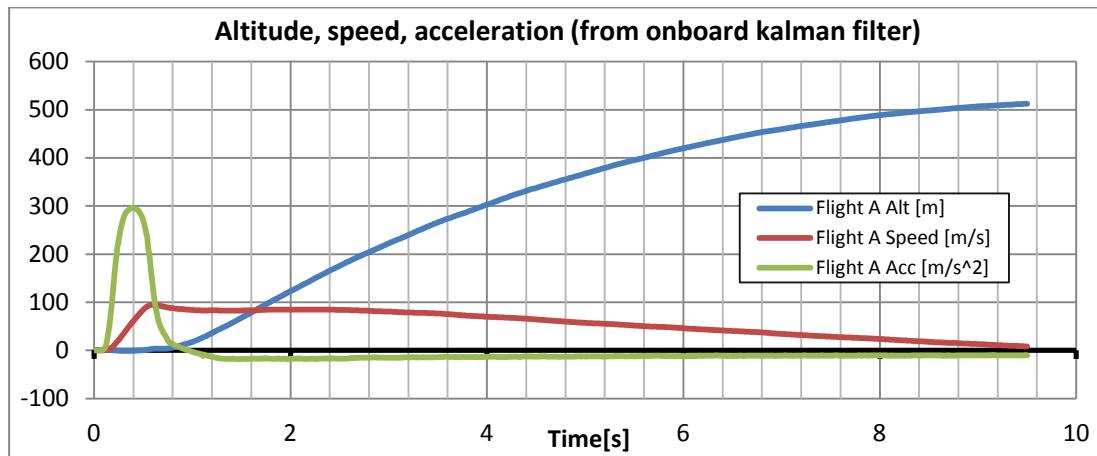


figura 4.5: Quota velocità e accelerazione del volo A dal decollo all'apogeo

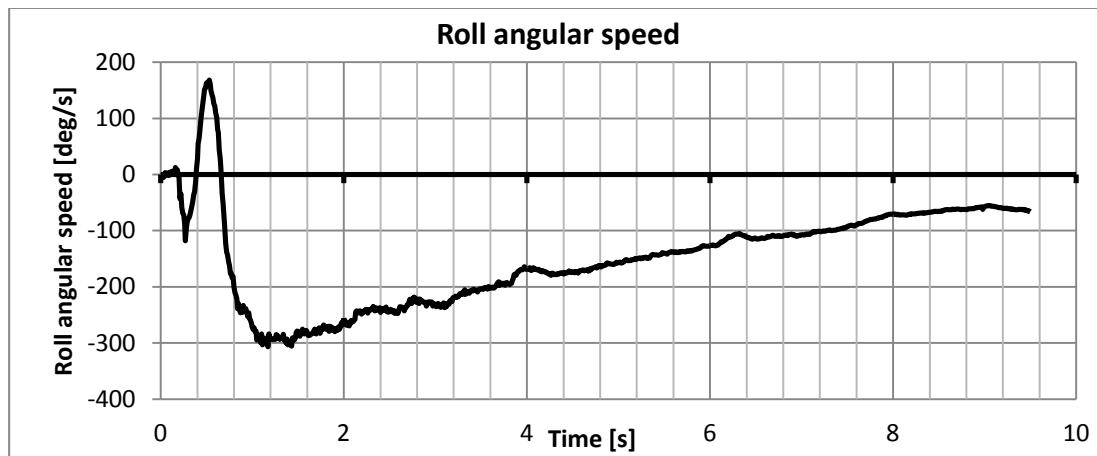


figura 4.6: Velocità angolare di rollio del volo A dal decollo all'apogeo

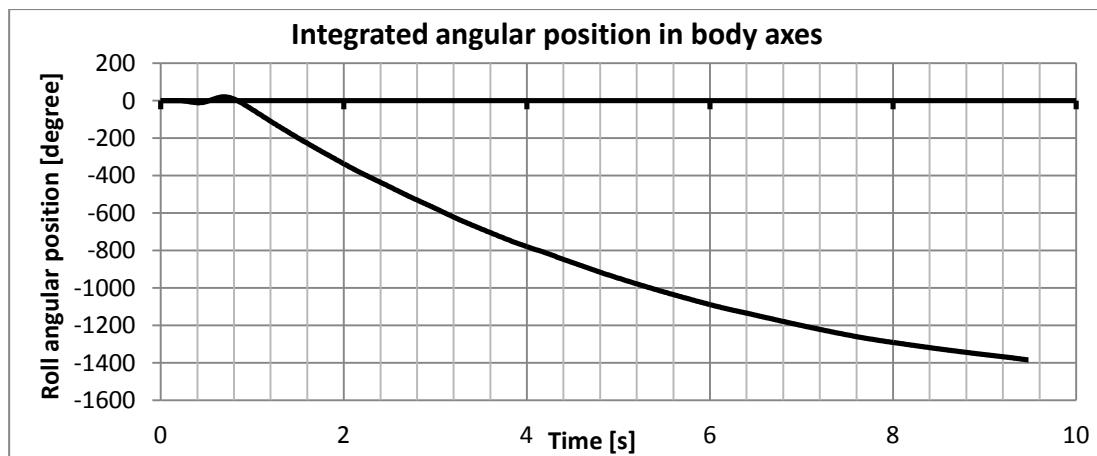


figura 4.7: Posizione angolare ricavata per integrazione

## 4.2.2 Seconda prova preliminare

ID volo	B
Data	01/03/2012
Orario	14:15
Condizioni meteo*	Nuvoloso, T = 17 °C, vento N 5 m/s
Quota impostata per l'apertura del paracadute principale	130 m
Deflessione massima impostata per le alette	Non applicabile. Controllore non in funzione.
Scopo della prova	Verificare l'efficacia delle alette mobili e conoscere gli effetti di una loro manovra.
Piano di volo	Il razzo decolla con le alette ruotate di +9° (opponeendosi alla rotazione spontanea rilevata nel volo 1). Non appena la velocità di volo scende sotto i 55 m/s le alette passano alla posizione di -9° fino all'apogeo.
Esito	Volo avvenuto correttamente. Anche alla deflessione massima le alette non riescono a generare un momento sufficiente ad azzerare completamente la velocità angolare. Il paracadute principale ha impiegato più del solito a dispiegarsi, il fatto non ha avuto però ripercussioni. L'atterraggio è avvenuto sull'asfalto, provocando lievi danni.
Osservazioni	Le alette di controllo non hanno efficacia sufficiente ad annullare il rollio. Necessaria più cura nel piegare il paracadute principale per evitare problemi di dispiegamento; meglio impostare una quota di apertura maggiore nel caso si abbiano nuovamente problemi in tal senso.

\* Dati rilevati da una centralina meteo posizionata 10 km a sud del punto di lancio

In questo volo si è voluta mettere alla prova l'efficacia delle alette mobili ed analizzare la risposta dinamica del razzo a una loro improvvisa deflessione. Seppur questo volo è stato effettuato nella stessa giornata del primo, l'intensità di vento presente era ben superiore.

Quota, velocità di volo e accelerazione (figura 4.8) sono pienamente compatibile con quelle della simulazione presentata nel paragrafo 1.3.9 e poco differenti rispetto al volo A.

Anche in questo caso sono presenti le oscillazioni dovute al motore, che cessano prontamente a  $t = 1,2$  s, istante del suo spegnimento. La prima parte del volo, quella in cui le alette mobili sono deflesse di +9°, evidenzia che esse modificano considerevolmente la velocità di rollio del razzo, ma che non sono sufficienti ad annullarla completamente. La manovra a  $t = 4,5$  s mostra che il transitorio è veloce e si estingue nell'arco di pochi decimi di secondo. La seconda parte del volo è di scarso interesse in quanto il razzo è prossimo all'apogeo e le misure cominciano a diventare inaffidabili.

Da questa prova emerge che se il controllore fosse stato attivo, con le alette dise-

gnate nel paragrafo 3.1.2 alla deflessione massima di progetto, non sarebbe stato in grado di azzerare completamente la velocità angolare. Le possibili soluzioni sono due: aumentare la deflessione massima delle alette nel tratto non lineare della curva portanza - deflessione di figura 3.2 fino a poco prima dello stallo, in modo da ottenere maggior portanza, oppure ridimensionarle completamente alla luce dei dati ottenuti. La seconda soluzione porta a risultati certi, ma è laboriosa e richiede la revisione dei momenti di cerniera e probabilmente alberi più robusti; il primo caso è invece attuabile con una semplice riprogrammazione del controllore, ma più rischioso perché la curva di figura 3.2 a cui si fa affidamento è calcolata con metodi semiempirici e potrebbe rivelarsi inaccurata.

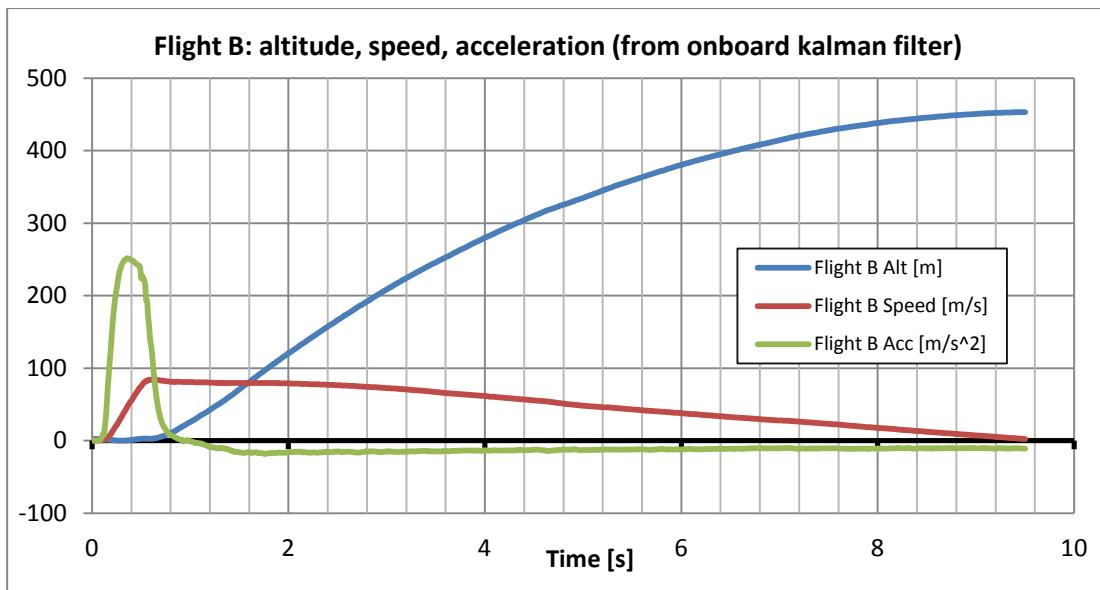


figura 4.8: Quota velocità e accelerazione del volo B dal decollo all'apogeo

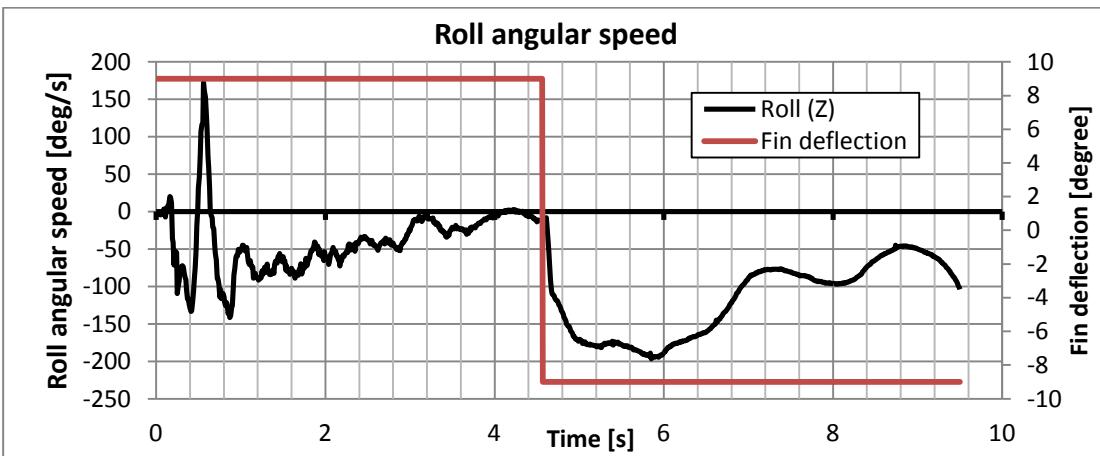


figura 4.9: Velocità angolare di rollio e posizione delle alette di controllo del volo A dal decollo all'apogeo

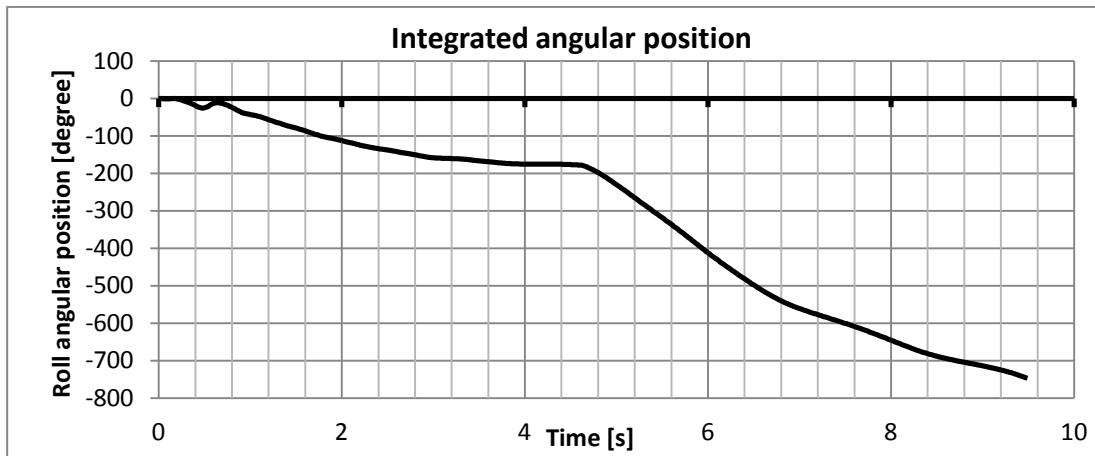


figura 4.10: Posizione angolare del volo B ricavata per integrazione

### 4.2.3 Validazione sperimentale del sistema di auto stabilizzazione

ID volo	C
Data	29/03/2012
Orario	15:33
Condizioni meteo*	Sole, T = 25°C, vento O 2 m/s
Quota impostata per l'apertura del paracadute principale	200 m
Deflessione massima impostata per le alette	12°
Scopo della prova	Verificare che il sistema di controllo riesca effettivamente ad azzerare la velocità angolare.
Piano di volo	Il sistema di controllo entra in funzione non appena viene rilevato il lancio.
Esito	Volo avvenuto correttamente. Il sistema di controllo del rollio ha funzionato bene nonostante portasse l'attuatore in leggera saturazione. Allo spegnimento del motore la sezione superiore e quella inferiore del razzo, tenute insieme dal solo attrito, hanno ruotato mutuamente creando disturbo aggiuntivo.
Osservazioni	Bisogna aumentare ulteriormente l'efficacia delle alette canard. E' necessario un sistema per rendere solidali le due sezioni del razzo. Prontezza di risposta del controllore migliorabile.

\* Dati rilevati da una centralina meteo posizionata 10 km a sud del punto di lancio

Questo volo è servito ad evidenziare le prestazioni del controllo attivo.

Per risolvere la carenza di efficacia delle alette messa in luce dal volo B si è scelto di aumentare la loro deflessione limite a 12°. I parametri utilizzati per il controllore sono quelli di tabella 3.6.

Quota, velocità di volo e accelerazione (figura 4.11) presentano, rispetto alle prime due prove e a alla simulazione, un'accelerazione di minore intensità ma prolungata nel tempo, ciò è accaduto perché durante la revisione dell'ugello di scarico del motore a razzo è stato necessario asportare 0,2 mm di materiale dalla sezione di gola. Questa variazione ha comportato una minor pressione in camera di combustione e quindi una maggiore durata della spinta.

Il grafici contenenti velocità angolare e deflessione delle alette (figura 4.12 e figura 4.13) si prestano a un'analisi approfondita:

- Durante tutto il volo il controllore agisce correttamente, ma l'azione segue il disturbo con due decimi di secondo di ritardo, tempo troppo lungo per abbattere efficacemente i picchi più insidiosi.
- Nei primi 1,3 secondi di volo, ovvero la fase di spinta del motore, il disturbo è notevolmente mitigato rispetto ai voli A e B.
- A  $t = 1,3$  s è avvenuto un evento responsabile delle grandi oscillazioni visibili in questo istante nei grafici. Come spiegato nel capitolo 1, la sezione superiore e quella inferiore del razzo sono tenute tra loro semplicemente per effetto dell'attrito. Mentre le alette di coda imprimevano un momento di rollio negativo, le alette canard ne generavano uno opposto. Lo scambio di torsione lungo la fusoliera ha fatto ruotare una sezione relativamente all'altra come mostrato in figura 4.15. Il fenomeno è stato aiutato dalla brusca decelerazione successiva allo spegnimento del motore.
- Nonostante l'aumento della deflessione massima delle alette a 12°, avviene, seppur in maniera non continuativa, la saturazione dell'attuatore tra  $t = 1,3$  s e  $t = 3,6$  s. Il fenomeno è indicativo di un'efficacia delle alette poco sotto al limite della sufficienza. L'avvenuta saturazione ha anche l'effetto di far slittare la posizione angolare cui tende il sistema di circa 75° come visibile in figura 4.14.
- Il resto del volo mostra un ottimo controllo fino all'apogeo

Il confronto con il razzo non stabilizzato è visibile in figura 4.16. Nel primo tratto, escludendo il picco dovuto allo slittamento tra le sezioni del razzo, l'abbattimento medio del disturbo è stato del 70% circa. Nella restante parte del volo addirittura del 98%.

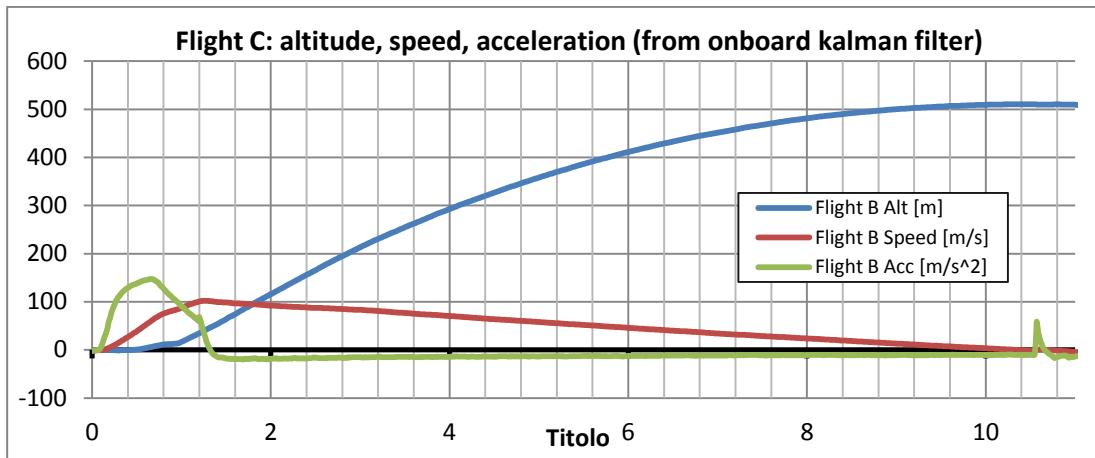


figura 4.11: Quota velocità e accelerazione del volo C dal decollo all'apogeo

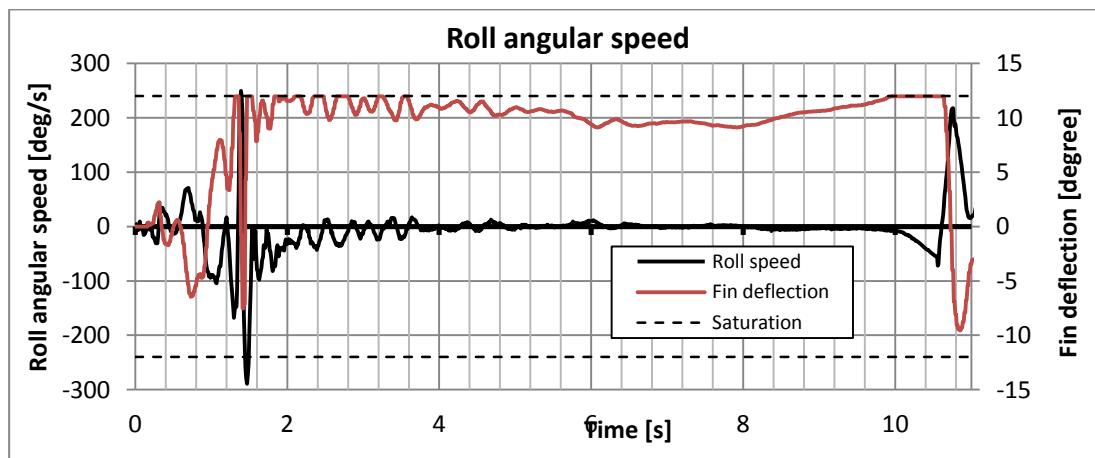


figura 4.12: Velocità angolare di rollio e posizione delle alette del volo C dal decollo all'apogeo

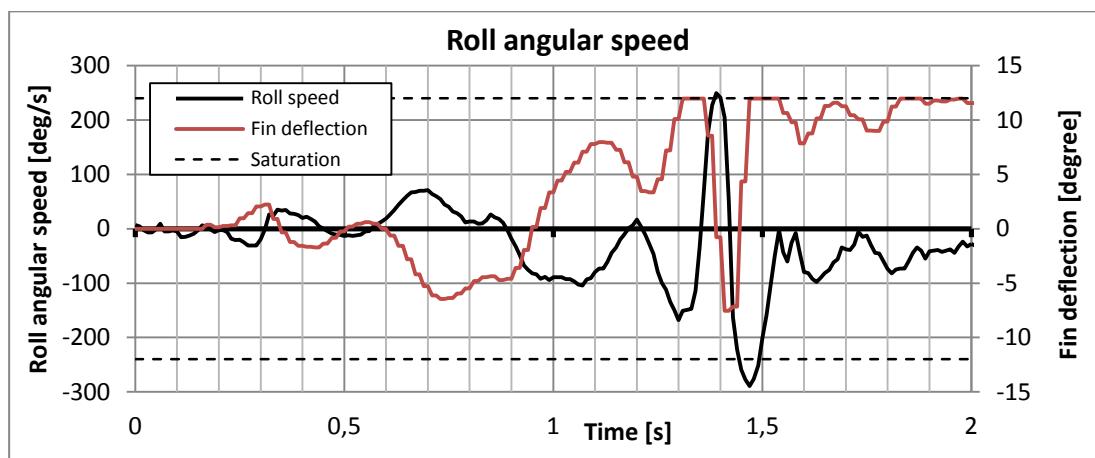


figura 4.13: Velocità angolare di rollio e posizione delle alette del volo C nei primi due secondi di volo

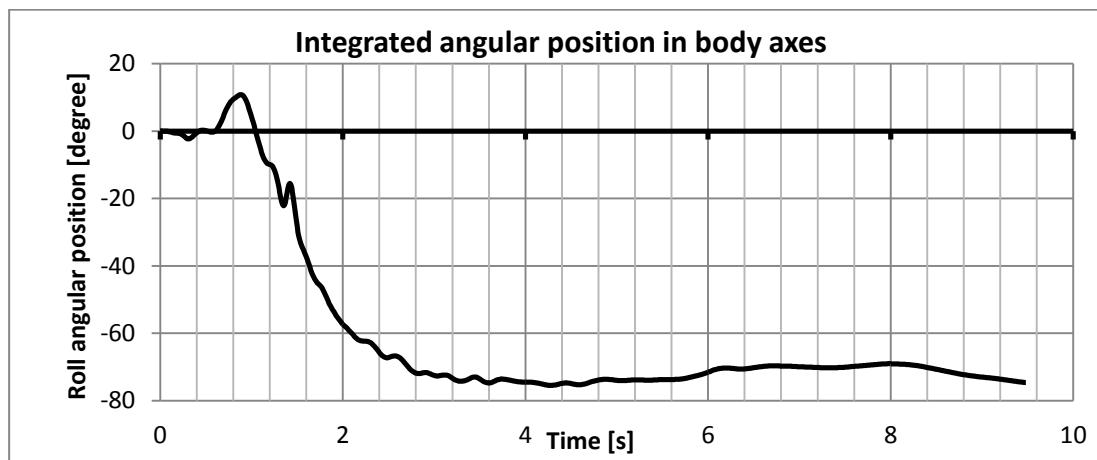


figura 4.14: Posizione angolare del volo C ricavata per integrazione

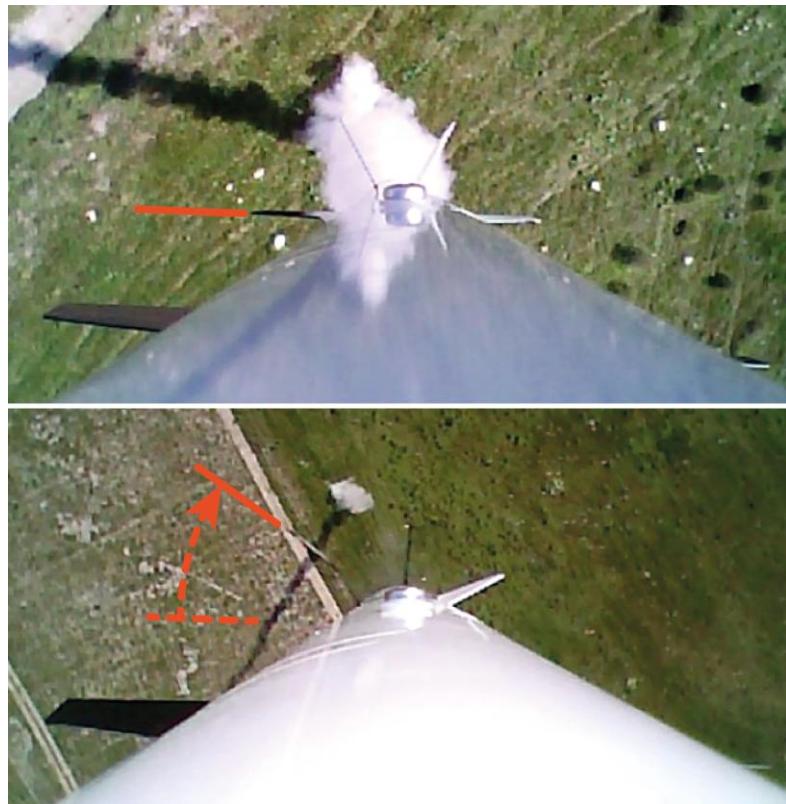


figura 4.15: Rotazione accidentale delle alette in volo

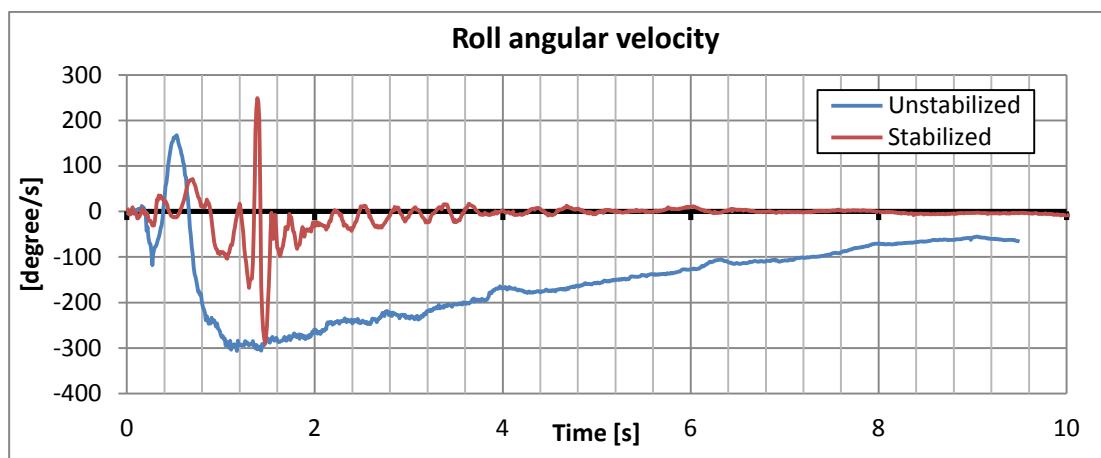


figura 4.16: Confronto delle velocità angolari tra il razzo non stabilizzato

# Conclusioni

L'obiettivo della presente tesi di laurea è il progetto e la realizzazione di un sistema di controllo attivo che, tramite la retroazione della velocità angolare, contrasti l'indesiderata rotazione di un razzo intorno al suo asse longitudinale. Per raggiungere lo scopo si è costruito il modello matematico del velivolo e fatto ricorso a simulazioni computerizzate per giungere alla sintesi della legge di controllo. Il controllore così ottenuto è poi stato implementato all'interno di un sistema embedded e posto a bordo di un modello di razzo.

Le prime prove sperimentali, effettuate con il sistema di controllo non attivo, hanno evidenziato che il rollio indesiderato di un razzo è in parte di origine aerodinamica, in quanto la velocità angolare varia linearmente con la velocità di volo, in parte derivante dal motore, ed hanno consentito di individuare l'entità della correzione necessaria. Inoltre, il confronto tra i risultati ottenuti sul sistema reale ed il comportamento osservato in simulazione ha confermato la correttezza del modello matematico e l'accu-  
rtezza delle caratteristiche aerodinamiche stimate.

Le successive prove di volo hanno avuto lo scopo di validare, sperimentalmente, il sistema di controllo implementato. I risultati ottenuti hanno evidenziato che è possibile controllare efficacemente il rollio di un modello di razzo intervenendo sulla defles-  
sione delle alette canard.

Il sistema di auto stabilizzazione, infatti, è riuscito ad abbattere la velocità angolare di rollio del 70% nella prima metà del volo e ad annullarla del tutto per il resto dell'ascesa. L'apparente non efficacia del sistema negli istanti iniziali è dovuta alle modeste dimensioni delle alette mobili ed alla saturazione imposta sulla loro massima defles-  
sione. Le alette, infatti, sebbene deflesse del loro angolo massimo, non sono riuscite a generare il momento di rollio richiesto negli istanti di maggior disturbo. La poca prontezza di risposta ha invece ridotto l'efficacia del controllo in presenza di disturbo a frequenze più elevate.

Per evitare l'intervento della saturazione sarà sufficiente effettuare il ridimensiona-  
mento delle alette di controllo e degli organi ad esse collegati per garantire una mag-  
giore efficacia del sistema negli istanti iniziali ed in presenza di disturbi dovuti a vento di intensità maggiore. Per migliorare ulteriormente la prontezza di risposta è in-  
vece possibile aumentare l'azione anticipatrice, facendo crescere il guadagno dell'a-  
zione derivativa del controllore.

Prescindendo dalla variabile controllata, la metodologia di lavoro utilizzata è molto versatile e facilmente generalizzabile per tutti i controlli di tipo aerodinamico, renden-  
dola idonea per il progetto di autopiloti, di velivoli UAS (Unmanned Aircraft Systems), o, modificando l'architettura della catena di controllo, anche per sistemi di insegu-  
imento. Modificando il modello matematico, il campo d'impiego è estendibile a qualsiasi applicazione, non necessariamente aerospaziale, che comprenda sistemi SIMO

(Single Input - Multiple Output), per i quali non è possibile applicare la teoria del controllo automatico nella sua formulazione classica.

# Appendice A: Le simulazioni di volo

Public Missiles Intruder - Simulation results

Engine selection  
[I315-none]

Simulation control parameters  
Resolution: 800 samples / second.  
Simulation method: Explicit Euler.  
Simulation execution time: 0.441 Sec.

Launch conditions  
Altitude: 0.000 m  
Relative humidity: 50.000 %  
Temperature: 15.000 Deg. C  
Pressure: 760.000 mm Hg.  
Wind speed model: Custom speed range  
Wind turbulence: Constant speed  
Wind starts at altitude: 0.000 m  
Launch guide angle: 0.000 Degrees from vertical  
Latitude: 38 Degrees

Launch guide data:  
Launch guide length: 150.000 cm  
Velocity at launch guide departure: 31.450 m/s  
The launch guide was cleared at : 0.174 Seconds  
User specified minimum velocity for stable flight: 13.411 m/s  
Minimum velocity for stable flight reached at: 33.192 cm

Max data values:  
Maximum acceleration: Vert:350.057 m/s/s, Horz:1.127 m/s/s, Magnitude:350.057 m/s/s  
Maximum velocity: Vert:144.139 m/s, Horz:6.950 m/s, Magnitude:144.524 m/s  
Maximum range from launch site:945.075 m  
Maximum altitude:743.799 m

Recovery system data

P: Paracadute fittizio Deployed at : 11.678 Seconds  
Velocity at deployment: 6.774 m/s  
Altitude at deployment: 743.799 m  
Range at deployment: -50.131 m

P: Paracadute grande Deployed at : 62.825 Seconds  
Velocity at deployment: 14.879 m/s  
Altitude at deployment: 149.991 m  
Range at deployment: 660.820 m

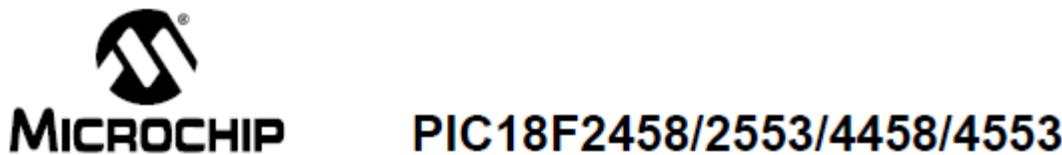
Time data  
Time to burnout: 1.121 Sec.  
Time to apogee: 11.678 Sec.  
Optimal ejection delay: 10.556 Sec.

Landing data  
Successful landing  
Time to landing: 83.275 Sec.  
Range at landing: 945.075  
Velocity at landing: Vert: -6.113 m/s , Horz: 6.950 m/s , Magnitude: 9.256 m/s

Public Missiles Intruder modificado - Simulation results

Engine selection  
[I315 -0 ]  
Simulation control parameters  
Resolution: 800 samples / second.  
Simulation method: Explicit Euler.  
Simulation execution time: 0.237 Sec.  
Launch conditions  
Altitude: 0.000 m  
Relative humidity: 50.000 %  
Temperature: 15.000 Deg. C  
Pressure: 760.000 mm Hg.  
Wind speed model: Custom speed range  
Wind turbulence: Constant speed  
Wind starts at altitude: 0.000 m  
Launch guide angle: 0.000 Degrees from vertical  
Latitude: 0.663 Degrees  
Launch guide data:  
Launch guide length: 150.000 cm  
Velocity at launch guide departure: 26.183 m/s  
The launch guide was cleared at : 0.193 Seconds  
User specified minimum velocity for stable flight: 13.411 m/s  
Minimum velocity for stable flight reached at: 42.909 cm  
Max data values:  
Maximum acceleration: Vert: 238.599 m/s/s , Horz: 0.356 m/s/s , Magnitude: 238.599 m/s/s  
Maximum velocity: Vert: 100.042 m/s , Horz: 7.000 m/s , Magnitude: 100.276 m/s  
Maximum range from launch site: 388.557 m  
Maximum altitude: 473.254 m  
Recovery system data  
P: Paracadute grande Deployed at : 22.246 Seconds  
Velocity at deployment: 32.221 m/s  
Altitude at deployment: 149.996 m  
Range at deployment: 145.902 m  
  
P: Paracadute piccolo Deployed at : 9.776 Seconds  
Velocity at deployment: 5.566 m/s  
Altitude at deployment: 473.254 m  
Range at deployment: -28.678 m  
Time data  
Time to burnout: 1.121 Sec.  
Time to apogee: 9.776 Sec.  
Optimal ejection delay: 8.655 Sec.  
Landing data  
Successful landing  
Time to landing: 39.579 Sec.  
Range at landing: 388.557

# Appendice B: Datasheets



## 28/40/44-Pin High-Performance, Enhanced Flash, USB Microcontrollers with 12-Bit A/D and nanoWatt Technology

### Universal Serial Bus Features:

- USB V2.0 Compliant
- Low Speed (1.5 Mb/s) and Full Speed (12 Mb/s)
- Supports Control, Interrupt, Isochronous and Bulk Transfers
- Supports up to 32 Endpoints (16 bidirectional)
- 1-Kbyte Dual Access RAM for USB
- On-Chip USB Transceiver with On-Chip Voltage Regulator
- Interface for Off-Chip USB Transceiver
- Streaming Parallel Port (SPP) for USB Streaming Transfers (40/44-pin devices only)

### Power-Managed Modes:

- Run: CPU On, Peripherals On
- Idle: CPU Off, Peripherals On
- Sleep: CPU Off, Peripherals Off
- Idle mode Currents Down to 5.8  $\mu$ A Typical
- Sleep mode Currents Down to 0.1  $\mu$ A Typical
- Timer1 Oscillator: 1.1  $\mu$ A Typical, 32 kHz, 2V
- Watchdog Timer: 2.1  $\mu$ A Typical
- Two-Speed Oscillator Start-up

### Special Microcontroller Features:

- C Compiler Optimized Architecture with Optional Extended Instruction Set
- 100,000 Erase/Write Cycle Enhanced Flash Program Memory Typical
- 1,000,000 Erase/Write Cycle Data EEPROM Memory Typical
- Flash/Data EEPROM Retention: > 40 Years
- Self-Programmable under Software Control
- Priority Levels for Interrupts
- 8 x 8 Single-Cycle Hardware Multiplier
- Extended Watchdog Timer (WDT):
  - Programmable period from 41 ms to 131s
- Programmable Code Protection
- Single-Supply 5V In-Circuit Serial Programming™ (ICSP™) via Two Pins
- In-Circuit Debug (ICD) via Two Pins
- Optional Dedicated ICD/CSP Port (44-pin TQFP package only)
- Wide Operating Voltage Range (2.0V to 5.5V)

### Flexible Oscillator Structure:

- Four Crystal modes, Including High-Precision PLL for USB
- Two External Clock modes, up to 48 MHz
- Internal Oscillator Block:
  - 8 user-selectable frequencies, from 31 kHz to 8 MHz
  - User-tunable to compensate for frequency drift
- Secondary Oscillator using Timer1 @ 32 kHz
- Dual Oscillator Options allow Microcontroller and USB module to Run at Different Clock Speeds
- Fail-Safe Clock Monitor:
  - Allows for safe shutdown if any clock stops

### Peripheral Highlights:

- High-Current Sink/Source: 25 mA/25 mA
- Three External Interrupts
- Four Timer modules (Timer0 to Timer3)
  - Capture is 16-bit, max. resolution 5.2 ns (TCY/16)
  - Compare is 16-bit, max. resolution 83.3 ns (TCY)
  - PWM output: PWM resolution is 1 to 10-bits
- Enhanced Capture/Compare/PWM (ECCP) module:
  - Multiple output modes
  - Selectable polarity
  - Programmable dead time
  - Auto-shutdown and auto-restart
- Enhanced USART module:
  - LIN bus support
- Master Synchronous Serial Port (MSSP) module supporting 3-wire SPI (all 4 modes) and I<sup>2</sup>C™ Master and Slave modes
- 12-Bit, up to 13-Channel Analog-to-Digital Converter module (A/D) with Programmable Acquisition Time
- Dual Analog Comparators with Input Multiplexing

**Note:** This document is supplemented by the "PIC18F2455/2550/4455/4550 Data Sheet" (DS39632). See Section 1.0 "Device Overview".

Device	Program Memory		Data Memory		I/O	12-Bit A/D (ch)	CCP/ECCP (PWM)	SPP	MSSP		USART	Comp.	Timers 8/16-Bit
	Flash (bytes)	# Single-Word Instructions	SRAM (bytes)	EEPROM (bytes)					SPI	Master I <sup>2</sup> C™			
PIC18F2458	24K	12288	2048	256	24	10	2/0	No	Y	Y	1	2	1/3
PIC18F2553	32K	16384			35	13	1/1	Yes					
PIC18F4458	24K	12288											
PIC18F4553	32K	16384											



# L3G4200D

MEMS motion sensor:  
ultra-stable three-axis digital output gyroscope

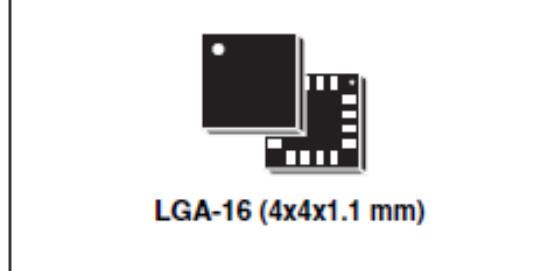
Preliminary data

## Features

- Three selectable full scales (250/500/2000 dps)
- I<sup>2</sup>C/SPI digital output interface
- 16 bit-rate value data output
- 8-bit temperature data output
- Two digital output lines (interrupt and data ready)
- Integrated low- and high-pass filters with user-selectable bandwidth
- Ultra-stable over temperature and time
- Wide supply voltage: 2.4 V to 3.6 V
- Low voltage-compatible IOs (1.8 V)
- Embedded power-down and sleep mode
- Embedded temperature sensor
- Embedded FIFO
- High shock survivability
- Extended operating temperature range (-40 °C to +85 °C)
- ECOPACK® RoHS and "Green" compliant

## Applications

- Gaming and virtual reality input devices
- Motion control with MMI (man-machine interface)
- GPS navigation systems
- Appliances and robotics



## Description

The L3G4200D is a low-power three-axis angular rate sensor able to provide unprecedented stability of zero rate level and sensitivity over temperature and time. It includes a sensing element and an IC interface capable of providing the measured angular rate to the external world through a digital interface (I<sup>2</sup>C/SPI).

The sensing element is manufactured using a dedicated micro-machining process developed by STMicroelectronics to produce inertial sensors and actuators on silicon wafers.

The IC interface is manufactured using a CMOS process that allows a high level of integration to design a dedicated circuit which is trimmed to better match the sensing element characteristics.

The L3G4200D has a full scale of ±250/±500/±2000 dps and is capable of measuring rates with a user-selectable bandwidth.

The L3G4200D is available in a plastic land grid array (LGA) package and can operate within a temperature range of -40 °C to +85 °C.

Table 1. Device summary

Order code	Temperature range (°C)	Package	Packing
L3G4200D	-40 to +85	LGA-16 (4x4x1.1 mm)	Tray
L3G4200DTR	-40 to +85	LGA-16 (4x4x1.1 mm)	Tape and reel



## Surface Mount Micromachined Accelerometer

The MMA series of silicon capacitive, micromachined accelerometers feature signal conditioning, a 4-pole low pass filter and temperature compensation. Zero-g offset full scale span and filter cut-off are factory set and require no external devices. A full system self-test capability verifies system functionality.

### Features

- Integral Signal Conditioning
- Linear Output
- Ratiometric Performance
- 4th Order Bessel Filter Preserves Pulse Shape Integrity
- Calibrated Self-test
- Low Voltage Detect, Clock Monitor, and EPROM Parity Check Status
- Transducer Hermetically Sealed at Wafer Level for Superior Reliability
- Robust Design, High Shocks Survivability
- Qualified AEC-Q100, Rev. F Grade 2 (-40°C/ +105°C)

### Typical Applications

- Vibration Monitoring and Recording
- Appliance Control
- Mechanical Bearing Monitoring
- Computer Hard Drive Protection
- Computer Mouse and Joysticks
- Virtual Reality Input Devices
- Sport Diagnostic Devices and Systems

### MMA2202KEG

**MMA2202KEG: X-AXIS SENSITIVITY  
MICROMACHINED  
ACCELEROMETER**  
**±50g**



KEG SUFFIX (Pb-FREE)  
16-LEAD SOIC  
CASE 475-01

### ORDERING INFORMATION

Device Name	Temperature Range	Case No.	Package
MMA2202EG	-40° to 125°C	475-01	SOIC-16
MMA2202EGR2	-40° to 125°C	475-01	SOIC-16, Tape & Reel
MMA2202KEG*	-40° to 125°C	475-01	SOIC-16
MMA2202KEGR2*	-40° to 125°C	475-01	SOIC-16, Tape & Reel

\*Part number sourced from a different facility.

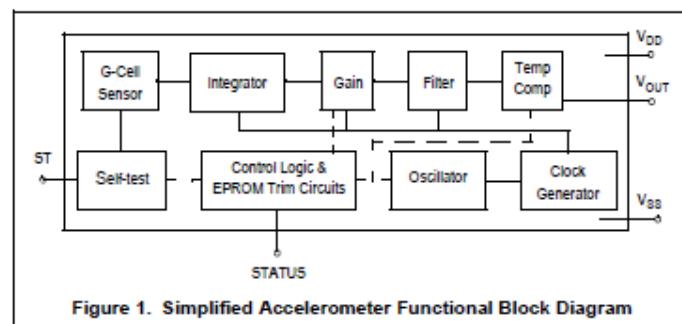


Figure 1. Simplified Accelerometer Functional Block Diagram

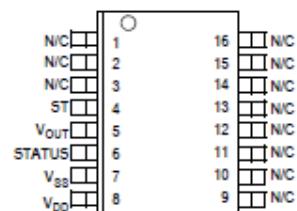


Figure 2. Pin Connections

## Media Resistant and High Temperature Accuracy Integrated Silicon Pressure Sensor for Measuring Absolute Pressure, On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated

The MPXAZ6115A series sensor integrates on-chip, bipolar op amp circuitry and thin film resistor networks to provide a high output signal and temperature compensation. The sensor's packaging has been designed to provide resistance to high humidity conditions as well as common automotive media. The small form factor and high reliability of on-chip integration make the Freescale Semiconductor, Inc. pressure sensor a logical and economical choice for the system designer.

The MPXAZ6115A series piezoresistive transducer is a state-of-the-art, monolithic, signal conditioned, silicon pressure sensor. This sensor combines advanced micromachining techniques, thin film metallization, and bipolar semiconductor processing to provide an accurate, high level analog output signal that is proportional to applied pressure.

Figure 1 shows a block diagram of the internal circuitry integrated on a pressure sensor chip.

### Features

- Resistant to High Humidity and Common Automotive Media
- Improved Accuracy at High Temperature
- 1.5% Maximum Error over 0° to 85°C
- Ideally suited for Microprocessor or Microcontroller-Based Systems
- Temperature Compensated from -40° to +125°C
- Durable Thermoplastic (PPS) Surface Mount Package

### Typical Applications

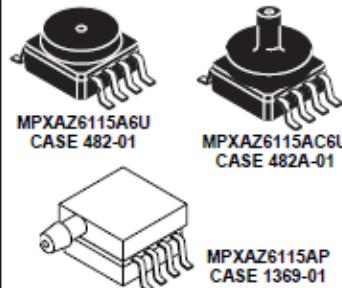
- Aviation Altimeters
- Industrial Controls
- Engine Control/Manifold Absolute Pressure (MAP)
- Weather Station and Weather Reporting Devices

ORDERING INFORMATION					
Device Type	Options	Case No.	MPX Series Order No.	Packing Options	Device Marking
SMALL OUTLINE PACKAGE					
Basic Element	Absolute, Element Only	482	MPXAZ6115A6U	Rails	MPXAZ6115A
	Absolute, Element Only	482	MPXAZ6115A6T1	Tape & Reel	MPXAZ6115A
Ported Element	Absolute, Axial Port	482A	MPXAZ6115AC6U	Rails	MPXAZ6115A
	Absolute, Axial Port	482A	MPXAZ6115AC6T1	Tape & Reel	MPXAZ6115A
	Absolute, Side Port	1369	MPXAZ6115AP	Tray	MPXAZ6115A
	Absolute, Side Port	1369	MPXAZ6115APT1	Tape & Reel	MPXAZ6115A
SUPER SMALL OUTLINE PACKAGE					
Basic Element	Absolute, Element Only	1317	MPXHZ6115A6U	Rails	MPXHZ6115A
	Absolute, Element Only	1317	MPXHZ6115A6T1	Tape & Reel	MPXHZ6115A
Ported Element	Absolute, Axial Port	1317A	MPXHZ6115AC6U	Rails	MPXHZ6115A
	Absolute, Axial Port	1317A	MPXHZ6115AC6T1	Tape & Reel	MPXHZ6115A

## MPXAZ6115A MPXHZ6115A SERIES

INTEGRATED  
PRESSURE SENSOR  
15 TO 115 kPa (2.2 TO 16.7 psi)  
0.2 TO 4.8 V OUTPUT

### SMALL OUTLINE PACKAGE



### SMALL OUTLINE PACKAGE PIN NUMBERS<sup>(1)</sup>

1	N/C	5	N/C
2	V <sub>S</sub>	6	N/C
3	GND	7	N/C
4	V <sub>OUT</sub>	8	N/C

1. Pins 1, 5, 6, 7, and 8 are internal device connections. Do not connect to external circuitry or ground. Pin 1 is denoted by the notch in the lead.

### SUPER SMALL OUTLINE PACKAGE



### SMALL OUTLINE PACKAGE PIN NUMBERS<sup>(1)</sup>

1	N/C	5	N/C
2	V <sub>S</sub>	6	N/C
3	GND	7	N/C
4	V <sub>OUT</sub>	8	N/C

1. Pins 1, 5, 6, 7, and 8 are internal device connections. Do not connect to external circuitry or ground. Pin 1 is denoted by the notch in the lead.

# Bibliografia

- Dahlquist B, "Wind caused instability", High Power Rocketry, marzo 1998
- Greg Welch, Gary Bishop, "An introduction to the Kalman filter", TR 95-041, luglio 2006
- Gordon K. Mandell, Frank Perry, "Inertias by torsion wire", Model rocketry, pp 16-19, April 1969
- Byron M, "Effects of horizontal-tail position, area, and aspect ratio on low-speed static longitudinal stability of a 60° triangular-wing model having various triangular-all-movable horizontal tails", NACA RM L51I06, 1951
- Long P. Yip, "Wind-Tunnel Investigation of a Full-Scale Canard-Configured General Aviation Airplane", NASA TP-2382, 1985
- Jerry M. Allen, "Parametric Fin-Body and Fin-Plate Database for a Series of 12 Missile Fins", NASA/TM-2001-210652, 2001
- NASA, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction", NASA SP-8039, maggio 1971
- NASA, "Solid propellant selection and characterization", NASA SP-8064, giugno 1971
- NASA, "Solid propellant grain design and internal ballistics", NASA SP-8076, marzo 1972
- Bernard Etkin, "Dynamics of Atmospheric Flight", Dover, 2000
- John H. Blakelock, "Automatic control of aircraft and missiles", John Wiley & Sons, 1991
- George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements 7th edition", John Wiley & Sons, 2001
- Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, "Theory of wing sections", Dover, 1959
- Adriano Arcadipane, "Formulazione e caratterizzazione di un propellente composito", tesi di laurea in ingegneria aerospaziale, facoltà di ingegneria, Università degli studi di Palermo, AA 2007/2008.
- Sampo Niskanen, "Development of an Open Source model rocket simulation software", Master's degree thesis in Information and Natural Sciences, Helsinki University of Technology, 20-5-2009
- Marco Lanzetta, "Problemi tipici dell'ingegneria aerospaziale risolti con Matlab e Simulink", Tesi di laurea magistrale in ingegneria aerospaziale, facoltà di ingegneria, Università degli studi di Napoli "Federico II", AA 2007/2008
- AA.VV, "USAF Stability and control DATCOM", McDonnel Douglass corporation, 1978.

- John E. Williams, Steven R. Vukelich, "The USAF stability and control digital DATCOM", McDonnel Douglas astronautical company - St Louis division, 1979
- Paul L. Fossey, "*RockSim Program Guide*", Apogee components, 2003
- Microchip Technology inc., *PIC18F2458/2553/4458/4553 Data Sheet*, 2009
- Ramtron International Corporation, "*FM25V10 Datasheet*", Rev.2.0, maggio 2010
- ST Microelectronics, *L3g4200D Datasheet*, Rev 3.0, dicembre 2010
- Maxim Integrated Products, *MAX3372E–MAX3379E/MAX3390E–MAX3393E Datasheet*, Rev 2.0, novembre 2007
- Freescale semiconductors, *MMA2202KEG Datasheet*, Rev 0, novembre 2009
- Freescale semiconductors, *MPXAZ6115A Datasheet*, Rev 4, gennaio 2007
- Application notes
- ST Microelectronics, "*Everything about ST Microelectronics' 3-axis digital MEMS gyroscopes*", Technical article TA0343, luglio 2011
- <http://www.acmeiralia.org>
- <http://www.nakka-rocketry.net>
- <http://www.publicmissiles.com>
- <http://www.aerotech-rocketry.com>
- <http://www.vernk.com/>
- <http://www.apogeerockets.com/>