



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Progetto e realizzazione del sistema di recupero
di un sounding rocket ibrido

Relatore: Ing. Francesco Barato

Correlatore Prof. Daniele Pavarin

Laureando: Alessio Trabuio

Matricola: 1191012

Anno Accademico 2019/2020

INDICE

<i>Indice</i>	2
<i>Abstract</i>	4
1 <i>Introduzione</i>	5
1.1 <i>Sounding rocket</i>	5
1.2 <i>Propulsione ibrida</i>	7
2 <i>Descrizione del sounding rocket</i>	12
2.1 <i>Caratteristiche generali</i>	12
2.2 <i>Motore</i>	15
2.3 <i>Linea fluidica</i>	16
2.4 <i>Strutture</i>	18
2.5 <i>Recovery</i>	19
2.5.1 <i>Recovery principale</i>	21
2.5.2 <i>Primo recovery</i>	25
2.5.3 <i>Sequenza delle operazioni</i>	28
3 <i>Letteratura recovery</i>	29
3.1 <i>Cenni storici</i>	29
3.2 <i>Atmosfera standard</i>	32
3.3 <i>Stabilità e instabilità</i>	33
3.4 <i>Determinazione delle equazioni</i>	34
3.5 <i>Fasi di volo</i>	40
4 <i>Design</i>	43
4.1 <i>Schema della linea</i>	43
4.2 <i>Paracadute</i>	44
4.3 <i>Stima forza massima di apertura</i>	46
4.4 <i>Shock cord</i>	48
4.5 <i>Harnesses</i>	50
4.6 <i>Swivel</i>	51
4.7 <i>Moschettoni</i>	52
4.8 <i>Fissaggi paracadute</i>	53
4.9 <i>Velocità di espulsione</i>	54
4.10 <i>Cypres loop</i>	58

4.11	<i>Cypres cutter</i>	59
4.12	<i>Verifica meccanica dei componenti della linea</i>	60
4.13	<i>Design del Sistema di chiusura</i>	61
4.13.1	Sistema a tappo	61
4.13.2	Sistema a cavo.....	62
4.13.3	Sistema 3 ring riser	63
4.13.4	Sistema tender descender.....	64
4.14	<i>Design meccanico</i>	65
4.14.1	Dimensionamento perni a taglio	66
4.14.2	Verifica cerniera indebolita dal foro	68
4.14.3	Verifica rifollamento.....	69
4.15	<i>Molle di apertura clamp</i>	71
5	<i>Selezione componenti</i>	73
5.1	<i>Sistema di chiusura</i>	73
5.2	<i>Winder</i>	74
5.3	<i>Recovery clamp</i>	76
5.4	<i>Nozzle door</i>	78
5.5	<i>Recovery interface</i>	79
5.6	<i>Sede per le Molle di espulsione</i>	80
6	<i>Test e verifiche</i>	82
6.1	<i>Definizione dei test</i>	86
6.2	<i>Proc1</i>	88
6.3	<i>Proc2</i>	90
6.4	<i>Proc3</i>	92
6.5	<i>Proc4</i>	94
6.6	<i>Procedura di assemblaggio</i>	96
6.7	<i>Failure</i>	98
7	<i>Conclusioni</i>	99
	<i>Glossario</i>	102
	<i>Riferimenti</i>	102

ABSTRACT

Il presente elaborato di tesi nasce da un progetto iniziato nel 2019 in collaborazione con l'Università degli Studi di Padova e la sua compagnia spin-off T4i. L'obiettivo di questa collaborazione, tutt'ora attiva, consiste nella costruzione di un razzo sonda a propulsione ibrida in grado di utilizzare paraffina come combustibile e perossido di idrogeno come comburente; inoltre, al fine di testare la tecnologia ibrida sviluppata negli anni precedenti, il razzo dovrà necessariamente volare ad una quota massima di circa 10 km.

Il progetto si è composto di varie fasi progettuali: inizialmente mi sono occupato, in ambiente universitario, di elaborare il sottosistema di recupero del razzo sonda, composto inizialmente da due paracadute, uno principale e uno secondario, e da un sistema di galleggiamento. Questi componenti sono stati posti in una porzione del razzo prossima alla punta.

A seguito di valutazioni strutturali, principalmente legate ai momenti generati a seguito della apertura, si è vista necessaria l'introduzione di un secondo sistema frenante. È stato deciso di inserire questo componente nella zona dell'ugello in modo tale da decelerare assialmente il razzo dalla velocità sonica ad una velocità inferiore.

È stato perciò necessario progettare un sistema che si aprisse quando necessario e che contenesse in un volume estremamente ridotto, il paracadute, il meccanismo di chiusura/apertura ed il meccanismo di espulsione.

Questa tesi riassume il lavoro svolto in questa seconda parte, dalla ricerca bibliografica, alla fase di progetto vera e propria fino alla fase di test.

1 INTRODUZIONE

1.1 SOUNDING ROCKET

Un *sounding rocket* è un mezzo sub-orbitale utilizzato per raccogliere dati scientifici in atmosfera come, per esempio, la sua composizione e il livello di radiazione, e per eseguire test su componenti usati in satelliti e veicoli spaziali.

Come si evince dalla

Figura 1.1 Segmenti di un razzo sonda, le componenti di un razzo sonda sono principalmente due: il sistema propulsivo, o *rocket motor*, che rappresenta il vero motore di spinta del razzo e può essere di tipo solido o ibrido e il *payload*, che contiene tutta la strumentazione scientifica, i componenti da testare, i sistemi necessari al completamento della missione come il meccanismo di separazione, gli apparecchi di telemetria e di comunicazione e il sistema di *recovery*.

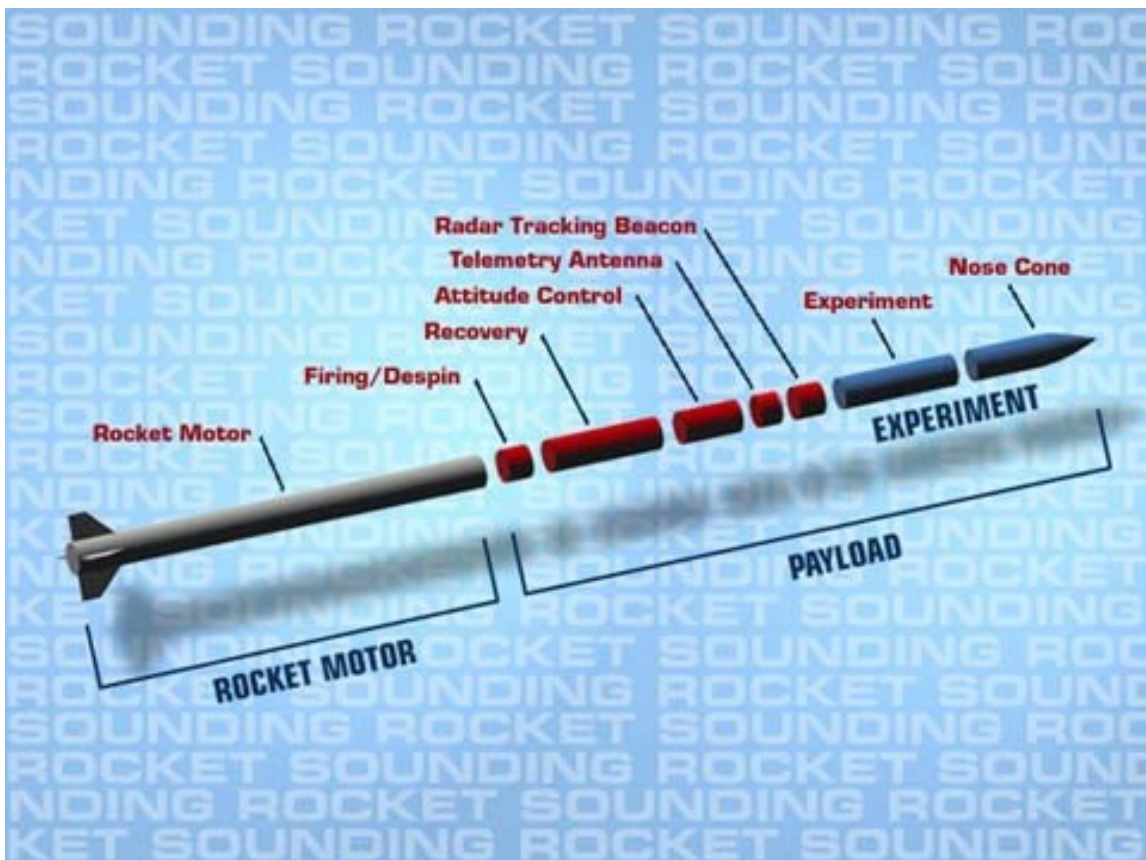


FIGURA 1.1 SEGMENTI DI UN RAZZO SONDA

Durante il suo utilizzo, il razzo sonda subisce varie modifiche strutturali. Terminata la fase di spinta, la parte contenente la strumentazione scientifica viene separata dalla zona motore, la quale viene fatta ritornare a terra e successivamente verrà recuperata; la strumentazione scientifica continua la sua traiettoria e inizia ad acquisire i dati predisposti allo scopo della missione di lancio.

La grande varietà di esperimenti che vengono condotti utilizzando questo vettore, si riflette in una enorme diversità costruttiva. A seconda dello scopo della missione si sceglieranno razzi sonda di tipologie e dimensioni diverse. I più grandi possono raggiungere i due metri di diametro e i 20 metri di lunghezza e le quote tipiche di apogeo vanno dai 50 ai 1500 km.

I motivi che negli ultimi anni hanno reso sempre più frequente la realizzazione di razzi sonda differenti sono molteplici:

- *Accesso rapido ed economico allo spazio:* la semplicità del sistema propulsivo e dei sistemi di controllo rispetto ad un sistema orbitante rende questa tecnologia di facile utilizzo e gestione. Inoltre, la possibilità di essere recuperato e riutilizzato abbate ulteriormente i costi in caso di lanci multipli.
- *Progetti didattici universitari:* grazie alla relativa facilità costruttiva, questo progetto può essere, come nel mio caso, inserito in programmi scolastici per permettere agli studenti di applicare in ambito reale le conoscenze e di acquisire nuove competenze utili in ambiente lavorativo.
- *Ricerca scientifica e test:* l'ambiente sub orbitale, le condizioni di microgravità e quelle vibrazionali del lancio rappresentano un ottimo ambiente per testare componenti ad uso spaziale e per simulare le condizioni estreme presenti al di fuori della bassa atmosfera, oltre che a raccogliere dati scientifici.

1.2 PROPULSIONE IBRIDA

Il sistema propulsivo di un razzo utilizza uno o più propellenti che vengono utilizzati per generare la spinta attraverso l'ugello.

Come mostra *la Figura 1.2* esistono principalmente tre tipologie di propellente con composizioni chimiche differenti:

- *Propulsori liquidi*: constano di due serbatoi distinti, uno di combustibile (tipicamente un composto dell'idrogeno) e uno di comburente (tipicamente ossigeno) i quali vengono miscelati all'interno della camera di combustione per dar luogo ad una reazione esotermica. Nonostante questi propulsori abbiano le migliori performance in termini di spinta specifica, lo stoccaggio del propellente è molto complesso poiché deve essere mantenuto a temperature criogeniche. Inoltre, la strumentazione necessaria ad eseguire la combustione in sicurezza rende questo tipo di propulsori molto costoso. Il rapporto O/F, ovvero il rapporto tra l'ossidante e il combustibile, viene controllato meccanicamente dalle valvole di iniezione.
- *Propulsori solidi*: all'interno della stessa matrice solida sono inseriti sia combustibile che comburente. In questo tipo di propellenti è particolarmente rilevante lo studio della forma e composizione del grano da cui dipendono le performance complessive del motore. Nonostante questi propulsori abbiano le performance più scarse, presentano alcuni vantaggi che li rendono molto utilizzati. Alcuni di questi sono il costo ridotto sia del propellente che della strumentazione e l'alta densità che comporta un basso volume del propellente. La combustione avviene in una zona ridotta (alcuni micrometri) sulla superficie del grano, e la velocità di regressione dipende tipicamente dalla temperatura nella camera di combustione. Questo tipo di propellenti necessitano di particolari cautele poiché bisogna evitare l'ignizione spontanea e indesiderata del grano.
- *Propulsori ibridi*: questi presentano caratteristiche intermedie tra i due propulsori precedentemente analizzati, nonostante introducano nuove problematiche di tipo ingegneristico. L'ossidante è stoccato in forma liquida (o gassosa) all'interno di un serbatoio e viene fatto fluire direttamente nella camera di combustione dove è

presente un grano di propellente solido. Questo tipo di propulsori presentano però delle problematiche dovute all'interazione tra liquido e solido che si discuteranno in seguito.

Una variante prevede l'utilizzo di ossidante solido e combustibile liquido. Questa configurazione è raramente utilizzata a causa del contenuto energetico sfavorevole.

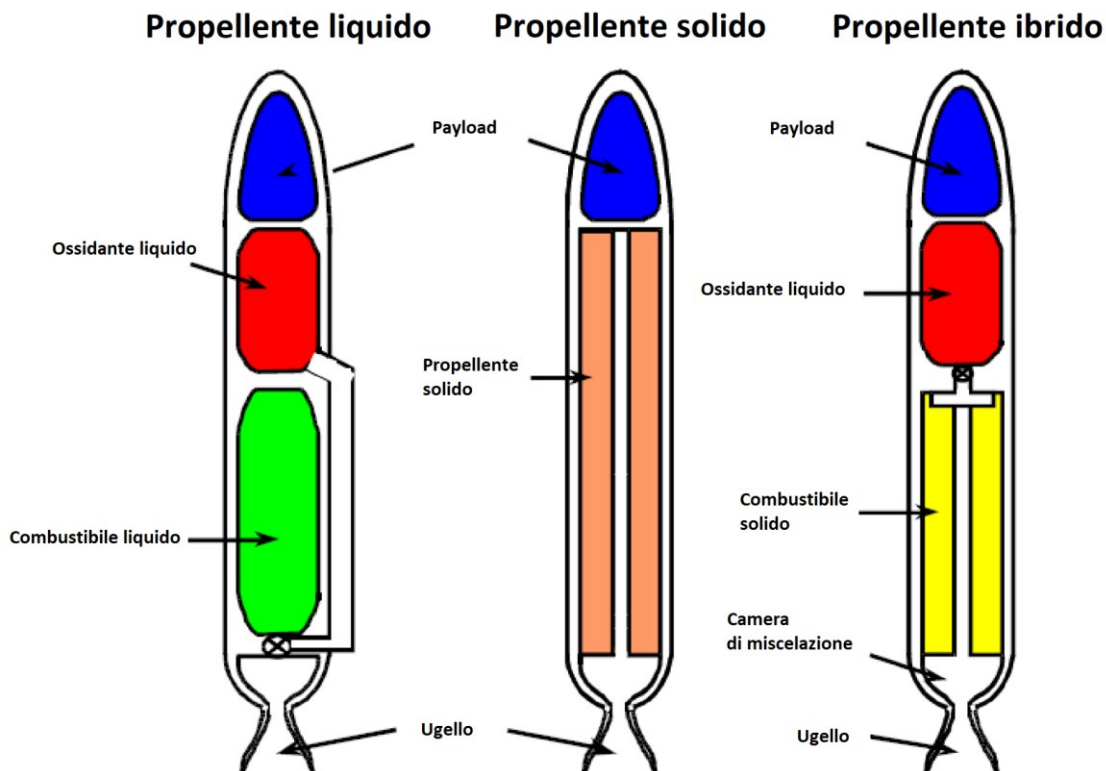


FIGURA 1.2 DIVERSI SISTEMI PROPULSIVI

Nei propulsori ibridi, tipologia utilizzata per la sperimentazione oggetto del presente lavoro di tesi, la combustione avviene in modo molto diverso rispetto agli altri due. Nella camera di combustione, infatti, si genera una fiamma diffusiva turbolenta, e la velocità di regressione del grano dipende fortemente dal calore scambiato per conduzione tra la fiamma e la superficie solida. È facile intuire perciò come si possa controllare solo la portata di ossidante mentre quella di combustibile dipende dai fenomeni fisici che avvengono all'interno della camera di combustione, e dunque diventa particolarmente rilevante lo studio della sua evoluzione sia nel tempo sia in tutta la lunghezza del grano in modo da ridurre il più possibile la presenza di

incombusti e irregolarità nella combustione. È importante sottolineare che la reazione tra i due composti è ulteriormente resa problematica dalla differenza di fase che li caratterizza.

La configurazione ibrida presenta diversi aspetti di vantaggio:

- *Sicurezza:* per le caratteristiche intrinseche del materiale, il combustibile è sostanzialmente inerte e la combustione o una eventuale esplosione sono impossibilitati dalla presenza di una valvola che impedisce la fuoriuscita dell'ossidante. Inoltre, nel caso fosse necessario interrompere la combustione, è sufficiente chiudere la valvola di comunicazione. Altri vantaggi sono dovuti alla natura intrinseca della combustione, essendo di natura diffusiva è poco dipendente dalla pressione interna, e dunque è meno suscettibile a fenomeni di rottura del grano, instabilità di tipo termoacustico e fenomeni catastrofici.
- *Regolazione e spegnimento:* la presenza di una valvola di iniezione comporta la possibilità di regolare, entro certi limiti, l'afflusso di ossidante e dunque la spinta prodotta.
- *Versatilità del propellente:* la possibilità di utilizzare fasi diverse permette un incremento della quantità di propellenti utilizzabili. Gli ossidanti liquidi, infatti, sono tipicamente più energetici di quelli solidi, mentre, l'utilizzo di combustibili solidi è solitamente più vantaggioso, anche per la possibilità di incrementarne notevolmente l'energia con l'aggiunta di additivi quali particolati metallici.
- *Sensibilità alla temperatura:* come spiegato precedentemente la combustione dipende unicamente da fenomeni diffusivi, dunque non risente di eventuali variazioni della temperatura esterna.
- *Basso costo:* il basso rischio nella produzione di questi propellenti, abbatte fortemente il costo di produzione e gestione degli stessi. Il sistema può inoltre tollerare un ampio margine di funzionamento che comporta un'ulteriore riduzione dei costi.

Nonostante queste connotazioni positive, i propulsori ibridi presentano importanti svantaggi che hanno portato a limitarne il loro l'utilizzo; si elencano di seguito i principali:

- *Bassa velocità di regressione*: tipicamente, nei propulsori ibridi, si registrano basse velocità di regressione del grano. Questo si riflette nella necessità di incrementare la superficie su cui avviene la combustione. Tipicamente vengono implementate due strategie. Il primo metodo è quello di incrementare la lunghezza del grano, comportando però ad un aumento della lunghezza complessiva del razzo. Il secondo metodo è quello di utilizzare grani multi-porta, come si può notare dalla *Figura 1.3*. Questa strategia però dà luogo ad altre problematiche quali aumento dei residui incombusti, velocità di regressione non omogenea, variazione nella forma del grano durante la combustione, problemi strutturali e soprattutto aumento della complessità e del costo di produzione.

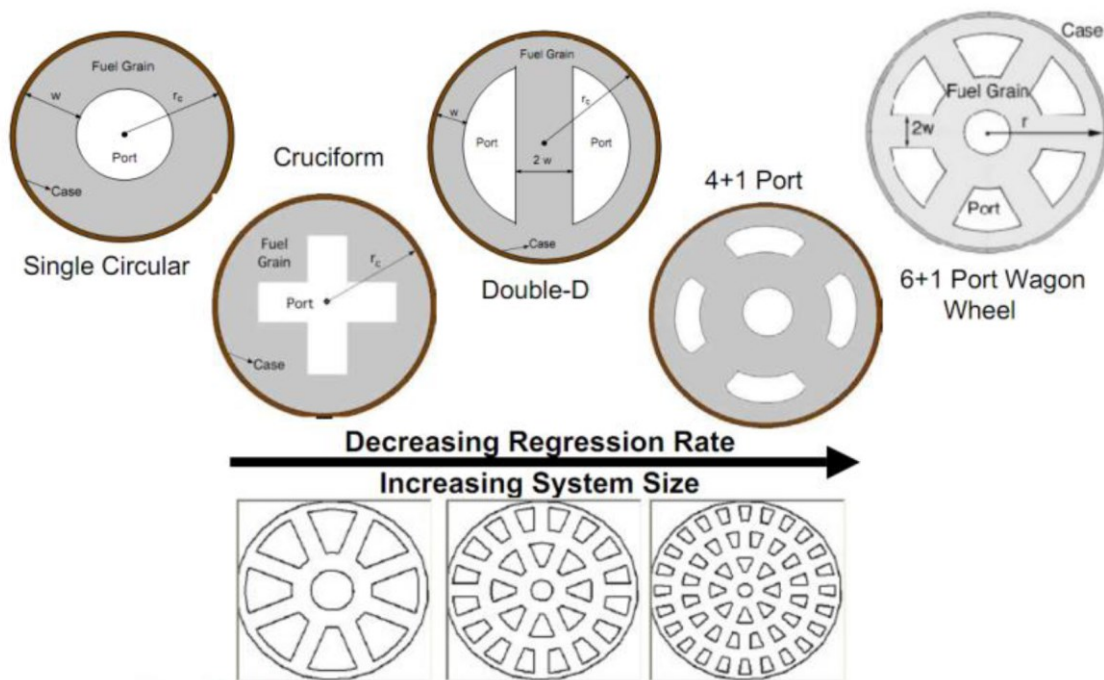


FIGURA 1.3 ESEMPI DI GRANI MULTIPORTA

- *Perdite di efficienza:* a causa della natura diffusiva della combustione si registra una perdita di efficienza di circa 1-2 punti percentuali nell'impulso specifico rispetto ai motori in cui il propellente è solo liquido o solo solido. Questo è dovuto alla non perfetta miscelazione di combustibile e comburente.
- *Rapporto O/F:* l'impossibilità di governare a priori il rapporto ossidante/combustibile porta tipicamente a perdite del 1% rispetto alla reazione avvenuta in modo stechiometrico.
- *Bassa sensibilità alle variazioni:* questo motore presenta bassa velocità di accensione così come bassa velocità di risposta a variazioni di apporto di comburente.

2 DESCRIZIONE DEL SOUNDING ROCKET

La progettazione di un *sounding rocket* e del suo sistema di recupero, di cui si discuterà nei capitoli successivi del presente elaborato di tesi, nasce dalla collaborazione tra l'Università di Padova e la sua società spin-off T4i. È spinto da un motore a propulsione ibrida; l'ossidante è costituito da perossido di idrogeno (conosciuta anche con il nome comune di acqua ossigenata) mentre il combustibile solido è un grano di paraffina. L'obiettivo della missione e dunque della sperimentazione scientifica per cui è stato iniziato tale progetto è validare con un lancio che avverrà nel 2020 il motore testato solo in laboratorio. Il razzo raggiungerà la velocità del suono e arriverà ad una quota di circa 10 km.

2.1 CARATTERISTICHE GENERALI

I principali requisiti della missione sono:

- Durata della spinta di 20-30 s.
- Spinta di 5 kN.
- L'acqua ossigenata viene decomposta in un reattore catalitico e successivamente iniettata in un grano di paraffina mono-porta. La reazione, grazie a questa accortezza si auto sosterrà senza necessità di utilizzare accenditori.
- L'acqua ossigenata viene mantenuta in pressione con la tecnica *Pressure-feed* utilizzando azoto come pressurizzante.
- La superficie esterna consta di tre parti in fibra di carbonio: ogiva, corpo cilindrico e 4 alette di coda.
- Il serbatoio di ossidante è integrato con il corpo cilindrico esterno e non ha un rivestimento.
- Il razzo avrà una lunghezza complessiva di 6 metri e diametro di 20cm.
- Sistema di recupero per mezzo di paracadute e sistema di galleggiamento.

Per far fronte alla complessità del progetto, sono stati organizzati quattro team di lavoro, ognuno dedicato ad un'area operativa diversa: motore, linea fluidica, strutture e recovery. Tenendo in considerazione eventuali richieste di modifica dei vincoli di sistema provenienti dai colleghi, ogni gruppo ha lavorato per sviluppare il proprio sottosistema:

- *Team Motore:*
 - I. Reattore catalitico
 - II. Grano
 - III. Ugello
 - IV. Protezioni termiche

- *Team Linea fluidica:*
 - I. Serbatoio di pressurizzante
 - II. Serbatoio di ossidante
 - III. Valvole e tubi di alimentazione

- *Team Strutture:*
 - I. *Case cilindrico*
 - II. *Nosecone*
 - III. *Alette*
 - IV. *Giunzioni*
 - V. *Assemblaggio*

- *Team Sistema di Recovery:*
 - I. Paracadute principale
 - II. Sistema di rallentamento
 - III. Galleggiante
 - IV. Meccanismi di chiusura/apertura dei segmenti.

- *Payload:*
 - I. *Avionica e sistema di telemetria*
 - II. *Diagnostica*
 - III. *Controllo*

Come si evince dalla *Figura 2.1* ogni area operativa corrisponde ad una sezione precisa del *sounding rocket*, lo scopo infatti era quello di progettare simultaneamente tutti i componenti del razzo.

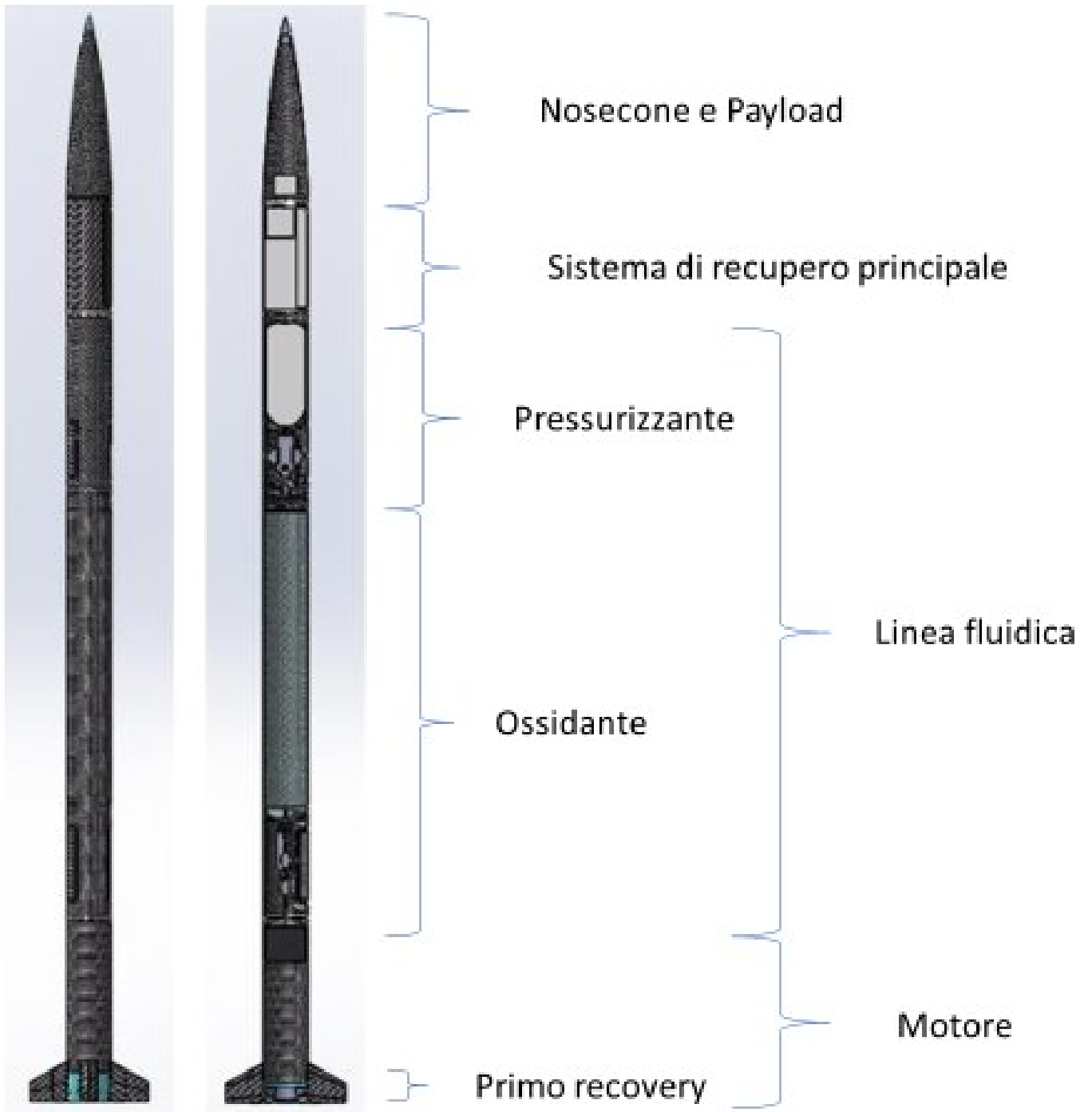


FIGURA 2.1 SCHEMA DEL SOUNDING ROCKET

2.2 MOTORE

Il motore, frutto di numerosi anni di lavoro congiunto tra l'Università e T4i, non solo rappresenta il segmento fondamentale per generare la spinta necessaria al volo ma anche il componente da validare tramite il volo del *sounding rocket*.

Questo sottosistema è composto da un letto catalitico e un grano cilindrico monoporta in paraffina.

Per i motivi sopra citati, non è possibile rivelare informazioni dettagliate su questo componente.

2.3 LINEA FLUIDICA

Questo, è il sottosistema necessario a mantenere l'ossidante costantemente in pressione, e a veicolarlo fino alla zona motore quando richiesto. Comprende numerosi componenti tra cui i principali:

- *Serbatoio di ossidante*

- *Connettori e valvole:* provvedono a collegare il serbatoio con il catalitico.

- *Sistemi di sicurezza:*
 - I. *Linea di bypass:* serve a contrastare il fenomeno del “colpo dell'ariete”.
 - II. *Sistema di scarico di emergenza:* si attiva passivamente se viene individuata la dissociazione inaspettata dell'acqua ossigenata.
 - III. *Valvola automatica di emergenza del sistema di pressurizzazione.*
 - IV. *Valvole manuali ridondanti* per permettere agli operatori di lavorare in sicurezza nelle fasi di precedenti al lancio.

I requisiti che questo sottosistema deve garantire sono riassunti nella Tabella 2.1, successivamente spiegata:

TABELLA 2.1 REQUISITI DI SISTEMA DELLA LINEA FLUIDICA

Portata di ossidante	2	[Kg/s]
Tolleranza sulla portata	10%	
Tempo di combustione	20-30	s
Minima pressione in camera di combustione	20	[Bar]
Diametro interno	190	[mm]
Tipo di ossidante	H ₂ O ₂ al 90%	
Tipo di pressurizzazione	Pressure-feed	

In *Figura 2.2* è possibile osservare una schematizzazione dei componenti necessari a garantire le operazioni sopra descritte. Per permettere il corretto funzionamento è necessaria una linea molto complessa e che garantisca una certa ridondanza dei componenti. Inoltre, la progettazione è stata resa particolarmente difficoltosa dalla necessità di utilizzare unicamente componenti commerciali.

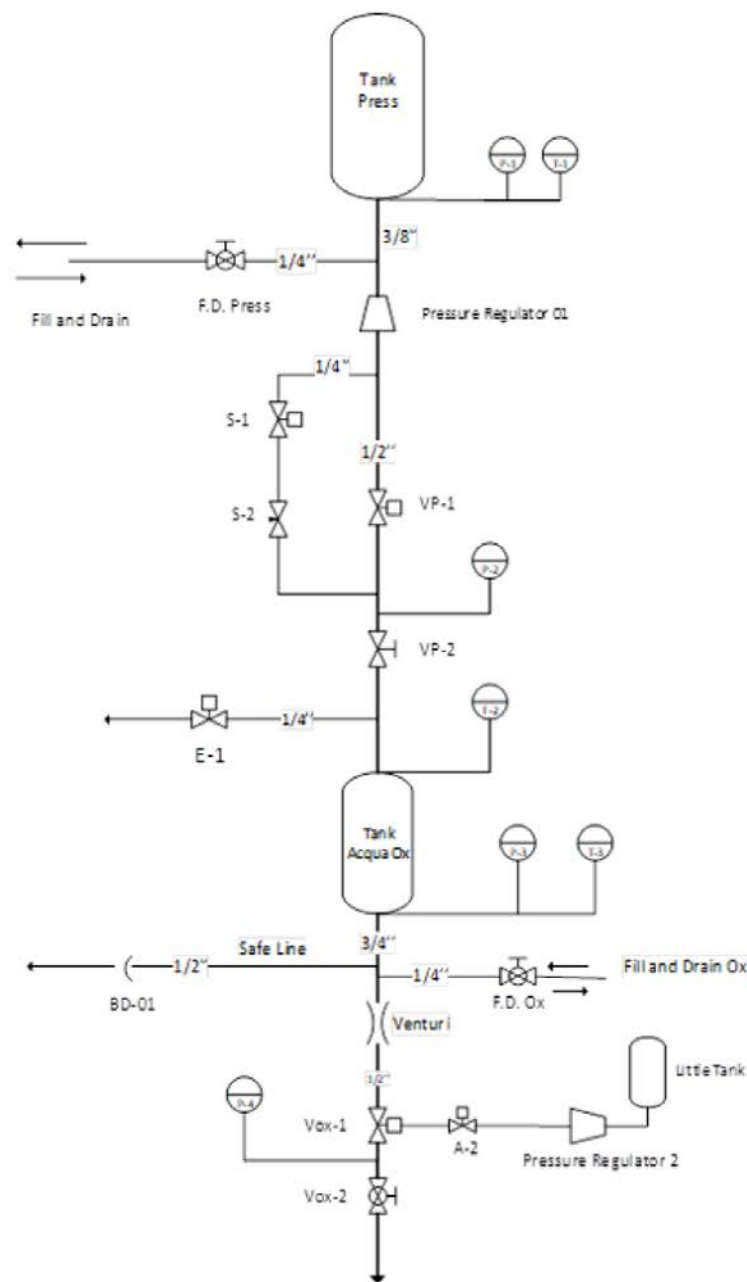


FIGURA 2.2 SCHEMA DELLA LINEA FLUIDICA

2.4 STRUTTURE

Quest'area operativa è responsabile della forma complessiva del razzo; comprende non solo le strutture esterne come il *case* cilindrico, il *nosecone* e le alette, ma anche i componenti interni come le giunzioni e le tecniche di assemblaggio.

Dovendo occuparsi di molteplici strutture distribuite su tutto il razzo, questo gruppo, più di altri, ha dovuto interfacciarsi continuamente con i responsabili degli altri sottosistemi, per procedere sempre in parallelo con il loro lavoro.

Nello specifico, questa squadra si è occupata delle seguenti sezioni:

- *Case cilindrico*: è composto da 4 tubi in materiale composito del diametro di 20cm e lunghezza complessiva 4.5 metri. I segmenti sono tenuti in posizione da delle giunzioni in Ergal. I segmenti che compongono il *case* sono:
 1. *Segmento Recovery*
 2. *Segmento Pressurizzante*
 3. *Segmento Ossidante*
 4. *Segmento Motore*
- *Ogiva*: poiché è sulla sommità del razzo che si registrano le perdite aerodinamiche maggiori, lo studio di questo componente rappresenta parte fondamentale del progetto. Per minimizzare le perdite per attrito è stato realizzato un profilo di Von Karman della lunghezza di 917mm. Poiché nella punta si verifica una condizione di ristagno, questa parte è stata rinforzata con un inserto in alluminio per resistere a temperature superiori ai 300°C. L'inserto è lungo solo 135 mm, ma ciò è sufficiente a proteggere termicamente l'intera ogiva.
- *Alette*: sono state realizzate con un profilo simmetrico a diamante. Inoltre, per ridurre l'insorgenza di onde d'urto, si è scelto di utilizzare delle ali a delta. Sono lunghe 160 mm e presentano una corda al mozzo lunga 200 mm.

2.5 RECOVERY

A partire dal 2019 ho iniziato ad occuparmi del sottosistema *recovery*. L'obiettivo di questo segmento era quello di costruire un sistema di recupero che permettesse un atterraggio sufficientemente morbido da evitare danneggiamenti al *sounding rocket*, in modo da permettere il recupero e la successiva analisi delle informazioni da esso accumulate durante il volo.

Nonostante a quel tempo il razzo sonda non fosse ancora definito nella sua interezza, erano da subito stati evidenziati i requisiti che esso doveva soddisfare:

- Garantire il recupero dell'intero *sounding rocket*
- La progettazione deve essere effettuata minimizzando massa e volume
- Devono essere utilizzati componenti commerciali
- Le interfacce devono essere compatibili con le interfacce degli altri sistemi
- La progettazione va effettuata con un fattore di sicurezza pari a 2
- Devono attivarsi in sequenza due paracadute
- Massima velocità discesa paracadute principale 7m/s
- Massima velocità discesa paracadute secondario 30 m/s
- Poiché l'atterraggio sarà in acqua deve prevedere un sistema di galleggiamento
- Deve essere evitata la rotazione completa del razzo alla velocità di crociera

Inizialmente è stato progettato solo il *recovery* principale posizionato al di sotto del *nosecone*, come si può notare dalla *Figura 2.3*.

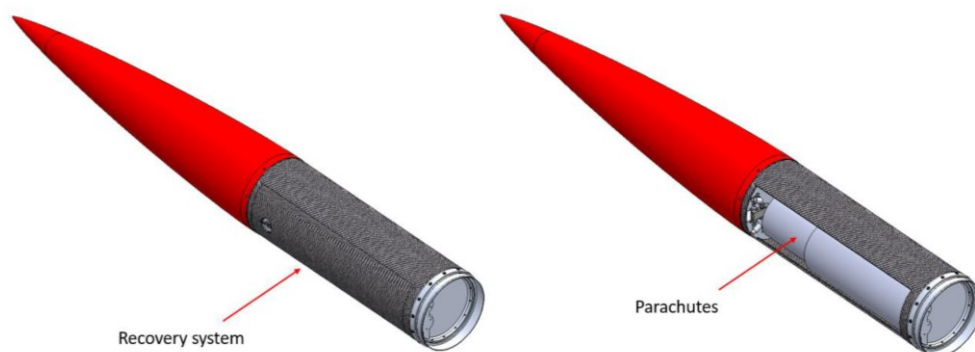


FIGURA 2.3 SISTEMA DI RECOVERY PRINCIPALE

Successivamente, a causa di problematiche strutturali che discuteremo meglio nei capitoli seguenti, è emersa la necessità di progettare un secondo *recovery*, posizionato nella sezione dell'ugello, si veda *Figura 2.4*.

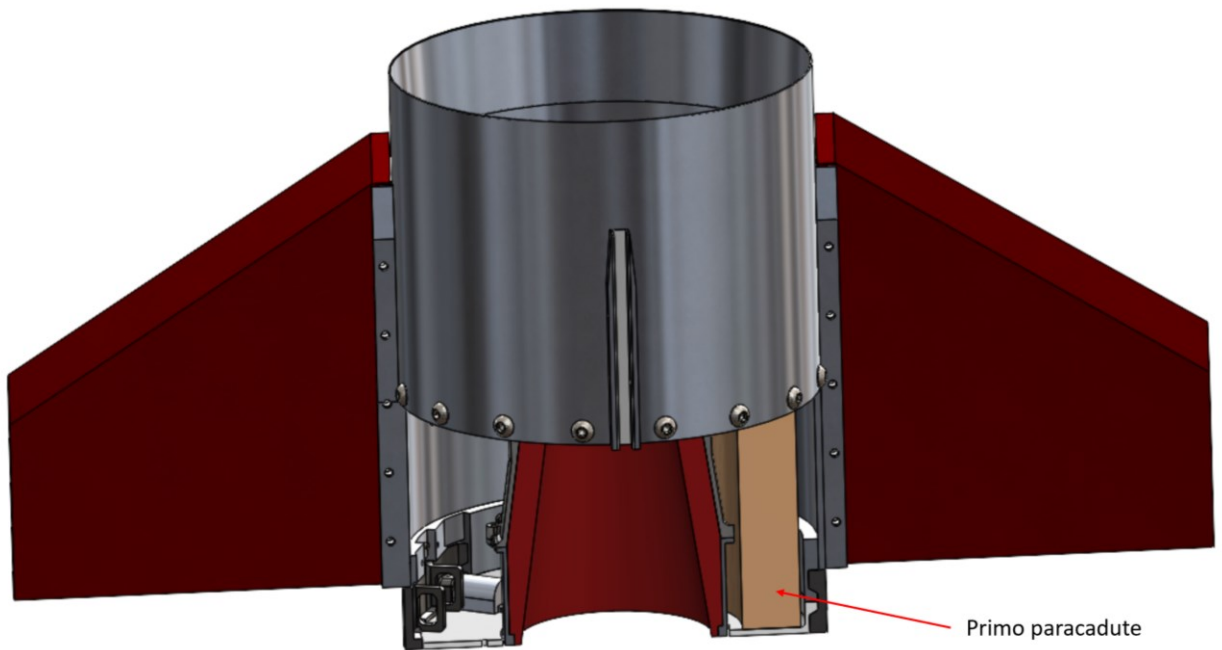


FIGURA 2.4 SISTEMA DI RECOVERY POSTERIORE

TABELLA 2.2 SEQUENZA DI APERTURA

	Primo paracadute	Paracadute Drogue	Paracadute principale
Velocità finale [m/s]	112.5	23.5	5.6
Diametro del paracadute [ft]	3.0	6.0	16.0

2.5.1 Recovery principale

Come è possibile osservare in *Figura 2.5* è stato necessario inserire, in un volume estremamente ridotto una grande quantità di componenti; tra cui:

- *Paracadute secondario*: questo componente è necessario per rallentare il paracadute nelle prime fasi di caduta libera, garantisce inoltre una ridondanza in caso di malfunzionamento del paracadute principale
- *Paracadute principale*: provvede a far atterrare in acqua il razzo alla velocità imposta dai vincoli.
- *Sistema di galleggiamento*: è composto da due galleggianti Secumar che si attivano a contatto con l'acqua, questo componente deve garantire il galleggiamento del razzo
- *Meccanismo di chiusura*: deve permettere di isolare il segmento dall'esterno.

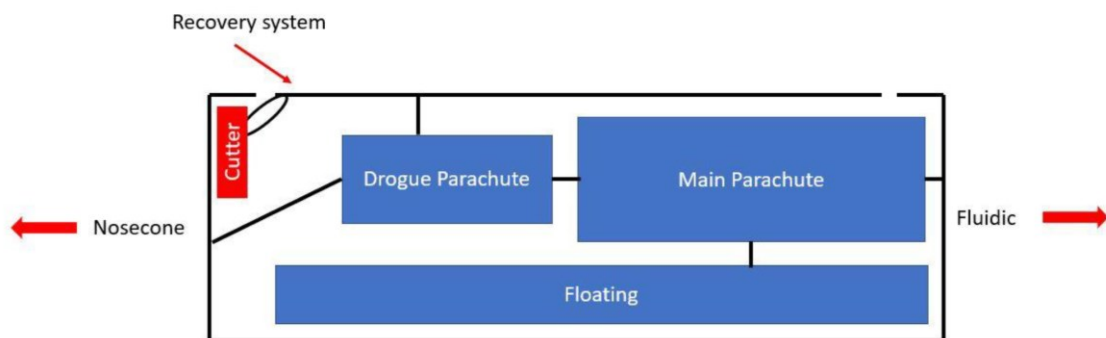


FIGURA 2.5 SCHEMA DEL CONTENUTO DEL SISTEMA DI RECUPERO PRINCIPALE

In *Figura 2.6* si può osservare come appare la linea principale. L'espulsione del portellino permette l'estrazione del paracadute secondario, il quale è vincolato al razzo. Quando richiesto, un *cutter*, provvederà a tagliare il vincolo e a permettere l'estrazione degli altri componenti della linea tra cui il paracadute principale e il sistema di galleggiamento. Poiché il funzionamento dei due sistemi di recupero è collegato, si entrerà nel dettaglio del funzionamento nei capitoli successivi.

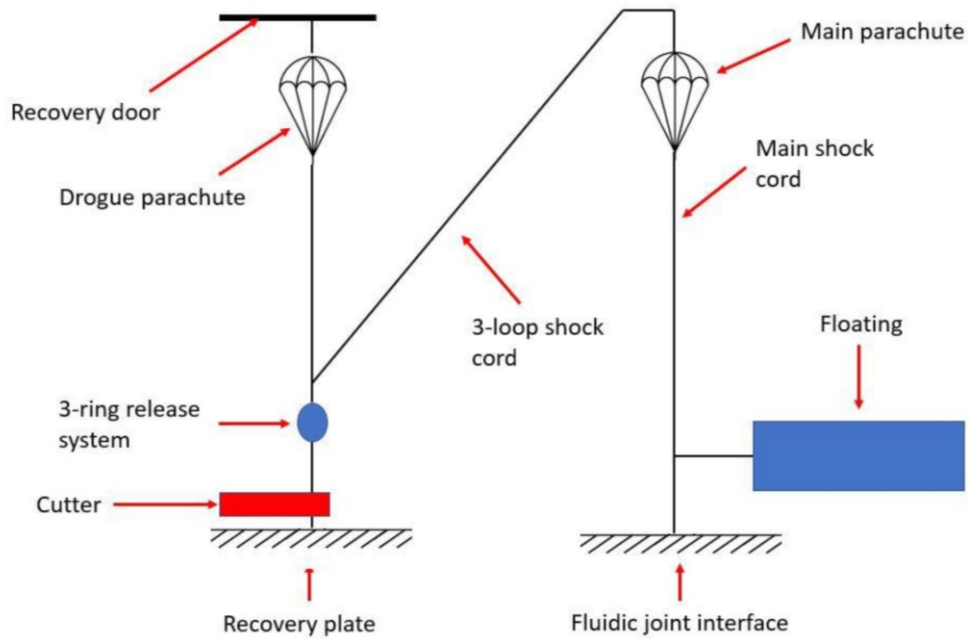


FIGURA 2.6 LINEA PRINCIPALE ESTESA

In *Figura 2.7* è possibile vedere il funzionamento della linea in sezione. Nella prima fase il paracadute *drogue* è direttamente vincolato al razzo e gli altri componenti rimangono all'interno del segmento. Nella seconda fase invece, tutta la linea viene estratta e l'intero contenuto è fuoriuscito dal razzo.

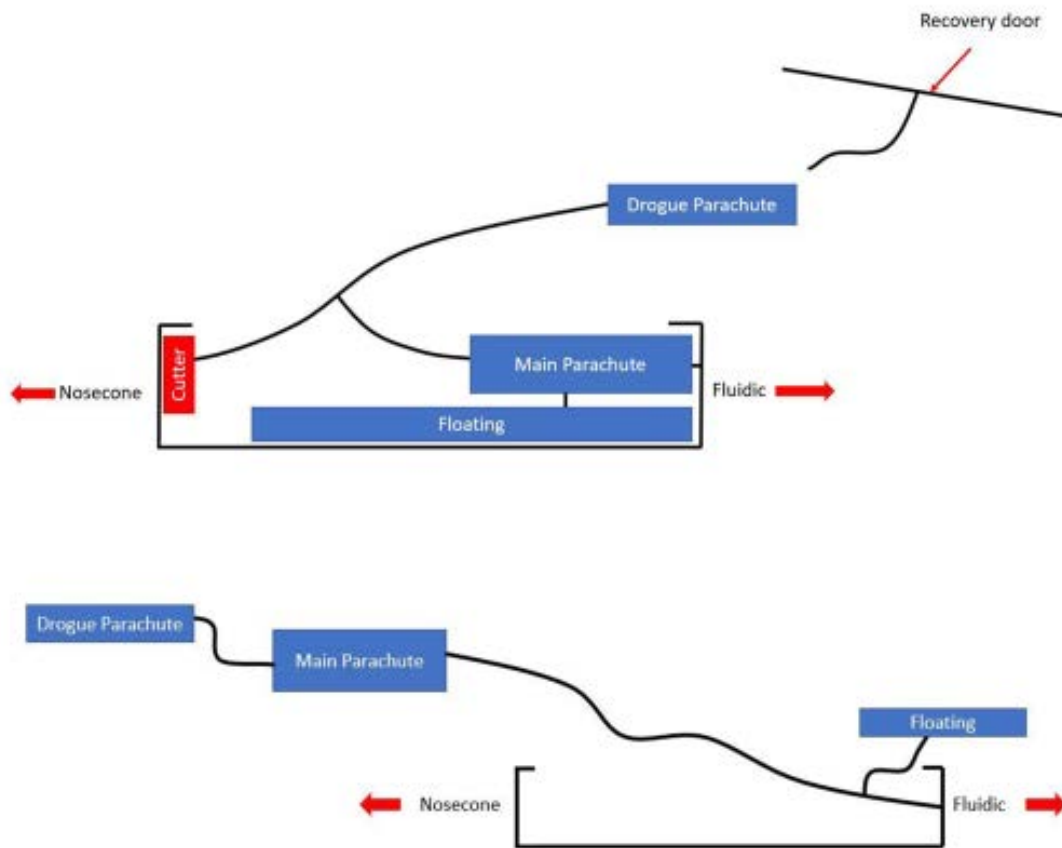


FIGURA 2.7 SCHEMA OPERATIVO DELLA LINEA. FASE 1 (IN ALTO) E FASE 2 (IN BASSO)

In *Figura 2.8* si possono osservare i componenti meccanici che permettono di mantenere chiuso il portellino durante le fasi di volo e di espellerlo quando necessario. Per mantenere in posizione il portellone è stata utilizzata una corda Cypres loop, avvitando un meccanismo, la corda viene portata in tensione e il sistema rimane sigillato. Sono inoltre presenti due molle che agiscono su un rinforzo presente nel portellino. Queste forniscono la forza necessaria all'espulsione.

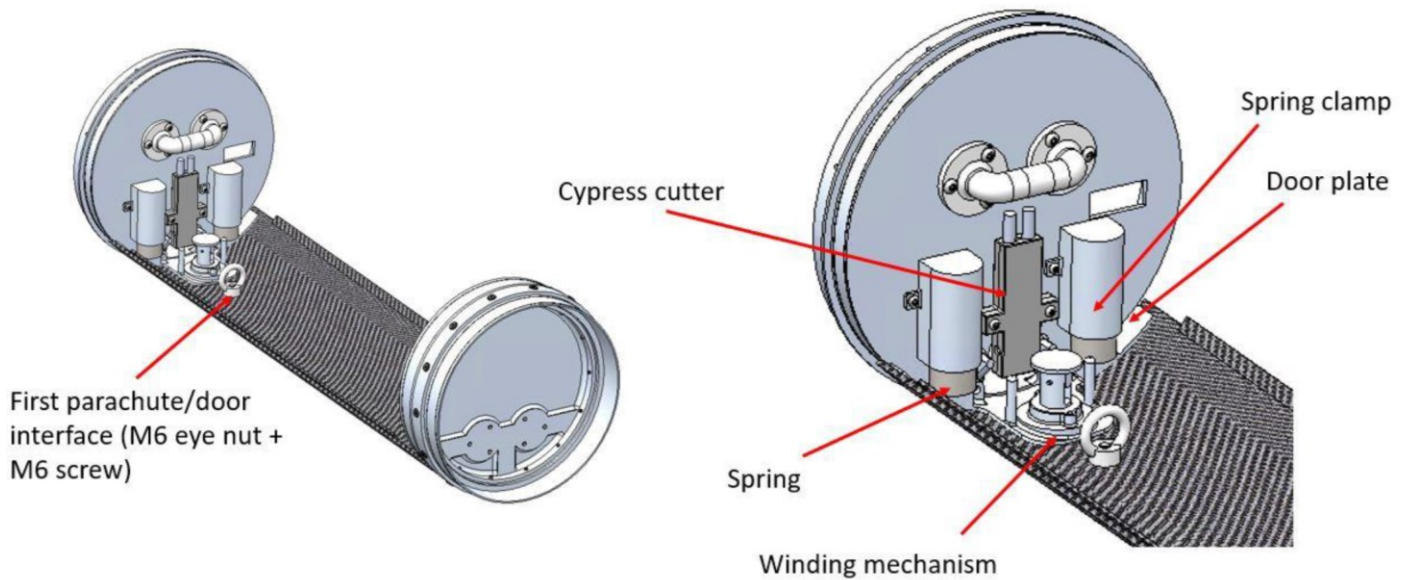


FIGURA 2.8 MECCANISMO DI APERTURA RECOVERY PRINCIPALE

2.5.2 *Primo recovery*

Poiché quando è stato progettato il sistema di recupero principale (2019) il progetto complessivo del sounding si trovava ancora in una fase embrionale, non si era ritenuto necessario l'introduzione di questo sottosistema. Agli inizi del 2020, con un panorama più chiaro delle caratteristiche complessive del sounding, si è ritenuto che le forze in gioco nel momento dell'apertura del paracadute secondario, erano troppo elevate e si sarebbero verificati dei danneggiamenti. In particolare, viste le alte velocità, il dispiegamento di questo componente avrebbe causato una rotazione del razzo, con conseguente rottura dello stesso.

Perciò sono state valutate due strade:

1. Inserire un terzo paracadute più piccolo nel recovery principale. Il problema di questa soluzione era che anche il più piccolo dei paracadute avrebbe generato dei momenti flettenti nel razzo, e a causa dell'elevato rapporto d'aspetto di questo ne avrebbe portato alla rottura. Inoltre, la linea sarebbe diventata eccessivamente lunga e avrebbe incrementato il rischio di attorcigliamenti
2. Inserire un paracadute nell'intercapedine creata dall'ugello convergente divergente. Ciò presentava però alcuni svantaggi: alte temperature presenti nella zona ugello (più di 100°C), ridotto spazio (0,75l), necessità di progettare un sistema di apertura per la zona ugello.

Poiché la prima strada metteva eccessivamente a rischio l'integrità del razzo è stato deciso di implementare la seconda strada.

In *Figura 2.9* è possibile osservare il contenuto del primo recovery in sezione. Terminata la fase di spinta del razzo, viene attivato il meccanismo che mantiene chiuso questo segmento e come si può osservare in *Figura 2.10*, ciò permette al contenuto, ovvero alla linea contenente il primo paracadute di fuoriuscire.

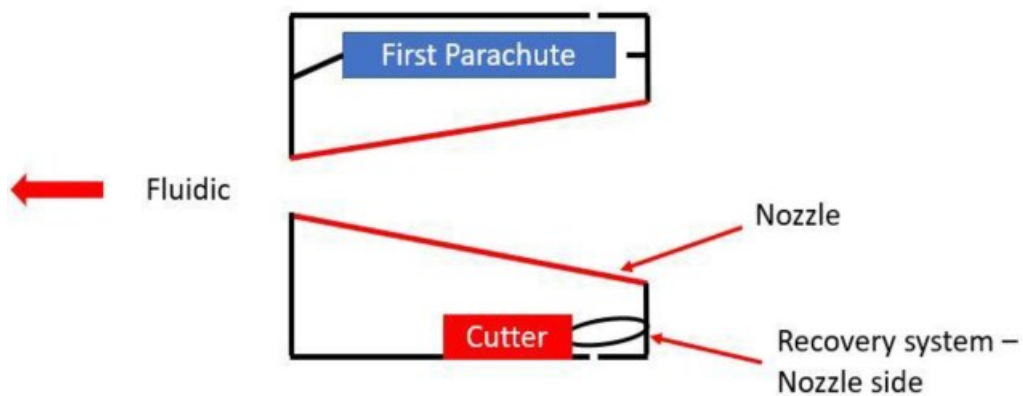


FIGURA 2.9 SCHEMA OPERATIVO DELLA LINEA (SISTEMA CHIUSO)

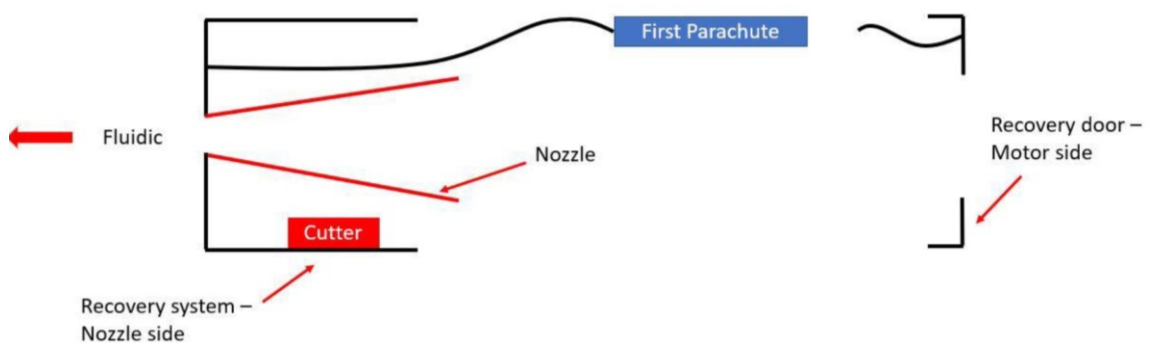


FIGURA 2.10 FASE OPERATIVO DELLA LINEA (SISTEMA APERTO)

Il meccanismo di chiusura del segmento è composto da due componenti, uno solidale al sounding e il portellino. Per mantenere i due solidali, viene utilizzato un clamp (Figura 2.11) progettato e realizzato appositamente per questo scopo. Questo, è mantenuto chiuso da un cavo Cypres loop. Il cavo viene messo in tensione da un sistema di avvolgimento azionato manualmente. Due cutter provvederanno, quando richiesto, a tagliare il cavo. Delle molle permetteranno l'apertura del clamp e l'espulsione dell'anello divergente, che trascinerà con se il contenuto della bay.

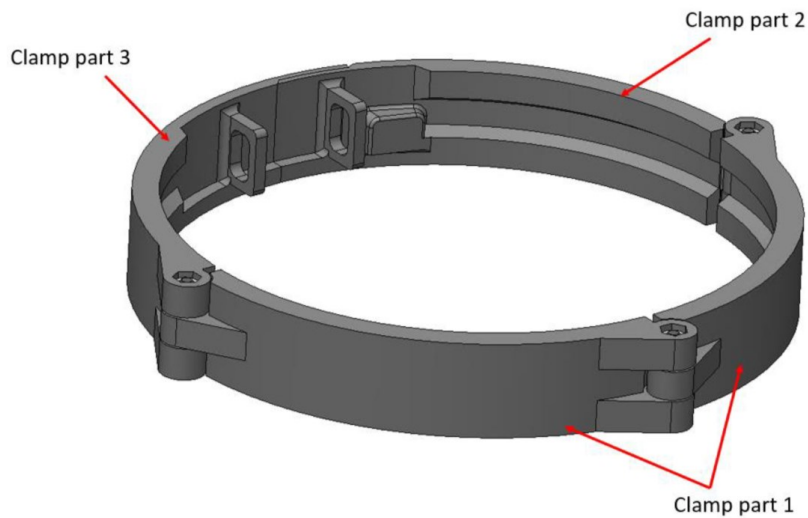


FIGURA 2.11 CLAMP

Questo componente verrà trattato approfonditamente nel quarto capitolo.

2.5.3 Sequenza delle operazioni

Nella seguente Tabella 2.3, è indicata la lista completa degli eventi che caratterizzano le attività compiute dal sistema di recupero.

TABELLA 2.3 SEQUENZA DELLE OPERAZIONI DI RECUPERO

I.D.	Operazione
Rop-01	Raggiunto l'apogeo, il recovery è attivato dall'avionica
Rop-02	I cypres cutter presenti nel primo recovery vengono attivati, il cypres loop viene tagliato, ciò permette al clamp di svincolarsi
Rop-03	Le molle espellono il componente recovery door
Rop-04	Le forze aerodinamiche che agiscono sul portellino permettono il dispiegamento della linea
Rop-05	I cutter presenti nel recovery principale vengono attivati e il cypres loop viene tagliato
Rop-06	Le molle spingono il portellino del recovery principale
Rop-07	Dopo 43s dal raggiungimento dell'apogeo comincia l'apertura del paracadute secondario
Rop-08	Il paracadute secondario è aperto
Rop-09	I cutter del sistema di rilascio vengono attivati
Rop-10	Il componente 3 ring è aperto e il paracadute secondario è rilasciato
Rop-11	A 1 km di altitudine cominciano le procedure di dispiegamento del paracadute principale
Rop-12	Il paracadute principale è dispiegato
Rop-13	Il sistema di galleggiamento fuoriesce dal segmento
Rop-14	Ammaraggio
Rop-15	Il sistema di galleggiamento è attivato dal contatto con l'acqua
Rop-16	Il sistema di galleggiamento è completamente gonfio
Rop-17	Il razzo è pronto a essere recuperato
Rop-18	Il razzo viene recuperato

3 LETTERATURA RECOVERY

L'obbiettivo di questo capitolo è fornire un panorama in merito alla dinamica di funzionamento dei paracadute, incluse le equazioni fondamentali ai fini progettuali.

3.1 CENNI STORICI

Uno dei primi ad aver immaginato un sistema che rallentasse la caduta fu Leonardo Da Vinci. Nel 1485 progetta e disegna un paracadute piramidale in lino. Questo veniva irrobustito tramite inamidatura.

Così scrive in riferimento al suo celebre disegno (*Figura 3.1*):

“Ognuno si potrà gittare da qualsiasi altezza senza alcun rischio”

Ma dovettero passare altri 300 anni prima che un paracadute venisse utilizzato realmente.

Nel 1783 Louis-Sebastien Lenormand, diede una dimostrazione del suo funzionamento lanciandosi dall'osservatorio di Montpellier di fronte ad una folla di spettatori.

Utilizzato inizialmente come strumento scenico, fu a partire dalla Prima guerra mondiale che si cominciò ad intuire il suo potere militare. In questo periodo venne utilizzato dagli aviatori come strumento di emergenza. Da quel momento, questo strumento acquisì diversi usi, tra cui lancio di militari in zone di guerra, finalità sportive, lancio di paramedici o di rifornimenti aerei.

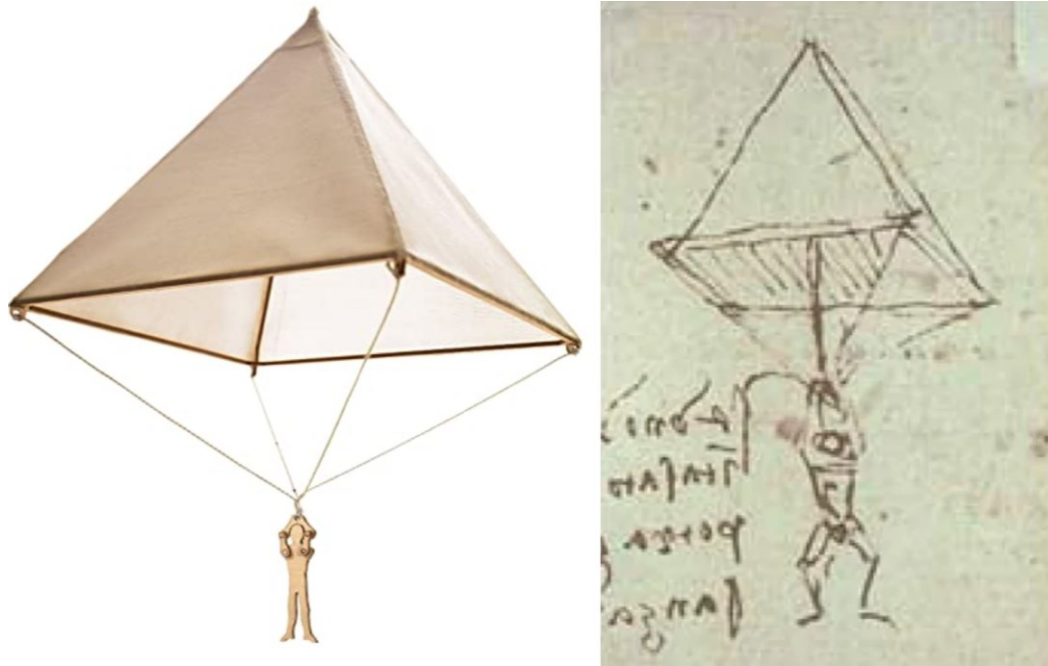


FIGURA 3.1 PARACADUTE DISEGNATO DA LEONARDO DA VINCI (DX) RICOSTRUZIONE (SX)

Il paracadute può assolvere diverse funzioni a seconda dell'ambito in cui viene utilizzato:

- *Rallentare la caduta:* per assolvere a questa funzione viene sfruttata la resistenza aerodinamica, in particolare quella di forma, generata dal paracadute durante il moto. È noto, infatti, che la forza frenante è proporzionale alla densità dell'aria, alla velocità della caduta, all'area del paracadute, e dipende anche dalla forma del paracadute.
- *Stabilizzare il carico:* la presenza di una forza di direzione e verso pressoché costante, permette di stabilizzare il carico a cui il paracadute è collegato. Sono i cosiddetti *Droge parachute*, e sono tipicamente di dimensione inferiore, poiché non hanno come scopo quello di arrestare completamente il moto.
- *Ottenere l'angolo di caduta desiderato:* è quello che accade per esempio nel lancio di alcune bombe in cui, per evitare effetti Ricochet e per massimizzare i danni, si punta ad orientare l'asse della bomba ortogonalmente al terreno.
- *Pilotare il carico:* è quello che accade per esempio nel parapendio, in cui per mezzo di corde un operatore può pilotare il paracadute e dunque la propria traiettoria.

La resistenza aerodinamica, seppur parametro principale per il dimensionamento di un paracadute non rappresenta l'unico criterio di design.

Si pensi per esempio che il peso di questo sottosistema può rappresentare il 3-10% del peso complessivo.

Per questo è possibile individuare una lista di parametri che vengono tenuti in considerazione durante la progettazione:

- Affidabilità
- Stabilità
- Alta resistenza
- Basso shock all'apertura
- Funzionamento ad alto numero di Mach
- Basso peso e volume
- Ripetibilità delle performance
- Adattamento a fenomeni ambientali
- Funzionamento in caso di danneggiamenti contenuti
- Semplicità di design e di produzione
- Basso costo di acquisizione e gestione
- Basso peso e volume specifico
- Basso costo specifico

3.2 ATMOSFERA STANDARD

La densità dell'aria gioca un ruolo rilevante nella definizione delle forze e dunque nelle fasi di progettazione. È perciò utile comprendere se e come essa vari nell'atmosfera terrestre.

Questo parametro non è facilmente prevedibile, in quanto dipende, non solo dalla quota come ci si aspetta, ma anche da altri parametri come quelli meteorologici, dalla latitudine e longitudine presa in esame, dalla stagione, umidità e da fenomeni solari.

Sono perciò stati creati una serie di modelli semplificati per cercare di prevedere in misura più accurata possibile i parametri più rilevanti dell'aria.

Un modello che produce ottimi risultati è quello dell'atmosfera standard internazionale.

Questo, parte da alcune semplificazioni:

- Dipendenza solo dalla quota
- Aria secca
- Comportamento del gas secondo la legge dei gas perfetti
- Densità dell'aria al livello del mare di: 1.225 kg/m^3
- Pressione atmosferica al livello del mare di: 1 atm
- Temperatura al livello del mare di 15°C
- Gradiente verticale della temperatura lineare

In *Figura 3.2* è possibile osservare l'andamento verticale delle variabili più significative, ovvero pressione, densità e temperatura.

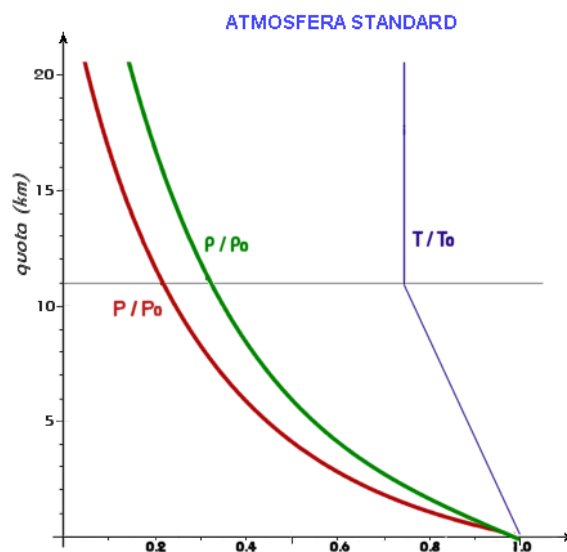


FIGURA 3.2 ANDAMENTO VERTICALE DI PRESSIONE DENSITÀ E TEMPERATURA

3.3 STABILITÀ E INSTABILITÀ

Un corpo immerso in una corrente fluida è soggetto a delle forze causate dalla pressione dinamica del flusso d'aria, in particolare come si può osservare dalla *Figura 3.3*, si registrano due forze: la forza di *Lift*, che agisce perpendicolarmente al flusso e la forza di *Drag*, o resistenza aerodinamica, che agisce parallelamente al flusso.

È proprio quest'ultima la componente che si va ricercando per queste applicazioni.

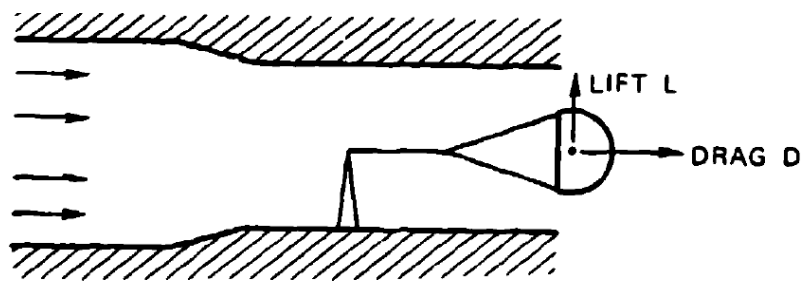


FIGURA 3.3 TEST IN GALLERIA DEL VENTO DI UN PARACADUTE

In presenza di oscillazioni del paracadute si registra una variazione dell'angolo di incidenza α . Ciò comporta una variazione del coefficiente di resistenza C_D , del coefficiente di momento C_M , e del coefficiente di resistenza tangenziale C_T , ovvero riferito a quella componente di resistenza parallela all'asse del paracadute. Se in un intorno di $\pm 25^\circ$ il coefficiente C_D tende a calare, il paracadute è definito stabile, in questa configurazione infatti, ogni eventuale oscillazione viene smorzata. Se il coefficiente tende ad aumentare, il paracadute è definito instabile (*Figura 3.4*).

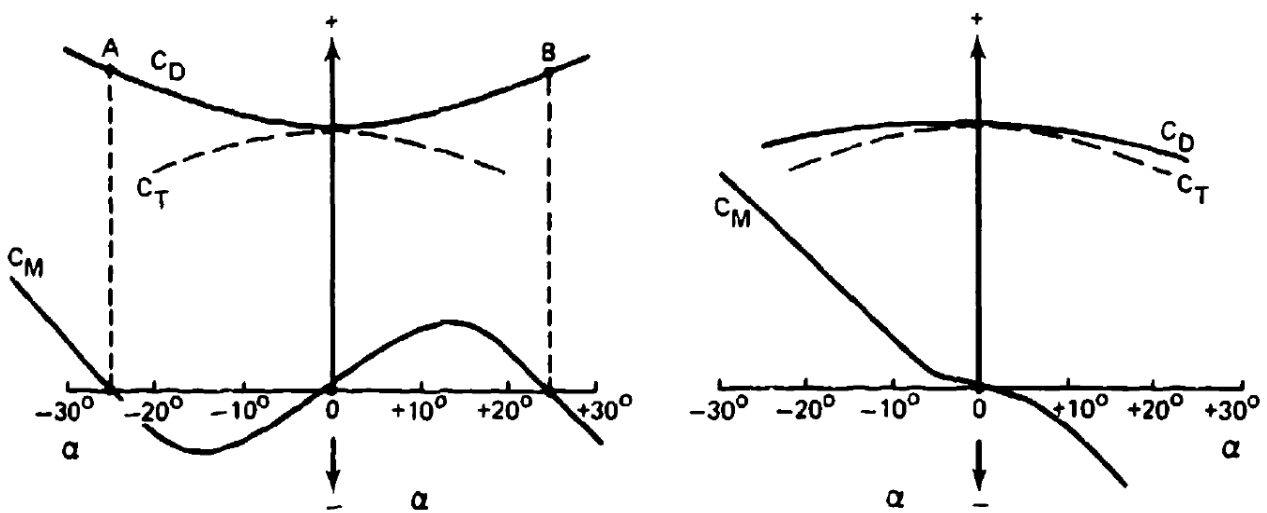


FIGURA 3.4 PARACADUTE INSTABILE (SX) E STABILE (DX)

3.4 DETERMINAZIONE DELLE EQUAZIONI

È possibile ora individuare una formula del tutto generale per il calcolo della velocità di discesa di un corpo in caduta con paracadute attuando le seguenti semplificazioni:

- Condizioni stazionarie (forza peso = resistenza aerodinamica)
- Assenza di vento
- Caduta perfettamente verticale
- Resistenza aerodinamica generata dal paracadute >> resistenza del corpo

Sotto queste condizioni, la formula generale della resistenza aerodinamica può essere riscritta come segue:

$$V_c = \sqrt{\frac{2 W}{S C_D \rho}}$$

In cui:

V_c è la velocità di caduta [m/s]

W il peso del corpo [N]

S la superficie del paracadute [m²]

ρ la densità dell'aria [Kg/m³]

Dal XX secolo, quando si è cominciato a capire il valore strategico del paracadute, sono stati condotti numerosi test per identificare con precisione i parametri predominanti nello studio dell'aerodinamica:

- *Forma in pianta*: la proiezione della pianta del paracadute definisce la forma in pianta, da cui deriva il parametro D_c del diametro ad esso correlato.
- *Diametro nominale*: si ricava a partire dalla superficie totale del paracadute S_0 , è un indicatore della quantità di materiale utilizzato, viene utilizzato per adimensionalizzare altri parametri.

- *Diametro operativo D_p* : questo parametro viene misurato sperimentalmente considerando dei paracadute completamente gonfiati, viene utilizzato per ricavare il valore del coefficiente di resistenza, e a valori maggiori di esso corrispondono coefficienti di resistenza maggiori.
- *Coefficiente di resistenza*: questo parametro è riferito alla superficie nominale, e indica quanta resistenza viene prodotta a parità di area. Lo studio di questo parametro è necessario per minimizzare peso e volume del componente. Si noti come il coefficiente adimensionale C_D dipenda dalla forma del paracadute, per corpi del tutto generali infatti, assume tipicamente valori compresi tra 0^+ e 2 (Figura 3.5 Valori tipici del coefficiente di resistenza).






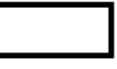



Forma		Coefficiente di resistenza
Sfera	→ 	0.47
Semi-sfera	→ 	0.42
Cono	→ 	0.50
Cubo	→ 	1.05
Cubo inclinato	→ 	0.80
Cilindro lungo	→ 	0.82
Cilindro corto	→ 	1.15
Corpo affusolato	→ 	0.04
Semi-corpo affusolato	→ 	0.09

FIGURA 3.5 VALORI TIPICI DEL COEFFICIENTE DI RESISTENZA

- *Forza di apertura*: tipicamente la forza durante l'apertura assume un valore diverso da quella in condizioni stazionarie. Questo accade perché inizialmente il paracadute tende a dilatarsi maggiormente per poi ritornare in posizione. Dal rapporto di questi valori si ricava il parametro adimensionale C_x , che tipicamente assume valori compresi tra 1.5 e 2.
- *Angolo medio di oscillazione*: questo parametro viene misurato per mezzo di test in galleria del vento. Dipende dalla forma del paracadute, dalla velocità del flusso incidente, e diminuisce per paracadute di grandi dimensioni. È importante studiare questo parametro perché, si verifica un drastico calo della resistenza aerodinamica che si ripercuote in un aumento della velocità di discesa.
- *Porosità*: si è osservato come aumentare la porosità aumenti la stabilità del paracadute e riduca la forza massima esercitata durante l'apertura, d'altro canto però il coefficiente di resistenza ne risente negativamente.
- *Coefficiente X_1* : è il coefficiente di riduzione della forza di apertura; rappresenta il rapporto tra la forza in condizioni reali e quella calcolata in galleria del vento in condizioni di massa infinita. Il valore è rappresentato in relazione al carico aerodinamico, si osservi in *Figura 3.6* come questo coefficiente abbia andamento asintotico ad 1 per carico infinito.

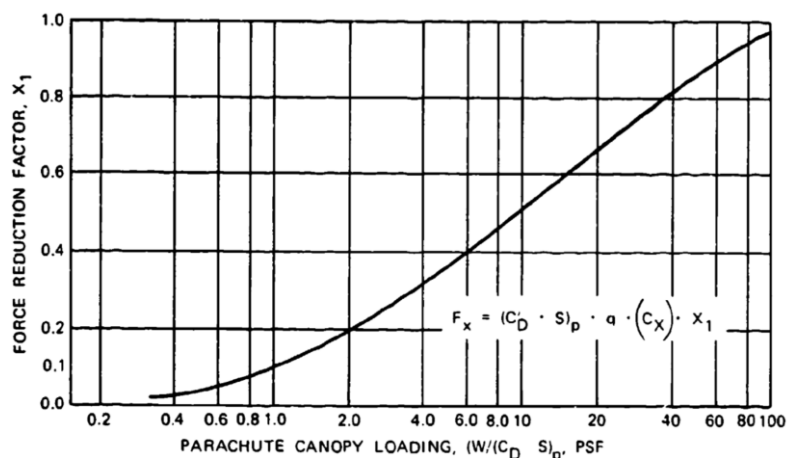


FIGURA 3.6 COEFFICIENTE X_1

- *Numero di Mach*: Se il mach di volo raggiunge un valore sufficientemente elevato si registra la formazione di onde d'urto e fenomeni di ricircolo del flusso d'aria. Tutto ciò comporta una drastica riduzione delle performance, chiusura della calotta e forti oscillazioni. Alcune accortezze per ridurre queste problematiche sono per esempio l'utilizzo di linee più lunghe, solitamente il doppio, aumentare la porosità, utilizzare i cosiddetti *ribbed parachute*. Sono perciò state sviluppate diverse geometrie che permettono di ottenere ottime performance anche in queste condizioni. In particolare, è fondamentale l'utilizzo di costolature. Il paracadute che presenta le migliori performance è il cosiddetto paracadute *conical ribbon* (Figura 3.7).



FIGURA 3.7 PARACADUTE CONICAL RIBBON

- Lunghezza della linea:* poiché la presenza del corpo in caduta modifica il flusso aerodinamico incidente nel paracadute, è opportuno considerare le perdite del coefficiente di resistenza collegate a questo fenomeno. Per non penalizzare eccessivamente questo parametro è necessario che il rapporto tra la lunghezza della linea e il diametro del corpo siano superiori a 6. Si osservi in *Figura 3.8* il risultato di alcuni esperimenti condotti dalla NASA che evidenziano questo fenomeno. Dai dati in esame, le perdite di resistenza dipendono non solo dal rapporto appena citato, ma anche dal rapporto tra il diametro del paracadute e quello del corpo in caduta. Per valori di questo parametro di 3 e rapporto L_t / D_b maggiori di 6, si osserva come le perdite siano inferiori al 10%, il che è decisamente accettabile.

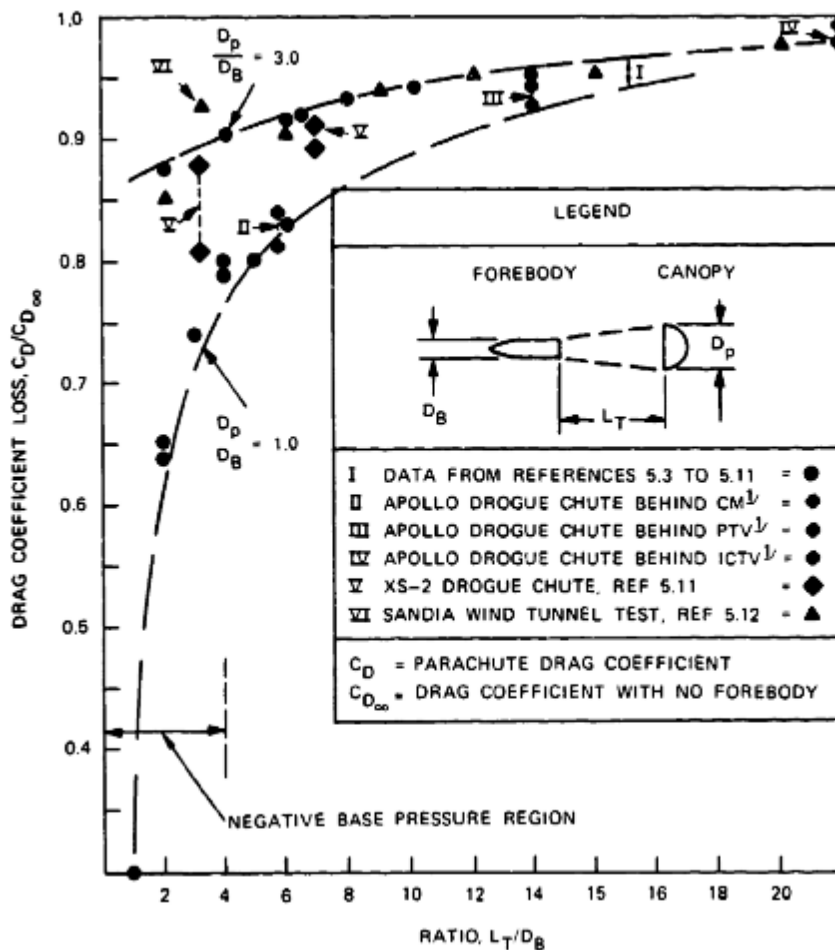


FIGURA 3.8 PERDITE NEL COEFFICIENTE DI DRAG

Tenendo in considerazione tutti i parametri evidenziati fino ad ora è possibile ricavare una formula semi-empirica per il calcolo della massima forza di apertura:

$$F = \frac{1}{2} \rho C_D A_{eff} C_x X_1 v_{op}^2$$

Dove:

- ρ è la densità dell'aria;
- v_{op} è la velocità all'apertura;
- C_D è il coefficiente di drag;
- A_{eff} è l'area effettiva del paracadute;
- C_x è il coefficiente di forza a massa infinita;
- X_1 è il coefficiente di riduzione della forza di apertura;

Dalla formula sopra citata, si osserva che il valore della forza massima reale differisce di un fattore $C_x \cdot X_1$ rispetto alla formula ricavata in condizioni stazionare.

E il suo valore complessivo dipende dal tipo di paracadute utilizzato e dal carico aerodinamico registrato $\frac{W}{cd \cdot s}$.

3.5 FASI DI VOLO

Durante il dispiegamento del paracadute si possono osservare 7 fasi tipiche e riconoscibili e visibili in *Figura 3.9* :

- a) Espulsione del paracadute
- b) Il flusso d'aria porta in tensione la linea di collegamento
- c) Il flusso d'aria comincia ad investire la calotta
- d) La calotta comincia ad espandersi
- e) I tiranti rallentano l'espansione della calotta
- f) La calotta è completamente gonfia
- g) La calotta subisce un leggero sgonfiamento a causa della sovrappressione

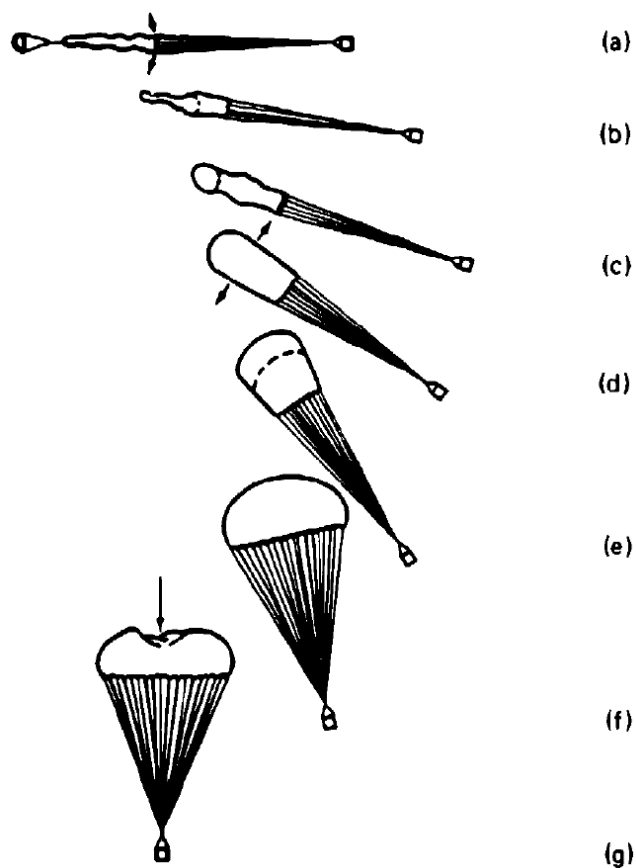


FIGURA 3.9 FASI DI VOLO

Come ci si può aspettare l'andamento della forza esercitata dalla linea non è costante. In Figura 3.10 e Figura 3.11 è rappresentato l'andamento della forza esercitata sulla linea. L'andamento è asintotico alla forza ottenuta dal calcolo semplificato, ma presenta due picchi, il primo più piccolo è ottenuto durante il dispiegamento della linea, il secondo invece come spiegato precedentemente dipende dalle deformazioni non stazionarie del tessuto.

Si osservi inoltre come l'andamento reale presenti delle fluttuazioni, ciò accade perché la calotta tende ad oscillare durante la caduta e a modificare la sua dimensione.

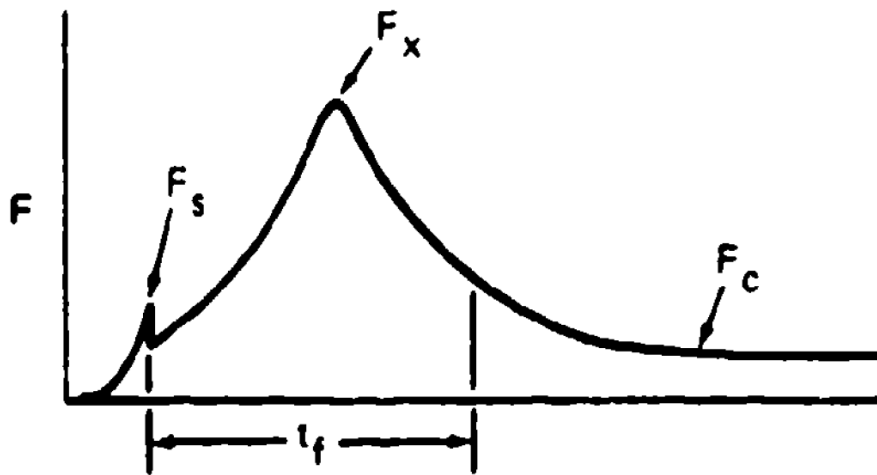


FIGURA 3.10 ANDAMENTO SCHEMATIZZATO

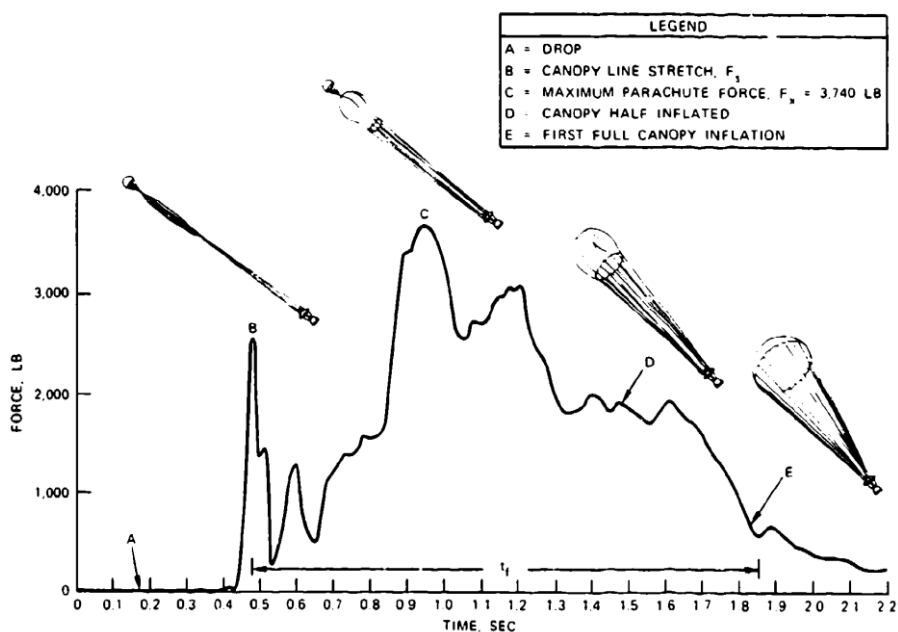


FIGURA 3.11 ANDAMENTO REALE

Ecco una lista tipica dei coefficienti più significativi per diverse tipologie di paracadute (Figura 3.12). Per ognuno di essi deve sempre essere indicato il mach di volo a cui quel componente può intervenire. Vista la grande varietà di geometrie disponibili in commercio, è chiaro che per una scelta ottimale è sempre opportuno affidarsi all'esperienza del rivenditore, che è in grado di valutare caso per caso le situazioni.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE	DRAG COEF C_{D_o}	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE		$\frac{D_p}{D_o}$				
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	~1.7	:10 TO :40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	~1.8	:10 TO :30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	~1.8	:10 TO :30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	~1.8	:10 TO :20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	~1.4	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	~1.4	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5
HEMISPHERICAL			0.71	0.66	0.62 TO 0.77	~1.6	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5, OBSOLETE
GUIDE SURFACE (RIBBED)			0.63	0.62	0.28 TO 0.42	~1.2	0 TO -2	STABILIZATION, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
GUIDE SURFACE (RIBLESS)			0.66	0.63	0.30 TO 0.34	~1.4	0 TO :3	PILOT, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	~1.4	< 6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO -3	DESCENT, DECELERATION

FIGURA 3.12 TABELLA RIASSUNTIVA

4 DESIGN

Nella prima parte di questo capitolo verrà descritto in modo dettagliato ogni singolo componente presente nella linea del primo paracadute e le motivazioni progettuali che hanno portato a quella scelta, nella seconda parte invece, verrà discusso il meccanismo di apertura/chiusura del segmento.

4.1 SCHEMA DELLA LINEA

In *Figura 4.1* è possibile osservare la linea nel suo complesso. Come prima cosa, si possono distinguere due segmenti. Uno direttamente collegato alla zona dell'ugello e uno che viene distaccato durante la procedura di dispiegamento. Questo è fondamentale, poiché si vuole evitare che la *nozzle door* rimanga attaccata al sounding con il rischio di danneggiare la struttura, inoltre, le performance del paracadute sarebbero estremamente penalizzate per la presenza di un componente in cima alla calotta.

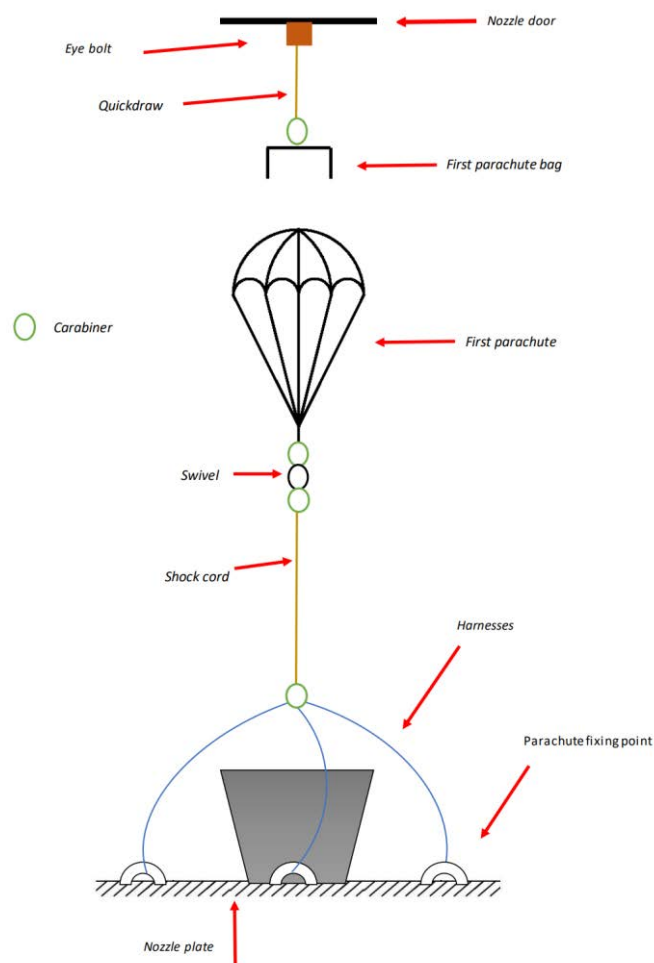


FIGURA 4.1 SCHEMA FUNZIONALE DELLA PRIMA LINEA DEL PARACADUTE

I componenti indicati in *Tabella 4.1* saranno presenti nella linea del primo paracadute del sounding rocket.

TABELLA 4.1 COMPONENTI LINEA PRIMO PARACADUTE

I.D.	Component Number	Componente	Quantità
RP-42	R_PRT_0033	3ft Kevlar Chute	1
RP-43	-	First parachute bag	1
RP-44	-	Kevlar shock cord	1
RP-45	-	Quickdraw	1
RP-46	R_PRT_0037	Carabiner	4
RP-47	-	Swivel	1
RP-48	-	Fixing point	3
RP-49	-	Harness	3
RP-50	-	Eyebolt	1

4.2 PARACADUTE

Per quanto riguarda la scelta del paracadute sono state inizialmente considerate due opzioni:

1. Utilizzare 2 paracadute da 2 ft ciascuno;
2. Utilizzare 1 paracadute da 3 ft.

Le dimensioni del diametro del paracadute sono state scelta tra quelle disponibili nel catalogo del produttore (<https://the-rocketman.com/pro-x/>).

Tra le due opzioni precedentemente elencate, si è scelto di usare un solo paracadute da 3 ft, in quanto questa configurazione riduce i costi, il peso il volume e la complessità della linea. Dopo aver contattato il produttore, ci ha proposto le due opzioni indicate in *Tabella 4.2*.

TABELLA 4.2 CARATTERISTICHE PRINCIPALI DEI PARACADUTE DA 3FT

<i>Caratteristica</i>	<i>3Ft. Pro-X Drogue Parachute</i>	<i>3ft Kevlar Chute</i>
Materiale	Nylon	Kevlar
Volume [L]	0,41	0,7
Weight [g]	128	187
Numero di linee [-]	4	4
Resistenza singola linea [kN]	2.4 o 3.1	11.1
Resistenza totale linee [kN]	9.6 o 12.4	44.4
Temperatura Max [°C]	>120	500
Accessori	/	Deployment bag non necessaria

Nonostante la variante in kevlar abbia volume e peso maggiorato, per aumentare l'affidabilità del sistema, sia per quanto riguarda la resistenza, che per quanto riguarda problematiche termiche, si è scelto di acquistare questo componente (Figura 4.2).



FIGURA 4.2 PARACADUTE IN KEVLAR

4.3 STIMA FORZA MASSIMA DI APERTURA

Per la stima della forza massima esercitata dal paracadute a causa della resistenza aerodinamica è stata considerata l'equazione citata nel terzo capitolo di questa tesi:

$$F = 0.5\rho v_{op}^2 C_D A_{eff} C_x X_1$$

Dove:

- ρ è la densità dell'aria;
- v_{op} è la velocità all'apertura;
- C_D è il coefficiente di drag;
- A_{eff} è l'area effettiva del paracadute;
- C_x è il coefficiente di forza a massa infinita;
- X_1 è il coefficiente di riduzione della forza di apertura;

Il valore di C_x dipende dal tipo di paracadute e rappresenta il fatto che durante l'apertura il paracadute si apra di più che in condizioni stazionarie. Generalmente vale da 1 a 2, per rimanere in condizioni di sicurezza assumiamo il valore di 2.

Il coefficiente X_1 rappresenta il rapporto tra la forza in condizioni reali e quella calcolata in galleria del vento in condizioni di massa infinita.

Il valore si ricava dalla *Figura 4.3* tratta dal *Parachute recovery systems design manual [9]*, utilizzando come ascissa il seguente rapporto con le unità di misura imperiali (fattore conversione 0,0209):

$$\frac{W}{cd \cdot s} \cdot 0,0209 = \frac{80 \cdot 9.8}{0.98 \cdot 0.657} \cdot 0.0209 = 25.7$$

a cui corrisponde un valore di :

$$X_1 = 0.75$$

Poiché il grafico possiede un asse logaritmico è impossibile andare ad intercettare correttamente il valore desiderato, perciò la curva è stata ricostruita utilizzando Matlab e poi si è proceduto ad individuare il valore corretto.

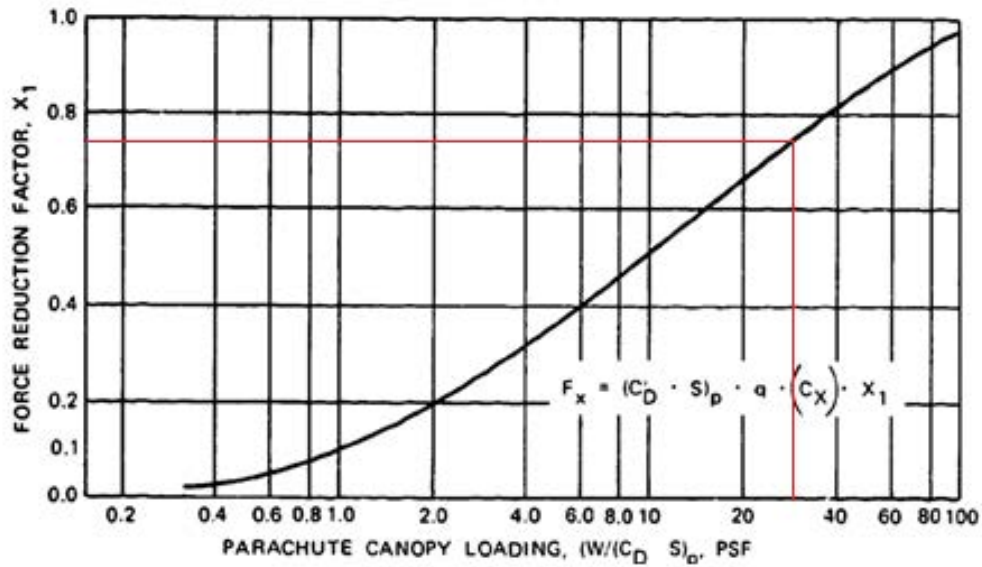


FIGURA 4.3 STIMA DEL COEFFICIENTE X1

La forza massima sarà quindi:

$$F_{max} = \frac{1}{2} \rho_{(@15km)} \cdot v^2 \cdot C_d \cdot A \cdot C_x \cdot X_1 = 0.5 \cdot 0.195 \cdot 320^2 \cdot 0.97 \cdot 0.66 \cdot 2 \cdot 0.74 = 9.46 \text{ kN}$$

Poiché non si hanno conoscenze pregresse e approfondite del nostro sistema, e poiché i valori presi come riferimento provengono da analisi sperimentali, tutti i componenti dovranno essere in grado di sopportare i carichi calcolati almeno con un fattore di sicurezza pari a 2.

4.4 SHOCK CORD

Questo componente è necessario per distanziare il paracadute dal razzo, e per smorzare, per quanto possibile le forze dovute all'apertura del paracadute. Poiché sussistono delle regole per il dimensionamento della lunghezza di questo componente, ci siamo affidati a quanto affermato nel manuale presente nel manuale [9].

Come affermato al suo interno, il rapporto tra la lunghezza della corda e il diametro del Sounding rocket deve essere superiore a 6. Considerando che il diametro del razzo è di 0.196 m risulta che:

$$\frac{L_t}{D_b} > 6 \rightarrow L_t > 6 \cdot 0.196 = 1.18 \text{ m}$$

La shock cord considerata è quella da mezzo pollice presente sul sito Fruitychutes.com (Figura 4.4).

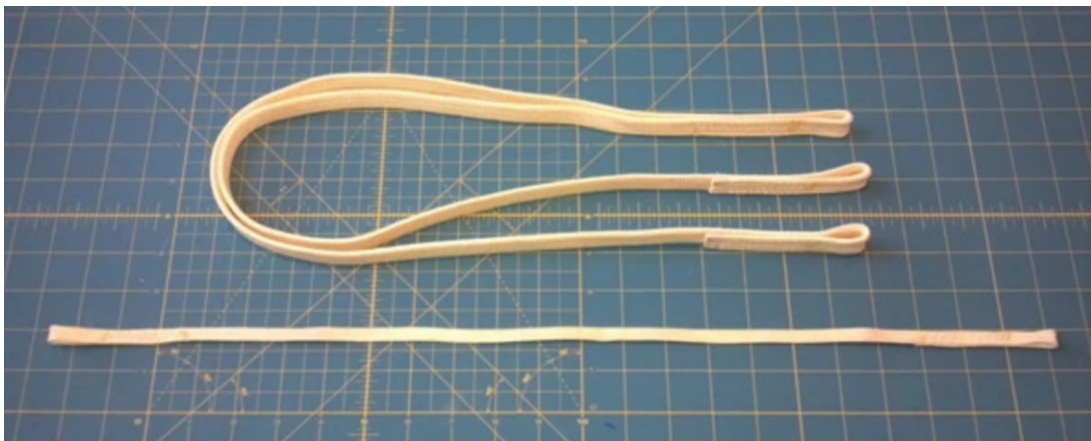


FIGURA 4.4 KEVLAR SHOCK CORD

Poiché viene fornita in unità intere di yard si è scelto di ordinare 2 yard di lunghezza (1.8 m).

Risulta quindi:

$$\frac{L_t}{D_b} = \frac{1.8}{0.196} = 9.2$$

Scelta la corda, è possibile calcolare il rapporto tra il coefficiente di resistenza reale (C_d) e quello teorico attraverso il grafico in Figura 4.5 ricavato dall'[AD1].

$$\frac{D_p}{D_b} = \frac{0.91(3ft)}{0.196} = 4.6$$

Osservando il grafico di può quindi supporre che il calo del coefficiente di resistenza sarà inferiore al 5%.

$$\frac{C_d}{C_{d\infty}} > 0.95$$

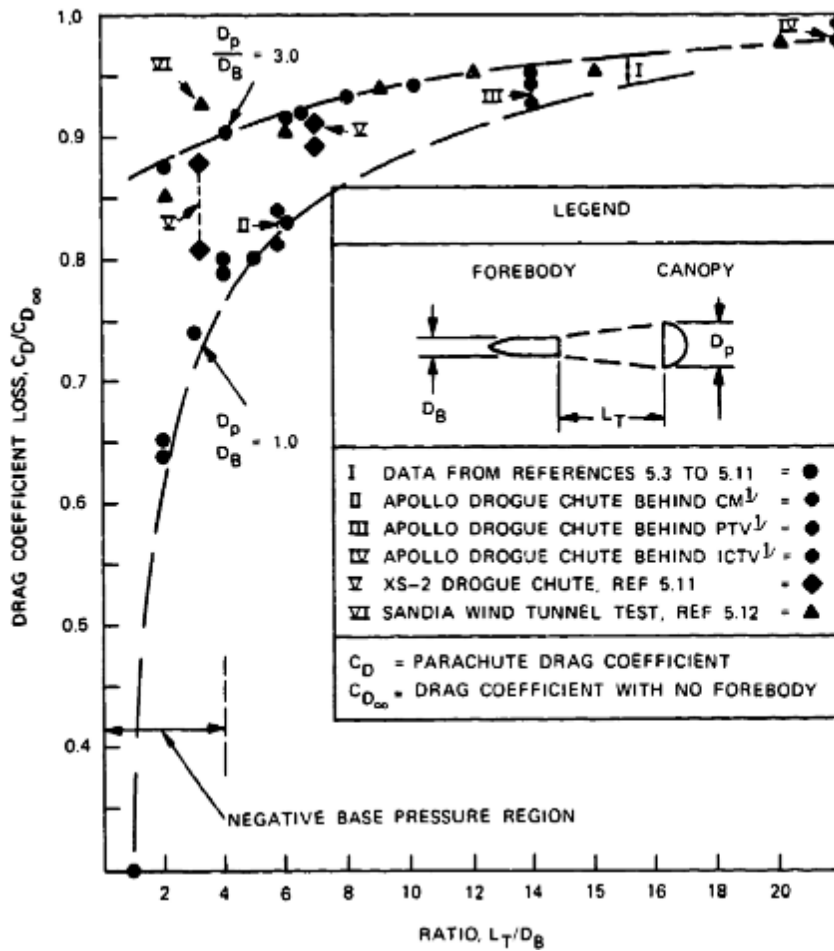


FIGURA 4.5 PERDITE NEL COEFFICIENTE DI RESISTENZA

Le caratteristiche della corda sono riportate nella *Tabella 4.3*.

TABELLA 4.3 PRINCIPALI CARATERISTICHE DELLA SHOCK CORD

<i>Caratteristica</i>	<i>2 yard Kevlar shock cord 1/2 "</i>
Materiale	Kevlar
Volume [L]	TBD
Weight [g]	150
Resistenza [kN]	27
Temperatura Max [°C]	500
Produttore	Fruitychutes

4.5 HARNESSES

Per il collegamento tra il paracadute e il componente nozzle plate è stato deciso di utilizzare tre collegamenti in kevlar da 1/4 ", della lunghezza di 2 piedi, le cui caratteristiche sono indicate in *Tabella 4.4*.

Il componente è disponibile dallo stesso produttore che fornisce le shock cord, e ha caratteristiche del tutto equivalenti a quest'ultima.

Le uniche differenze sono lo spessore (1/4 ") e la lunghezza (0.6m).

TABELLA 4.4 PRINCIPALI CARATERISTICHE DELL'HARNES

<i>Prodotto</i>	<i>Kevlar Harness</i>
Materiale	Kevlar
Volume [L]	TBD
Peso [g]	TBD
Resistenza [kN]	7.7
Resistenzatotale	23
Temperatura Max [°C]	500

4.6 SWIVEL

Questo componente (*Figura 4.6 Swivel*) permette la libera rotazione del paracadute rispetto al razzo. Ciò è fondamentale per prevenire attorcigliamenti della linea e dunque la chiusura forzata del paracadute.

A tale scopo è stato pensato di utilizzare il seguente componente

<https://marine.wichard.com/en/stainless-steel-hardware/swivels/with-clevis-pin/standard/part-2464>.

che possiede le caratteristiche in *Tabella 4.5*.

TABELLA 4.5 PRINCIPALI CARATERISTICHE DELLO SWIVEL

<i>Caratteristica</i>	<i>WichardRèf 2464</i>
Materiale	Acciaio
Lunghezza [cm]	7
Peso [g]	0.136
Resistenza [kN]	28
Max carico di lavoro [kN]	16



FIGURA 4.6 SWIVEL

4.7 MOSCHETTONI

Il moschettone (*Figura 4.7*) è un componente fondamentale per connettere i segmenti della linea tra loro. Per questo scopo è stato selezionato il moschettone Goliath HMS disponibile sul sito <https://www.simond.com/>, che possiede le caratteristiche in *Tabella 4.6*.



FIGURA 4.7 MOSCHETTONE

TABELLA 4.6 PRINCIPALI CARATERISTICHE DEL MOSCHETTONE

Componente	Goliath HMS carabiner
Fornitore	Simond
Materiale	99% alluminio
Peso	83 g
Resistenza	Asse maggiore 25kN; Asse minore 10 kN
Costo	6,99€
Quantità	4

4.8 FISSAGGI PARACADUTE

Per fissare il paracadute al case ugello si è pensato di utilizzare 3 occhielli Saddle Ref 9201 come in *Figura 4.8* disponibili sul sito:

<https://marine.wichard.com/fiche-A|WICHARD|9201-0202030701000000-ME.html>

Ogni occhiello sopporta un carico massimo di 650kg, e dunque il carico massimo dei tre occhielli è di:

$$650kg \cdot 3 = 1950kg$$

che equivalgono a :

$$19.1kN \text{ (SF=2)}.$$

Verifichiamo ora la tenuta delle viti di fissaggio.

Considerando di utilizzare 2 viti M4 per occhiello (acciaio (A2-70)) si ottiene la massima forza supportabile dal sistema come:

$$F_{\max} = \sigma \cdot A \cdot N_{viti} = 450 \cdot 8,78 \cdot 6 = 23.7 \text{ kN}$$

La tensione massima sopportata dalle viti è perciò maggiore della tensione massima della linea (SF= 2.5).

N°	Part #	Ø D mm	A mm	B mm	E mm	B.L. Kg	Weight Kg
	SADDLES						
	9201	4	8	11	30	650	0.004

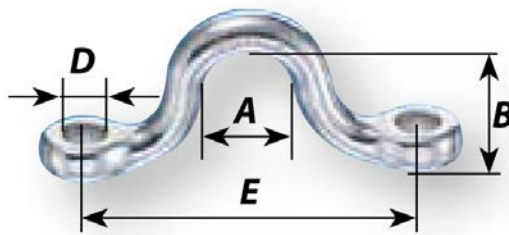


FIGURA 4.8 SADDLE E DIMENSIONI COMPONENTE

Successivamente, per ridurre il peso e l'ingombro complessivo dei componenti è stato pensato di realizzare dei fissaggi custom direttamente sul componente *NozzlePlate*.

4.9 VELOCITÀ DI ESPULSIONE

Poiché non sembrano sussistere fenomeni particolari che impediscano l'apertura del componente *Nozzle door*, si è deciso che questo deve essere espulso con una velocità minima di 1 m/s.

Per tale motivo due molle saranno presenti per fornire la velocità iniziale desiderata al sistema dopo che il meccanismo di sgancio verrà attivato.

L'inerzia acquisita dal componente dovrà essere sufficiente a trascinare fuori tutta la linea del primo paracadute che può essere stimata come in *Tabella 4.7*.

TABELLA 4.7 MASSA DEI COMPONENTI DELLA PRIMA LINEA DEL PARACADUTE

<i>Componente</i>	<i>Massa [kg]</i>
Paracadute	0.15*
Shock cord	0.09*
Swivel	0.05
Moschettone	0.25
Door	0.69
Harness	0.05
Totale	1.28

* VALORE STIMATO

Realizzando diverse iterazioni è stata finalmente selezionata la seguente molla

<https://it.rs-online.com/web/p/molle-a-compressione/0121163/>

le cui caratteristiche sono indicate in tabella *Tabella 4.8*.

Per la scelta sono stati tenuti in considerazione diversi fattori:

- Passo della molla non superiore a 2 N/mm. Un valore troppo elevato renderebbe difficoltosa la chiusura del componente.
- Lunghezza in compressione non superiore a 40 mm. È necessario ridurre il più possibile lo spazio occupato dai componenti.

TABELLA 4.8 CARATTERISTICHE MOLLA RS PRO

<i>Componente</i>	<i>Molla a compressione RSPRO</i>
Diametro esterno [mm]	11.3
Lunghezza libera [mm]	93.5
Lunghezza minima di lavoro [mm]	30.0
Passo molla [N/mm]	1.34
Carico max [N]	85.4

Possiamo calcolare l'accelerazione massima del sistema utilizzando la seguente formula:

$$a_{extr\ max} = \frac{n_{molle} \cdot k \cdot \Delta x}{M} = \frac{2 \cdot 1.34 \cdot 63.5}{1.28} = 133 \frac{m}{s^2}$$

Utilizzando lo script *spring* si può stimare la velocità di espulsione del portellino (*Figura 4.9 Velocità di espulsione del portellino*) che è pari a 2.8 m/s, ed è quasi tre volte superiore al valore minimo prefissato.

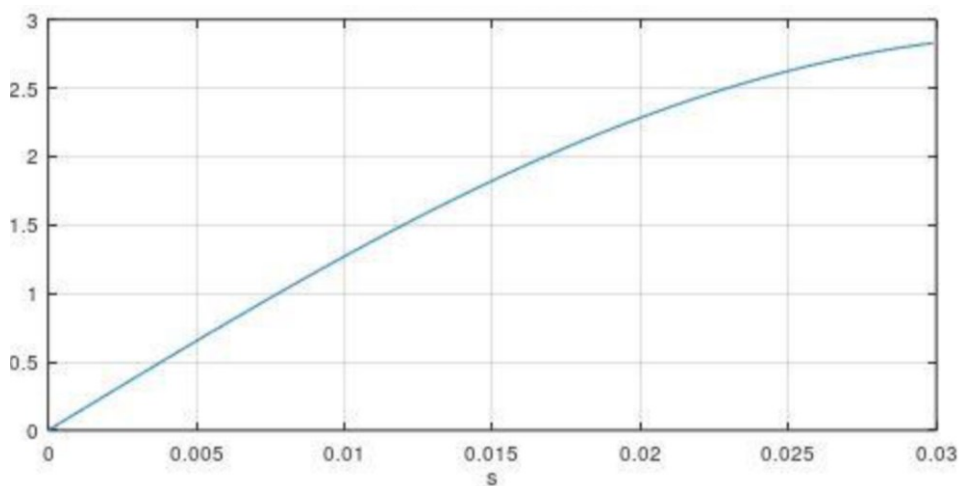


FIGURA 4.9 VELOCITÀ DI ESPULSIONE DEL PORTELLINO

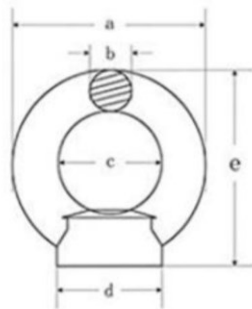
Utilizzando questi dati possiamo allora calcolare la forza di estrazione.

La forza di estrazione viene calcolata considerando un fattore di sicurezza sulla forza totale:

$$F_{line} = M \cdot a = 1.28 \cdot 133 = 170 \text{ N}$$

Per connettere la line al portellone verrà perciò utilizzato un eyebolt (*Figura 4.10* Eye bolt) che permette l'estrazione del Sistema.

Poiché il componente non deve possedere caratteristiche prestazionali eccessivamente spinte, è stato selezionato un componente disponibile dal rivenditore online Amazon con le caratteristiche in *Tabella 4.9* Caratteristiche principali eyebolt:



Size	a	b	c	d	e	weight/100PCS
	mm	mm	mm	mm	mm	KG
№3	13.44	2.94	7.28	6.94	13.84	0.24
№4	19.14	4.10	10.62	8.42	19.02	0.58
№5	23.10	4.72	13.40	11.10	23.30	0.97
№6	27.26	5.50	16.04	15.12	29.54	1.89
№8	35.04	7.40	20.06	17.86	36.46	3.76
№10	43.80	9.02	25.58	22.00	45.86	6.84
№12	51.02	10.46	29.96	25.80	51.90	10.67
№14	52.34	11.08	30.16	27.22	53.20	11.99
№16	60.04	12.52	34.96	30.32	61.60	17.39
№18	65.74	14.02	37.60	34.84	66.02	24.51
№20	70.04	14.38	41.14	37.46	71.16	28.05
№24	79.66	18.30	43.40	42.44	78.50	47.68
№27	84.50	21.30	42.76	46.70	81.40	67.40
№30	103.20	24.60	54.50	53.10	104.02	102.50
№36	123.80	26.90	67.40	72.90	122.90	187.30

FIGURA 4.10 EYE BOLT

TABELLA 4.9 CARATTERISTICHE PRINCIPALI EYEBOLT

Componente	M6 eye nut
Fornitore	Amazon
Materiale	Acciaioinossidabile 304
Peso	19 G
Costo	1.63 €
Quantità	2

4.10 CYPRES LOOP

Questo è il componente che viene utilizzato per mantenere chiuso il portellino durante le fasi di volo (Figura 4.11 Cypres loop). Quando richiesto verrà tagliata dai cutter per rilasciare i clamp e permettere la fuoriuscita della linea. È un componente commercialmente utilizzato nello skydiving e può essere acquistato da Sky-shop.eu.



FIGURA 4.11 CYPRES LOOP

Le principali caratteristiche del componente sono indicate in Tabella 4.10.

TABELLA 4.10 PRINCIPALI CARATTERISTICHE CYPRES LOOP

Nome commerciale	Cypres loop
Fornitore	Sky-shop
Lunghezza	TBD
Peso	TBD
Resistenza	2 kN
Costo	20€
Quantità	1

4.11 CYPRES CUTTER

Questo componente verrà utilizzato per tagliare il cypres loop e darà inizio alla procedura di dispiegamento. Al suo interno è presente una piccola carica esplosiva che, quando azionata, attiva una ghigliottina. È possibile utilizzarlo per tagliare cavi o corde di piccole dimensioni.

Le caratteristiche sono visibili in Tabella 4.11 .

TABELLA 4.11 PRINCIPALI CARATTERISTICHE CYPRES CUTTER

Nome commerciale	Cypres cutter
Fornitore	Cypres
Capacità di taglio	2 kN
Costo	120€
Quantità	2



Il fornitore inoltre fornisce a metà prezzo dei cutter non omologati come dispositivo di sicurezza umano, ma che possono essere utilizzati per i test.

4.12 VERIFICA MECCANICA DEI COMPONENTI DELLA LINEA

Ogni segmento della linea deve essere progettato con un fattore di sicurezza di almeno 2. È perciò necessario verificare la resistenza di ognuno dei componenti (Tabella 4.12).

TABELLA 4.12 VERIFICA MECCANICA COMPONENTI

<i>Componente</i>	<i>Forza massima [kN]</i>	<i>Fattore di sicurezza</i>
Paracadute	44.4	4.6
Shock cord	27	2.7
Moschettoni	25	2.6
Swivel	28	3.0
Fissaggi	19.1	2.3

4.13 DESIGN DEL SISTEMA DI CHIUSURA

Il sistema di chiusura deve garantire la corretta apertura del clamp quando azionato. Fatto ciò permetterà la fuoriuscita del contenuto del segmento.

Deve perciò resistere alle sollecitazioni durante il volo, ma aprirsi quando richiesto.

Per il sistema di apertura sono state valutate le seguenti 4 soluzioni.

4.13.1 Sistema a tappo

Un cavo tiene in posizione un “tappo” che tiene vincolato il clamp. Quando richiesto il cutter provvederà a tagliare il cavo, due molle espelleranno il tappo così da permettere al clamp di aprirsi (Figura 4.12).

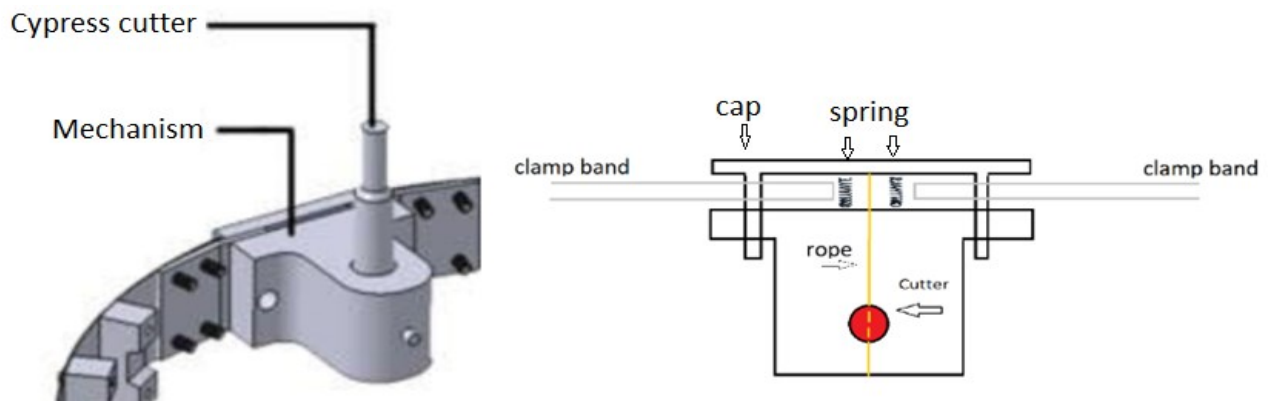


FIGURA 4.12 SISTEMA A TAPPO

Pro:

- Eventuali forze che tenderebbero a far aprire il clamp non verrebbero scaricate direttamente sul cavo ma sul tappo.
- Il Cypress cutter è già stato utilizzato e testato in contesti di questo tipo.

Contro:

- Eventuali forze di trazione scaricate sul tappo lo porterebbero a deformarsi rendendo difficile l'apertura
- Lo spazio disponibile per inserire le molle è molto ridotto

4.13.2 Sistema a cavo

Un cavo mantiene chiuso il clamp. Il cutter quando richiesto taglierà il cavo e una molla o un lamierino a memoria di forma provvede ad agevolare l'apertura. Per tensionare il cavo è necessario un sistema di avvolgimento (*Figura 4.13*).

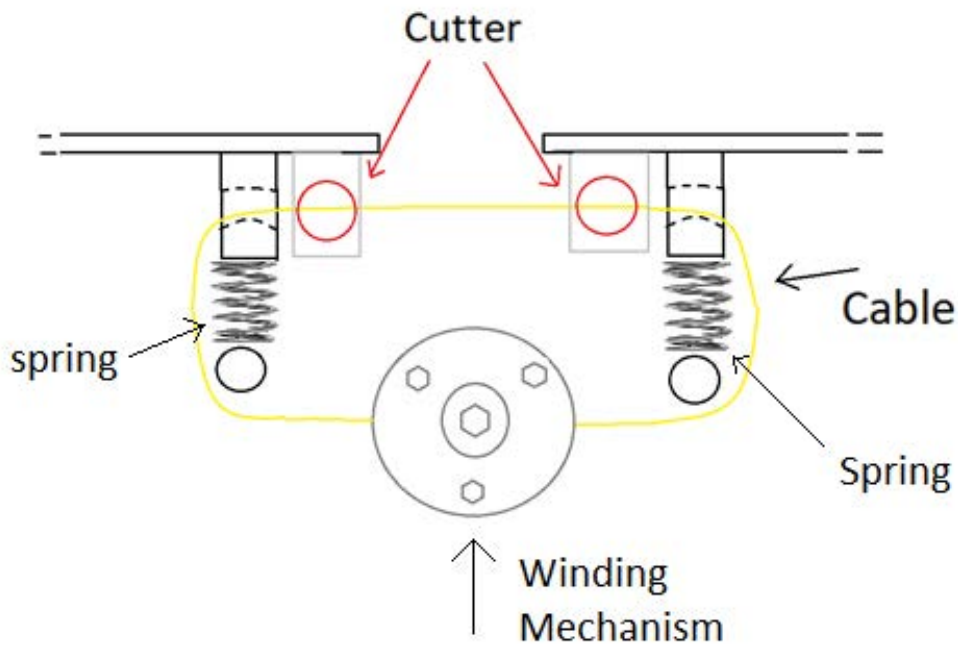


FIGURA 4.13 SISTEMA A CAVO

Pro:

- I componenti sono facilmente testabili.
- Il Cypres cutter è già stato utilizzato e testato in contesti di questo tipo.

Contro:

- Eventuali forze che tenderebbero a far aprire il clamp vengono scaricate direttamente sul cavo.
- L'utilizzo di un Cypres Cutter limita il diametro massimo del cavo a 2.6mm.
- È necessario progettare appositamente il sistema di avvolgimento.

4.13.3 Sistema 3 ring riser

Il clamp viene mantenuto chiuso da un sistema 3 ring riser. Quando richiesto un cutter taglierà la fettuccia di bloccaggio permettendo lo slegamento degli anelli (Figura 4.14).

Pro

- Il meccanismo risulta essere molto resistente poiché le tensioni vengono scaricate sugli anelli e non sul cavo di chiusura.
- Sistema molto usato in ambito paracadutistico.

Contro

- Sarebbe necessario lo sviluppo di un sistema 3 ring riser custom (progettazione, verifica, test, ecc), poiché le dimensioni di quelli presenti in commercio sono troppo elevate.
- Va progettato anche un sistema per tensionare il 3 ring riser.

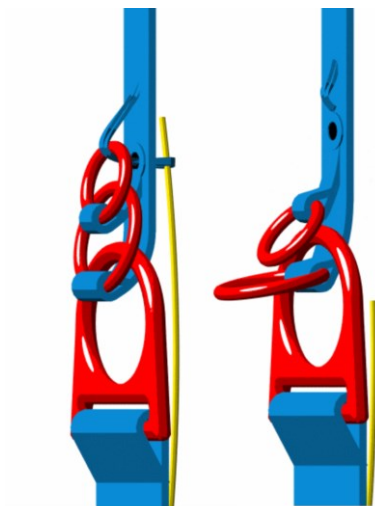


FIGURA 4.14 3 RING RISER

4.13.4 Sistema tender descender

Il clamp viene mantenuto chiuso da un tender descender (Figura 4.15). Quando richiesto, verrà azionata la carica di polvere da sparo presente all'interno del meccanismo, la quale causerà l'espulsione del tappo e lo svincolamento dei due quick link.

Pro

- Il meccanismo, come dichiarato dal costruttore, risulta essere molto resistente e disponibile in diverse dimensioni.
- Sistema molto usato nella missilistica artigianale.

Contro

- È necessario l'utilizzo di polvere da sparo.
- Non possediamo conoscenze pregresse del funzionamento e caricamento del meccanismo Tender Descender.
- Va progettato anche un sistema per tensionare il Tender Descender.
- Il sistema è abbastanza ingombrante.



FIGURA 4.15 TENDER DESCENDER

Dopo confronto con altri membri del progetto, è stato deciso di lavorare sulla seconda soluzione, con la possibilità in caso di problematiche ulteriori di utilizzare le soluzioni scartate.

4.14 DESIGN MECCANICO

Nella fase di dimensionamento del clamp sono state individuate 3 forze che agiscono su di esso (Figura 4.16):

- La forza F_p dovuta alla differenza di pressione tra l'interno e l'esterno della bay. Questa forza agisce assialmente sull'anello divergente. Nonostante siano presenti dei fori che permettano l'equilibrio delle pressioni, per il dimensionamento è stato considerato il caso limite in cui all'esterno ci sia una pressione nulla e all'interno la pressione sia quella ambiente s.l.m.
- La forza F_m esercitata assialmente dalle molle di espulsione sull'anello divergente.
- La forza F_a dovuta alle molle di apertura del clamp. Eserciteranno una forza radiale sul clamp.

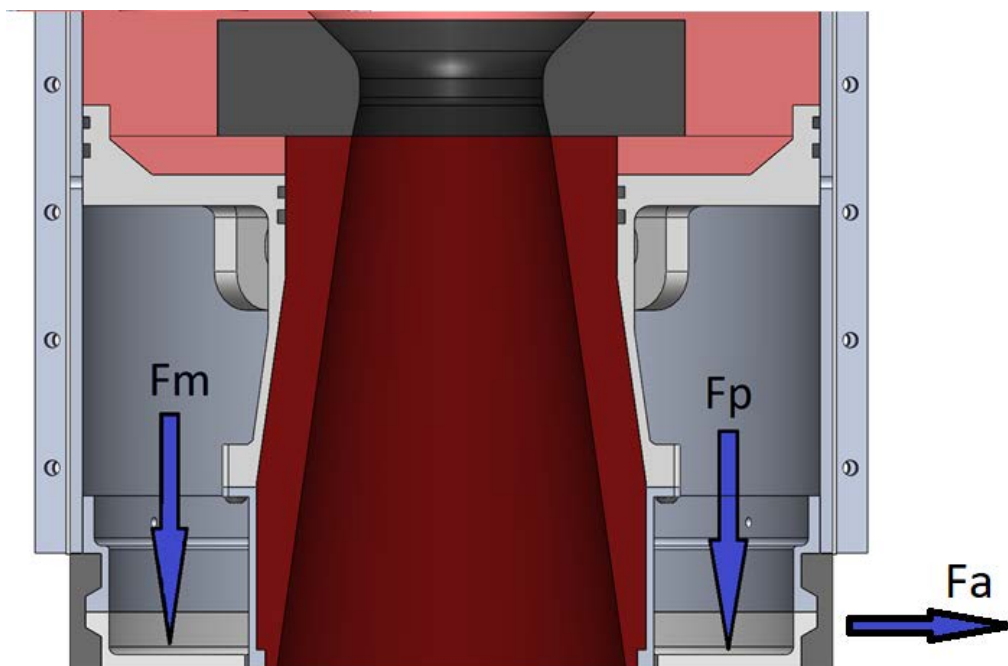


FIGURA 4.16 DESIGN MECCANICO

La valutazione di queste componenti è indicata in *Tabella 4.13*.

TABELLA 4.13 FORZE AGENTI SUL CLAMP

<i>F_m</i>	
Forza molle di espulsione [N]	200
<i>F_p</i>	
Area anello divergente [m ³]	0.015
Pressione esterna [Pa]	0
Pressione interna [Pa]	101325
Delta Pressione [Pa]	101325
Carico della pressione[N]	1520
<i>F_a</i>	
Forza molle di apertura [N]	200
Forza totale [N]	1720

Noto il valore delle forze agenti, è necessario dimensionare i perni del clamp e la cerniera per evitare danneggiamenti con un fattore di sicurezza maggiore di 2.

4.14.1 Dimensionamento perni a taglio

Dimensioniamo i perni delle cerniere a taglio con un fattore di sicurezza superiore a 2.

Per questo dimensionamento suppongo che tutto il carico agisca sulle cerniere dei clamp a taglio, poiché i perni sono in serie ogni perno subisce l'intero carico.

Come indicato in: *Calcolo delle unioni bullonate: verifiche a taglio* [2] preso come riferimento lo sforzo tangenziale τ_{adm} ammissibile dalla vite deve essere maggiore dello sforzo tangenziale subito dalla vite τ_b .

Ovvero:

$$\tau_{adm} > \tau_b = \frac{F}{n \cdot A}$$

In cui F è il carico, n sono i piani di taglio della giunzione e A l'area resistente.

Le viti prese in considerazione sono viti a colletto in acciaio brunito 12.9 , il valore della τ_{adm} si può trovare tabulato in [3] *screw mechanical parameters*.

È stato supposto che la parte della vite a cedere per prima sia il colletto.

Una sintesi dei calcoli effettuati è disponibile in *Tabella 4.14*.

TABELLA 4.14 DIMENSIONAMENTO A TAGLIO

<i>Screw design</i>	
Carico F [N]	1720
n	2
Vite usata	Vite a colletto
Diametro resistente [mm]	M5
Area resistente [mm ²]	19.6
τ_b [MPa]	44
τ_{adm} [MPa]	318
Fattore di sicurezza sul taglio	7

4.14.2 Verifica cerniera indebolita dal foro

Verifichiamola resistenza delle cerniere indebolite dal foro con un fattore di sicurezza superiore a 2.

Come indicato in [2] la tensione a cui è sottoposta la cerniera deve essere inferiore alla tensione ammissibile.

$$\sigma_{ind} = \frac{F}{(L-\Phi) \cdot t} \leq \sigma_{adm}$$

In cui F è la forza agente, L la larghezza della cerniera, t è lo spessore e Φ il diametro del foro in millimetri +1 (Figura 4.17).

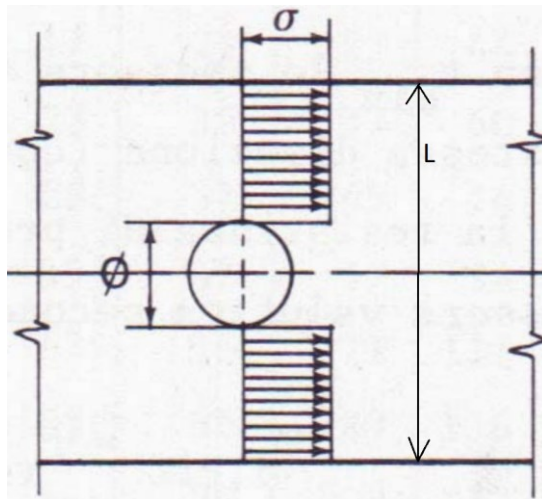


FIGURA 4.17 PARAMETRI GEOMETRICI INDEBOLIMENTO

Una sintesi dei calcoli effettuati è disponibile in Tabella 4.15

TABELLA 4.15 VERIFICA CERNIERA INDEBOLITA DAL FORO

<i>Verifica cerniera indebolita dal foro</i>	
Carico F [N]	1720
L [mm]	14
t [mm]	9
Φ	6
σ_{ind} [MPa]	24
σ_{adm} [MPa]	350
Fattore di sicurezza indebolimento	15

4.14.3 Verifica rifollamento

Verifichiamo la resistenza delle cerniere a rifollamento con un fattore di sicurezza superiore a 2. Come indicato in [2] la tensione di rifollamento calcolata con la formula seguente deve essere inferiore alla tensione ammissibile moltiplicata per un fattore correttivo.

$$\sigma_{rif} = \frac{F}{d \cdot t} \leq \sigma_{adm} \cdot \frac{a}{d}$$

In cui F è il carico sul foro, d il diametro del foro, t lo spessore della giunzione e a la lunghezza misurata come in *Figura 4.18*.

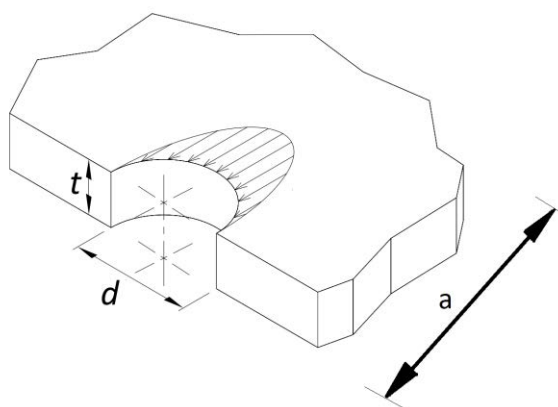


FIGURA 4.18 PARAMETRI GEOMETRICI RIFOLLAMENTO

TABELLA 4.16 DIMENSIONAMENTO A RIFOLLAMENTO

<i>Rifollamento</i>	
Carico F	1720
Diametro d [mm]	5
Lunghezza a [mm]	7.5
Spessore t [mm]	9
σ_{rif} [MPa]	37.5
σ_{adm}	350
$\sigma_{adm} \cdot \frac{a}{d}$	525
Fattore sicurezza rifollamento	14

4.15 MOLLE DI APERTURA CLAMP

Il clamp è composto di 4 pezzi realizzati appositamente in alluminio. Questi sono tenuti tra loro, per mezzo di 3 viti a colletto e 3 dadi inseriti nelle scanalature appositamente create sulle cerniere dei segmenti del clamp. Questo collegamento permette comunque la rotazione relativa tra i componenti. I due componenti, clamp dx e clamp sx, possiedono delle asole attraverso le quali il cavo viene fatto passare, permettendo la chiusura del sistema.

L'angolo di inclinazione della superficie di contatto tra le flange è stato definito a 30° rispetto l'orizzontale. Ciò è stato deciso tenendo conto dei seguenti aspetti:

- Un minore angolo permette una migliore tenuta della chiusura del sistema, poiché la superficie di contatto risulta normale all'asse della flangia.
- Un maggiore angolo permette una apertura più facile del sistema, perché si riduce l'attrito tra le facce del clamp e delle flange.
- Gli angoli generalmente utilizzati nei clamp commerciali sono compresi tra i 40° e i 10° .

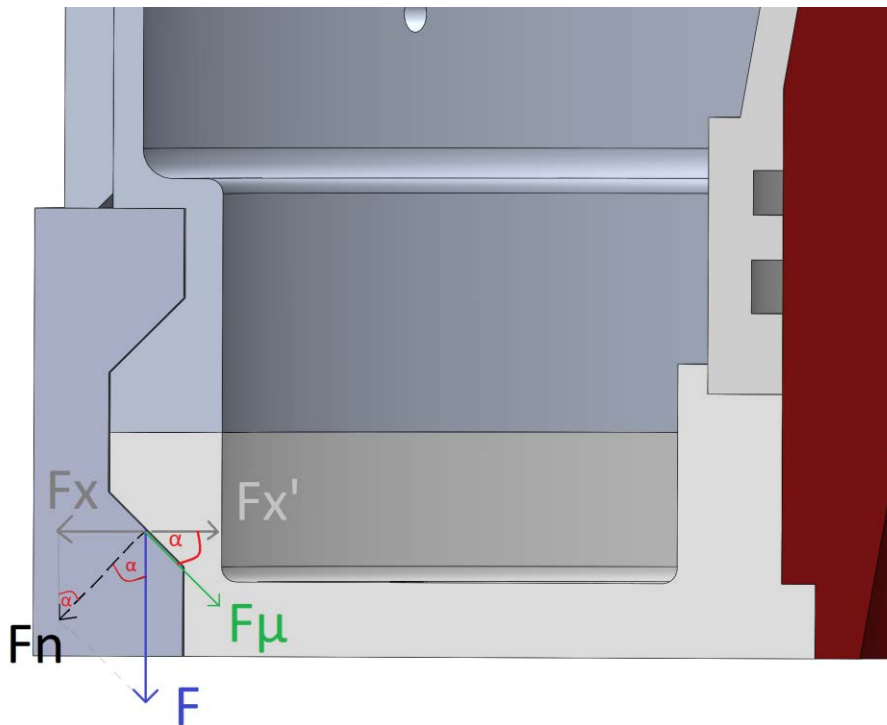


FIGURA 4.19 FORZE AGENTI SULLA SUPERFICIE DI CONTATTO

Andremo ora a valutare le forze in gioco durante l'apertura del clamp.

Supponiamo che il case ugello sia sottoposto ad una forza F .

Questa si trasferirà al clamp tramite la superficie di contatto generando una forza normale alla superficie $F_n = F \cos \alpha$. Di cui isoliamo la componente orizzontale (verso uscente) $F_x = F_n \sin \alpha$.

L'interazione delle due superfici genererà inoltre una forza d'attrito statico $F_\mu = F_n \cdot \mu$ in cui μ è il coefficiente d'attrito tra le due superfici, di cui isoliamo la componente orizzontale (verso entrante) $F_{x'} = F_\mu \cos \alpha = F_n \cdot \mu \cdot \cos \alpha$.

Perciò dal bilancio delle forze F_x e $F_{x'}$ possiamo osservare che l'applicazione di una forza F induce l'apertura del clamp solo se $F_x > F_{x'}$ e dunque $F_n \sin \alpha > F_n \cdot \mu \cdot \cos \alpha$ ovvero $\sin \alpha > \mu \cdot \cos \alpha$. Poiché nel nostro caso $\alpha = 30^\circ$ l'equazione è soddisfatta se μ è minore di 0,36.

Si cercherà perciò di ottenere un coefficiente d'attrito delle superfici più basso possibile. Nonostante ciò, anche se non sarebbe necessario inserire un componente che aiuti l'apertura del clamp poiché esiste già una forza F , per incrementare la sicurezza verrà comunque inserito un componente che eserciti una forza radiale.

TABELLA 4.17 FORZE AGENTI SULLA SUPERFICIE DI CONTATTO

Load F [N]	1720
Friction μ	0.3
Angle α [°]	30
F_x [N]	745
$F_{x'}$ [N]	387

5 SELEZIONE COMPONENTI

5.1 SISTEMA DI CHIUSURA

Il sistema di chiusura della bay è composto da due componenti, uno solidale al sounding e uno rappresentato dall'anello divergente. Un clamp permette di mantenerli vincolati. Questo, è mantenuto chiuso da un cavo Cypres loop. Il cavo viene messo in tensione da un sistema di avvolgimento azionato manualmente. Due cutter provvederanno, quando richiesto, a tagliare il cavo. Delle molle permetteranno l'apertura del clamp e l'espulsione dell'anello divergente, che trascinerà con seil contenuto della bay. I principali componenti del sistema sono mostrati in Figura 5.1 e Figura 5.2 .

Il cavo deve essere sufficientemente resistente da resistere alle forze generate dalle molle e dalla differenza di pressione tra l'interno e l'esterno.

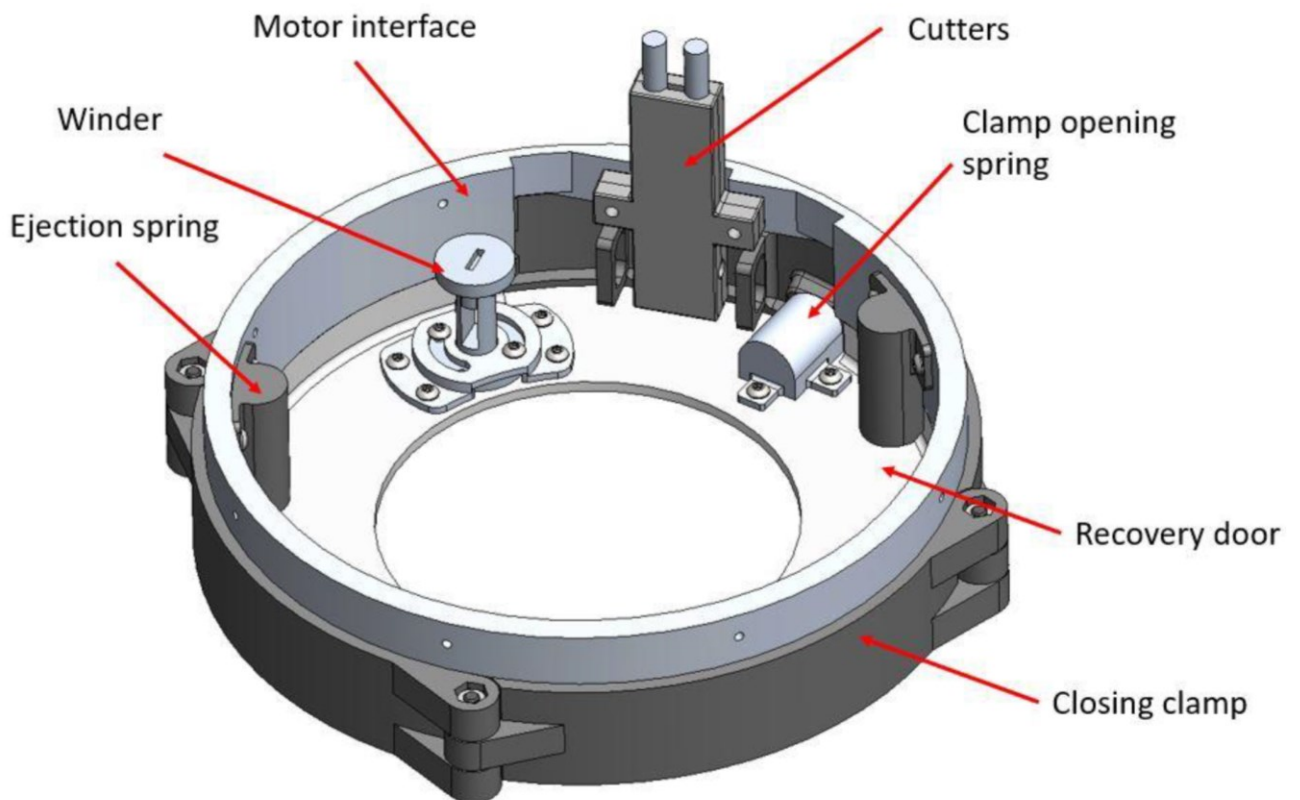


FIGURA 5.1 SISTEMA DI CHIUSURA

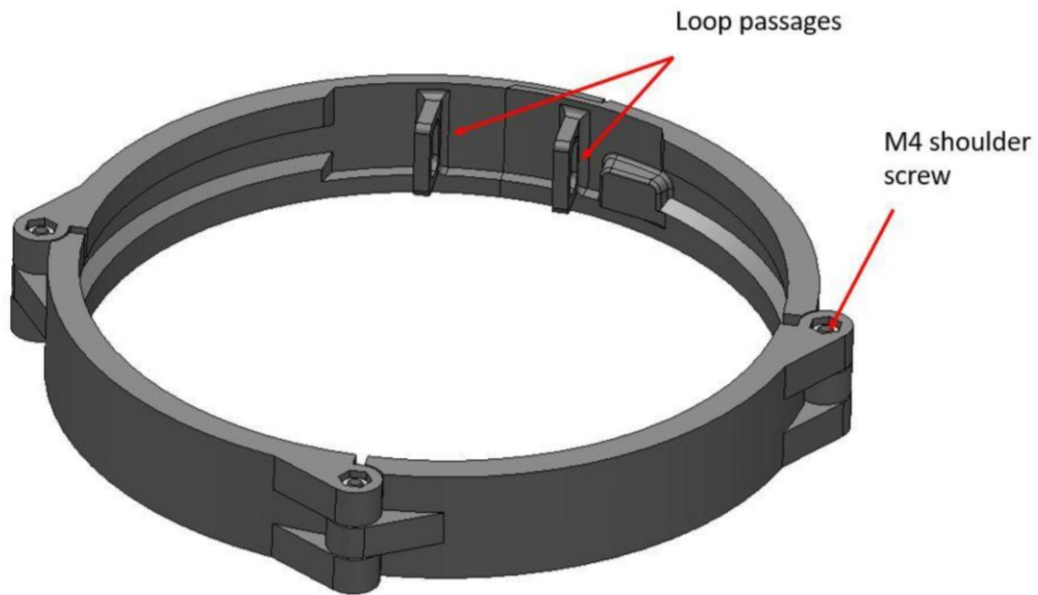


FIGURA 5.2 CLAMP

5.2 WINDER

Questo componente viene utilizzato per mettere in tensione il loop e per portare a chiusura il sistema. Il recovery principale utilizza un meccanismo molto simile. Entrambi verranno prodotti da Proto&Go con tecnologia CNC o stampati in 3D da Zare (*Figura 5.3*).

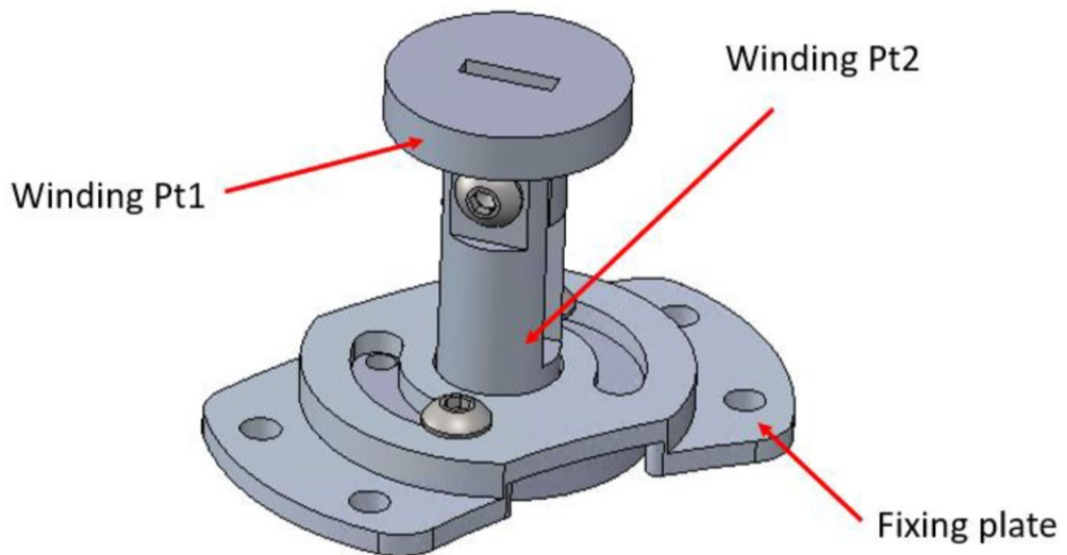


FIGURA 5.3 WINDER

Le principali caratteristiche di questo componente sono visibili in *Tabella 5.1* .

TABELLA 5.1 PRINCIPALI CARATTERISTICHE WINDER

Componente	Windingmechanism
Fornitore	Proto&Go / Zare
Materiale	Al 7075
Peso	13 g
Costo	Tbd
Quantità	1

5.3 RECOVERY CLAMP

Il clamp è composto di 3 componenti diversi tra loro.

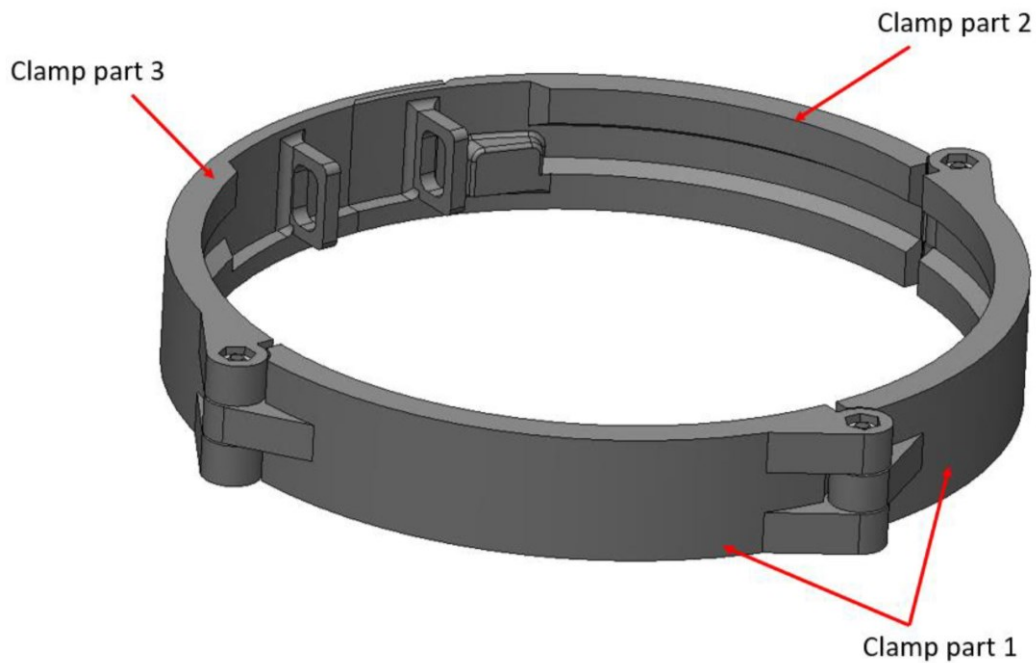


FIGURA 5.4 PARTI DEL CLAMP

Le principali caratteristiche sono visibili in Tabella 5.2, Tabella 5.3 e Tabella 5.4 .

TABELLA 5.2 PRINCIPALI CARATTERISTICHE CLAMP 1

Componente	Clamp part 1
Fornitore	Proto&Go / Zare
Materiale	Al 7075
Peso	93 g
Costo	TBD
Quantità	1

TABELLA 5.3 PRINCIPALI CARATTERISTICHE CLAMP 2

Componente	Clamp part 2
Fornitore	Proto&Go / Zare
Materiale	Al 7075
Peso	88 g
Costo	TBD
Quantità	1

TABELLA 5.4 PRINCIPALI CARATTERISTICHE CLAMP 3

Componente	Clamp part 3
Fornitore	Proto&Go
Materiale	Al 7075
Peso	78 g
Costo	TBD
Quantità	1

5.4 NOZZLE DOOR

Il componente *nozzle door* verrà espulso, e con la sua inerzia garantirà l'estrazione dell'intera linea. Verrà realizzato con tecnologia CNC da Proto & Go (Figura 5.5).

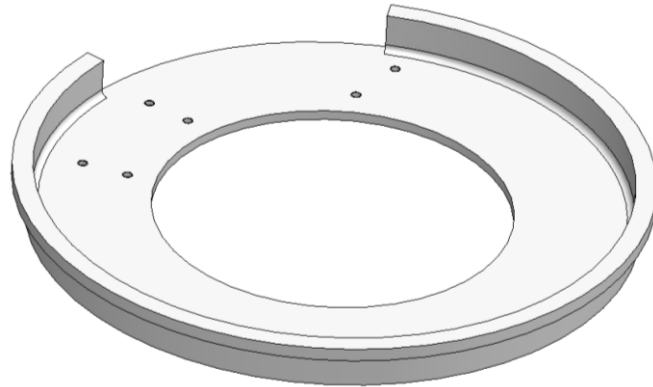


FIGURA 5.5 NOZZLE DOOR

Le principali caratteristiche sono visibili in *Tabella 5.5*.

TABELLA 5.5 PRINCIPALI CARATTERISTICHE NOZZLE DOOR

Componente	Nozzle door
Fornitore	Proto&Go
Materiale	Al 7075
Peso	206 g
Costo	TBD
Quantità	1

5.5 RECOVERY INTERFACE

Il componente *Recovery interface* è utilizzato per collegare la nozzle door al sounding rocket durante le fasi di volo. Verrà realizzato con tecnologia CNC da Proto & Go (Figura 5.6).

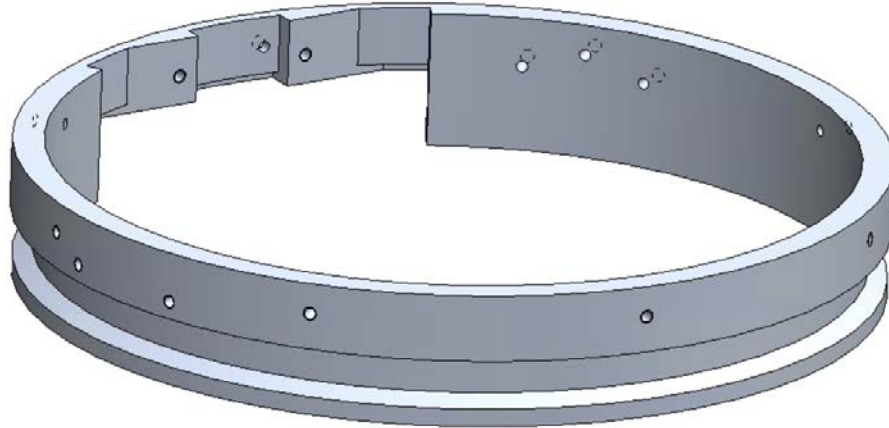


FIGURA 5.6 RECOVERY INTERFACE

Le principali caratteristiche sono visibili in *Tabella 5.6*.

TABELLA 5.6 PRINCIPALI CARATTERISTICHE RECOVERY INTERFACE

Componente	Recovery interface
Fornitore	Proto&Go
Materiale	Al 7075
Peso	227 g
Costo	TBD
Quantità	1

5.6 SEDE PER LE MOLLE DI ESPULSIONE

Questo componente conterrà le molle di espulsione, e verrà fissato al componente *recovery interface* (Figura 5.7).

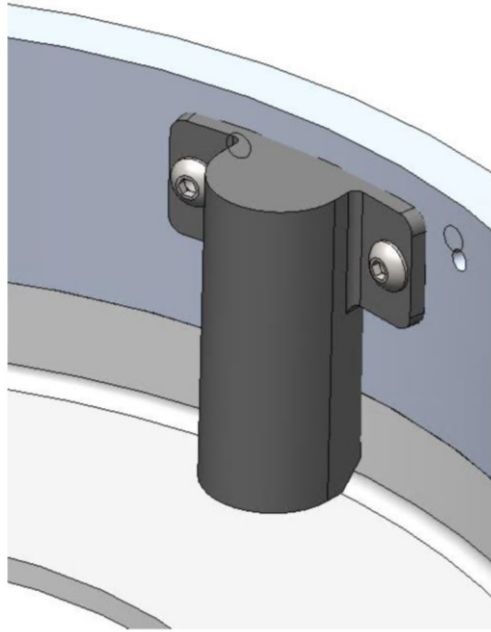


FIGURA 5.7 SEDE PER LE MOLLE

Le principali caratteristiche sono visibili in *Tabella 5.7*.

TABELLA 5.7 PRINCIPALI CARATTERISTICHE SEDE PER MOLLE

Componente	Nozzle door
Fornitore	Proto&Go
Materiale	Al 7075
Peso	206 g
Costo	TBD
Quantità	1

La seguente *Tabella 5.8* riassume tutti i componenti presenti nel meccanismo di chiusura.

TABELLA 5.8 LISTA COMPONENTI MECCANISMO CHIUSURA

<i>I.D.</i>	<i>Component Number</i>	<i>Component</i>	<i>Quantity</i>	<i>Material</i>
RP-51	M_PRT_0018	Anello divergente	1	Ergal
RP-52	R_PRT_0034	Clamp recovery	2	Ergal
RP-53	R_PRT_0035	Clamp closure dx	1	Ergal
RP-54	R_PRT_0036	Clamp closure sx	1	Ergal
RP-55	M_PRT_0048	Interface tappo case	1	Ergal
RP-56	R_PRT_0040	Cutter fixture	Plastic?	Plastic
RP-57	R_PRT_0013	Cypres cutter	2	-
RP-58	-	Cypres loop	-	Nylon
RP-59	R_PRT_0032	Winder motor clamp	1	Ergal
RP-60	R_PRT_0031	Winder motor	1	Ergal
RP-61	R_PRT_XXXX	Winder cup	1	Ergal
RP-62	S_PRT_0081	ViteM4x5x16 iso 7379	3	12.9 Steel
RP-63	S_PRT_0082	Dado M4 iso 4032	3	Ergal
RP-64	M_PRT_0040	Case tappo	1	Steel
RP-65	S_PRT_0055	Vite M3x8 iso 7380	20	Steel
RP-66	TBD	Opening spring	2	Steel
RP-67	TBD	Ejection spring	2	Steel

6 *TEST E VERIFICHE*

Conclusa la fase di progettazione, sono stati individuati 13 test da eseguire per verificare il corretto funzionamento del sistema. È stato prodotto un file excel in cui per ognuno di questi sono state indicate le seguenti informazioni: un codice univoco, un nome, una breve descrizione della procedura, la lista dei componenti e degli attrezzi necessari, ed infine i criteri di superamento o fallimento della prova. Le informazioni di quel file sono inserite in Tabella 6.1.

I.D.	Test Name	Test description	Tools	Components	Procedure	Test pass criteria
TRec-17	Nozzle Assembly	Check if all components can be intergrated in the first recovery subsystem	Assembly tools	R_ASM_0008 R_ASM_0004 First parachute line Cypress loop	Assembly procedure RM- 01 to RM-41	Each component, and the complete system is correctly assembled
TRec-18	Recovery motor closure	Test if the Recovery motor can be closed correctly	\	R_ASM_0008 Cypress loop	Roll up the winder to close the clamp using the loop	The clamp remains closed
TRec-19	Recovery motor locking	Test if the system remain closed subjected to the design load	175kg mass M_PRT_0037_Dummy Mass spread system Hydraulic jack	R_ASM_0008 Cypress loop	TRec-19 Procedure	System remains correctly assembled
TRec-20	Recovery motor opening	Test if the system can be opened correctly without the design load	\	R_ASM_0008 Cypress loop	Cut the loop	"Interface tappo case" and "anello divergente" are completely separate
TRec-21	Recovery motor unlocking	Test if the system can be opened subjected to the design load	175kg mass M_PRT_0037_Dummy Mass spread system Hydraulic jack Cypress cutter	R_ASM_0008 Cypress loop	Apply the mass to the "anello divergente" and cut the loop	"Interface tappo case" and "anello divergente" are completely separate

I.D.	Test Name	Test description	Tools	Components	Procedure	Test pass criteria
TRec-22	First parachute opening	Test if the first parachute can be opened correctly	Drop test	First parachute line	Connect one side of the parachute to a surface and activate an air flow	The parachute is completely opened
TRec-23	First parachute folding	Test the correct first parachute folding procedure	\	First parachute	Using the folding procedure provided by the manufacturer, insert the parachute in its bag	The parachute is completely inside the deployment bag
TRec-24	First parachute line opening	Test if the First parachute line can be extracted and opened correctly	\	R_ASM_0008 First parachute line	Connect the harnesses of the line to the nozzle and insert the parachute line. Then pull the other end of the line	The parachute line is extracted from the nozzle. The parachute is taken out of the bag. The bag release mechanism works properly and the line is separated in two parts.

I.D.	Test Name	Test description	Tools	Components	Procedure	Test pass criteria
TRec-25	shock cord strenght	Test if the first line shock cord can withstand the design	2000kg Mass Hydraulic jack	shock cord	Connect one side of the shock cord to a surface and the other one to the mass	Shock cord is not damaged
TRec-26	Harness strenght	Test if the first line Harness can withstand the design load	2000kg Mass Hydraulic jack	3 x harnesses	Connect one side of the Harnesses to a surface and the other one to the mass	Harnesses are not damaged
TRec-27	Parachutes fixing point strenght	Test if the first line fixing point can withstand the design load	2000kg Mass Hydraulic jack	3 x fixing point	Connect the fixing point to the mass	fixing point are not damaged
TRec-28	Bag unhooking	Test if the bag release mechanism works properly	\	bag release mechanism	\	\
TRec-29	Swivel functioning	Test if the first line Swivel works subjected to the design load	2000kg Mass Hydraulic jack	Swivel	Apply the mass on the swivel	Check that has not been damaged and rotates correctly

TABELLA 6.1 TEST DEFINITION

6.1 DEFINIZIONE DEI TEST

Conclusa la fase preliminare di definizione dei test, sono stati prodotti quattro documenti in lingua inglese che includessero tutti i test elencati in tabella. Poiché alcuni test erano simili o complementari, è stato sufficiente creare quattro procedure. Per la realizzazione di questi testi sono state seguite le normative ECSS-E-ST-10-03C per la standardizzazione dei documenti. In particolare, sono stati seguiti gli allegati B e C per la specificazione e definizione dei test. Poiché, come indicato dal manuale, se i test sono relativamente semplici, questi due documenti possono essere inclusi in uno unico, si è scelta questa strada. Ogni procedura deve contenere i seguenti capitoli:

Test I.D.

Viene indicato il codice univoco della procedura

Introduzione

Deve contenere una descrizione dello scopo e i motivi che spingono alla realizzazione del test. Qualsiasi questione o vincolo deve essere dichiarata in questo capitolo.

Documenti applicabili e riferimenti

In questo capitolo vanno indicati tutti i documenti citati o rilevanti al fine della comprensione della procedura.

Componenti da testare

Vanno indicati tutti i componenti che dovranno essere presenti al momento del test, dunque quelli che verranno testati, ma anche componenti necessari ad impostare la procedura. Vanno specificate eventuali variazioni dalla configurazione originale del componente.

Materiale necessario

Vanno indicati tutti gli attrezzi necessari al test, inclusi componenti specificatamente progettati, ed eventuali script o software utilizzati.

Procedura dettagliata

Deve contenere una tabella con le istruzioni dettagliate per l'esecuzione dei test, inclusi alcuni semplici risultati attesi rilevanti ai fini della procedura

Criteri di superamento/fallimento

Vanno elencati i criteri di superamento/fallimento della prova, compresa la loro tolleranza, in relazione agli ingressi e all'uscita. Vanno indicati gli errori e i livelli di confidenza con cui deve essere rispettata la tolleranza.

Organizzazione dei test

Deve descrivere le responsabilità generali del test, e i partecipanti coinvolti.

6.2 PROC1

Test I.D.

Proc1

Reference documents

Ref.	Doc. No. / title
[RD1]	TEC_20200420_00_00_Assembly_Procedure_First_Line

Introduction

The purpose of this test is to verify the resistance of the assembly R_ASM_0008_recovery_motor which during its use will be subjected to opening forces due to springs and pressure. During this test phase, a specific, borderline situation, will be simulated. The situation in which externally there is zero pressure and internally the ambient pressure s.l.m. This situation will be simulated by applying an equivalent weight to the M_PRT_0018_anello divergente.

Item under test

R_ASM_0008_recovery_motor

Gse and tools

M_PRT_0037_Dummy

It is a cylindrical system that hold the recovery during the test. It must be fixed with screws to the "Interface tappo case"

Must be designed

Mass spread system

It is a component that spread the mass to the "anello divergente"

It should be made of clamps to be fixed to the "interface tappo case"

Must be designed

Mass

175kg TBD

Hydraulic jack

step-by-step procedure

Action I.D.	Action	Note
TPRec-19.1	Assemble the R_ASM_0008 using the procedure RM-01 to RM-15	
TPRec-19.2	Fix the R_ASM_0008 to the M_PRT_0037_Dummy	
TPRec-19.3	Fix the Mass spread system to the Recovery Motor	
TPRec-19.4	Lift the mass using an hydraulic jack	
TPRec-19.5	Apply the mass to the Mass spread system	
TPRec-19.6	Gradually remove the hydraulic jack	
TPRec-19.7	Verify pass/fail criteria	

Pass/fail criteria

System remains correctly assembled

System was not damaged or deformed by the test

test organization

TBD

6.3 PROC2

Test I.D.

Proc2

Introduction

The purpose of this test is to verify the correct operation of the assembly R_ASM_0008_recovery_motor which during its use will be subjected to forces due to springs and pressure. During this test phase, a specific, borderline situation, will be simulated. The situation in which externally there is zero pressure and internally the ambient pressure s.l.m. This situation will be simulated by applying an equivalent weight to the M_PRT_0018_anello_divergente.

The assembly must be able to open both, with and without acting force.

Item under test

R_ASM_0008_recovery_motor

GSE and tools

M_PRT_0037_Dummy

It is a cylindrical system that hold the recovery during the test. It must be fixed with screws to the "Interface tappo case"

Must be designed

Mass spread system

It is a component that spread the mass to the "anello divergente"

It should be made of clamps to be fixed to the "interface tappo case"

Must be designed

Mass

175kg TBD

Hydraulic jack

Cypres cutter test only

Cypres supplies test cutters, this will be operated remotely and used to break the closing rope.

Step-by-step procedure

Procedure with applied load

Action I.D.	Action	Note
TPRec-21.1	Assemble the R_ASM_0008 using the procedure RM-01 to RM-15	
TPRec-21.2	Fix the R_ASM_0008 to the M_PRT_0037_Dummy	
TPRec-21.3	Fix the Mass spread system to the Recovery Motor	
TPRec-21.4	Lift the mass using an hydraulic jack	
TPRec-21.5	Apply the mass to the Mass spread system	
TPRec-21.6	Gradually remove the hydraulic jack	
TPRec-21.7	Activate the cutter	
TPRec-21.8	Verify that the system is completely opened	

Procedure without applied load

Repeat the mentioned above procedure without applying the load.

Action I.D.
TPRec-21.1
TPRec-21.2
TPRec-21.3
TPRec-21.7
TPRec-21.8

Pass/fail criteria

The system opens completely, and the internal content is free to fall out of.

In particular "Interface tappo case" and "anello divergente" are completely separate.

Test organization

TBD

Test I.D.

Proc3

Introduction

The purpose of this test is to verify the correct functioning of the parachute line.

During this test we will simulate the opening of the line simulating an air flow.

The air flow will be simulated through a drop test.

Item under test

First recovery line

Gse and tools

Recovery_bay_dummy

It is a cylindrical system that will simulate the R_ASM_0008_recovery_motor. The recovery line must be folded inside.

Must be designed

Step-by-step procedure

Action I.D.	Action	Note
TPRec-22.1	Fold the parachute in the bag following the folding procedure	TBD
TPRec-22.2	Assemble the first parachute line	
TPRec-22.3	Insert the parachute line inside the Recovery bay dummy and fix it to it.	
TPRec-22.4	Launch the system from an elevated point	
TPRec-22.5	Verify pass/fail criteria	

Pass/fail criteria

System is completely unfolded.

The parachute is open and the lines don't get tangled.

The bag release mechanism works properly, and the line is separated in two parts.

Test organization

TBD

Test I.D.

Proc4

Introduction

The purpose of this test is to verify the load resistance of some components of the line. This test will simulate the opening forces acting on the line caused by aerodynamic load. During this test phase, a specific, borderline situation, will be simulated. The situation in which we have the maximum aerodynamic load with a safe factor of 2. This situation will be simulated by applying an equivalent weight to every segment of the line that during his life will be subjected to this load.

Item under test

- Shock cord
- Harness
- Fixing point
- Swivel

GSE and tools

- Mass
- 2'000kg TBD
- Hydraulic jack

Step-by-step procedure

Action I.D.	Action	Note
TPRec-25.1	Hang the component designated for testing on a high stand	
TPRec-25.2	Lift the mass using an hydraulic jack	
TPRec-25.3	Apply the mass to the designated component	
TPRec-25.4	Gradually remove the hydraulic jack	
TPRec-25.5	Verify pass/fail criteria	

Pass/fail criteria

The component designated for the test is not damaged by the test, and completely intact.
Even if subjected to this load they must perform the functions for which they were designed.

I. Shock cord

The component is not damaged by the test, and completely intact.

II. Harness

The component is not damaged by the test, and completely intact.

III. Fixing Point

The component is not damaged by the test, and completely intact.

IV. Swivel

The component is not damaged by the test, and completely intact.

Even if subjected to this load it must perform the functions for which was designed.

It must be able to rotate freely.

Test organization

TBD

Note

Poiché questo test è di difficile esecuzione per la grande massa che sarebbe necessaria, e i datasheet dei componenti selezionati indicano una resistenza che prevedere un fattore di sicurezza di almeno 2 rispetto al carico richiesto, è stato deciso di non eseguire questi test.

6.6 PROCEDURA DI ASSEMBLAGGIO

Durante il periodo di progettazione è stato prodotto un file excel dettagliato che includesse ogni azione necessaria ad assemblare il primo recovery. Questo testo è riassunto in *Tabella 6.2*.

TABELLA 6.2 PROCEDURA DI ASSEMBLAGGIO

ID	Task	Action	Component number	Quantity
RM-01	Winder asseby and integration	Insert the winder clamp in the first part of the winder	R_PRT_0031	1
			R_PRT_0032	1
RM-02		Connect the two second part of the winder with the first one	R_PRT_0031	1
			TBD	1
RM-03		Integrate the winder on the nozzle door with 4 screws	R_ASM_0009	1
			M_PRT_0018	1
			TBD	4
RM-04	Cutter assembly and integration	Insert the two cutter in their fixture taking care of aligning the cutter holes with the fixture ones	R_PRT_0040	1
			R_PRT_0013	2
RM-05		Block the cutter rotation	Glue?	TBD
RM-06		Insert the opening spring in their housing	TBD	2
			R_ASM_TBD	1
RM-07		Connect the cutter assembly to the nozzle interface using two screws	M_PRT_0048	1
			TBD	4
RM-08		Connect each cutters wire with the connector	TBD	1
			R_PRT_0034	2
RM-09	Clamp Assembly	Put clamps hinges in a concentric position	R_PRT_0036	1
			R_PRT_0035	1
RM-10		Insert the nuts in the inserts	S_PRT_0082	3
RM-11		block the movement with shoulder bolts	S_PRT_0081	3
			R_ASM_TBD	1
RM-12	Clamp integration	Place the nozzle door and the interface in the correct relative position and then place the clamp around them	R_ASM_TBD	1
			R_ASM_0007	1
RM-13		Insert the cypress loop in the apposite holes and let it pass through the cutter holes	Cypres loop	TBD
RM-14		Let one side of the loop pass through the winder hole and then connect the two extremities of the loop	Cypres loop	TBD
RM-15		Roll up the loop in the winder and then fix the mechanism with 2 screws	TBD	2

RM-16		Glue the fenolic post, the separator and the convergent nozzle to the nozzle case tacking care of aligning the holes for the pressure transmitters	M_PRT_0014	1
			M_PRT_0016	1
			M_PRT_0020	1
RM-17		Place the o-ring and the graphite	TBD	1
			TBD	1
RM-18	Nozzle case assembly and integration	Glue the nozzle to the nozzle case	M_PRT_0015	1
RM-19		Place the two pressure trasmitters	M_PRT_0017	1
RM-19		Place the two pressure trasmitters	M_ASM_0005	2
RM-20		Place the parachute harnesses in the dedicated holes and fix them with a node	M_PRT_0015	1
			TBD	3
RM-21		Insert the free extremity of the 3 harnesses to a single carabiner	R_PRT_0037	1
RM-22		Place the o-ring and the graphite in the case interface	TBD	1
			TBD	1
RM-23		Place the nozzle case assembly in the motor and fix it with 16 screws	S_PRT_0062	16
RM-24		Asseby the female connector with the support and fix it with 2 screws	E_PRT_0002	1
			E_PRT_0003	1
			TBD	2
RM-25	Connector assembly and integration	Make the electrical connection for the pressure transmitters and for the cutters	TBD	TBD
RM-26		Integrate the assembly in the motor and fix it with 4 screws	E_ASM_0003	1
			S_PRT_0050	4
			S_PRT_0049	4
RM-28		Combine all harness ends with a carabiner	Carabiner	1
RM-29		Secure one end of the shock cord to the carabiner	5ft. Tubular Nylon shock cord	1
RM-30		Secure the other end of the shock cord to a carabiner	Carabiner	1
RM-31	Attach the parachute line to the rocket	Secure the swivel to the carabiner	Swivel	1
RM-32		Secure a carabiner to the free eye of the swivel	Carabiner	1
RM-33		Put the parachute in the deployment bag and hook the parachute to the swivel using the carabiner already inserted	3 ft Kevlar Chute	1
			Deployment bag	1
RM-34			Hook one end of the Quickdraw to the deployment bag	Quickdraw
RM-35		Roll up the shock cord to the bag and apply the tape	Webbing	1
RM-36		Insert the line into the available volume of the nozzle	\	\
RM-37		Fix the eyebolt to the nozzle door	eyebolt	1
RM-38		Connect the parachute line with the nozzle door	\	\
RM-39	closing procedure	Insert the ejection springs in their position	TBD	TBD
RM-40		Connect the cutter connector to the main subsystem connector	TBD	TBD
RM-41		Integrate the recovery motor on the nozzle with 8 screw	R_ASM_0008	1
	S_PRT_0055		8	

6.7 FAILURE

Questa attenta progettazione è eseguita col preciso intento di evitare possibili fallimenti durante il periodo di attività di questo sottosistema. Nonostante sia auspicabile che ciò non avvenga, è utile indicare i modi con i quali il primo recovery potrebbe fallire. Questi sono indicati Tabella 6.3.

TABELLA 6.3 FALLIMENTI

I.D.	Fallimenti
FRec-01	Il cutter non riesce a tagliare il cypres loop
FRec-02	La pressione all'interno del sistema supera quella di design
FRec-03	Le corde del paracadute si aggrovigliano
FRec-04	Il clamp non si apre correttamente
FRec-05	Il clamp si apre durante il volo
FRec-06	Lo swivel si blocca durante l'apertura
FRec-07	I carichi aerodinamici superano quelli attesi
FRec-08	Le corde del paracadute si aggrovigliano nell'ugello e non riescono a fuoriuscire.

7 CONCLUSIONI

Nell'ambito di questo progetto è stata realizzata una introduzione sui sounding rocket in generale e sulla propulsione ibrida. Questo inciso è necessario per delineare il contesto in cui è stato sviluppato il sounding rocket su cui andrà realizzato il nostro sistema di recupero.

Successivamente, sono state delineate le informazioni generali note sul sounding rocket realizzato dall'università di Padova e dalla sua azienda spin-off T4i. Lo scopo di questo razzo è validare la tecnologia ibrida nata negli ultimi 7 anni dalla stessa collaborazione.

Il razzo è lungo all'incirca 6 metri e ha un diametro di 20 centimetri. La reazione di un ossidante (acqua ossigenata) e combustibile (paraffina) genererà una spinta di circa 5 kN per una durata di 20-30 secondi. Ciò lo porterà ad una quota di 10 Km e una velocità di 320 m/s.

Consta di 4 sottosistemi: motore, fluidica, strutture e recovery.

Il sottosistema da noi elaborato è il sottosistema recovery, il cui scopo è quello di permettere il recupero del razzo una volta terminata la fase di spinta senza che esso venga danneggiato.

Questo sottosistema è composto da due segmenti, uno principale, progettato nel 2019 e disposto al di sotto del nosecone e uno più piccolo, progettato nel 2020, inserito nell'intercapedine formata dall'ugello nella coda del razzo.

Il recovery principale consiste in 2 diversi paracadute da attivare in sequenza e un sistema di galleggiamento che si attiva a contatto con l'acqua.

Il primo recovery invece, ovvero quello disposto nella parte posteriore, consta di un solo paracadute di 3 piedi di diametro.

Il suo scopo è quello di ridurre la velocità da circa 320 m/s a 113 m/s così da permettere l'apertura in sicurezza del sistema principale.

È stata eseguita una rapida digressione storica e uno studio bibliografico atto ad individuare i parametri rilevanti e gli approcci consolidati nella progettazione di sottosistemi paragonabili al nostro.

Successivamente si è passati a progettare nel dettaglio ogni singolo componente del sottosistema.

Questo consta di due parti principali: la linea di recupero e il meccanismo di chiusura.

La linea comprende tutti i componenti che permettono il collegamento e lo scambio di forze tra il paracadute e il sounding.

È composta di numerosi elementi, ognuno dei quali deve essere dimensionato per resistere alla tensione massima di apertura con un fattore di sicurezza 2.

I principali sono: paracadute, moschettoni, harness, swivel e shock cord.

Il sistema di chiusura invece, deve contenere l'intera linea permettendone l'espulsione quando richiesto. Durante le fasi di progettazione sono state individuate diverse soluzioni realizzative per assolvere a questo scopo, selezionando di volta in volta quella più affine alle nostre necessità, tenendo traccia di quelle scartate in modo tale da poterle riutilizzare nel caso di problematiche in corso d'opera.

È infatti capitato più volte di percorrere strade progettuali che inizialmente sembravano essere migliori, ma che a fronte di uno studio più approfondito hanno fatto emergere problematiche difficilmente risolvibili.

La soluzione che è stata implementata è composta da un clamp che mantiene il portellino del sistema di recupero vincolato con il razzo. Quando richiesto, viene attivato un cypress cutter, il quale, tagliando un cavo, permette l'apertura del clamp. Il portellino è così svincolato e viene espulso da alcune molle a compressione. L'inerzia di questo componente sarà sufficiente ad estrarre l'intera linea.

Conclusa la fase di progettazione abbiamo ricercato dei produttori, per i nostri componenti *custom* o dei rivenditori nel caso di prodotti commerciali.

Al momento della stesura di questo testo, tutti i componenti del sottosistema sono stati ordinati in previsione della fase di test che verrà eseguita non appena tutti i pezzi saranno disponibili.

I documenti relativi alle procedure di test sono già stati presentati.

In particolare, si dovrà verificare il carico di rottura di alcuni componenti, e il corretto funzionamento del sistema di chiusura in modo tale da evitarne l'apertura in condizioni non

desiderate o viceversa che, quando è richiesto il suo funzionamento, non si apra nel modo corretto.

Se anche questa fase non farà emergere problematiche critiche, il sottosistema verrà montato sul sounding rocket e sarà pronto ad operare in condizioni reali.

GLOSSARIO

DOF	Degrees Of Freedom
GSE	Ground Support Equipment
SOW	State Of Work
TBC	To Be Confirmed
TBD	To Be Defined

RIFERIMENTI

- [1] *Parachute recovery systems design manual*
Theow.Knacke
- [2] *Calcolo delle unioni bullonate: verifica a taglio*
- [3] *TEC_20191021_00_00_DesignRecovery_LC*
- [4] *NASA Sounding Rocket Program Handbook*, June 2005
- [5] *Sviluppo di un Codice per la Simulazione ed Ottimizzazione di Sounding Rockets*,
P. Zanella, Padova, Italia, Università degli Studi di Padova, 2012.
- [6] nasa.gov/missions/research/f_sounding
- [7] *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*
Martin J. Chiaverini Kenneth K. Kuo
- [8] *ECSS-E-ST-10-03C*
European Cooperation for Space Standardization
- [9] *TEC_20200420_00_00_Assembly_Procedure_First_Line*
Alessio Trabuio