



POLITECNICO  
DI TORINO

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Estrazione e stabilizzazione di un  
payload aviolanciato per  
trasferimento in orbita per mezzo di  
paracadute**

**Relatore**

prof. Paolo Maggiore

**Candidato**

Michele Marccone

Aprile 2020



# Indice

<b>Elenco delle figure</b>	5
<b>Elenco delle tabelle</b>	8
<b>Lista dei simboli</b>	9
<b>1 Introduzione</b>	11
<b>2 L'Aviollancio per il trasferimento in orbita</b>	13
2.1 I primi esperimenti . . . . .	13
2.2 Metodi di aviollancio . . . . .	15
2.2.1 Tow Air Launch . . . . .	16
2.2.2 Baloon Air Launch . . . . .	17
2.2.3 Captive on top Air Launch . . . . .	17
2.2.4 Captive on bottom Air Launch . . . . .	20
2.3 Internally Carried . . . . .	23
2.3.1 Vantaggi del sistema di Aviollancio . . . . .	25
<b>3 Descrizione del progetto</b>	29
3.1 Concept of Operations . . . . .	30
3.2 Descrizione del payload . . . . .	35
3.3 Il velivolo trasportatore . . . . .	37
3.4 Esempio: missione di osservazione in Iraq con partenza da Torino . . . . .	40
<b>4 Estrazione</b>	41
4.1 Payload Extraction System (PES) . . . . .	42
4.1.1 Piattaforma Type-V . . . . .	42
4.1.2 Pendulum release e giunto di trasferimento della forza di estrazione . . . . .	43
4.1.3 Paracadute estrattori . . . . .	44
4.2 Modello dinamico . . . . .	47
4.2.1 Analisi dei risultati . . . . .	50
4.2.2 Limiti di validità del modello . . . . .	53

4.2.3	Minima distanza di separazione dalle pareti del vano cargo . . . . .	54
<b>5</b>	<b>Apertura dei paracadute principali e stabilizzazione</b>	<b>57</b>
5.1	Il paracadute principale . . . . .	59
5.2	Deployment e Line Stretch . . . . .	61
5.3	Reefing Line . . . . .	65
5.4	Cluster di paracadute . . . . .	68
5.5	Analisi della forza di apertura . . . . .	70
5.5.1	Drag Area Ratio . . . . .	71
5.5.2	Modello dinamico 2DOF . . . . .	73
5.5.3	Risultati per rigidità infinita . . . . .	82
5.5.4	Risultati per rigidità finita . . . . .	89
5.6	Analisi della stabilità applicata a una traiettoria generica . . . . .	95
5.6.1	Matrice di inerzia e massa apparente . . . . .	98
5.6.2	Modello 3DOF . . . . .	99
5.7	Risultati . . . . .	102
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>107</b>
<b>A.1</b>	<b>Nomenclatura paracadute</b>	<b>111</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>115</b>

# Elenco delle figure

2.1	(a) Rockoon. (b) Project Pilot. . . . .	14
2.2	(a) Bold Orion. (b) Stratolaunch Aircraft. . . . .	15
2.3	Tow Air Launch: Kelly Space's Astroliner trainato da un Boeing 747	16
2.4	(a) Interim HOTOL. (b) MAKS-OS. (c) Boeing AirLaunch. . . . .	19
2.5	Dettaglio del sistema t/LAD, con il trapezio, la corda e il paracadute stabilizzatore [33] . . . . .	22
2.6	Confronto tra la traiettoria <i>aft crossing</i> (Behind) e <i>forward crossing</i> (Ahead) [31] . . . . .	23
2.7	QuickReach <sup>TM</sup> : test del sistema di lancio <i>Gravity Air Launch</i> . . . . .	25
2.8	Perdite dovute alla resistenza aerodinamica durante la fase di volo atmosferica [36] . . . . .	27
3.1	Concept of Operation . . . . .	31
3.2	(a) Vista prospettica della piattaforma Type-V [19]. (b) Airdrop di un carico pesante da un C-130 Hercules . . . . .	32
3.3	Architettura alternativa . . . . .	34
3.4	Soluzione approssimativa delle prestazioni in termini di carico utile in orbita . . . . .	35
3.5	Geometria del lanciatore . . . . .	36
3.6	Dimensioni del vano cargo di un C-130J-30 [18] . . . . .	38
3.7	Il lanciatore integrato all'interno del vano cargo di un C-130J-30 . . . . .	38
3.8	Esempio di una missione di rifornimento per la ISS . . . . .	39
3.9	Esempio di una missione di osservazione in Iraq partendo da Torino	40
4.1	Limiti sulla posizione del centro di gravità per la piattaforma Type-V [19] . . . . .	43
4.2	Schema del sistema di rilascio e della linea di estrazione [5] . . . . .	44
4.3	Paracadute tipo ring-slot [5] . . . . .	45
4.4	Tipico andamento della forza di estrazione [5] . . . . .	46
4.5	Diagramma delle forze e dei momenti . . . . .	48
4.6	Massimo valore di $\delta$ e $\dot{\delta}$ in funzione del parametro $k$ . . . . .	51

4.7	Pitch e pitch-rate in uscita dal velivolo in funzione della quota e del numero di paracadute . . . . .	52
4.8	Tempo di uscita dal velivolo in funzione di $k$ . . . . .	54
4.9	Valore minimo della distanza tra il payload e il soffitto per condizioni di estrazione diverse . . . . .	55
5.1	Rappresentazione di un G-11A/D a sinistra e un G-11B/C a destra [21] . . . . .	61
5.2	Line first deployment [12] . . . . .	62
5.3	Velocità di uscita del payload relativa al velivolo . . . . .	64
5.4	Skirt reefing di un paracadute [12] . . . . .	66
5.5	Reefing ratio vs reefing-line ratio per diversi tipi di paracadute [12] . . . . .	67
5.6	Tipica configurazione di un cluster di paracadute [12] . . . . .	70
5.7	Variazione del coefficiente di resistenza aerodinamica in base al numero di paracadute [12] . . . . .	71
5.8	Andamento tipico della Drag Area per diversi tipi di paracadute [12] . . . . .	72
5.9	Diagramma delle forze e sistema di riferimento . . . . .	73
5.10	Massima drag area ratio rispetto alla deformazione iniziale [15] . . . . .	77
5.11	Geometria di un paracadute parzialmente aperto [15] . . . . .	78
5.12	Effetto del $c_p$ e della quota sul tempo di apertura [14] . . . . .	79
5.13	Effetto della velocità e della quota sul mass flow ratio [14] . . . . .	80
5.14	Velocità di convergenza dell'algoritmo variando l'esponente dell'iterazione . . . . .	82
5.15	Tempo di apertura $t_f$ in funzione della quota e della velocità di stretch . . . . .	83
5.16	Istantaneous shock factor vs Ballistic mass ratio . . . . .	84
5.17	Analisi del ballistic mass ratio e della forza di apertura . . . . .	85
5.18	Analisi delle prestazioni con uno step di reefing . . . . .	87
5.19	Drag Area Ratio con due step di reefing in funzione del tempo di apertura . . . . .	87
5.20	Payload Load Factor per diverse configurazioni di un sistema di reefing a due stadi . . . . .	88
5.21	Suspension lines Type-III: massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico . . . . .	90
5.22	Suspension lines Type-IV: massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico . . . . .	92
5.23	Massima Drag Area Ratio con suspension lines Type-III e due step di reefing . . . . .	92
5.24	Massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico in base al numero di paracadute . . . . .	93
5.25	Esempio do Drag Area Ratio e Forza di apertura nel tempo per diverse configurazioni . . . . .	94
5.26	Effetto della porosità sulla stabilità del singolo paracadute [12] . . . . .	95

5.27	Stabilità statica per diversi tipi di paracadute [12] . . . . .	96
5.28	Stabilità statica per un G-11 in formazione di tre e cinque paracadute [3] . . . . .	97
5.29	Diagramma delle forze per il modello 3DOF . . . . .	99
5.30	Modello Simulink per la stabilità . . . . .	102
5.31	Angolo di pitch e di rampa per diverse configurazioni cluster . . . .	102
5.32	Effetti del numero di paracadute sulla traiettoria e sulla velocità di equilibrio . . . . .	103
5.33	Effetto del tempo di attuazione per uno stadio di reefing . . . . .	104

# Elenco delle tabelle

2.1	Confronto tra possibili aeromobili trasportatori per sistemi Captive on Bottom . . . . .	21
3.1	Tabella riepilogativa della piattaforma Type-V. . . . .	32
3.2	Sintesi delle proprietà geometriche e di massa del payload . . . . .	36
3.3	Tabella riassuntiva dei velivoli trasportatori . . . . .	37
4.1	Requisiti per i paracadute estrattori secondo le procedure prevista dal manuale TM 4-48.02 [22] . . . . .	45
4.2	Sintesi delle caratteristiche della linea di estrazione per i diversi tipi di paracadute [22] . . . . .	47
5.1	Come cambiano le prestazioni in funzione dei parametri . . . . .	58
5.2	Limitazione della massa del carico sospeso per il numero e il tipo di paracadute [22] . . . . .	60
5.3	Lunghezza degli extension risers in funzione del numero di paracadute nel cluster [22] . . . . .	69
5.7	Principali materiali usati per le suspension lines [22] . . . . .	89

# Lista dei simboli

$A_{M0}$	= Area di ingresso del flusso	$r_f$	= Braccio forza di attrito
$(C_D S)_0$	= Constructed Drag Area	$r_N$	= Braccio forza normale al piano
$(C_D S)_p$	= Projected Drag Area	$S_0$	= Superficie del paracadute
$C_D$	= Coefficiente di resistenza	$T$	= Forza tangenziale
$C_L$	= Coefficiente di portanza	$t_0$	= Tempo di unfolding
$C_m$	= Coefficiente di momento	$t_f$	= Tempo di apertura
$C_N$	= Coefficiente della forza normale	$t_r$	= Tempo di reefing
$c_p$	= Coefficiente di pressione	$V$	= Valore assoluto della velocità
$D$	= Resistenza paracadute	$\tilde{V}$	= Volume della canopy
$D_b$	= Resistenza del payload	$V_0$	= Velocità di lancio
$D_0$	= Diametro costruttivo	$v_{SN}$	= Velocità perpendicolare nel punto di contatto
$D_p$	= Diametro proiettato	$W$	= Peso di tutto il sistema
$D_s$	= Resistenza con massa infinita	$x_g$	= Distanza del baricentro dal piano di uscita dell'ugello
$F$	= Forza di trazione ( <i>estrazione</i> )	$X_i$	= Instantaneous Shock Factor
$F_0$	= Forza di apertura	$z$	= Quota
$F_c$	= Forza di rottura	$\forall$	= Volume di riferimento
$f$	= Forza di attrito	$\alpha$	= Angolo di incidenza
$g$	= Accelerazione gravitazionale	$\gamma$	= Angolo di rampa
$I_z$	= Inerzia	$\delta$	= Pitch del payload
$j$	= Esponente per tipo di paracadute	$\varepsilon$	= Reefing ratio / elongazione
$k$	= Coefficiente di estrazione	$\zeta$	= Reefing Line Ratio
$k, n$	= Coefficienti permeabilità	$\vartheta$	= Pitch del sistema complessivo
$l$	= Braccio della forza	$\lambda$	= Porosità
$L$	= Lunghezza pedana ( <i>estrazione</i> )	$\mu$	= Coefficiente di attrito
$L_b$	= Portanza del payload	$\rho$	= Densità dell'aria
$m$	= Massa	$\tau$	= Initial Drag Area
$M$	= Ballistic Mass Ratio		<b>PEDICI</b>
$N$	= Reazione normale ( <i>estrazione</i> ) / Forza normale ( <i>stabilizzazione</i> )	$0$	= Valore all'istante $t_0$
$n_p$	= Numero di paracadute	$b$	= Relativo al payload
$n_r$	= Numero di stadi reefing	$p$	= Relativo al paracadute
$P$	= Permeabilità	$i$	= Valore generico all'istante $t$
$q$	= Velocità di pitch	$s$	= Relativo allo stretch



# Capitolo 1

## Introduzione

Negli ultimi decenni la nuova *space economy* ha creato un mercato dal valore di più di 350 miliardi di dollari l'anno, le cui colonne portanti sono costituite dalla privatizzazione dello spazio e dalla continua crescita del business dei piccoli satelliti. L'aumento del bacino di clienti e le richieste sempre più stringenti hanno fatto di questo mercato un terreno fertile per la nascita di nuove imprese, sempre più competitive e all'avanguardia. Tuttavia, la prima difficoltà che si incontra è l'accesso allo spazio, che attualmente è limitato dal numero di agenzie e compagnie che offrono questo servizio e che, generalmente, richiedono vettori molto costosi. Inoltre, le capacità di lancio sono limitate dalla geografia del terreno circostante, dalla presenza di zone abitate e dalle condizioni meteorologiche, rendendo impossibile per alcuni paesi disporre di una propria via indipendente per lo spazio.

L'idea di Avio-Lanciare un vettore nasce proprio per svincolarsi da queste condizioni, offrendo un nuovo modo di accesso all'orbita bassa terrestre che sia affidabile, flessibile e tempestiva di fronte ad eventuali richieste d'emergenza. Si tratta di un metodo capace di soddisfare le nuove esigenze degli operatori di piccoli satelliti e di offrire nuove capacità difensive e strategiche per uno stato. Oltre a superare le restrizioni dovute a lanciare sopra zone interdette, migliorando la sicurezza delle operazioni, un sistema di aviolancio permetterebbe di incrementarne la flessibilità, svincolandosi da uno spaziorporto fisso di terra e adeguando il sito di lancio in base alle necessità del payload di essere immesso in una particolare orbita. In questo modo, infatti, si può adeguare il lancio per raggiungere qualsiasi azimuth, evitando anche delle costose manovre fuori dal piano orbitale, si possono ridurre i costi dovuti al mantenimento della stazione di terra e delle sue infrastrutture e superare le limitazioni dovute a specifiche finestre di lancio o particolari condizioni meteorologiche. Inoltre, questo metodo aumenta la massa utile in orbita a parità di dimensioni del lanciatore, perché consente di ridurre le perdite di  $\Delta V$  dovute alla resistenza atmosferica e ai problemi di adattamento dell'ugello.

Il sistema in considerazione utilizza un vettore a propellente solido capace di portare in orbita un carico utile tra i 100 kg e i 200 kg. Il lanciatore viene estratto

dal vano cargo di un C-130J-30 tramite due paracadute ring-slot collegati a una piattaforma Type-V, comunemente utilizzata per missioni di airdrop. La piattaforma costituisce l'interfaccia con il velivolo trasportatore e fa da supporto durante le successive fasi di estrazione e stabilizzazione. Quest'ultima avviene per mezzo di un cluster di paracadute dal diametro costruttivo di 100 ft (30.48 m).

Lo scopo di questa tesi è quello di analizzare in forma preliminare la fattibilità di questo sistema. Una breve parte introduttiva è dedicata a riassumere quali sono i principali metodi sviluppati al giorno d'oggi per l'aviolancio, mostrandone i rispettivi vantaggi e svantaggi, con particolare attenzione al metodo scelto per questo sistema. Successivamente si è andati ad individuare quali possono essere i possibili modi di svolgimento delle operazioni, al fine di strutturare il problema ed individuare procedure e criticità di ogni fase. Dunque si è proceduto a definire, tramite opportune ipotesi, una geometria valida per il lanciatore poiché, al momento della stesura di questa tesi, si dispone solamente di un'analisi provvisoria sulle potenzialità e sulle caratteristiche di tale veicolo. A seguire, un breve paragrafo spiega le capacità di questo metodo in funzione della scelta del velivolo trasportatore, mostrando anche l'applicabilità in diversi tipi di missioni. La parte centrale è riservata all'analisi preliminare della fase di estrazione e stabilizzazione, per evidenziarne eventuali criticità e la fattibilità. Un requisito costante durante tutte le operazioni è l'utilizzo di risorse e procedure standard già comunemente utilizzate nelle missioni di airdrop, con l'obiettivo di ridurre al minimo eventuali modifiche e i relativi costi di sviluppo. In quest'ottica, il metodo sviluppato rappresenta una valida alternativa, economica e affidabile, ai comuni metodi di lancio attualmente utilizzati: capace di offrire nuove possibilità di lancio e di rispondere alle esigenze e alle richieste del nuovo mercato spaziale e anche di ampliare le capacità difensive e strategiche di uno stato.

## Capitolo 2

# L'Aviolancio per il trasferimento in orbita

### 2.1 I primi esperimenti

Il termine aviolancio si riferisce generalmente al lancio di materiale bellico (missili, bombe) o di soccorso, come viveri, rifornimenti o medicinali da un aereo in volo. L'idea di utilizzare questo sistema per lanciare dei satelliti o delle navicelle nello spazio risale ai primi anni '50 con i razzi sonda *rockoons*, lanciati da un pallone tensostatico a circa 21 Km di altezza (figura 2.1(a)). Questo sistema permetteva di raggiungere più facilmente gli strati più elevati dell'atmosfera, ma presentava anche numerosi svantaggi. Primo tra tutti l'impossibilità di controllare il pallone tensostatico, e quindi l'incertezza sulla posizione e la direzione di lancio [26].

I primi aerei a lanciare un razzo in orbita erano concepiti e sviluppati come armi anti-satellite. In particolare il primo progetto di questo tipo si chiamava *Project Pilot*, figura 2.1(b). Era il 1958 quando il primo di questi velivoli, chiamato NOTS EV-1 (NOTSINK), fu lanciato da un Douglas F-4D1 Skyray. Si trattava di razzi a propellente solido progettati dalle Forze Armate statunitensi come risposta allo Sputnik-1 lanciato l'anno prima. Tuttavia, sia questo lancio e i successivi nove, furono un fallimento. Il primo successo di questo sistema di difesa anti-satellite si ebbe il 19 Ottobre 1959, quando il missile *Bold Orion* (figura 2.2(a)), aviolanciato da un B-47 Stratojet, intercettò efficacemente il satellite Explorer 6. Il successo del lancio dimostrò che la tecnologia ASAT (Anti-SATellite weapons) era fattibile, ma ben presto, in seguito ad altri fallimenti e per questioni politiche, l'amministrazione Eisenhower decise di cancellare questi programmi, col fine di rendere lo Spazio un terreno neutrale e non ostile per l'uso di tutti.

Ciò nonostante, negli anni '70 l'amministrazione americana decise di commissionare lo sviluppo di una nuova arma anti-satellite. Le ragioni che portarono a questo cambiamento furono, in prima analisi, che all'epoca il 75% dei satelliti erano



Figura 2.1. (a) Rockoon. (b) Project Pilot.

satelliti militari, e poi molto importante fu il fatto che l'altra superpotenza, l'Unione Sovietica, disponeva di un sistema ASAT funzionante già dal 1971. Il razzo sviluppato per questo progetto era il ASM-135 ASAT, un razzo a tre stadi che veniva lanciato da un F-15A appositamente modificato. Il lancio veniva effettuato a 11600 m di quota al termine di un'acrobazia in candela, che portava l'aereo a un pitch di 65 gradi a Mach 1.22. Dei cinque lanci prova che furono effettuati uno aveva il compito di distruggere il satellite Solwind P78-1 a 555 Km. Il lancio fu un successo. Anche questa volta però il programma fu cancellato per ragioni politiche. Si temeva infatti che un'arma del genere potesse costituire una violazione dei trattati internazionali vigenti sulla militarizzazione dello spazio.

Da quel momento, in poi l'unico razzo aviolanciato operativo è stato il *Pegasus*, sviluppato dalla Orbital Science Corporation come lanciatore commerciale. Il volo di inaugurazione è avvenuto nel 1990 e il lanciatore conta ad oggi 43 lanci, di cui 38 avvenuti con successo. Il Pegasus è un tipo di sistema aviolanciato denominato *Captive on Bottom*. Il razzo viene ancorato al ventre del velivolo, in questo caso un Lockheed L-1011 Stargazer appositamente modificato, e una volta raggiunta la quota di 40000 piedi (12000 m), viene sganciato e i motori vengono avviati. Questo tipo di sistema presenta una serie di svantaggi e di costi aggiuntivi che verranno discussi in seguito.

Un'altra categoria di sistemi aviolanciati è quella degli *Internally Carried*, cioè in cui il lanciatore è stivato all'interno di un aereo cargo, ma i progetti di questo tipo sono stati pochi nella storia. Uno dei concept più promettenti in questo campo è il *QuickReach* sviluppato dall'AirLaunch LLC per il programma FALCON, che ha superato con successo alcuni test dimostrativi nel 2006.

Nuove idee sono state proposte nel corso degli anni '90, ma nessuno di questi progetti è andato oltre la fase di design preliminare. Tra queste proposte vi è l'idea di trainare il lanciatore con un aeroplano, oppure rifornire il lanciatore una volta raggiunta la quota di lancio, in modo da essere più leggeri al decollo.

Negli ultimi anni invece è sorto un nuovo interesse per l'aviolancio grazie all'Ansari X Prize, una competizione indetta dalla X Prize Foundation con l'intento di promuovere una nuova forma economica di viaggio spaziale. La competizione fu vinta nel 2004 dallo Space Ship One, uno spaziosplano dotato di motore razzo a propellenti ibridi, capace di compiere voli sub-orbitali. È stato a tutti gli effetti il primo velivolo, ottenuto grazie a fondi esclusivamente privati, a raggiungere lo spazio. Anche in questo caso il velivolo veniva ancorato al ventre di un aeroplano, il WhiteKnight, appositamente progettato per le spacecraft.

Oggi il concept più recente che ha attirato l'attenzione di molti investitori è quello dello Scaled Composites Stratolaunch, un aeromobile a doppia fusoliera ottenuto combinando le ali di due Boeing 747 (figura 2.2(b)). Tale aeromobile è concepito unicamente per il trasporto di razzi per la messa in orbita di satelliti, e può trasportare un carico utile fino a 230 tonnellate. Lo sviluppo del velivolo procede di pari passo con lo sviluppo di un nuovo lanciatore dalla Orbital Science Corporation, il Pegasus II, capace di portare in orbita un carico di 6.1 tonnellate. Il primo volo dello Stratolaunch è avvenuto il 13 Aprile 2019 dallo spaziorporto di Mojave, registrando un completo successo.

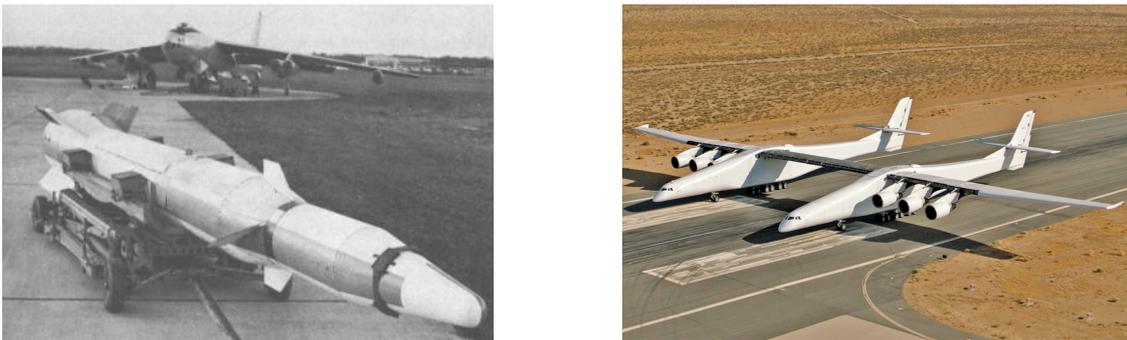


Figura 2.2. (a) Bold Orion. (b) Stratolaunch Aircraft.

## 2.2 Metodi di aviolancio

Dagli anni '50 in poi sono state proposte molte diverse strategie per missioni orbitali aviolanciate. Il motivo è che questo metodo permette di semplificare le operazioni rispetto al lancio da una piattaforma di terra e inoltre migliora notevolmente la semplicità, la sicurezza, il costo e l'affidabilità del lanciatore. Tutti questi vantaggi verranno meglio esposti nel paragrafo successivo con particolare attenzione al tipo di sistema che verrà sviluppato in questa tesi. In questo paragrafo, invece, verranno esposti i principali metodi di aviolancio sviluppati, ognuno con le sue potenzialità e le sue problematiche.

### 2.2.1 Tow Air Launch

Il concetto di funzionamento è proprio quello di un aliante che al decollo ha bisogno di essere trainato da un motovelivolo per raggiungere la quota di partenza. Il lanciatore deve essere quindi attaccato a un velivolo, generalmente un aliante, capace di fornire la portanza necessaria per farlo decollare. A sua volta l'aliante viene trainato da un velivolo più potente che fornisce la spinta necessaria per portarlo in quota. Il vantaggio di questo approccio è la facilità di separazione dall'aeromobile e le poche modifiche necessarie. Anche se bisogna tenere conto della necessità di progettare e costruire un aliante riutilizzabile con ali e carrello di atterraggio dimensionati per il decollo con un carico molto elevato. Inoltre ci sono dei problemi legati alla sicurezza e all'affidabilità di questo metodo, principalmente dovuti alla possibilità di rottura del cavo trainante e alla difficoltà di gestire un eventuale decollo abortito. Alcuni progetti prevedono l'utilizzo di un carrello solo per la fase di decollo, che risolverebbe il problema del sovradimensionamento del carrello di atterraggio e che sarebbe in grado di frenare in caso di decollo abortito. L'aliante con il lanciatore a bordo si solleverebbe poi dal carrello lasciando quest'ultimo sulla pista. In generale, uno dei problemi più critici può essere il boil-off del propellente, dovuto alla lunga esposizione diretta al calore del sole, per cui bisognerebbe considerare l'utilizzo di propellente sotto-refrigerato. Un esempio di questo sistema è il Kelly Space's Astroliner. Concepito nel 1993, ricevette un finanziamento di 6 milioni di dollari dalla NASA. Si tratta di un aereo ibrido propulso da un jet e da un razzo. Il velivolo, che al decollo avrebbe un peso di 327 tonnellate, utilizzerebbe la spinta del proprio turbojet e la spinta in eccesso fornita da un Boeing 747 che fa da rimorchiatore. A 6000 m di altitudine il 747 si staccerebbe e l'Astroliner accenderebbe i propri motori a razzo per accelerare fino a Mach 5 a 120 Km di quota. A questo punto il naso del velivolo si aprirebbe per rilasciare un upper stage di 25 tonnellate capace di portare 4.5 tonnellate in LEO. Tuttavia questo sistema non è ancora implementabile con il livello attuale della tecnologia. Infatti la spinta in eccesso che può fornire un 747 può trainare un velivolo al massimo di 90 tonnellate.



Figura 2.3. Tow Air Launch: Kelly Space's Astroliner trainato da un Boeing 747

### 2.2.2 Balloon Air Launch

L'idea di utilizzare un pallone tensostatico per lanciare un razzo è stata la prima ad essere studiata e sperimentata efficacemente. Anche se nessun razzo ha mai raggiunto un'orbita stabile con questo metodo. Come anticipato precedentemente i razzi scientifici Rockoon sono stati i primi ad essere costruiti. Il lancio inaugurale avvenne per opera di James Van Allen nel 1952. All'epoca Van Allen guidava un gruppo di ricerca in Groenlandia per studiare la radiazione magnetica in alta quota e aveva bisogno di uno strumento semplice e low-cost capace di raccogliere delle misure sopra gli 80 km di quota vicino il polo nord terrestre. I razzi Rockoon erano perfetti perché, essendo lanciati da un pallone tensostatico, potevano partire anche da una nave in movimento e per di più erano molto leggeri. Non a caso il primo lancio avvenne da una nave rompighiaccio vicino le coste della Groenlandia. Tra il 1953-55 e il 1957-58 ci sono stati ben 142 lanci. Ad oggi non ci sono proposte di nuovi sistemi di aviolancio basati su questa tecnologia. Le limitazioni infatti sono molteplici. Innanzitutto la capacità di carico è strettamente legata alle dimensioni del pallone, e questo limita notevolmente le prestazioni di questo sistema rendendolo poco competitivo. Inoltre il lancio potrebbe avvenire solo in condizioni meteo stabili, e l'incertezza relativa ai venti negli strati dell'atmosfera rende difficile prevedere quale sarà il punto effettivo di sgancio del razzo. In aggiunta, la posizione del pallone quando questo ritorna a terra non può essere controllata e ciò potrebbe causare danni a cose o persone, e poi sarebbe difficile riutilizzare il pallone a causa della sua fragilità.

### 2.2.3 Captive on top Air Launch

Questo metodo consiste nel posizionare il lanciatore sopra un aeromobile e rilasciarlo una volta raggiunte le condizioni di volo desiderate. Il vantaggio principale è che non ci sono vincoli stringenti sul volume del lanciatore. Tuttavia, attualmente, nessun esemplare è mai stato costruito con questa tecnica, fatta eccezione per i voli dello Space Shuttle Enterprise per testare le ultime fasi di volo dell'avvicinamento e dell'atterraggio. Anche in questo caso ci sono diverse problematiche che ostacolano la progettazione di sistemi di questo tipo. Primo fra tutti l'elevato costo dovuto alle estensive modifiche che bisognerebbe apportare al velivolo trasportatore. In più, montare un lanciatore sul dorso dell'aereo riduce la portanza generata dalla fusoliera e aumenta la resistenza aerodinamica, che a sua volta limita la quota di lancio. L'esempio classico di queste limitazioni è proprio il test dimostrativo dello Space Shuttle, il quale veniva lanciato da un Boeing 747 a un'altitudine compresa tra i 19000 e i 26000 piedi, mentre la quota di crociera di questo aereo è tra 38000 e 45000 piedi.

La maggior parte dei progetti proposti di questo tipo richiede l'utilizzo di ali che devono avere superfici di controllo attive affinché la separazione funzioni e il

distacco avvenga senza danneggiare le superfici dell'aereo. Queste ali possono essere temporanee e poi staccate dal lanciatore, oppure si può creare una navicella tipo Space Shuttle capace di raggiungere l'orbita autonomamente. In quest'ultimo caso bisogna anche considerare la necessità di perforare lo strato di protezione termica sul ventre della navicella, o studiare configurazioni alternative. Altre soluzioni diverse dalle ali prevedono l'utilizzo di un *trapezio*, ovvero un meccanismo a cerniera che porta il lanciatore dalla posizione orizzontale alla posizione verticale a sufficiente distanza delle superfici mobili dell'aereo. Generalmente questi spostamenti verrebbero eseguiti con una manovra a zero G per permettere al lanciatore di separarsi naturalmente dall'aeromobile. Un'altra tecnica consiste nell'eseguire un *Barrel Roll*, cioè una manovra a G positivi in cui il velivolo sperimenta per pochi secondo il volo livellato a testa in giù. Proprio in questo frangente il lanciatore verrebbe rilasciato e si separerebbe naturalmente senza il bisogno di ali.

### **Interim HOTOL**

Interim HOTOL era un concept della British Aerospace nato tra il 1989 e il 1991, ed era la versione aerolanciata del progetto originale HOTOL. A differenza di questo non montava dei propulsori *air-breathing* ma dei classici motori a razzo LH2-LOX. L'aereo trasportatore doveva essere l'Antonov-225 Mriya, ad oggi il più grande aereo in servizio. Tra le modifiche necessarie da apportare all'aereo c'era anche la necessità di aggiungere due motori Lotarev D-18, che portavano il numero di motori totali a otto. La separazione dall'aereo trasportatore avveniva a Mach 0.8 a 9144 m di quota. Le ali permettevano una cabrata per la fase di salita e di atterrare planando come un aereo su una pista convenzionale. Attualmente il progetto non è tecnicamente realizzabile. Questo richiederebbe del propellente LH2 e LOX sotto-refrigerato, per prevenire il fenomeno del boil-off durante la fase di crociera e di salita in cui la navicella è esposta alla radiazione del sole e allo scambio termico per convezione con l'aria circostante. Inoltre richiederebbe dei materiali più leggeri per i serbatoi e le ali, per avere una massa a vuoto minore e poter raggiungere in questo modo l'orbita LEO. I progettisti dovettero anche trovare un modo per poter controllare attivamente la posizione del centro di gravità dello spacecraft per risolvere i problemi di stabilità sia in fase di ascesa che di rientro.

### **MAKS**

MAKS è una idea concepita da NPO Molniya nel 1989. Lo sviluppo del progetto prevedeva una versione con equipaggio (MAKS-OS), una cargo senza equipaggio (MAKS-C), una sub-orbitale dimostrativa (MAKS-D) e una versione avanzata senza pilota e completamente riutilizzabile (MAKS-M). L'idea è quella mostrata in figura 2.4 e peserebbe 590 tonnellate al decollo. Anche in questo caso l'aereo trasportatore sarebbe l'Antonov-225, che porterebbe a 9000 m di quota e alla velocità

di 247 m/s il serbatoio esterno e uno spazio piano lungo 19 metri, progettato per essere riutilizzato almeno 100 volte. La versione con equipaggio sarebbe in grado di trasportare fino a 8 tonnellate di carico utile a 185 km di quota. MAKS è stato il primo progetto a proporre un serbatoio esterno che risulta essere più leggero di un analogo serbatoio interno. Inoltre il tank esterno favorisce una eventuale manovra di annullamento missione, dando la possibilità al velivolo principale di sganciarsi e rientrare a terra senza problemi. In ultima analisi questo tipo di configurazione risolve il problema della stabilità che invece affliggeva Interim HOTOL. Al momento della cancellazione del programma si erano compiuti già diversi test sui motori, verificando anche alcune delle condizioni operative più critiche. Anche qui, però, c'era bisogno di materiali più efficienti, in particolar modo per lo strato di protezione termica agli estremi molto appuntiti del velivolo, ed era necessario del propellente sotto-refrigerato per la lunga esposizione al calore.

### Boeing AirLaunch

Si tratta di un sistema nato nel 1999 basato sulla tecnologia disponibile attualmente. È stato progettato per mantenere i costi di sviluppo e di manutenzione al minimo. Il lanciatore è formato dai tre stadi del razzo Athena della Lockheed Martin a propellente solido a cui sono state fissate lateralmente due ali. I motori a propellente solido hanno dimostrato di sopportare meglio le accelerazioni laterali e una pressione aerodinamica elevata con uno svantaggio minimo in termini di peso. Il motivo è che le pareti esterne devono essere dimensionate per sopportare le elevate pressioni interne, inoltre il propellente solido stesso provvede ad assorbire una parte del carico, in particolar modo in compressione. Il Boeing AirLaunch appartiene alla categoria dei piccoli lanciatori ed è progettato per compiere diversi tipi di missioni militari, dal posizionamento di satelliti in orbita al loro mantenimento. Sfortunatamente, però, il razzo Athena conta un gran numero di insuccessi. Inoltre il basso impulso specifico di 280 s e l'elevato peso a vuoto del motore limitano la capacità dell'AirLaunch a poco meno di 3 tonnellate in orbita bassa. A tutto questo bisogna aggiungere gli elevati costi per modificare il Boeing 747, la capacità di recuperare e riutilizzare solo quest'ultimo e lo Space Manoeuvre Vehicle (SMV), la capsula robotica progettata da Boeing.



Figura 2.4. (a) Interim HOTOL. (b) MAKS-OS. (c) Boeing AirLaunch.

## 2.2.4 Captive on bottom Air Launch

L’idea di posizionare il lanciatore sotto la pancia o l’ala di un velivolo è ad oggi il metodo dimostrato con più successo, per esempio dallo SpaceShipOne e dal Pegasus. Il principale vantaggio rispetto ai metodi precedenti è la semplicità del meccanismo di separazione. In caso di spacecraft riutilizzabile, infatti, è possibile eliminare i problemi relativi allo strato di protezione termica (rispetto al *captive on top*) e al dimensionamento del carrello di atterraggio (rispetto al *towing*). Anche le ali costituiscono un elemento meno critico dal momento che non vi è una particolare necessità alla separazione che avviene naturalmente. Tuttavia, lo svantaggio principale è lo spazio limitato per accomodare lo spacecraft che si traduce quindi in prestazioni ridotte in termini di massa utile. Il secondo aspetto critico della missione è il velivolo trasportatore. Si potrebbe scegliere di progettare un velivolo custom sull’esempio del già citato Stratolaunch. Questo permetterebbe di ottenere prestazioni paragonabili ai comuni lanciatori in termini di massa finale in orbita, aumentando lo spazio disponibile per l’allocazione del lanciatore e il massimo peso a decollo del velivolo. Tuttavia questo comporta dei costi esorbitanti che potrebbero non giustificare lo sviluppo di questo sistema. Un’altra soluzione è quella di utilizzare un aereo commerciale apportando le modifiche strettamente necessarie per allocare il lanciatore. È quello che è stato fatto per lo studio di un sistema aviollanciato condotto da un gruppo di ricerca dell’Università della California per il Commercial Orbital Transportation Services (COTS) program della NASA [31][33]. Due delle opzioni richiedevano un costo particolarmente elevato. La prima infatti consisteva nel modificare il carrello di atterraggio di un Boeing per elevare il velivolo e permettere di lanciare un razzo di dimensioni più grandi. In questo modo, però, era necessario aggiungere rinforzi strutturali non solo al carrello ma anche alle ali e alla fusoliera che in fase di atterraggio sperimentavano una deformazione a flessione troppo elevata. La seconda di queste due opzioni era quella di usare un carrello da fissare al velivolo sfruttando gli irrigidimenti già comunemente presenti su ogni aereo<sup>1</sup>. Il carrello sarebbe stato pilotato da una persona a bordo e avrebbe accompagnato il velivolo nella fase di decollo per poi staccarsi a decollo avvenuto. Il problema di questa opzione è l’impossibilità di riportare l’aereo indietro in caso di decollo o missione abortita. Lo studio allora si è concentrato sull’adattare un lanciatore alla pancia di un aereo commerciale apportando meno modifiche possibili. A tal proposito sono stati analizzati diversi aerei e caratterizzati in base alla massa del lanciatore che potrebbero trasportare e in base al costo, come mostrato nella tabella 2.1. Come si può notare dalla tabella l’opzione più conveniente come rapporto carico utile e costi è il Boeing 747-200, che può trasportare fino a 244000 libbre (110 tons) di carico utile. Sempre secondo questo studio si potrebbe arrivare

---

<sup>1</sup>Questi irrigidimenti vengono solitamente usati durante la manutenzione per sostenere il velivolo senza l’uso del carrello di atterraggio.

Aircraft	Gross Weight (lb x 1,000)	Number of Engines	Payload (lb x 1000)	Cost Used (\$ x million)
747-100	710	4	169	1.5
747-200	833	4	244	6 to 11
747-300	836	4	153	11
747-400	833	4	249	90
747SP	696	4	85	3
777-200	769	2	141	40
777-300	763	2	154	60
DC-10-10	440	3	120	3
DC-10-30	555	3	153	6
DC-10-40	555	3	149	6
L-1011	496	3	92	3
MD-11	633	3	204	44
MD-10-30	580	3	178	8
A340	573	4	102	40

Tabella 2.1. Confronto tra possibili aeromobili trasportatori per sistemi Captive on Bottom

a 300000 libbre considerando la possibilità di caricare meno carburante. Si tenga presente che lo Stratolaunch può trasportare un carico utile di 300 tonnellate e che, comunque, lo spazio limitato sotto il ventre del velivolo non permetterebbe di sfruttare al massimo il lanciatore. È interessante anche notare che il Boeing 747-100 è la versione utilizzata per lo Shuttle Carrier Aircraft (SCA) dalla NASA per effettuare i test di volo sullo Space Shuttle. Nei test effettuati lo Shuttle pesava più di 235000 libbre, molto più del carico massimo ammissibile. Questo era possibile grazie alla portanza generata dalle ali dello Shuttle che contribuivano ad alleggerire la struttura del 747-100.

### Il metodo di lancio t/LAD

Il risultato dello studio citato in [31][33] è un innovativo metodo di lancio chiamato Trapeze Lanyard Air Drop (t/LAD) che è stato testato già in tre voli dimostrativi a Mojave in California, usando un modello del lanciatore. Come si vedrà nel paragrafo successivo questo metodo presenta molte analogie con il sistema che si andrà a sviluppare in questa tesi. Al momento del distacco, e quindi durante la fase iniziale di caduta libera, il lanciatore è ancora vincolato al velivolo tramite un trapezio. Questo ha il compito di portare il lanciatore da un assetto orizzontale a un assetto verticale come si può vedere dalla figura 2.5.



Figura 2.5. Dettaglio del sistema t/LAD, con il trapezio, la corda e il paracadute stabilizzatore [33]

Una corda flessibile permette al lanciatore di ruotare e porsi in assetto verticale pronto al lancio. La velocità di pitch può essere regolata regolando la lunghezza della corda o la sua tensione. Il compito del paracadute è quello di stabilizzare il lanciatore lungo gli assi di yaw e di roll, inoltre il paracadute rallenta la cabrata del lanciatore e quando questo è nel giusto assetto, che è il punto in cui la velocità di rollio si inverte, i motori del razzo si accendono ( $T = 0$ ). Il paracadute viene separato naturalmente quando il motore acceso brucia la giunzione. In questo modo si aumenta l’affidabilità del sistema evitando l’utilizzo di valvole pirotecniche. Successivamente all’accensione seguirà un transitorio di circa 12 secondi che il lanciatore impiega per portarsi alla stessa quota iniziale di lancio, a poco più di 300 metri dall’aereo.

Uno dei punti fondamentali di questo sistema è che il lanciatore non incrocia la traiettoria dell’aereo, come succede con i principale concorrenti come Pegasus, SpaceShipOne e SpaceShipTwo. Il lanciatore, infatti, segue una traiettoria *aft crossing*, nel senso che attraversa la poppa dell’aeromobile, al contrario di una traiettoria *forward crossing* in cui passa davanti all’aereo.

I lanciatori o gli spaziplani *forward crossing* devono necessariamente essere equipaggiati con un paio di ali, superfici mobili, sistemi di alimentazione e sistemi di attuazione idraulica. Questo aumenta il peso a vuoto del velivolo diminuendo il *propellant mass fraction* che sui velivoli alati in genere non supera il 63%. Il valore di questo parametro è importante per un lanciatore che deve raggiungere l’orbita terrestre. Con l’attuale tecnologia un Single Stage to Orbit (SSTO) deve avere almeno il 94% teorico di propellente rispetto al peso totale del razzo, mentre un Two Stage to Orbit il 90% [35]. Il problema della massa a vuoto del velivolo spiega perché un concept come quello dello SpaceShipTwo, che funziona benissimo per i voli suborbitali, non può funzionare per il trasferimento in orbita. Nel primo caso infatti servono circa 1.5 km/s di  $\Delta V$ , mentre nel secondo 8 ÷ 9 km/s. Questi valori sono impossibili da raggiungere per uno spaziplano con l’attuale tecnologia, l’unico

modo è avere motori con  $I_{sp}$  più elevati. A questa limitazione bisogna aggiungere il fatto che la manovra a cabrare sottopone questi lanciatori ad accelerazioni laterali di 2-3 g che vanno ad aumentare il peso delle strutture.

L'alternativa è quindi quella di lanciare indietro. In questo modo non c'è bisogno di utilizzare ali e superfici di controllo. Bisognerà, però, tenere conto della necessità di un sistema di stabilizzazione, in questo caso fornito dal paracadute. Durante la transizione da orizzontale a verticale si sottopone comunque il lanciatore ad una elevata pressione dinamica e ad elevati angoli di attacco, che richiedono una fusoliera più resistente del normale. Tuttavia il vantaggio in termini di peso è nettamente positivo all'aggiunta delle ali. Con una traiettoria *aft crossing* si riesce anche a diminuire l'escursione massima del sistema di Thrust Vectoring Control (TVC). In ultima analisi questo tipo di traiettoria assicura che nessun detrito proveniente dal lanciatore possa colpire il velivolo trasportatore. Come si può vedere in figura 2.6, lanciare indietro permette di ridurre del 65% la massima pressione dinamica, riduce l'escursione massima necessaria dell'ugello per il TVC da  $6^\circ$  a meno di  $1.5^\circ$ , ed elimina completamente la possibilità che i detriti provenienti dal razzo colpiscano l'aero. Nell'ultimo dei tre grafici è mostrato il prodotto tra la pressione dinamica e l'angolo di incidenza.

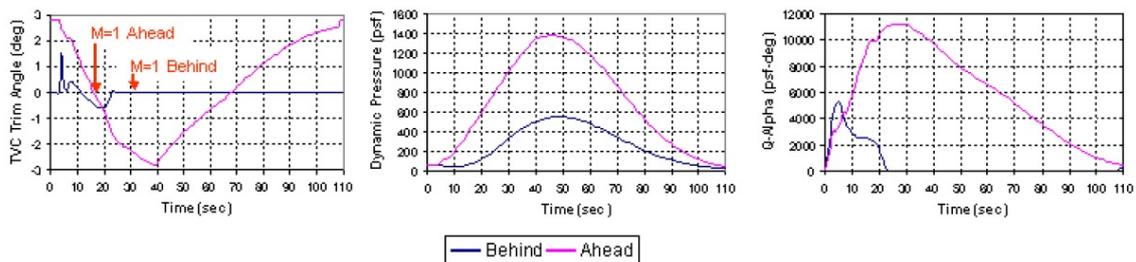


Figura 2.6. Confronto tra la traiettoria *aft crossing* (Behind) e *forward crossing* (Ahead) [31]

## 2.3 Internally Carried

Uno dei metodi più promettenti è quello denominato *Internally Carried* ed è quello che viene implementato in questo progetto. In questo caso il lanciatore viene posizionato all'interno del vano cargo di un velivolo, generalmente già predisposto ad accomodare un payload, per cui il velivolo trasportatore non richiede nessuna, se non qualche piccola, modifica. Tale aspetto si traduce in bassi costi di sviluppo e di gestione, specificatamente per quanto riguarda le operazioni e il velivolo trasportatore. Essendo posizionato all'interno del velivolo, e dunque non essendo esposto all'irraggiamento del sole o al riscaldamento per convezione con l'atmosfera,

si eliminano anche i problemi relativi al boil-off del propellente. Inoltre è sempre presenta un equipaggio durante il volo che è in grado di ispezionare e controllare il lanciatore e le operazioni. Così facendo migliora anche la sicurezza rispetto ai metodi illustrati in precedenza, dove è comunque sempre presente un equipaggio ma senza contatto visivo e diretto con il payload, rendendo più difficile l’individuazione di eventuali problemi. Un altro aspetto importante, che migliora la sicurezza del sistema, è il fatto che il lanciatore può essere estratto in tempi brevissimi: solo una manciata di secondi. E inoltre, tra la fase di estrazione e quella in cui vengono avviati i motori vi è un lasso di tempo sufficientemente lungo da poter effettuare la missione in sicurezza, senza che il pilota debba compiere particolari manovre. Dunque il pilota non ha bisogno di un addestramento aggiuntivo dal momento che la procedura è la stessa che viene usata nelle normali missioni di airdrop, ovvero di aviolarancio di un payload per casi di emergenza in cui non è possibile fare atterrare l’aereo. Non avendo un payload esterno che produce molta resistenza aerodinamica è possibile sfruttare a pieno le potenzialità del velivolo trasportatore, lanciando a quote più alte o a velocità maggiori. Lo svantaggio principale è che il lanciatore è molto limitato nelle dimensioni dalla capacità del vano cargo. Questo metodo è già stato utilizzato in passato e i primi test con l’accensione dei motori sono avvenuti nel 1974, quando un Minuteman I è stato aviolaranciato da un C-5A Galaxy. Invece, uno dei concept attuali è quello proposto dalla compagnia Antonov, cioè il *Vozdushny Start (Air Start)*. Si tratta di un razzo di 100t a due stadi a propellente liquido (RP-LOX) che viene posizionato all’interno di un Antonov An-124 e sarebbe capace di portare tra i 3000 ÷ 4000kg in LEO. A causa del peso molto elevato, e della mancanza in Russia di paracadute con una elevata capacità di carico, il sistema utilizzerebbe un contenitore progettato ad hoc, all’interno del quale viene adagiato il lanciatore, che viene sparato utilizzando un sistema ad aria compressa.

### **AirLaunch LLC’s QuickReach™**

Uno dei progetti più interessanti in questo ambito è quello del QuickReach™, un progetto che fa parte di un programma del Dipartimento della Difesa Statunitense per dimostrare la fattibilità di un nuovo metodo di lancio chiamato *Gravity Air Launch (GAL)*. Il metodo è già stato dimostrato più volte aviolaranciando da un C-17A un modello con le stesse dimensioni e massa del razzo vero e proprio, che pesa circa 33 tonnellate. In pratica consiste nell’utilizzare la forza di gravità per estrarre il payload dal vano cargo del velivolo. Per questo motivo il pilota deve effettuare una manovra per aumentare l’angolo di assetto dell’aeromobile. In questo modo, però, la fase di estrazione può richiedere molto più tempo che usando dei paracadute estrattori, per cui il pilota deve reagire prontamente alla risposta longitudinale del velivolo in seguito a questo transitorio in cui il centro di gravità subisce uno spostamento. Come si vede dalla foto in figura 2.7, scattata durante uno dei test di volo, è presente un piccolo paracadute stabilizzatore, il cui compito

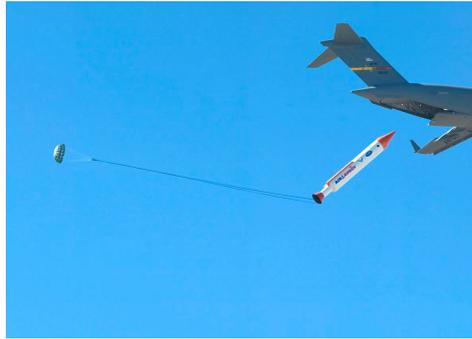


Figura 2.7. QuickReach<sup>TM</sup>: test del sistema di lancio *Gravity Air Launch*

è quello di rallentare la velocità di pitch del lanciatore quando è in caduta libera, fino al punto in cui questa velocità è nulla e l'assetto è quasi verticale. A questo punto si accendono i motori che bruciano le giunzioni con la linea del paracadute e avviano la fase di salita. Come si intuisce, il grande vantaggio di questo sistema sta nell'incredibile semplicità delle operazioni. Non c'è bisogno di un cluster di paracadute di grandi dimensioni, piattaforme di estrazione e non c'è neanche bisogno di valvole pirotecniche per separare il paracadute perché questo procedimento avviene in maniera naturale sfruttando l'accensione dei motori. Di conseguenza, il sistema gode di un'elevata affidabilità dovuta alla riduzione delle possibilità di failure da parte delle componenti. L'unico svantaggio, che ne aumenta i costi, è la necessità di trovare un modo per far scorrere il lanciatore in completa sicurezza sul pavimento del velivolo. In questo caso, il QuickReach<sup>TM</sup> utilizza una pedana costruita appositamente, composta da una lunga serie di pneumatici sulla quale viene fatto scorrere il lanciatore.

### 2.3.1 Vantaggi del sistema di Aviolancio

Nei paragrafi precedenti si è discusso delle differenze tra i diversi metodi di aviolancio e i relativi vantaggi. Ma perché c'è molto interesse in questo nuovo tipo di tecnologia? Lanciare da un aereo in volo permette di svincolarsi da una stazione di terra e questa condizione permette di semplificare le operazioni ma soprattutto permette di ottenere alcuni vantaggi in termini di semplicità, sicurezza, costi e affidabilità del lanciatore. Questa serie di vantaggi relativi a un sistema Internally Carried si possono così riassumere:

- Non necessita di grosse modifiche al velivolo trasportatore che, tra le altre cose, contribuisce a fornire un ambiente protetto per il payload che in questo modo non viene esposto alle fonti di calore esterne;

- Rispetto agli altri metodi non vi è resistenza aerodinamica aggiunta ma, soprattutto rispetto ai metodi di lancio con partenza in orizzontale (tipo Pegasus), non c'è bisogno di superfici aerodinamiche per manovrare nella fase atmosferica. Una conseguenza di questo è che il lanciatore non deve essere dimensionato per sostenere le forti accelerazioni trasversali e i momenti flettenti che, in aggiunta alle ali, vanno ad aumentare notevolmente il coefficiente strutturale del lanciatore. Sempre rispetto a questi metodi di lancio, durante la traiettoria si sperimenta una pressione dinamica molto minore, anche rispetto a un lancio da terra, e il meccanismo di Thrust Vectoring è meno sollecitato ed è, quindi, più leggero;
- Permette di superare le limitazioni legate alla geografia e al meteo nella zona di lancio perché è possibile partire da un qualsiasi aeroporto per raggiungere il punto desiderato di lancio nelle migliori condizioni di latitudine e longitudine per raggiungere l'orbita nel modo più efficiente possibile. Al contrario, lanciando da una stazione fissa di terra, bisogna tenere conto delle limitazioni sull'azimuth di lancio, dovute alla conformazione del territorio e alla presenza di zone abitate, e sulla latitudine che permette di recuperare qualche centinaio di  $m/s$  di  $\Delta V$  quando si è vicino all'equatore. Inoltre, spesso capita che un lancio a terra debba essere rimandato per via delle condizioni meteo avverse. Questo problema viene superato grazie al fatto che si riesce a volare e a lanciare al di sopra delle nubi o intorno alle zone di perturbazione;
- Un altro grande vantaggio è il fatto che è possibile intercettare molte più finestre di lancio che con un comune metodo di lancio da terra. In questo modo le attese di lancio possono essere notevolmente ridotte, il che può fare la differenza in una missione di emergenza. Questa condizione dipende dall'autonomia chilometrica del velivolo trasportatore e quindi dal massimo raggio di lancio che si ha a disposizione partendo da un determinato aeroporto;
- Vengono eliminati i problemi relativi alla riflessione delle onde acustiche sul terreno, per le quali il lanciatore deve essere propriamente dimensionato, sia nella parte bassa che è la più esposta, e sia nel fairing che deve proteggere i satelliti al suo interno;
- A causa della minore pressione atmosferica al momento del lancio, ma soprattutto per via della minore escursione di questo parametro durante la fase di volo atmosferica, l'ugello può essere disegnato con un rapporto di espansione maggiore, il che lo rende più efficiente durante l'ascesa. Inoltre, sempre per via della minore pressione atmosferica, si può ridurre la pressione operativa dei serbatoi. L'insieme di questi fattori porta dei miglioramenti sia nel peso che nell'impulso specifico, rendendo questo sistema molto competitivo con il metodo di lancio classico.

- Infine si ottengono dei buoni vantaggi in termini di  $\Delta V$ . Infatti, come si può vedere nel grafico in figura 2.8, la maggior parte delle perdite dovute alla resistenza aerodinamica si hanno nei primi 10000m di quota, quindi lanciando da quote più elevate si possono recuperare queste perdite. Ma ci sono anche altri vantaggi collaterali. Di fatto, il  $\Delta V$  necessario per il trasferimento in orbita si può scrivere come

$$\Delta V_{ideal} = V_{orbit} + \Delta V_{drag} + \Delta V_{gravity} + \Delta V_{steering} + \\ + \Delta V_{atmospheric\ pressure} - V_{earth\ rotation} - V_{carrier\ aircraft}$$

e lanciando da una quota maggiore diminuiscono anche le perdite per gravità, perché si riduce il tempo passato ad accelerare, e vengono ridotte anche quelle dovute alla necessità di sterzare, perché c'è bisogno di intervenire con meno correzioni durante la fase di ascesa. Diminuiscono anche le perdite dovute all'adattamento dell'ugello e, avendo la possibilità di agire sulla latitudine e sulla velocità di lancio, si può migliorare il termine  $V_{earth\ rotation}$  e  $V_{carrier\ aircraft}$ . In conclusione, di tutti questi termini, quello che ha maggiore importanza rimane comunque quello relativo alla resistenza atmosferica [34].

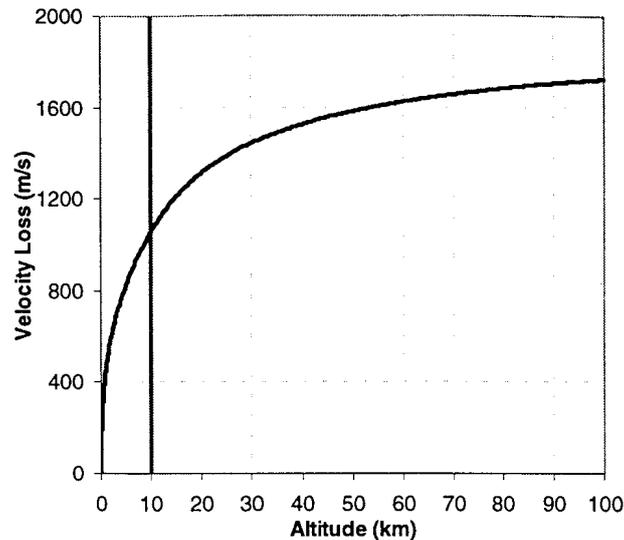


Figura 2.8. Perdite dovute alla resistenza aerodinamica durante la fase di volo atmosferica [36]



## Capitolo 3

### Descrizione del progetto

La capacità di avere accesso allo spazio in modo indipendente costituisce un enorme vantaggio in termini strategici, perché permette di avere accesso a una serie di informazioni altrimenti non disponibili, ma che possono fare una enorme differenza nella risoluzione di un conflitto o in missioni di pace. L'utilizzo dello spazio per operazioni di intelligence è stato, di fatto, il primo campo di prova della tecnologia satellitare. A iniziare dai primi satelliti spia dell'Unione Sovietica e degli Stati Uniti d'America che, durante la Guerra Fredda, riuscivano a carpire dati sensibili da poter utilizzare in caso di conflitto. La serie di satelliti spia sovietici, chiamati Zenit, operativi tra 1961 e il 1994 e con oltre 500 lanci in soli 33 anni, costituiscono il più numeroso tipo di satelliti nella storia delle esplorazioni spaziali. Si trattava nella maggior parte dei casi di capsule sferiche con temperatura e pressione controllata per preservare le pellicole, progettati per missioni di breve durata (al più 15 giorni) e per il rientro controllato in atmosfera. La durata limitata delle missioni costituiva un limite invalicabile ma divenne anche un importante vantaggio per l'Unione Sovietica, che per necessità aveva sempre un satellite pronto da poter posizionare in orbite differenti, anche con pochi giorni di preavviso.

La capacità di lanciare richiede dei programmi molto costosi e delle infrastrutture di terra molto avanzate. Inoltre bisogna considerare la geografia del terreno e la presenza di zone abitate o protette. Come è ben noto, le performance di un lancio sono influenzate dalla latitudine e dall'ampiezza di terreno libero disponibile. Per questi motivi gli Stati che detengono questa capacità sono molto pochi. L'idea di utilizzare un sistema di aviolancio nasce proprio per superare questi limiti. Svincolarsi da uno spazioporto di terra permette non solo di abbattere i costi legati al mantenimento dello stesso, ma permette anche di superare i limiti imposti dalla cartina geografica, di semplificare le operazioni e anche di non avere più un obiettivo strategicamente sensibile e vulnerabile agli attacchi. La possibilità di lanciare partendo da un qualsiasi aeroporto e con poco preavviso, utilizzando un comune velivolo da trasporto costituiscono, quindi, dei requisiti primari per questo progetto.

Disporre di un accesso indipendente allo spazio garantisce la capacità di reagire rapidamente a eventuali scenari di crisi in tutto il mondo, perciò si tratta di un progetto con grandi interessi per la Difesa. Alla luce di ciò, l'intero lavoro è rivolto in questa direzione e il velivolo e i paracadute presi in considerazione sono entrambi di tipico utilizzo militare. Questa strategia permette anche di studiare delle soluzioni economiche, che prevedono l'utilizzo di strumenti ed equipaggiamenti comunemente disponibili nelle forze armate, senza il bisogno di eccessive modifiche, e di utilizzare procedure consolidate nell'ambito dell'aviolancio. Ciò non esclude la possibilità di adattare questo sistema per scopi commerciali. Infatti la fattibilità e l'utilità di tale metodo di lancio è resa possibile dalle innovazioni tecnologiche nell'ambito dei micro e dei mini satelliti, cioè satelliti di decine o centinaia di kilogrammi, prodotto del crescente trend della miniaturizzazione nello spazio. In questo contesto si affacciano numerose nuove idee di business per offrire servizi di lancio sempre più economici ed efficienti. Inoltre, effettuando poche modifiche e utilizzando componenti standard, si garantisce una certa prontezza e preparazione al lancio anche in caso di emergenza e con pochi giorni di preavviso, il che permette di adattare questo metodo a diversi tipi di missione.

Non essendo disponibile, al momento della stesura di questa tesi, un vero e proprio *Concept of Operations* (CONOPS) del sistema, si procede per completezza a illustrare due possibili metodi di implementazione. La scelta tra i due non influenza in alcun modo il lavoro svolto di seguito, ma costituisce la base per la successiva fase dettagliata di design e per eventuali trade-off. Per tutta l'analisi il lanciatore viene considerato un dato del problema, anche se questo è strettamente vincolato al tipo di velivolo scelto e al massimo carico trasportabile. Nei capitoli successivi si andrà a illustrare nel dettaglio la fase di estrazione e stabilizzazione.

### 3.1 Concept of Operations

Lo schema di funzionamento è quello rappresentato in figura 3.1. Il lanciatore viene alloggiato all'interno della *cargo bay* del velivolo trasportatore. In una operazione standard di aviolancio è prevista la presenza di un equipaggio all'interno della zona cargo, in particolar modo un *load master*, che è il responsabile delle operazioni di lancio e della gestione del payload.

La piattaforma *Type-V* costituisce la principale interfaccia tra il lanciatore e il velivolo. Questa ha il compito di trasmettere i carichi statici e dinamici durante la fase di volo, i carichi e gli shock durante la fase di estrazione e di sostenere il peso del lanciatore durante la fase di stabilizzazione. In particolar modo collabora ai carichi in tensione, mentre il lanciatore assorbe la maggior parte dei carichi a compressione e a flessione. Nella fase di volo invece è richiesto necessariamente un ulteriore sistema di bloccaggio per assicurare il lanciatore nella sua posizione. Si tratta quindi di un elemento strutturalmente importante, ma progettato appositamente

### 3.1 – Concept of Operations

---

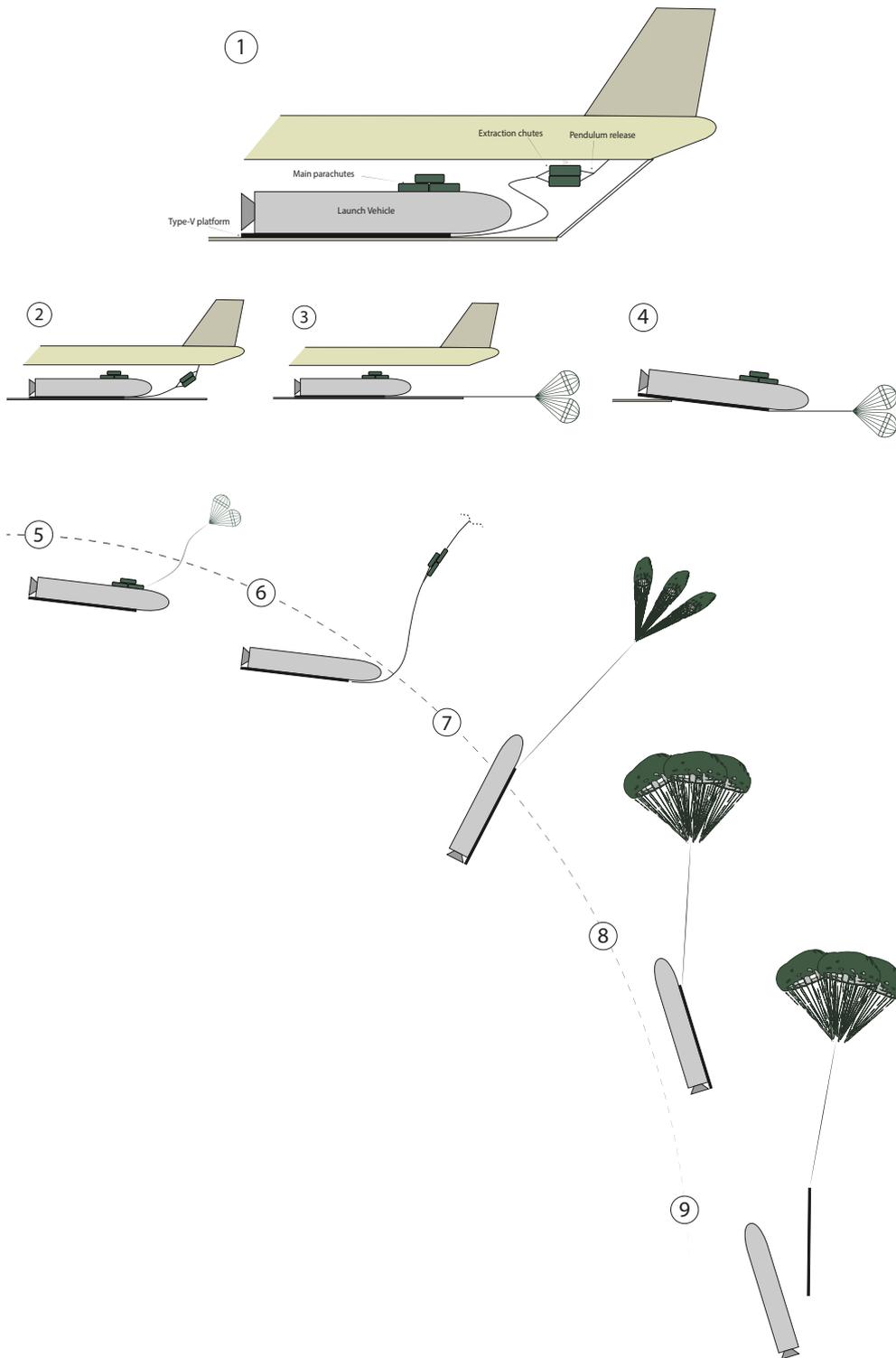


Figura 3.1. Concept of Operation

Lunghezza (metri)	Larghezza (metri)	Altezza (metri)	Massa (kg)	Massimo Carico (kg)
2.44	2.74	0.14	371.95	6803.88
3.66	2.74	0.14	553.38	9525.44
4.88	2.74	0.14	721.21	12700.58
6.10	2.74	0.14	884.5	17690.1
7.32	2.74	0.14	1034.19	19050.88
8.53	2.74	0.14	1279.13	19050.88
9.75	2.74	0.14	1386.18	19050.88

Tabella 3.1. Tabella riepilogativa della piattaforma Type-V.

per questo tipo di utilizzo. La piattaforma infatti costituisce uno standard nelle operazioni di airdrop, è disponibile in diverse lunghezze e può sostenere fino a un massimo di 19 tonnellate, vedi la tabella 3.1 [19][22]. Si tratta sostanzialmente di una lamina piana con delle guide laterali e dei carrelli sulla faccia sottostante che permettono di scorrere su dei rulli posizionati sul pavimento dell'aereo come si può vedere in figura 3.2. Tutti i velivoli da trasporto di tipo militare sono generalmente attrezzati per adagiare questo tipo di pedana.

Sul soffitto del vano cargo dell'aereo sono collegati i paracadute estrattori tramite un sistema chiamato *pendulum release*, ovvero un pendolo che oscilla e proietta i paracadute all'esterno del velivolo. Questo metodo di apertura può essere usato anche per un cluster di due o tre paracadute senza dover utilizzare un sistema pilota. Quando il velivolo raggiunge la posizione di lancio desiderata, con la corretta quota, velocità e il corretto angolo di heading il portellone si apre e il meccanismo di estrazione viene armato. Il payload a questo punto è trattenuto solamente da un sistema di rilascio automatico che si attiva nel momento in cui la forza di estrazione

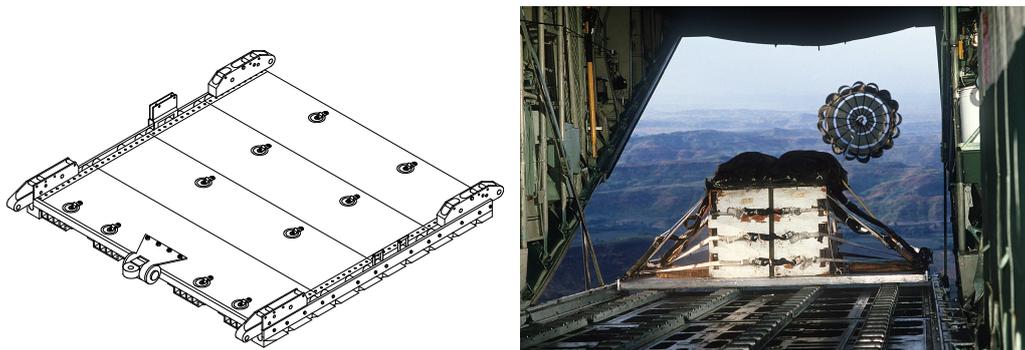


Figura 3.2. (a) Vista prospettica della piattaforma Type-V [19]. (b) Airdrop di un carico pesante da un C-130 Hercules

raggiunge il valore nominale. Questa procedura è standard ed è perfettamente applicabile al caso in esame. La lunghezza del cavo di estrazione che collega il payload con i paracadute è anch'essa standardizzata ed è di 60 ft (circa 18.3 metri) per il C-130 [8].

A questo punto inizia l'estrazione. Si è imposto come requisito per il tempo di estrazione un valore massimo di 5 secondi. Questo valore è molto conservativo, tenendo conto che il metodo *gravity drop*, come quello utilizzato dal QuickReach, può impiegare fino a 10 secondi. La variabile tempo costituisce un valore critico per questa fase in quanto il carico, spostandosi a bordo del velivolo, produce uno spostamento del baricentro e quindi un disturbo nella dinamica del velivolo. Per questo motivo l'abilità del pilota deve essere tanto più grande quanto più questo disturbo è accentuato.

Quando il lanciatore è fuori dal velivolo inizia un breve periodo di caduta libera (5 e 6 nell'immagine) in cui i paracadute estrattori vengono separati e vanno ad aprire i paracadute principali. Il lanciatore viene sottoposto a un primo shock dovuto al momento in cui la linea viene estesa completamente. Questo istante viene chiamato *line stretch* e corrisponde al momento in cui la velocità dei paracadute principali è uguale alla velocità del payload. Lo shock dovuto a questa fase è in prima analisi trascurabile per il metodo di apertura utilizzato, ma verrà discusso meglio in seguito.

I paracadute principali iniziano a gonfiarsi quando la linea è completamente estesa. È durante questo stadio che si sviluppano le forze più critiche. Quando si ha a che fare con payload molto pesanti è infatti buona norma prevedere della fasi di *reefing*, in cui cioè l'apertura del paracadute viene bloccata per qualche istante, in modo tale da decelerare il carico prima di aprire completamente il paracadute. Una volta che il sistema ha raggiunto l'equilibrio e una volta che il lanciatore si trova nel giusto assetto e alla giusta distanza dall'aereo, la pedana e i paracadute possono separarsi e i motori possono essere avviati. A questa fase seguirà un transitorio in cui il lanciatore perde quota finché la sua velocità verticale si annulla e poi aumenta.

In figura 3.3 viene mostrata una seconda possibile architettura delle operazioni illustrate in precedenza. La differenza sostanziale sta nel posizionare il lanciatore con il fairing rivolto verso la prua del velivolo. Come si intuisce dal grafico, questo richiede la presenza di una interfaccia supplementare sulla parte superiore del lanciatore, rappresentata in questo caso da un'altra piattaforma, ma potrebbe essere semplicemente la presenza di due o più agganci rinforzati adatti a sostenere il peso del lanciatore e le forze di apertura. Il vantaggio principale di questa configurazione, per cui varrebbe la pena approfondirla, è la possibilità di salvare il payload in caso si voglia prevedere una modalità di aborto missione in cui il razzo deve essere espulso. Il problema principale è che la piattaforma Type-V non sarebbe più adatta, perché non sarebbe possibile far rientrare il baricentro del carico all'interno della specifica area limite come dichiarato nel manuale per le procedure di airdrop [22]. La piattaforma, infatti, deve essere necessariamente posizionata all'estremo

di sinistra del payload in modo tale da lasciare completamente il velivolo insieme al lanciatore, o si rischierebbe di danneggiare l'ugello nel primo caso o il fairing nel secondo. In conclusione questo sistema richiederebbe lo studio di una piattaforma progettata ad hoc, con conseguente aumento dei costi, e anche la presenza di rinforzi su entrambe le facce del lanciatore per sostenere l'estrazione prima e la stabilizzazione dopo, e quindi un aumento della massa complessiva.

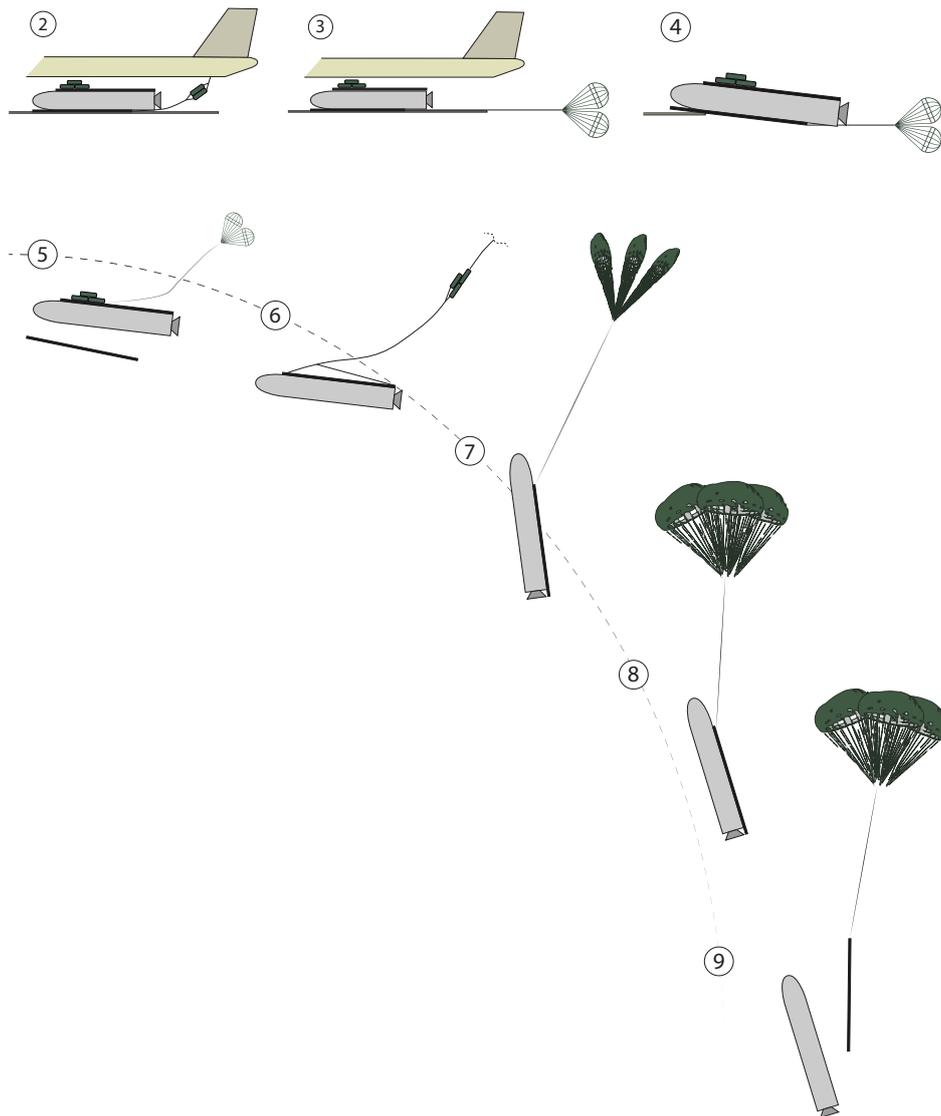


Figura 3.3. Architettura alternativa

## 3.2 Descrizione del payload

Secondo le ipotesi iniziali, ricavate da uno studio precedente, una delle architetture migliori per il payload sarebbe quella di un razzo a tre stadi a propellente solido e un quarto stadio superiore, alimentato da un sistema bipropellente *storable*, per posizionare il satellite, o i satelliti, nelle rispettive orbite. Questa prima ipotesi prevede un lanciatore di 12 tonnellate, con una lunghezza di circa 10 m e un diametro di 1.3 m, stipabile all'interno di un C-130J e capace di portare fino a 140 kg di carico utile in un'orbita equatoriale a 400 km.

Ai fini di questa tesi quello che è determinante riguardo il lanciatore sono le dimensioni e le inerzie. Queste caratteristiche, e conseguentemente le sue prestazioni in termini di carico utile in orbita, sono limitate dal tipo di velivolo trasportatore. Al momento in cui si scrive questa tesi l'Aeronautica Militare possiede 9 velivoli C-130J e 10 velivoli C-130J-30, che costituiscono una versione più lunga e più capiente. Invece, al momento in cui si studiava questa prima applicazione, gli aeromobili C-130J-30 non erano ancora completamente disponibili ma sarebbero in grado di implementare notevolmente le prestazioni del sistema. In quest'ottica si è voluto considerare un nuovo payload di 16 tonnellate, 11.6 metri di lunghezza e 1.5 metri di diametro. Questi valori sono stati scelti facendo riferimento a un progetto, portato avanti da un gruppo di ricerca giapponese, denominato ALSET (Air Launch System Enabling Technology) [2][23]. Nel grafico 3.4 si può vedere una soluzione approssimativa di quali possono essere le performance migliorate del nuovo sistema (in rosso). Per esempio, per una missione sulla ISS, considerando che, utilizzando un sistema aviolanciato, si può ottenere un vantaggio anche di 1000  $m/s$  in termini

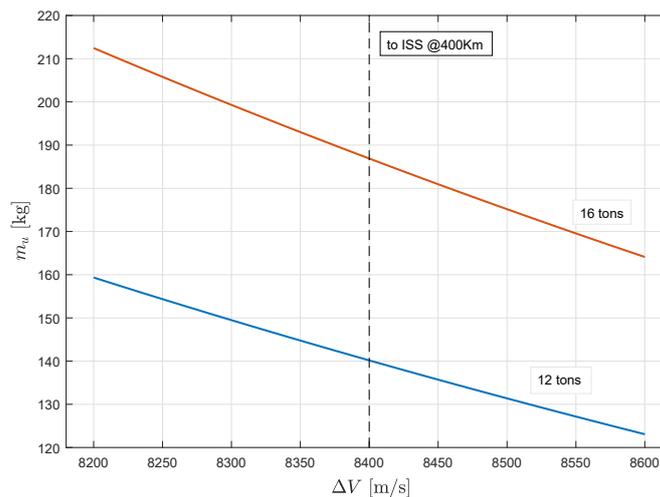


Figura 3.4. Soluzione approssimativa delle prestazioni in termini di carico utile in orbita

di  $\Delta V$  e, considerando un razzo a propellente solido a 4 stadi uguali, con valori tipici dell'impulso specifico e dello *structural coefficient*, si possono guadagnare tra i 50 e i 100 kg di carico utile in orbita.

Data la massa e la geometria e tramite qualche ipotesi semplificativa, è possibile trovare una posizione del centro di gravità e una matrice di inerzia plausibile. I risultati sono sintetizzati in tabella 3.2 e in figura 3.5, che mostra il risultato di questa analisi ottenuto con il disegno CAD del sistema. La posizione del centro di gravità è scritta rispetto a un sistema di riferimento centrato sull'asse di simmetria del lanciatore e sul piano di uscita dell'ugello. Per l'inerzia si esplicita solo la componente lungo z, asse trasversale entrante nel piano in figura, rispetto al centro di gravità, perché è quella di maggiore interesse per il lavoro descritto in seguito. In ogni caso si considerano i valori relativi al solo lanciatore o al complesso lanciatore e piattaforma Type-V.

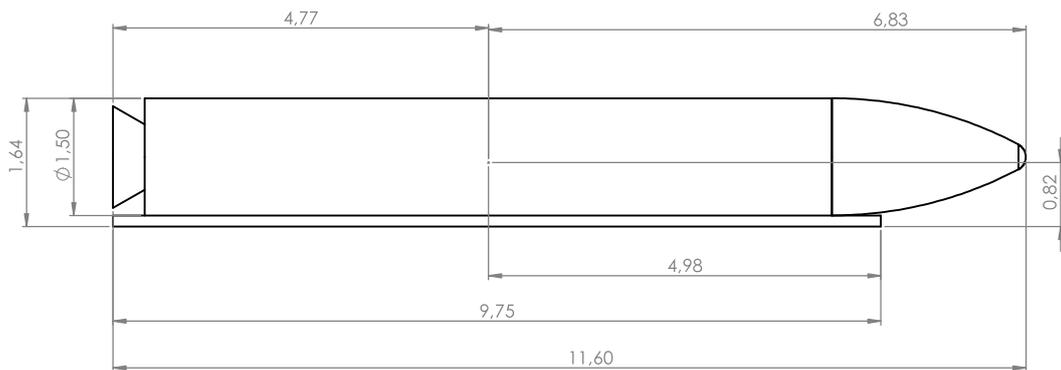


Figura 3.5. Geometria del lanciatore

<b>Massa</b>	LV	16000 kg
	LV+Type-V	17375 kg
<b>C.G.</b>	LV	$x_g = 4.76 m, y_g = 0 m$
	LV+Type-V	$x_g = 4.77 m, y_g = -0.06 m$
<b>Iz</b>	LV	115678 kg m <sup>2</sup>
	LV+Type-V	127464 kg m <sup>2</sup>

Tabella 3.2. Sintesi delle proprietà geometriche e di massa del payload

### 3.3 Il velivolo trasportatore

Nella tabella 3.3 si può vedere una lista di velivoli cargo che potrebbero essere utilizzati per l'aviolancio. Si vede che è possibile fare una prima distinzione tra aeromobili prettamente militari e aeromobili impiegati anche in compagnie private. Una seconda distinzione riguarda quei velivoli che sono in dotazione all'Aeronautica Militare italiana e non. Tra questi, l'unico in grado di trasportare e aviolanciare un payload di grandi dimensioni è il C-130J e il C-130J-30. Il C-27J possiede un carico massimo di 11.5 tonnellate e, per questo motivo, non rispecchia i requisiti sulla massa utile in orbita. Questo valore e tutti quelli indicati nella tabella sono ricavati dalle informazioni disponibili pubblicamente in rete, tuttavia l'effettivo peso del lanciatore viene limitato anche da altri fattori, come restrizioni geometriche oppure la presenza di altri strumenti, come la piattaforma e i paracadute, necessari al successo della missione. Un ottimo candidato, esterno all'Aeronautica Militare italiana, è il Boeing C-17 Globemaster III, ampiamente utilizzato dalla United States Air Force. Insieme al C-130, il Boeing C-17 costituisce sicuramente uno dei velivoli maggiormente utilizzati e con più esperienza nelle operazioni di AirDrop e per questo motivo adatto a questo genere di missioni. Oltre a questi si nota il C-130A e l'Antonov An-124, entrambi operati da compagnie private. Nel primo caso, tuttavia, si tratta di un modello vecchio, caratterizzato da un massimo carico al decollo inferiore e, nel secondo caso, di un velivolo difficile da utilizzare e che richiederebbe delle modifiche per essere adattato a questo tipo di missione.

Dunque, per una applicazione italiana il C-130J è il velivolo più indicato, sia in termini di prestazioni e sia in termini economici, non essendo necessaria alcuna modifica. Uno schema del vano cargo è rappresentato in figura 3.6 e riprodotto su SolidWorks in figura 3.7. Il punto di concentrazione della massa del payload deve essere compreso all'interno di un'area definita dal costruttore in modo tale da poter sfruttare il velivolo a pieno carico. Quest'area è centrata approssimativamente a metà del vano, in prossimità del carrello di atterraggio. Rimanere entro questi limiti garantisce il corretto funzionamento del velivolo in ogni condizione di volo e in ogni fase della missione.

<b>Aircraft</b>	<b>Providers</b>	<b>Payload (tons)</b>
C-130A	Commercial/Military	15.9
C-130J/-30	Military, AM	19/20
C-27J	Military, AM	11.5
C-17A	Military, USAF	77.5
AN-124	Commercial/Military	120

Tabella 3.3. Tabella riassuntiva dei velivoli trasportatori

Il Lockheed Martin C-130J "Super" Hercules è un velivolo quadrimotore turboelica. Può aviolanciare fino a 19050 kg (19958 kg nella versione C-130J-30) e fino alla velocità di 250 KIAS. Come già detto in precedenza, uno dei grandi vantaggi dell'aviolancio è la possibilità di scegliere la posizione di lancio e di intercettare, in questo modo, diverse finestre di lancio. Questo è molto importante quando sono previste manovre di rendez-vous in cui si hanno a disposizione poche finestre di lancio, essendo vincolate al passaggio della navicella madre rispetto allo spaziorporto di terra. In realtà, anche in presenza delle giuste condizioni, è quasi sempre necessario effettuare alcune manovre correttive. Quando è possibile queste manovre vengono effettuate dal lanciatore stesso. Per esempio si adopera la così detta *dog-leg manoeuvre*, in cui il razzo segue una traiettoria di salita a "S" per correggere i gradi di separazione dal piano orbitale della navicella madre. Quando non è possibile bisogna necessariamente effettuare un cambio di piano in orbita, che è una manovra che richiede un grande dispendio di energia <sup>1</sup>.

<sup>1</sup>La minima inclinazione di un'orbita è uguale alla latitudine del sito di lancio.

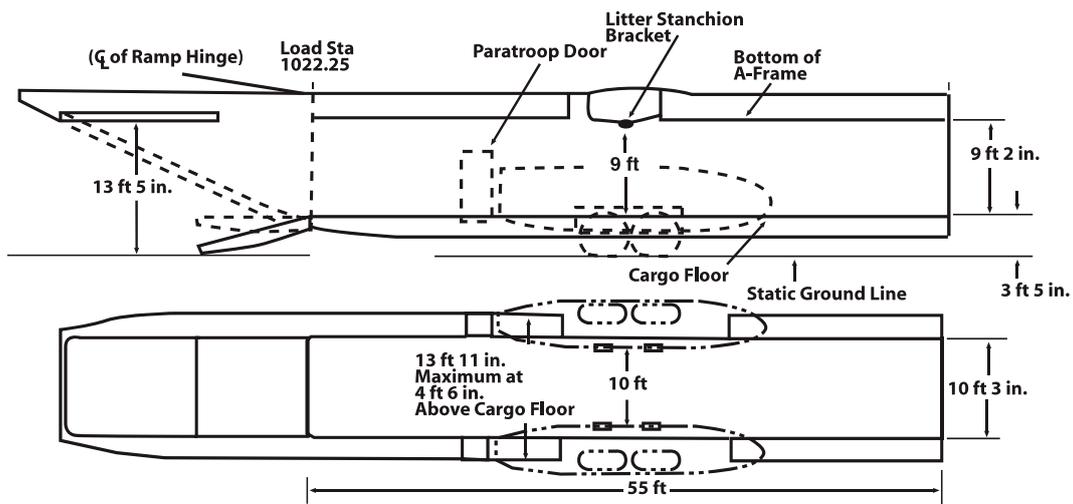


Figura 3.6. Dimensioni del vano cargo di un C-130J-30 [18]

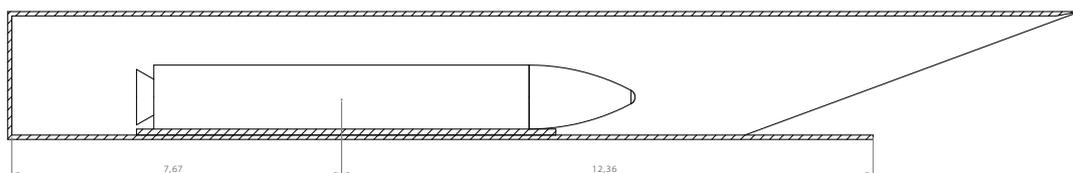


Figura 3.7. Il lanciatore integrato all'interno del vano cargo di un C-130J-30

Un sistema di aviolancio permette di superare questi problemi, e quindi permette di sfruttare al meglio l'energia a disposizione del lanciatore e di avere dei satelliti con sistemi propulsivi più leggeri, diminuendo o addirittura annullando l'energia richiesta per il cambio di piano. L'unica restrizione a riguardo è imposta dall'autonomia del velivolo trasportatore, che determina la massima area della zona di lancio. A tal proposito, l'autonomia chilometrica è un altro fattore determinante nella scelta del velivolo. Il C-130J-30, per esempio, possiede un'autonomia di 4410 km, corrispondenti a una missione a 2.5g e con il payload massimo, e un'autonomia massima teorica di 6854 km. Si veda la figura 3.8<sup>2</sup>. Questa può rappresentare un tipo di applicazione dell'aviolancio, in cui, per esempio, si vuole portare un carico di rifornimenti sulla Stazione Spaziale Internazionale. Partendo dall'aeroporto di Kourou, dove è situata la base di lancio dell'Agenzia Spaziale Europea, è possibile fare un confronto con un metodo classico. I cerchi verde e rosso rappresentano la massima portata in termini chilometrici di un C-130J-30 per una missione che preveda, ovviamente, anche il ritorno e l'atterraggio nello stesso aeroporto. Quella verde in particolare rappresenta l'autonomia a pieno carico. Si sono rappresentate, inoltre, sei delle ground tracks della Stazione Spaziale Internazionale come esempio. La ISS orbita in circa un'ora e mezza, effettuando circa 15 orbite complete al giorno, di cui una o due intercettano efficacemente la base di Kourou. Sfruttando i vantaggi dell'aviolancio, con un C-130 si avrebbero a disposizione almeno 2 finestre di lancio per ogni finestra di lancio standard, il che significa che in una giornata si avrebbero

<sup>2</sup>La posizione relativa tra il C-130 e la ISS è indicativa

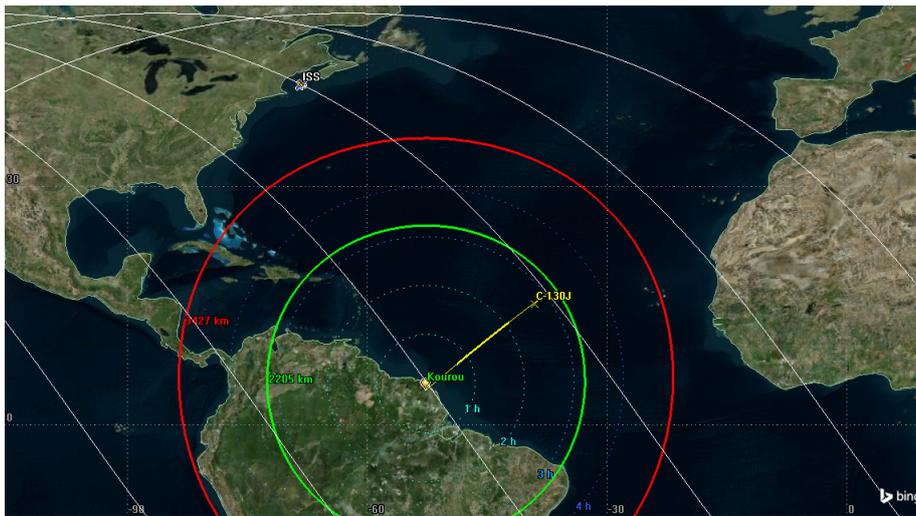


Figura 3.8. Esempio di una missione di rifornimento per la ISS

almeno il doppio delle occasioni per lanciare. In figura sono stati rappresentati anche i tempi di crociera (da un'ora a quattro ore) necessari per raggiungere una certa distanza viaggiando a 190 m/s alla quota di 27000 ft. Incrementando l'autonomia del velivolo è quindi possibile incrementare le possibilità di lancio che si hanno in un giorno ed avere eventualmente margini di  $\Delta V$  minori. Ovviamente questo discorso vale anche in generale, quando si hanno particolari requisiti per cui la tempistica di lancio è essenziale. Per esempio in una missione di emergenza, in cui è richiesta la massima celerità, questo metodo può aiutare a risparmiare ore importanti prima di diventare operativi.

### 3.4 Esempio: missione di osservazione in Iraq con partenza da Torino

In figura 3.9 sono mostrate due possibili sviluppi di una missione nel caso in cui venga richiesto un supporto satellitare d'emergenza in una zona di rischio. A titolo di esempio si mostrano due possibili orbite che permettono di osservare la zona target di Kirkuk, in Iraq, che costituisce una zona sensibile e con la presenza di militari italiani. La prima è un'orbita polare quasi eliosincrona, e permette almeno un'osservazione al giorno sulla zona target e una comunicazione con una stazione di terra in Italia entro una o due ore dall'osservazione. La seconda è un'orbita circolare di 400 km inclinata di  $35^\circ$  che permette almeno due osservazioni al giorno e, come prima, permette una comunicazione tempestiva con l'Italia. In entrambi i casi si dispone di almeno una finestra di lancio al giorno. Si nota che partendo dall'aeroporto di Torino, con un C-130J-30, è possibile raggiungere diverse zone di lancio nel raggio di 2205 km, che permettono di sfruttare il bacino mediterraneo, che nel tratto più lungo si estende per più di 2000 km da Ovest verso Est, oppure l'oceano atlantico o il mare del nord.



Figura 3.9. Esempio di una missione di osservazione in Iraq partendo da Torino

# Capitolo 4

## Estrazione

La fase di estrazione durante una normale procedura di airdrop comprende: il rilascio, l'estensione e l'apertura dei paracadute estrattori fino al raggiungimento della giusta forza di trazione per attivare il meccanismo di rilascio della piattaforma e iniziare ad accelerare il payload; l'accelerazione del carico dalla sua posizione iniziale fino al punto in cui lascia la pedana del velivolo e la rotazione del payload quando i vincoli che lo assicurano alla pedana vengono meno; il trasferimento del carico di estrazione dalla piattaforma ai paracadute principali per iniziare la fase di apertura.

Parlando della fase di estrazione, è possibile fare riferimento al payload come all'insieme degli elementi che vengono effettivamente trainati all'esterno del velivolo, e cioè il lanciatore, la piattaforma Type-V, i paracadute principali e tutti gli elementi che concorrono al corretto funzionamento del sistema nelle fasi successive (cradles, linee di carico e via dicendo). I restanti elementi, che collaborano per il corretto funzionamento della procedura di estrazione possono essere combinati in un gruppo chiamato *Payload Extraction System*, o PES. All'interno di questo gruppo troviamo: i paracadute e le rispettive linee di carico, il pendolo di rilascio, i sistemi di bloccaggio, il giunto di trasferimento della forza di estrazione e la stessa piattaforma Type-V essendo l'elemento che fa da interfaccia tra il payload e il PES.

Prima di andare a studiare nel dettaglio questa manovra si sono definiti dei requisiti che il sistema di estrazione deve rispettare. I più importanti sono qui sotto elencati:

1. Il PES deve sostenere i carichi dovuti alla fase di volo;
2. Il PES deve rispettare le procedure e gli standard preesistenti per i sistemi di aviolancio;
3. Il PES deve estrarre il payload in meno di 5 secondi;
4. Il payload deve mantenere una distanza di sicurezza di almeno 50 cm dalle pareti del vano cargo.

Il primo requisito è abbastanza ovvio. Il sistema di estrazione e la piattaforma devono trasferire i carichi dal velivolo al payload durante la fase di volo, in modo da portare il lanciatore nelle giuste condizioni di assetto, quota e posizione per il lancio. Si potrebbe pensare di includere questo requisito in uno più generale, che valga per tutta la durata della missione: il *launch vehicle* e il *carrier aircraft* devono sopportare i carichi statici, dinamici e gli shock dovuti all’aviolancio in ogni fase della missione, dal decollo all’accensione finale dei motori. Per quanto riguarda i carichi durante la fase di volo, che sono quelli che interessano il sistema di estrazione, il payload deve essere assicurato all’interno del vano cargo in modo tale da sostenere la quantità di sollecitazioni imposte dalla normativa per il tipo di velivolo cargo. Per il C-130J la normativa impone che il sistema sia capace di resistere a:

8g	Forward
1.5g	Aft
2g	Vertical
1.5g	Lateral

Per soddisfare il secondo requisito si è fatto riferimento ai manuali disponibili per le procedure di airdrop e ai singoli manuali relativi alle attrezzature standard [20][19][22][5]. Di seguito si andranno ad analizzare più nel dettaglio le componenti del PES.

## 4.1 Payload Extraction System (PES)

### 4.1.1 Piattaforma Type-V

Della piattaforma Type-V [19] si è già parlato brevemente nel capitolo precedente. Si tratta di un elemento essenziale perché collabora in ogni fase della missione ad assorbire e a trasmettere i carichi. In particolare nella tabella 3.1 vengono rappresentate le versioni disponibili in base alla lunghezza e al carico massimo sostenibile. Generalmente è richiesto che il carico non superi, in lunghezza, un piano immaginario inclinato di  $30^\circ$  rispetto al pavimento e che parte dal bordo inferiore della piattaforma, o comunque mai più di 3 ft oltre il bordo. Nel caso in esame, scegliendo la versione più lunga di 32 ft (9.75 m), il fairing supera di circa 6 ft il bordo anteriore della piattaforma. Trattandosi del bordo anteriore questo non causa problemi e lo si andrà a dimostrare successivamente quando si andranno a studiare i margini a disposizione con le pareti del vano cargo.

Ben più importanti sono le limitazioni sulla posizione del baricentro del payload. Infatti, se queste condizioni non sono rispettate non è possibile volare. Le limitazioni sono tabellate nell’apposito manuale e sono rappresentate in figura 4.1. Per la versione da 32 ft il minimo valore di A e il massimo valore di B sono:

Platform length	Minimum A	Maximum B
9.75 m	3.99 m	5.38 m

Dalla figura 3.5 si vede che nel nostro caso il centro di massa si trova a 4.77 m dall'uscita dell'ugello e quindi a una distanza B dal bordo anteriore della piattaforma di 4.98 m, per cui si rispettano abbondantemente questi requisiti. Rimane comunque un ampio spazio di manovra per un design più dettagliato del lanciatore.

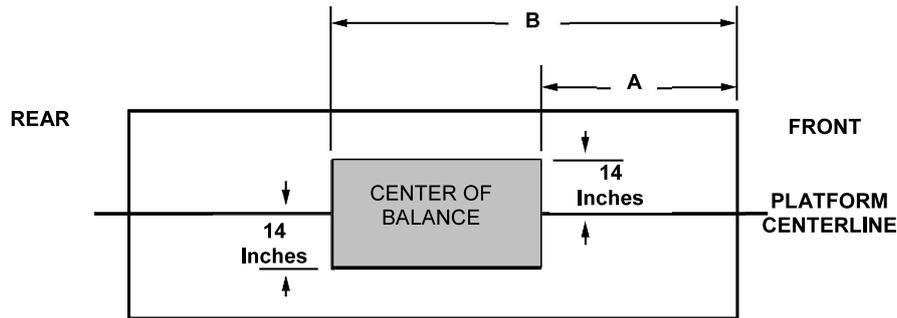


Figura 4.1. Limiti sulla posizione del centro di gravità per la piattaforma Type-V [19]

#### 4.1.2 Pendulum release e giunto di trasferimento della forza di estrazione

In figura 4.2 si può vedere uno schema del sistema di rilascio. In alto, sul soffitto del velivolo, il pendolo, composto da un *bomb rack*, cioè un sistema di attacco e rilascio automatico che viene attivato elettronicamente dal load master, una leva per il rilascio manuale di emergenza e un braccio che fa da perno per il pendolo. Al momento del lancio il pendolo viene rilasciato proiettando i paracadute all'esterno del velivolo, contemporaneamente i cavi adagiati all'interno di una sacca sul pavimento iniziano a estendersi. In questo momento il payload viene trattenuto da un gruppo di ganci di arresto a molla. Quando la forza di estrazione raggiunge il valore nominale questi ganci liberano il payload che quindi può iniziare ad accelerare.

La piattaforma è collegata alla linea di estrazione tramite un *coupling link assembly*, ovvero un giunto con un sistema di attivazione che permette, quando innescato al momento giusto, di separare i paracadute estrattori dalla piattaforma. A questo punto gli estrattori sono collegati direttamente ai paracadute principali e ne permettono l'apertura. Questo sistema viene realizzato ponendo un attuatore sul lato sinistro della piattaforma. L'attuatore è composto da un braccio che viene costretto a scorrere all'interno dei binari laterali, nell'interstizio tra la piattaforma

e il velivolo. Quando la pedana lascia i binari l'attuatore si aziona e, tirando il cavo di collegamento, va ad aprire il giunto prima citato. Tutto questo avviene all'incirca quando la piattaforma lascia completamente il velivolo. Quindi in questo punto si può considerare terminata la fase di estrazione.

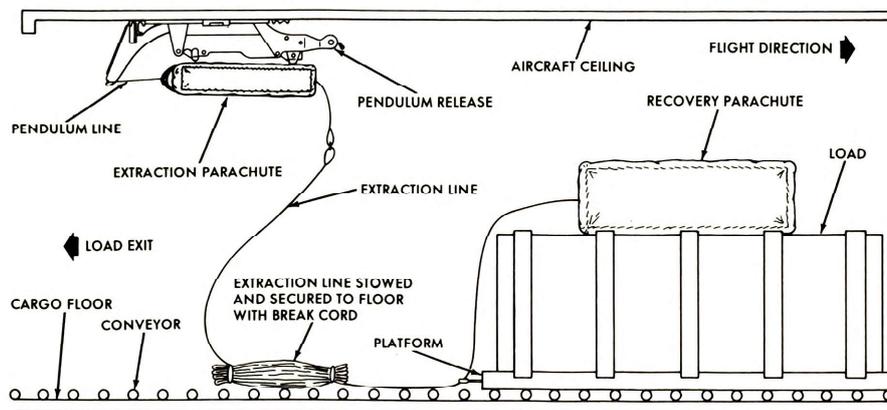


Figura 4.2. Schema del sistema di rilascio e della linea di estrazione [5]

### 4.1.3 Paracadute estrattori

L'elemento principale per il sistema di estrazione è costituito dal paracadute. L'obiettivo è quello di creare una forza di trazione tale da accelerare il payload verso l'uscita della cargo bay, e questo può essere fatto con uno o più paracadute in cluster, *reefed* o *unreefed*. Il tipo e il numero di paracadute viene regolato in base al peso del carico dalle procedure standard, in vigore da più di 60 anni sintetizzate nella tabella 4.1. Per carichi pesanti, oltre i 12700 kg, viene richiesto un cluster di due paracadute da 28 piedi di diametro, ovvero circa 8.5 metri. I paracadute di tipo ring-slot sono dei flat-circular in cui ogni sezione (*gore*) è composta da più rettangoli. Lo spazio libero tra questi rettangoli permette all'aria di attraversarli. Vedi la figura 4.3 e l'appendice A.1 per maggiori dettagli su come è fatto un paracadute. Il termine flat-circular si riferisce alla forma del paracadute quando questo non è aperto. Si tratta della forma più semplice e di quella più usata per questo genere di applicazioni. Il diametro nominale, o *constructed diameter*,  $D_0$ , che caratterizza il tipo di paracadute, è riferito alla forma costruttiva ed è da distinguere dal diametro proiettato  $D_p$  che si riferisce all'area effettiva che genera resistenza. A seconda del tipo di applicazione si può fare riferimento alla *Projected Drag Area*  $(C_D S)_p$  o alla *Nominal Drag Area*  $(C_D S)_0$ , a seconda che ci si riferisca a un tipo di coefficiente di resistenza o l'altro. In genere non si fa mai riferimento all'area proiettata perché con essa cambia anche il valore del coefficiente di resistenza. Piuttosto ci si riferisce

ai termini nominali, che vengono calcolati in galleria del vento, e per i transitori in cui l'area non è costante si fa riferimento a metodi analitici.

Extraction Parachute <i>Size and Type</i>	Extracted Load Range <i>(pounds)</i>	Extraction Line <i>(for a C-130J)</i>
15-foot ring-slot	2520 - 8000	1-loop 60-foot
22-foot ring-slot	7000 - 17500	3-loop 60-foot
28-foot ring-slot	16000 - 30000	3-loop 60-foot
Two 28-foot ring-slot	28000 - 42000	6-loop 60-foot

Tabella 4.1. Requisiti per i paracadute estrattori secondo le procedure prevista dal manuale TM 4-48.02 [22]

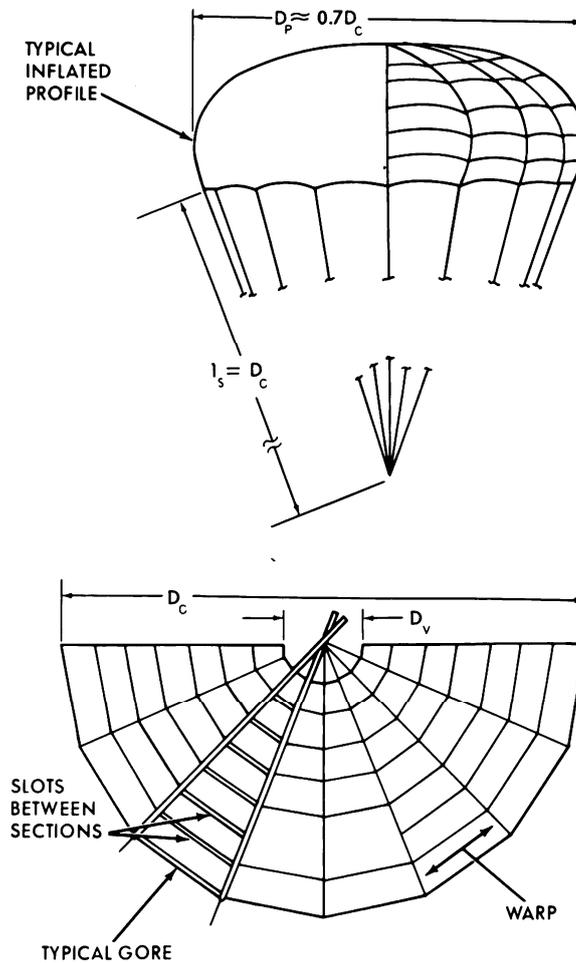


Figura 4.3. Paracadute tipo ring-slot [5]

La forma di un paracadute ring-slot è simile a quella di più anelli concentrici, di diametro sempre più piccolo man mano che ci si avvicina al centro, e da questo deriva il nome *ring*. La presenza di fessure libere genera una certa *porosità geometrica*. Quest'ultima, sommata alla porosità del tessuto della canopy, definisce la porosità effettiva del paracadute. Si tratta di un parametro molto importante che regola il funzionamento e il tipo di applicazione di un paracadute. Gli effetti più importanti riguardano la diminuzione del coefficiente di resistenza e l'aumento della stabilità. Durante l'estrazione è infatti richiesta una elevata stabilità, al fine di avere una forza di trazione quanto più possibile costante in modulo e direzione e delle prestazioni affidabili nella scia dell'aereo la quale, oltre a provocare un disturbo nel flusso, provoca una diminuzione del coefficiente di resistenza. Per questo motivo i ring-slot sono molto usati anche come aerofreni per i velivoli militari in caso di atterraggio su corte distanze. Inoltre è richiesta una grande resistenza alla rottura. Infatti durante l'estrazione, a differenza della stabilizzazione, il paracadute sperimenta una condizione definita come *infinite mass condition*, che corrisponde a una condizione in cui il paracadute deve decelerare una massa infinita perché non subisce una diminuzione della velocità (si tratta della stessa situazione sperimentata in una galleria del vento). Questa condizione fa sì che, dopo il transitorio di apertura, la forza di estrazione sia quasi costante, come è mostrato in figura 4.4 per una tipica situazione. Un altro requisito è che la linea di estrazione sia sufficientemente lunga da assicurare una corretta apertura e che questa non interferisca con le superfici del velivolo.

Il peso approssimativo per un singolo paracadute, comprendente tutto il sistema di cavi e dispositivi connessi, è di circa 16.5 kg. Per altre informazioni più dettagliate riguardo le caratteristiche e i materiali di ogni tipo di paracadute si rimanda alla tabella 4.2.

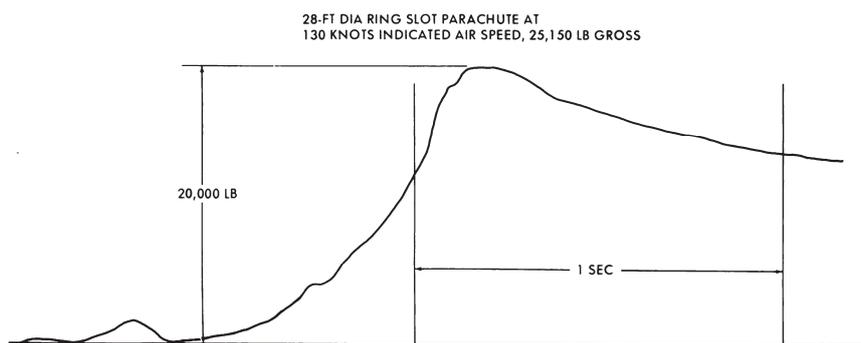


Figura 4.4. Tipico andamento della forza di estrazione [5]

Abbreviated nomenclature	Weight (lb)	Canopy			Suspension lines		
		Type	Nominal diameter (ft)	Type of material	Number	Length (ft)	Type of material
15-ft extraction	8.0	Ring-slot	15	2.25 oz Nylon Cloth	16	15	Type IV Braided Nylon Cord
22-ft extraction	27.5	Ring-slot	22	3.50 oz Nylon Cloth	28	22	Type V Braided Nylon Cord
28-ft extraction	36.5	Ring-slot	28	2.25 oz Nylon Cloth	30	28	Type VI Braided Nylon Cord

Tabella 4.2. Sintesi delle caratteristiche della linea di estrazione per i diversi tipi di paracadute [22]

## 4.2 Modello dinamico

Si vuole ora andare a verificare il terzo e il quarto requisito espressi in precedenza, costruendo un modello dinamico della fase di estrazione. Questo modello è molto utile anche per ricavare l'assetto e la velocità di rotazione del payload in uscita dal velivolo. Tale informazione è molto importante perché definisce le condizioni iniziali del lanciatore per la fase di apertura dei paracadute principali e per la successiva di stabilizzazione. Tuttavia, come verrà spiegato meglio in seguito, non verrà trattato in maniera esaustiva in questa tesi perché richiederebbe una analisi aerodinamica approfondita del sistema costituito dalla piattaforma e dal lanciatore.

Il modello dinamico è costituito da tre gradi di libertà: la traslazione del baricentro nel piano di simmetria del velivolo e la rotazione attorno a un asse perpendicolare a questo piano. Per semplificare il problema sono state fatte le seguenti ipotesi:

- Il moto avviene nel piano di simmetria del velivolo;
- Il velivolo vola con un assetto costante, livellato a quota e a velocità costante e il pavimento è parallelo all'orizzonte;
- La direzione della forza di estrazione è sempre parallela al pavimento del velivolo;
- Il payload, costituito dalla piattaforma, il lanciatore e i paracadute principali, viene trattato come un corpo rigido;
- I cavi della linea di estrazione sono considerati inestensibili;
- L'attrito tra la piattaforma e il carrello viene trascurato nell'analisi dei risultati.

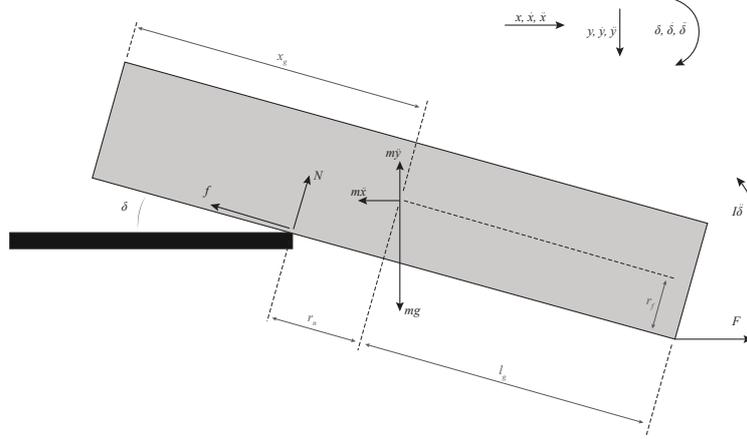


Figura 4.5. Diagramma delle forze e dei momenti

Con riferimento alla figura 4.5 si possono scrivere le tre equazioni della dinamica riferite al caso generale in cui il carico si trova sul bordo e sta ruotando:

$$\begin{aligned}
 m\ddot{x} &= F + N\sin\delta - f\cos\delta \\
 m\ddot{y} &= mg - N\cos\delta - f\sin\delta \\
 I_y\ddot{\delta} &= fr_f + Nr_N - F(r_f\cos\delta + l_g\sin\delta)
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

Il sistema non è chiuso perché il modulo della reazione normale dipende dalle variabili  $x$ ,  $y$ ,  $\delta$ . Infatti bisogna aggiungere una condizione cinematica sul punto di contatto tra il payload e il pavimento, e cioè che la velocità perpendicolare sia nulla:

$$v_{SN} = \dot{y}\cos\delta - \dot{x}\sin\delta - \dot{\delta}r_N = 0
 \tag{4.2}$$

Dove  $v_{SN}$  può essere scritta come somma delle componenti lungo la direzione di  $N$  della velocità di traslazione e della velocità di rotazione. Si vuole ricavare una espressione di  $N$  in funzione delle variabili di stato da inserire nel sistema 4.1. Si deriva la 4.2 e si ottiene:

$$\begin{aligned}
 \dot{y}\cos\delta - \dot{y}\dot{\delta}\sin\delta - \ddot{x}\sin\delta - \dot{x}\dot{\delta}\cos\delta - \ddot{\delta}r_N - \dot{\delta}\dot{r}_N &= 0 \\
 \dot{y}\cos\delta - \ddot{x}\sin\delta &= \dot{\delta}(\dot{y}\sin\delta + \dot{x}\cos\delta) + \ddot{\delta}r_N + \dot{\delta}\dot{r}_N
 \end{aligned}
 \tag{4.3}$$

Dalla prima e dalla seconda equazione della dinamica (4.1), moltiplicando rispettivamente per  $\sin\delta$  e  $\cos\delta$  si può scrivere:

$$\begin{aligned}
 \ddot{x}\sin\delta &= \frac{F\sin\delta + N\sin^2\delta - \mu N\sin\delta\cos\delta}{m} \\
 \dot{y}\cos\delta &= \frac{mg\cos\delta - N\cos^2\delta - \mu N\sin\delta\cos\delta}{m}
 \end{aligned}
 \tag{4.4}$$

Sottraendo membro a membro la 4.4 ed uguagliando a 4.3 si ottiene:

$$\begin{aligned} \frac{mg\cos\delta - F\sin\delta - N}{m} &= \dot{\delta}(\dot{y}\sin\delta + \dot{x}\cos\delta) + \ddot{\delta}r_N + \dot{\delta}\dot{r}_N \\ mg\cos\delta - F\sin\delta - N &= m\dot{\delta}(\dot{y}\sin\delta + \dot{x}\cos\delta) + \\ &+ m\dot{\delta}\dot{r}_N + \frac{mr_N}{I_y}(\mu Nr_f + Nr_N - Fr_f\cos\delta - Fl_g\sin\delta) \end{aligned} \quad (4.5)$$

dove nel secondo passaggio si è sostituito il valore di  $\ddot{\delta}$ . A questo punto si può raccogliere per ottenere N:

$$\begin{aligned} N \left( 1 + \frac{m}{I_y}(\mu r_N r_f + r_N^2) \right) &= mg\cos\delta - F\sin\delta + \\ - m \left[ \dot{\delta}(\dot{y}\sin\delta + \dot{x}\cos\delta) + \dot{\delta}\dot{r}_N - \frac{r_N F}{I_y}(l_g\sin\delta + r_f\cos\delta) \right] \end{aligned} \quad (4.6)$$

Si raggruppano i termini tra parentesi per avere:

$$k_1 = 1 + \frac{m}{I_y}(\mu r_N r_f + r_N^2) \quad (4.7)$$

$$a_f = \dot{\delta}(\dot{y}\sin\delta + \dot{x}\cos\delta) + \dot{\delta}\dot{r}_N - \frac{r_N F}{I_y}(l_g\sin\delta + r_f\cos\delta) \quad (4.8)$$

$$N = \frac{mg\cos\delta - F\sin\delta - ma_f}{k_1} \quad (4.9)$$

Dall'ultima equazione si deduce che  $N = f(x, \dot{x}, y, \dot{y}, \delta, \dot{\delta}, V_0, geometria)$ , e quindi è funzione della velocità di volo, della geometria e delle variabili di stato. Infatti  $r_N$ , il braccio della forza normale, e la sua derivata si possono scrivere come

$$\begin{aligned} r_N &= (x - L)\cos\delta \\ \dot{r}_N &= \dot{x}\cos\delta + \dot{\delta}x\sin\delta \end{aligned} \quad (4.10)$$

dove L indica la distanza tra il baricentro nella posizione iniziale e la fine della pedana. La forza esercitata dai paracadute estrattori invece può essere scritta come:

$$F = n_p \frac{1}{2} \rho (V_0 - \dot{x})^2 (C_D S)_0 \quad (4.11)$$

Per la velocità di volo si intende ovviamente quella vera, che si va a comporre con la velocità relativa del payload  $\dot{x}$ .  $n_p$  indica il numero di paracadute. Il coefficiente di resistenza è quello ricavato sperimentalmente per un paracadute ring-slot, nylon canopy, usato durante la fase di estrazione. Infatti tiene già conto della diminuzione della drag per effetto della scia dell'aereo, e vale  $C_{D0} = 0.55$ . Questo valore va moltiplicato per un fattore correttivo quando sono presenti più paracadute in

formazione cluster (0.97 per due paracadute). L'effetto del cluster è molto più importante nella fase di apertura dei paracadute principali e per questo motivo verrà approfondito nel prossimo capitolo.

A questo punto si è andato ad implementare il modello su *Simulink*. Tuttavia alle equazioni descritte sopra bisogna imporre due condizioni nel tragitto in cui la piattaforma è costretta a scorrere sui binari del velivolo. Questa condizione, che corrisponde a un moto di sola traslazione lungo x, si verifica fin tanto che il punto di applicazione della forza normale non supera l'estremità della pedana. La prima condizione è l'equilibrio alla traslazione verticale che impone

$$N = mg \quad (4.12)$$

e la seconda è l'equilibrio alla rotazione da cui si ricava:

$$\begin{aligned} Nr_N + \mu Nr_f - Fr_f &= 0 \\ r_N &= \frac{r_f}{mg}(F - \mu mg) \end{aligned} \quad (4.13)$$

Sostituendo queste condizioni nelle equazioni della dinamica 4.1 si ricava

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{F}{m} + g \sin \delta - \mu g \cos \delta \\ \ddot{y} &= g - g \cos \delta - \mu g \sin \delta \\ \ddot{\delta} &= \frac{1}{I_y}(Fr_f - Fr_f \cos \delta - Fl_g \sin \delta) \end{aligned} \quad (4.14)$$

da cui si vede che, con la condizione iniziale  $\delta_0 = 0^\circ$ , si ottiene  $\ddot{\delta} = 0 \text{ }^\circ/s^2$  e  $\ddot{y} = 0 \text{ } m/s^2$  come volevasi dimostrare.

### 4.2.1 Analisi dei risultati

Ai fini dell'analisi è utile definire un parametro adimensionale che permette di generalizzare la soluzione del problema, in particolare si definisce il coefficiente di estrazione

$$k = \frac{F}{mg}$$

come il rapporto tra la forza di estrazione e il peso del payload. Nei manuali si trova che il valore di questo coefficiente deve essere compreso tra 0.7 e 1.5, per evitare tempi di estrazione troppo lunghi o carichi troppo elevati sul cargo. Una volta definito il  $k$ , la soluzione del problema dipende solo da fattori geometrici e dal momento di inerzia del payload. In figura 4.6 si può vedere l'andamento nel tempo dell'angolo e della velocità di pitch per diversi valori di  $k$  (linee continue), e in corrispondenza del tempo di uscita il valore finale di  $\delta$  e  $\dot{\delta}$ . Ovviamente, man

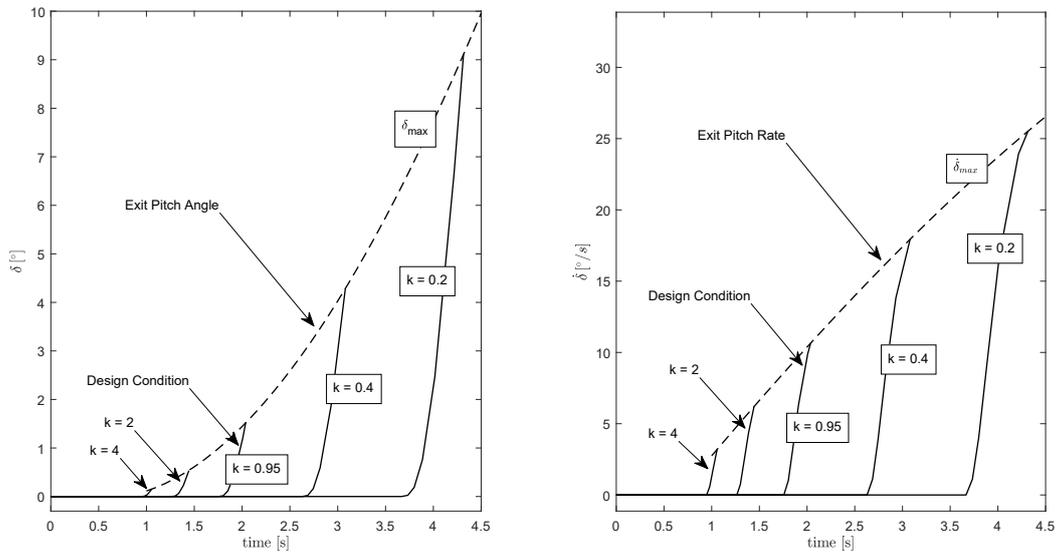


Figura 4.6. Massimo valore di  $\delta$  e  $\dot{\delta}$  in funzione del parametro  $k$

mano che il carico avanza e lascia la pedana, il suo assetto subisce una variazione sempre maggiore. Il dato importante è espresso dai valori massimi che vengono raggiunti all'uscita e che rappresentano la condizione iniziale della fase successiva, il cui valore in funzione di  $k$  è rappresentato dalla linea tratteggiata. In questo grafico viene visualizzato anche il tempo di uscita che deve rispettare il requisito al punto 3 dell'inizio di questo capitolo. Per  $k$  maggiori la forza di estrazione è maggiore e così l'accelerazione a cui viene sottoposto il carico, in questo modo il tempo necessario a concludere la manovra è minore. Il valore di  $k_{design}$  è quello ottenuto considerando due paracadute da 28-ft ring-slot, alla velocità di volo di 130 KIAS e alla quota di 23000 ft, che equivale a 96 m/s. Questa condizione equivale ad avere un tempo di uscita di circa 2 secondi.

I quattro grafici in figura 4.7 permettono di ricavare il valore del pitch e del pitch rate in qualsiasi condizione di lancio, in funzione delle tre variabili su cui si ha margine di manovra, e cioè la quota, la velocità di volo e il numero di paracadute. Tutto questo assumendo che massa e geometria siano fissate, così come il tipo di paracadute. In realtà gli ultimi due grafici, da soli, sarebbero sufficienti perché sono espressi rispetto alla velocità indicata di volo. Tuttavia i primi due sono utili per capire la dipendenza dalla quota. Lanciare a quote più alte permette di poter lanciare a velocità effettive maggiori grazie alla diminuzione della densità dell'aria. Questa condizione costituisce un vantaggio non solo perché si aumenta la velocità orizzontale del lanciatore in fase di equilibrio ma soprattutto perché i benefici, in termini di  $\Delta V$ , crescono notevolmente con la quota. Sempre per quanto riguarda

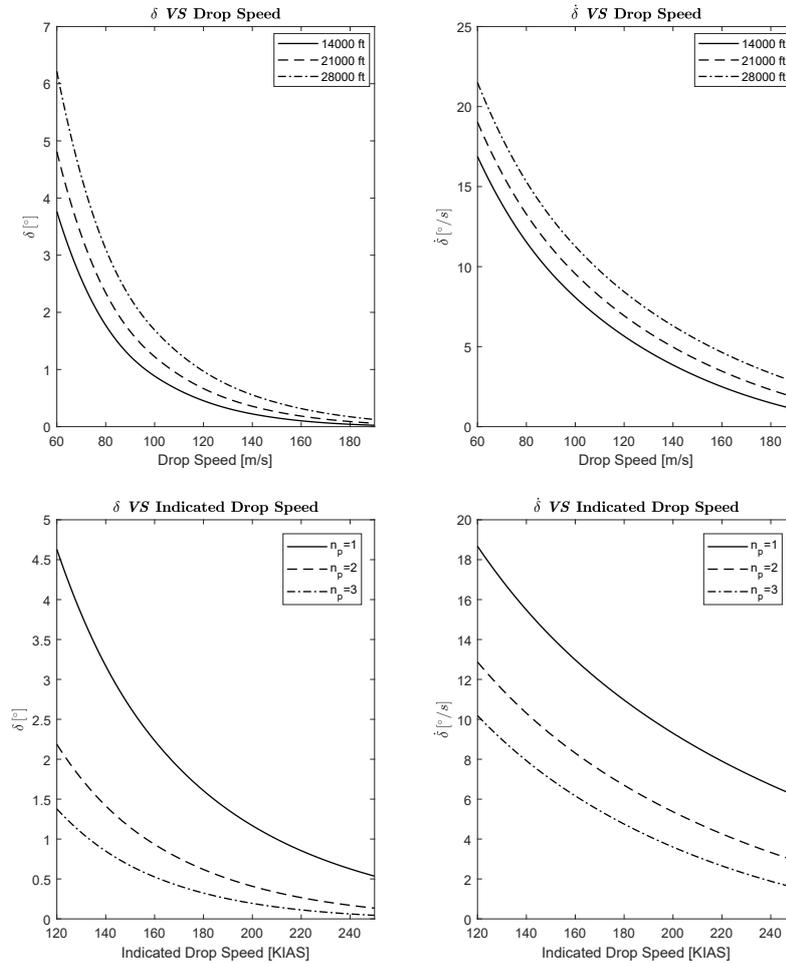


Figura 4.7. Pitch e pitch-rate in uscita dal velivolo in funzione della quota e del numero di paracadute

i primi due grafici, bisogna far notare che i margini destro e sinistro sono incerti. Infatti  $60\text{m/s}$  è una velocità plausibile in fase di atterraggio a livello del mare, ma a quote maggiori il velivolo non sarebbe più manovrabile, a maggior ragione durante la fase di estrazione in cui è richiesta una certa manovrabilità per assicurare che la missione avvenga in sicurezza. Dall'altro lato, per velocità elevate e quote basse, si avrebbero forze di estrazione troppo elevate. In alcuni casi, come per esempio la curva a 14000 ft, si supererebbe la massima velocità per l'airdrop, infatti le curve si appiattiscono molto. Risulta più utile ragionare sul terzo e quarto grafico espressi in funzione della velocità indicata. In questo caso si è preferito utilizzare i nodi come unità di misura, dal momento che le velocità caratteristiche del velivolo vengono generalmente espresse in questa unità di misura. In particolare 250 *KIAS* è la massima velocità di airdrop secondo lo *specification book* del C-130J-30. A pari

velocità vera (TAS), se aumenta la quota la velocità equivalente (EAS) diminuisce, per cui questi grafici si possono leggere da molteplici punti di vista.

### 4.2.2 Limiti di validità del modello

Nella costruzione del modello dinamico si è fatta un'altra ipotesi semplificativa, e cioè che il payload non può assumere angoli di pitch negativi. Questo equivarrebbe a una condizione in cui il payload è sottoposto a una forza tale da farlo sollevare all'interno del vano cargo. Questa condizione, che sarebbe assolutamente da evitare perché porterebbe a degli urti che possono essere pericolosi, è anche limitata per effetto del carrello all'interno del quale scorre la pedana. In pratica bisognerebbe prevedere un nuovo modello di contatto, diverso da quello rappresentato in figura 4.5. Tuttavia, trattandosi di una condizione limite, che avviene per valori molto elevati di  $k$ , si può non considerare, ma in questa sezione si andrà a studiare sotto quali condizioni il modello di contatto implementato non è più valido.

Come si è detto in precedenza, il problema è definito una volta definito il  $k$ , e la soluzione in  $\delta$  dipende solo dalla geometria e dall'inerzia. Analogamente si può dire che, fissati questi parametri, esiste una soluzione univoca per ogni  $k$ . Più precisamente, per questo studio, conviene analizzare il tempo di uscita in funzione del coefficiente di estrazione, avendo posto, come requisito, un limite superiore di 5 secondi a questo parametro. Si può studiare il range di applicabilità del modello come una condizione limite della pura traslazione lungo  $x$  del carico. Quindi, ipotizzando che il carico sia adagiato sul pavimento ( $\delta = 0^\circ$ ), si possono scrivere le equazioni di equilibrio alla traslazione verticale e alla rotazione:

$$\begin{aligned} Nr_N + \mu Nr_f - Fr_f &= 0 \\ N &= mg \end{aligned} \quad (4.15)$$

e dividendo la prima per  $mg$

$$r_N + \mu r_f - k r_f = 0 \quad (4.16)$$

$$k = \frac{r_N}{r_f} + \mu \quad (4.17)$$

La condizione limite si ha quando il punto di applicazione della reazione normale al piano è sul bordo sinistro del payload, oltre questa posizione il payload comincerebbe ad alzarsi verso l'alto. Per cui quando  $r_N = x_g$  si ha il  $k_{max}$ :

$$k_{max} = \frac{x_g}{r_f} + \mu = 5.82 \quad (4.18)$$

Come si nota il  $k_{max}$  dipende solo dalla lunghezza del payload ( $x_g$ ) e dal punto di applicazione della forza ( $r_f$ ). Se si spostasse la forza di estrazione dalla pedana al fairing, per esempio, non si avrebbe questo problema, però bisognerebbe fare

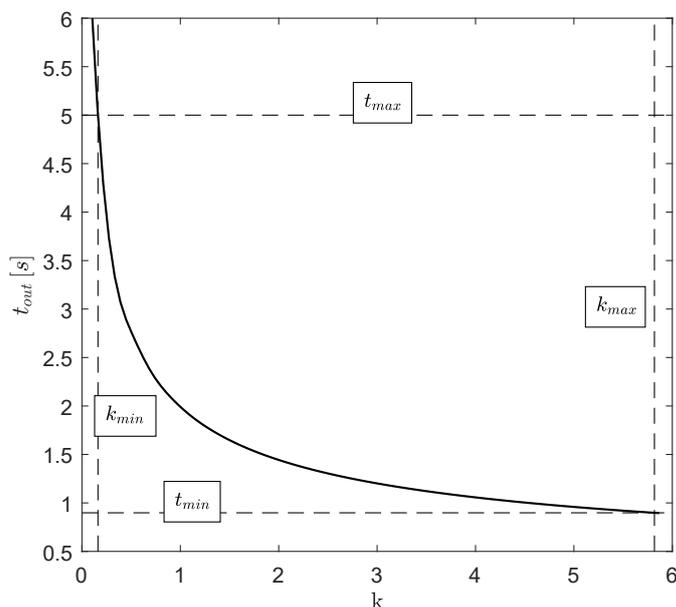


Figura 4.8. Tempo di uscita dal velivolo in funzione di  $k$

i conti con degli angoli di pitch maggiori in uscita. Nel grafico 4.8 si mostra il tempo di uscita del payload in funzione del parametro  $k$ . L'andamento della curva è ovviamente decrescente per i motivi spiegati sopra, però si è inquadrato il grafico all'interno di una zona limite, circoscritta a destra e in basso dal valore del  $k_{max}$ , oltre il quale il modello non ha più validità, e a sinistra e in alto dal  $t_{max}$ , definito dai requisiti della missione. Le due restrizioni determinano rispettivamente un  $t_{min}$  e un  $k_{min}$ . Si può notare, inoltre, che il sistema in esame rispecchia abbondantemente le indicazioni fornite dal manuale per l'airdrop, essendo  $k_{design}$  compreso tra 0.7 e 1.5.

### 4.2.3 Minima distanza di separazione dalle pareti del vano cargo

L'ultimo requisito, definito al punto 4 di questo capitolo, stabilisce che durante la fase di estrazione il payload deve mantenere una distanza di sicurezza dalle pareti del velivolo di almeno 50 cm. Trascurando la presenza dei paracadute principali, che si trovano sopra il carico ma in posizione molto avanzata, il punto più critico è rappresentato dall'estremo in alto a sinistra. Si semplifica la forma in sezione del payload con quella di un parallelepipedo, in cui la coordinata  $y$  del punto all'estrema sinistra è data dalla somma della posizione del baricentro e la rotazione rispetto ad esso di un angolo  $\delta$ . La *clearance* è definita come la distanza minima

che viene incontrata durante l'avanzamento del carico. Questa distanza minima è stata rappresentata nel grafico 4.9 al variare della velocità di volo e del numero di paracadute. Si può notare che, anche nelle condizioni peggiori con un solo paracadute e alla minima velocità, che corrispondono a bassi valori di  $k$ , viene assicurata una distanza di sicurezza di almeno 1 metro.

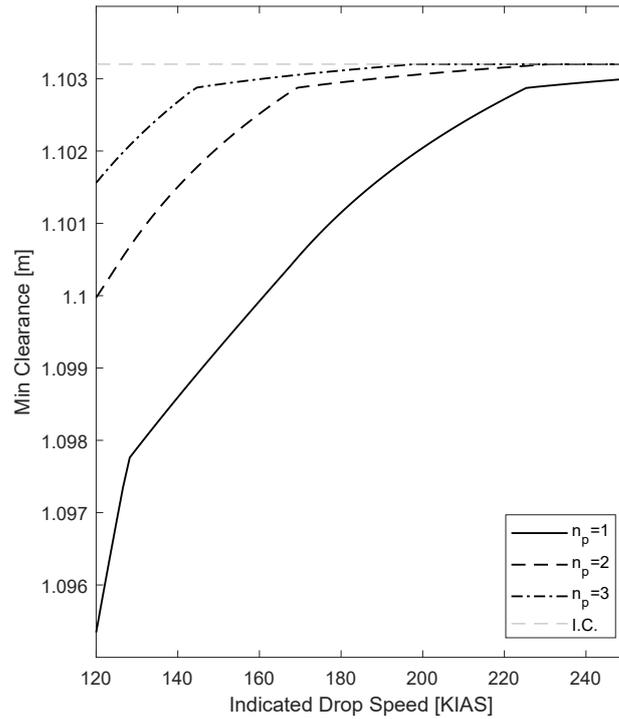


Figura 4.9. Valore minimo della distanza tra il payload e il soffitto per condizioni di estrazione diverse



## Capitolo 5

# Apertura dei paracadute principali e stabilizzazione

La funzione dei paracadute principali è quella di rallentare e stabilizzare il lanciatore ad una velocità e a un assetto tali da permettere l'accensione dei motori. Tenendo conto che il fine ultimo della missione è quello di massimizzare la massa utile in orbita, una volta definita la quota di estrazione, si possono descrivere le prestazioni del sistema di paracadute principali in termini di tempo di stabilizzazione e velocità di equilibrio. In particolare, minore è il tempo di stabilizzazione e minore è la quota persa durante questo transitorio, mentre la velocità di equilibrio costituisce energia sprecata in fase di accelerazione perché deve essere recuperata dai motori. Tra le due variabili, la velocità è quella che ha sicuramente peso minore, trattandosi di pochi metri al secondo.

Ci sono diversi parametri su cui si può andare ad agire per migliorare queste condizioni. Il numero e la massa dei paracadute, la porosità, il tempo di stabilizzazione, il numero e il tempo di *reefing*, il tempo e la forza di apertura, la velocità di volo. Questi parametri sono tutti interdipendenti tra di loro ed influiscono in modo diverso sulle prestazioni dell'intero sistema. Si capisce, dunque, che l'ottimizzazione di tutto il meccanismo di stabilizzazione costituisce un problema complesso, e per studiarlo è necessario trovare una soluzione analitica approssimata che permetta di capire come i parametri sopra descritti influenzano il risultato finale. In tabella 5.1 vengono rappresentati in modo schematico le relazioni tra questi parametri. Aumentare il numero di paracadute migliora notevolmente lo shock all'apertura in termini di massima deformazione della canopy e anche la stabilità, ma significa aumentare la massa totale del sistema. Aggiungere degli stadi intermedi tramite il reefing porta molti benefici ma significa anche ritardare l'apertura completa dei paracadute. Nei paragrafi successivi si vedrà più nel dettaglio il significato di questi parametri e come si possono attuare queste modifiche nella fase di design del paracadute.

Un requisito importante, espresso nell'estrazione ma valido per tutta la fase

Azione	Pro	Contro
$n_p \uparrow$	$\frac{(C_D S)^{max}}{(C_D S)_0}, t_f \downarrow$	$F_o, m_s \uparrow$
$\lambda \uparrow$	$\frac{(C_D S)^{max}}{(C_D S)_0}, t_s, F_o \downarrow$	$t_f \uparrow$
$t_r, n_r \uparrow$	$\frac{(C_D S)^{max}}{(C_D S)_0}, t_s, F_o \downarrow$	$t_f \uparrow$
$v_s \uparrow$	$t_f \downarrow$	$\frac{(C_D S)^{max}}{(C_D S)_0}, F_o, m_s \uparrow$

Tabella 5.1. Come cambiano le prestazioni in funzione dei parametri

della missione, consiste nell'utilizzare procedure ed equipaggiamenti già disponibili e testati. A differenza della fase di estrazione, però, in una tipica operazione di AirDrop la missione si conclude quando il payload raggiunge il suolo, e per questo motivo gli obiettivi e i requisiti che caratterizzano il sistema di paracadute principali saranno molto differenti. Per l'airdrop si vuole rallentare il carico a una velocità tale da non danneggiarlo al momento dell'impatto e farlo atterrare in un punto quanto più preciso possibile. Questa condizione non esclude la possibilità di utilizzare gli stessi paracadute, o una versione leggermente modificata di questi. Quindi si prenderanno in considerazione, anche per questa fase, i paracadute normalmente utilizzati per le missioni di airdrop, con l'obiettivo di analizzare eventuali limiti di applicabilità, in particolare durante la fase più critica dell'apertura, dove si raggiungono i carichi maggiori.

Analogamente a quanto fatto nel capitolo precedente, si possono individuare dei requisiti fondamentali per il sistema, che prende il nome di *Payload Stabilization System* (PSS).

1. Il PSS deve rispettare le procedure e gli standard preesistenti per i sistemi di airdrop;
2. Il PSS deve stabilizzare il lanciatore per avere oscillazioni minori di 1°;
3. Il PSS e ogni suo elemento non devono intersecare la traiettoria di lancio del lanciatore.

In questa fase preliminare non si aggiungono i requisiti relativi a quota e velocità di stabilizzazione perché dipendono fortemente dallo studio sul lanciatore e così facendo si rischierebbe di escludere alcune valide scelte per il design del Payload Stabilization System.

Il modello dinamico che viene presentato in questo capitolo è stato sottoposto a diverse revisioni nel corso del tempo. Ad ogni revisione corrisponde un passo avanti nella versione finale dell'algoritmo il cui percorso può essere sintetizzato così:

- *Versione 1.0*: Calcolo del tempo  $t_0$  e implementazione della soluzione analitica semplificata proposta da Ludtke [15];

- *Versione 1.1:* L'algoritmo viene riscritto per essere usato con il sistema di unità di misura feet-pounds-seconds per semplificare l'utilizzo dei dati e dei coefficienti che in questo ambito sono espressi nel sistema di misura anglosassone;
- *Versione 1.2:* Implementazione e integrazione di Simulink per la risoluzione delle equazioni del moto e della conservazione della massa. Realizzazione del ciclo iterativo per l'affinamento di  $t_0$  e computazione della fase elastica dell'apertura con determinazione di  $t_f$ . Calcolo dello shock factor  $X_i$ , della forza di apertura e della traiettoria;
- *Versione 2.0:* Si aggiunge l'effetto della reefing line (tempo di attuazione e reefing ratio);
- *Versione 2.1:* Aggiunta dell'effetto del cluster in termini di diminuzione del coefficiente di resistenza aerodinamica;
- *Versione 3.0:* Implementazione del terzo grado di libertà per l'analisi della stabilità e delle oscillazioni. Riscrittura delle equazione del moto in Simulink per ottimizzare l'algoritmo. Si aggiunge l'effetto della massa apparente nel transitorio di decelerazione successivo all'apertura del paracadute.

## 5.1 Il paracadute principale

I paracadute che vengono utilizzati ancora oggi nelle normali missioni di airdrop sono stati concepiti negli anni '40, e per questo motivo costituiscono uno standard molto consolidato e provato. Si tratta di paracadute tipo solid cloth, flat circular, 1.6 oz type-III nylon canopy. Il primo termine si riferisce al fatto che ogni sezione è costituita da pezzi unici di membrana, e che non vi sono, quindi, porosità geometriche. Il secondo termine identifica la forma della canopy e il terzo il materiale di cui è costituita, classificato in base al peso specifico per unità di superficie. A seconda dell'altitudine di lancio e della massa del payload il numero e il tipo di paracadute scelti varia, come descritto nella tabella 5.2. Ovviamente questi valori sono determinati non in base ai limiti strutturali dei paracadute ma ai limiti di velocità di discesa, che deve essere compresa tra  $6 \div 9 m/s$ , a seconda dell'intensità dell'impatto permessa dal cargo. I tre paracadute si differenziano per le dimensioni e per il tipo di reefing che viene adottato.

- **G-11B.** Si tratta di un modello con una canopy dal diametro di 100-ft, 120 suspension lines (35-ft type III nylon cord), con una resistenza alla rottura di 550 libbre. La cima della canopy e il condotto di sfogo (*vent*) sono trattenuti da una linea (*centerline*) di 100-ft. Il paracadute utilizza una linea di reefing di 60-ft e quattro *reefing line cutters* con un tempo di azionamento di 2 secondi.

Type	Number	Min Suspended Weigth (kg)	Max Suspended Weigth (kg)
G-11B	1	1030	2268
	2	2268	4535
	3	4535	6804
	4	6804	9072
G-11C	5	9072	11340
	6	11340	13608
	7	13608	15875
	8	15875	18144
G-12E	2	1030	1588

Tabella 5.2. Limitazione della massa del carico sospeso per il numero e il tipo di paracadute [22]

- **G-11C.** Questo modello è identico al G-11B tranne per la presenza di una linea di reefing di 20-ft e due *cutters* con un tempo di azionamento di 2 secondi. Entrambi i tipi pesano circa 115 kg, compresi tutti i sistemi connessi.
- **G-11E.** Si tratta del più piccolo utilizzato e ha un diametro di 64-ft con 64 suspension lines lunghe 51-ft. Anche in questo caso la canopy viene tenuta giù ad una corda lunga 57-ft.

Nel primo caso, l'utilizzo di un rapporto di reefing molto elevato, permette di avere una apertura molto rapida ma con forze più intense. Questa soluzione permette di impiegare questo modello di paracadute anche in casi estremi in cui si vuole lanciare da quote molto basse, fino a 700-ft. Nel secondo caso si ha una linea di reefing più corta, quindi l'apertura del paracadute viene bloccata subito, in questo modo si limita lo shock ma servono tempi di apertura maggiori e quindi quote di lancio superiori ai 1200-ft. Inoltre entrambi presentano un sistema di trattenuta della sommità della canopy. Questa soluzione genera una forma toroidale che risulta in un tempo di apertura più corto, e quindi una drag area effettiva più grande e opening shock maggiori del 25%. Si deduce che questi metodi sono stati implementati per migliorare le prestazioni dell'airdrop, perché abbassando la quota di lancio si ottiene una precisione di delivery maggiore. Questa tendenza è opposta a quella richiesta dall'aviolancio. La possibilità e la necessità di lanciare a quote più elevate permette di avere margini più grandi sul tempo di apertura. Ricordando la stretta relazione di quest'ultimo con l'entità dello shock, potrebbe essere preferibile avere meno paracadute con tempi di apertura più lunghi piuttosto che averne molti e più reattivi, perché il vantaggio guadagnato nel secondo caso va pagato lautamente in termini di massa.

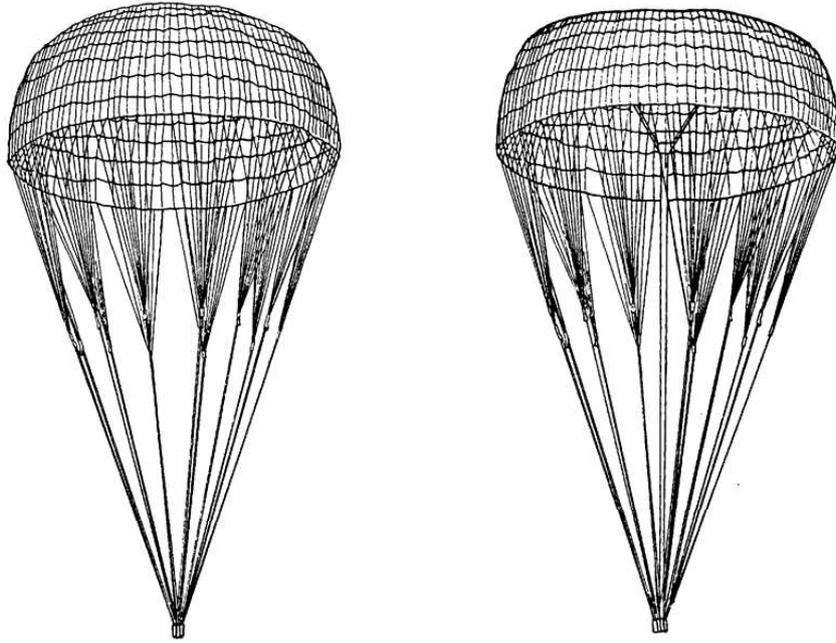


Figura 5.1. Rappresentazione di un G-11A/D a sinistra e un G-11B/C a destra [21]

Oltre ai modelli scritti sopra bisogna considerare il **G-11A**, reefed con una linea di 20-ft, e il **G-11D**, reefed con una linea di 48-ft. Questi modelli sono comunque in produzione ma non vengono comunemente utilizzati per l'airdrop perché sprovvisti della centerline, e quindi forniscono prestazione peggiori ma si adattano meglio al caso dell'aviolancio. In figura 5.1 si può vedere la differenza tra un G-11A/D, a sinistra, senza la centerline, e un G-11B/C a destra. Le suspension lines, lunghe 35-ft, sono accoppiate in gruppi e prolungate tramite dei suspension risers lunghi 60-ft.

## 5.2 Deployment e Line Stretch

L'apertura dei paracadute avviene con il metodo del *line first deployment*, in cui i paracadute estrattori trasferiscono la loro forza ai paracadute principale per estendere prima la linea (risers e suspension lines) e poi aprire la *deployment bag*, come mostrato in figura 5.2. Il momento in cui la linea si estende e la velocità dei paracadute diventa uguale a quella del payload viene chiamato *line stretch*, e questa velocità viene definita come la velocità di stretch  $V_s$  e costituisce la condizione iniziale del payload per la fase di stabilizzazione. A questo istante è associato uno shock, dovuto alla differenza di velocità tra payload e paracadute e alla deformabilità della linea, che è molto difficile da stimare. Il metodo classico per la stima

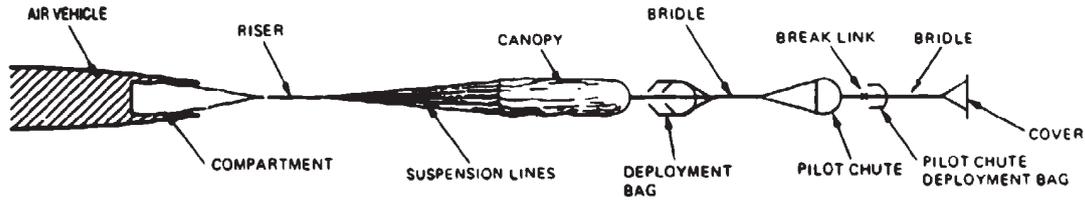


Figura 5.2. Line first deployment [12]

della *snatch force* utilizza la conservazione dell'energia, in particolare la differenza di energia cinetica tra i due corpi viene posta uguale al lavoro compiuto dalle tensioni interne alle corde:

$$\Delta E = \int_{L_s}^{L_{max}} P dL = \frac{1}{2} m_s v_{rel}^2 \quad (5.1)$$

Dove  $L_s$  e  $L_{max}$  sono la lunghezza della linea rispettivamente allo stretch e al punto di massima tensione, e  $v_{rel}$  la velocità relativa tra la massa dei paracadute e il payload. Questo metodo, però, non si adatta bene al caso di deployment controllato come quello in esame, in cui può fornire valori sovrastimati del 200 ÷ 700%. Infatti, nel line first deployment il meccanismo che genera la forza è dovuto all'aumento lineare della massa della canopy soggetta, da un lato, alla tensione dei cavi e dall'altro alle forze di attrito e di pressione dovute all'involucro che viene sfilato via [9]. Per questo motivo si tratta di un calcolo delicato, ma il cui risultato ha poco interesse ai fini di questa tesi. Infatti questa forza è generalmente piccola se confrontata con lo shock all'apertura, e perciò viene trascurato. L'entità di questa tensione diventa importante, al punto da diventare pericolosa, quando si adottano sistemi non controllati in cui può avvenire che il paracadute sia già parzialmente aperto al momento dello stretch, e quindi la forza esercitata dal paracadute e quella di stretch si andrebbero a sommare. Oltre all'utilizzo di un sistema controllato di deployment spesso si fa uso di dispositivi chiamati *skirt hesitator* che trattengono il bordo inferiore della canopy prevenendo l'apertura prima dell'estensione completa della linea.

Durante questa fase intermedia uno degli elementi più critici è rappresentato dai dispositivi di ancoraggio dei paracadute alla piattaforma. In una procedura standard questi dispositivi sono costituiti dal *tandem link assembly*, posizionato ai quattro lati estremi, e dal *suspension bracket assembly*, che viene posizionato, quando è necessario, in punti intermedi. Entrambi presentano dei fori appositamente rinforzati per far passare dei morsetti a cavallotto che si congiungono con i cavi di sospensione. Tuttavia, secondo il concept of operation illustrato in figura 3.1, la pedana è rivolta a faccia in giù con il lanciatore sospeso. Questa condizione di carico è insolita ed esce fuori dallo standard, inoltre non sarebbe possibile utilizzare

dei punti di carico intermedi con i suspension brackets. Per quanto riguarda questi ultimi, il problema non sussiste, perché il loro impiego è reso necessario in presenza di payload che non collaborano all'aumento di rigidità del sistema. Invece, si possono continuare ad utilizzare i punti di carico alle estremità tramite opportuni prolungamenti che permettono di sostenere la pedana da entrambe le facce. Questo sistema è già stato adottato per progetti simili, ma andrebbe approfondito in fase di design dettagliato e con opportuni test a terra. Un ultimo aspetto da tenere in considerazione riguarda la cinematica della linea di trasmissione di carico, che permette agli estrattori di avviare l'apertura. Questo problema dipende ovviamente dalla posizione dei paracadute principali, e dalla possibilità di interferenza da parte del fairing allo sbrogliarsi dei cavi. Anche in questo caso si tratta di un problema da analizzare in fase avanzata della progettazione ma che non compromette la fattibilità del sistema.

L'unica questione che rimane da approfondire riguarda la velocità di line stretch, in particolar modo per capire se è trascurabile rispetto alla velocità di volo. Per questi calcoli ci si rifà al metodo classico illustrato nei manuali di ingegneria per i paracadute [5][37]. Dall'equazione del moto, per un corpo rigido generico  $i$  con una resistenza aerodinamica  $(C_D S)_i$  e sottoposto alla forza di un paracadute con drag area  $(C_D S)_0$ , si ottiene l'equazione:

$$m_i \frac{dv_i}{dt} = -\frac{1}{2} \rho [(C_D S)_i + (C_D S)_0] v_i^2 \quad (5.2)$$

in cui si può scrivere

$$J_i = \rho \frac{(C_D S)_i + (C_D S)_0}{2m_i} \quad (5.3)$$

Si ricava un'equazione differenziale a variabili separabili del tipo:

$$\frac{dv_i}{v_i^2} = -J_i dt \quad (5.4)$$

Considerando la velocità di volo come condizione iniziale,  $v = V$  per  $t = 0$ , e integrando si ricava una relazione per la velocità del corpo in ogni istante

$$v_i = \frac{V}{J_i V t + 1} \quad (5.5)$$

e integrando di nuovo, con condizione iniziale  $l_i = 0$ , si ricava lo spazio percorso nel tempo

$$l_i = \frac{1}{J_i} \ln(1 + J_i V t) \quad (5.6)$$

Sulla base di quanto detto fin'ora si può ricavare il tempo  $t_s$  che serve per separare i paracadute e il payload di una distanza  $L_s$ , scrivendo la differenza delle distanze percorse dai due corpi. Si tenga presente che i due corpi vanno considerati separati

l'uno dall'altro, e che il payload è sottoposto solamente alla propria resistenza aerodinamica, e i paracadute alla forza esercitata dagli estrattori.

$$L_s = \frac{1}{J_b} \ln(1 + J_b V t_s) - \frac{1}{J_p} \ln(1 + J_p V t_s) \quad (5.7)$$

dove  $J_b$  tiene conto della resistenza aerodinamica che agisce sul payload e  $J_p$  di quella che agisce sul paracadute principale. Si trova  $t_s$  numericamente, e si ricavano  $v_b$  e  $v_p$  allo stretch usando la 5.5. In modo approssimativo si può trovare la velocità di stretch dalla conservazione della quantità di moto

$$V_s = \frac{n_p m_p v_p + m_b v_b}{n_p m_p + m_b} \quad (5.8)$$

Si sono analizzati i casi più critici, che corrispondono alla massima forza esercitata dai paracadute estrattori, e si è trovato che la velocità di stretch è, al più, minore del 3% rispetto alla velocità di volo. Invece, non è trascurabile la velocità di uscita del payload alla fine della fase di estrazione. In figura 5.3 si può vedere la velocità relativa di uscita del payload rispetto alla velocità indicata di volo espressa in  $m/s$ . Per esempio, nel caso di design definito nel capitolo precedente ( $V = 130 \text{ KIAS}$ ,  $z = 23000 \text{ ft}$ ), che corrisponde a una velocità vera di  $V = 96 \text{ m/s}$ , si ha  $\dot{x} = 15 \text{ m/s}$ , e quindi una diminuzione della velocità circa del 15%. D'altra parte, si può non considerare la componente lungo  $y$  della velocità, dovuta all'accelerazione di gravità durante il transitorio di caduta libera. Questo transitorio è pari al tempo di stretch trovato con la 5.7, che è circa 0.5 s.

Dunque si può concludere che il valore della velocità di stretch  $V_s$ , valido come condizione iniziale per la fase di apertura e stabilizzazione, può essere approssimato

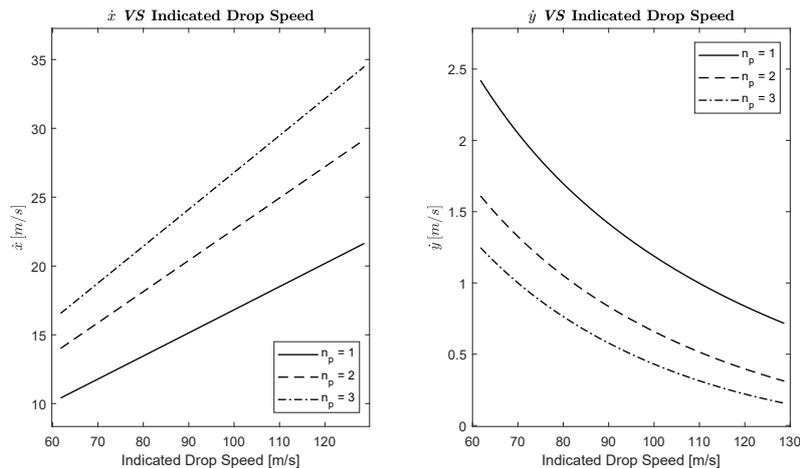


Figura 5.3. Velocità di uscita del payload relativa al velivolo

in modulo come la differenza tra la velocità di volo  $V$  e quella di uscita relativa  $\dot{x}$ , e in direzione come quella iniziale di volo. In una seconda iterazione futura sarebbe possibile unire il breve transitorio di deployment con l'apertura, e ottenere un'unica analisi che tenga conto degli effetti di questo breve lasso di tempo sulla traiettoria finale.

## 5.3 Reefing Line

Il termine *reefing*, come spesso accade nel campo dei paracadute, fa riferimento al linguaggio tipico nautico, in particolare a quello riguardante la vela. Infatti, in italiano si usa il termine "terzarolare" per indicare la manovra di riduzione della superficie della vela esposta al vento. Analogamente, il reefing permette di limitare l'apertura del paracadute, ottenendo una drag area minore per un certo periodo di tempo. In particolar modo, l'operazione di reefing permette di:

- Limitare le forze di apertura entro dei valori di sicurezza, suddividendo questa fase in diversi step dalla durata predeterminata in base al tipo di missione.
- Ottenere temporaneamente una velocità di discesa di equilibrio molto elevata, in modo tale da migliorare la precisione verso l'obiettivo di una missione di airdrop. In seguito, con il disreefing del paracadute, si ottiene la velocità d'impatto richiesta.
- Aprire i paracadute per decelerare un velivolo in atterraggio già durante la fase di avvicinamento, per poi aprirli completamente solo una volta toccata la pista d'atterraggio.
- Aumentare la stabilità
- Limitare il rischio di sovragonfiaggio con il sistema della *Overinflation Control Line*. Questo sistema permette di ridurre lo shock all'apertura limitando il fenomeno dell'overshoot. Tale condizione è da evitare perché se aumenta la superficie aumenta la resistenza aerodinamica che può portare, a sua volta, a un ulteriore aumento di superficie.

Il G-11 è un paracadute leggero, costruito con un tessuto solido e molto sottile, e per questo non è adatto a sostenere una condizione di massa infinita come quella sperimentata in galleria del vento. Di conseguenza, è buona norma prevedere almeno uno stadio di reefing quando si ha a che fare con questo tipo di sistemi, in modo tale da aumentare il massimo payload sostenibile e diminuire la forza all'apertura. In aggiunta, quando si considera una formazione di paracadute, diventa difficile prevedere i tempi di apertura di ciascuno e, di conseguenza, l'energia che si scarica sul tessuto. Di fatto, il meccanismo che regola il riempimento del volume della canopy è soggetto a numerose variabili stocastiche per cui, nella realtà, i paracadute

non si gonfiano mai contemporaneamente. Questo fenomeno porta il primo paracadute, in anticipo, ad essere sovraccaricato ed eventualmente a rompersi, invece l'ultimo a non gonfiarsi completamente. L'aggiunta di un meccanismo di reefing permette di ottenere una apertura mediamente più uniforme e di limitare i carichi eccessivi sul paracadute in anticipo. Un'ulteriore vantaggio consiste nell'evitare il fenomeno dell'inversione della canopy, che può portare al danneggiamento del tessuto e all'impossibilità di aprire completamente il paracadute. In particolar modo, una reefing line corta e con un corto periodo di taglio permette di risolvere questo problema come è stato fatto sul G-11.

Ci sono diversi metodi di reefing ma quello più comune, utilizzato anche sui G-11, è il metodo dello *skirt reefing*. In pratica, una o più corde vengono fatte passare dentro una serie di anelli disseminati lungo la linea di skirt, dall'interno della canopy. La skirt è quella linea che chiude la forma del paracadute, come mostrato nell'appendice A.1. Una serie di attuatori, solitamente pirotecnici, intervengono a tagliare la corda secondo le tempistiche richieste. Uno schema del meccanismo è mostrato in figura 5.4. La lunghezza della linea e il tempo necessario per tagliarla decidono il *reefing ratio* e per quanto tempo questo rapporto deve essere mantenuto.

La principale differenza tra i vari modelli del G-11 usati per l'airdrop consiste proprio nel diverso uso del reefing, in particolar modo nella lunghezza della linea e nel numero di attuatori. La lunghezza della linea fornisce un dato fondamentale definito come *reefing-line ratio*, ovvero il rapporto tra il diametro della circonferenza formata dalla corda di reefing e il diametro nominale del paracadute. Nel caso del G-11A questo valore corrisponde a  $\zeta = \frac{D_r}{D_0} = 6.4\%$ , che è un valore molto

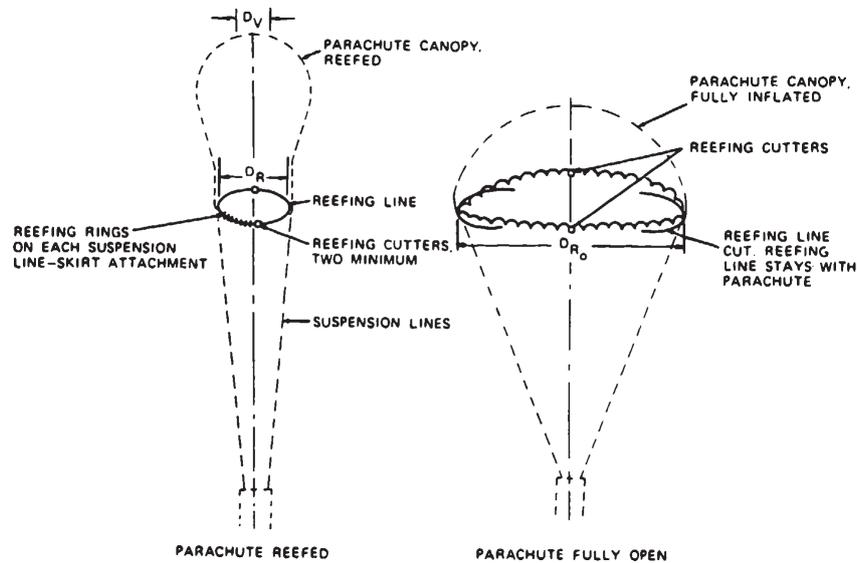


Figura 5.4. Skirt reefing di un paracadute [12]

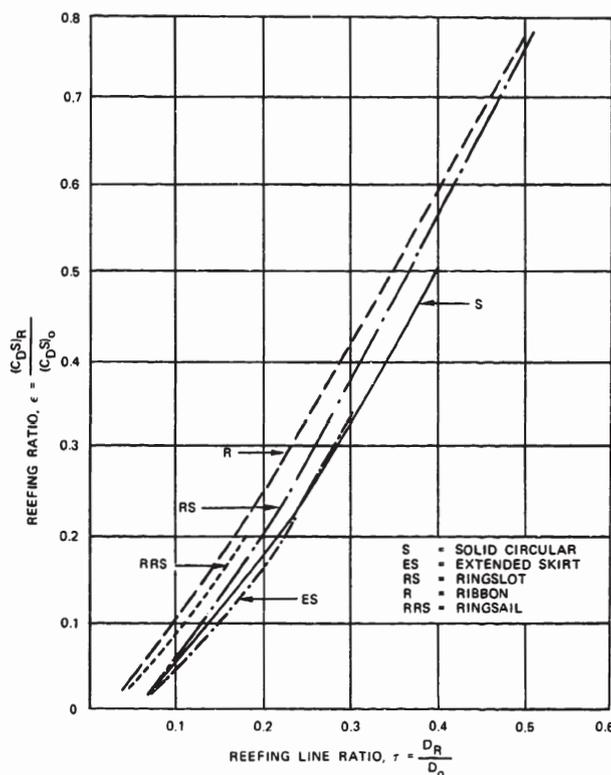


Figura 5.5. Reefing ratio vs reefing-line ratio per diversi tipi di paracadute [12]

piccolo e vicino al limite inferiore necessario per assicurare il corretto gonfiaggio del paracadute. Questo numero permette di calcolare il *reefing ratio*  $\epsilon = \frac{(C_D^S)_R}{(C_D^S)_0}$ , ovvero il rapporto tra la drag area reefed e quella nominale, che è ciò che interessa ai fini del calcolo della traiettoria e della forza di apertura. La relazione tra questi valori dipende dal tipo di paracadute ed è rappresentata dal grafico in figura 5.5. Questo grafico è quello che è stato utilizzato nel modello dinamico per simulare il reefing.

In merito ai dispositivi attuatori, nel caso dei G-11, vengono normalmente utilizzati gli M-21, che costituiscono lo standard più impiegato in ambito militare. In particolar modo, in base al tipo di modello si cambia il tempo di attuazione invece aumentando il numero di dispositivi utilizzati si ha una sincronizzazione più precisa o, semplicemente, si intensifica la ridondanza. Infatti è sempre raccomandato inserire almeno due attuatori per ogni linea. Fondamentalmente si tratta di un dispositivo cilindrico che presenta, da un lato, un coltello e un foro dove passa la corda di reefing e, all'estremità opposta, un sistema di azionamento con una carica esplosiva. Quando la linea di reefing entra in tensione viene rimosso il pin di sicurezza che accende una colonna di polvere da sparo. Quest'ultima costituisce il

sistema di ritardo. Quando la fiamma arriva a fine corsa trova una piccola carica di propellente che, esplodendo, fa aumentare la pressione all'interno del cilindro ed aziona il coltello. In questo modo l'M-21 può tagliare una corda con una tensione di rottura fino a circa 4.4 kN. Oltre all'M-21 ci sono una serie di attuatori molto utilizzati che differiscono per i tempi di azionamento: 4 secondi (M-10), 6 secondi (M-11), 8 secondi (M-12), 10 secondi (M-13), che possono essere utilizzati tutti sulla linea di reefing del G-11.

## 5.4 Cluster di paracadute

Un *cluster* consiste propriamente in un gruppo di più paracadute al fine di stabilizzare e decelerare un payload, o rallentare un velivolo in fase di atterraggio. Il G-11, per esempio, è stato utilizzato in una formazione di 10 paracadute, ma altri modelli più piccoli in gruppi ancora più numerosi. Questo metodo permette di sostituire un unico paracadute più grande per ottenere la stessa drag area necessaria ad equilibrare il carico alla velocità desiderata. I principali vantaggi che si possono ottenere da questo metodo sono:

- Molti paracadute più piccoli sono più facili da fabbricare, ripiegare, mantenere e manipolare di un unico paracadute più grande;
- Aumenta il carico massimo che il sistema può sostenere;
- Diminuiscono le probabilità di insuccesso o di un guasto catastrofico, specialmente nel caso di recupero di veicoli spaziali e aeronautici con equipaggio;
- Migliora notevolmente la stabilità statica del sistema anche quando si utilizzano dei paracadute che singolarmente sono molto instabili, come per esempio i solid cloth flat-circular;
- Il tempo di apertura diminuisce significativamente rispetto a un singolo paracadute più grande.

Tuttavia, un cluster comporta anche una serie di problemi e di svantaggi di cui va tenuto conto in fase di design. Per esempio:

- L'impossibilità di ottenere un'apertura perfettamente sincronizzata di tutti i paracadute, che porta ad avere carichi troppo elevati sui paracadute in anticipo e non sufficienti sull'ultimo a garantire il corretto gonfiaggio;
- La riduzione dell'efficacia del singolo paracadute che perde in termini di coefficiente di resistenza;
- Diversi tempi di disreefing quando si utilizzano degli attuatori con tempi di ritardo elevati (da 6 a 10 secondi), dovuto all'imprecisione di questi dispositivi.

La variazione delle prestazioni in termini di coefficiente di resistenza e di stabilità si spiegano con la geometria del sistema cluster, che forza i singoli paracadute a volare ad angoli di attacco maggiori e con la mutua interferenza dovuta al flusso che avvolge la canopy. In particolare, questa variazione nel flusso sembra essere il principale fattore che migliora la stabilità. Nel complesso si nota che i tipi di paracadute che subiscono le variazioni più importanti sono quelli che, presi singolarmente, sono instabili e con un elevato coefficiente di resistenza. Al contrario, quei paracadute che sono già stabili singolarmente, e che generalmente sono caratterizzati da bassi valori di  $C_D$ , non presentano grosse variazioni quando sono in cluster. Questa situazione è vera, per esempio, nel caso di paracadute dotati di una certa porosità geometrica come i paracadute *slotted*, che si differenziano dai *solid-cloth* per questo motivo. Dunque, un modo per attenuare questi effetti è aumentare la lunghezza del riser in modo da ridurre l'angolo di inclinazione dei paracadute. Per quanto riguarda i G-11, con riferimento alla figura 5.1, si possono distinguere le *suspension lines*, collegate singolarmente a ogni punto di intersezione delle diverse sezioni della canopy, che convergono verso i *suspension risers*. Complessivamente la lunghezza totale di questa linea è pari al diametro  $D_0$ . Quando sono in formazione cluster si aggiungono dei prolungamenti come mostrato in figura 5.6, la cui lunghezza prevista dalle procedure di airdrop è quella indicata in tabella 5.3. La lunghezza di questi elementi influenza anche il margine di sicurezza con la traiettoria del lanciatore come previsto dal requisito al punto tre della parte introduttiva di questo capitolo. Tuttavia, non essendo ancora definito il lanciatore e i suoi requisiti, non è possibile studiare con attenzione questo problema. Inoltre, al momento dello sgancio, seguirà un transitorio di accensione in cui il lanciatore accelera verso il basso e i paracadute, avendo perso la zavorra, rallentano. Questo transitorio, da solo, può essere sufficiente a fornire la separazione necessaria tra i due sistemi ma andrebbe analizzato più dettagliatamente in futuro.

Per implementare il modello dinamico bisogna tenere conto dell'effetto della riduzione del coefficiente di resistenza dovuto al cluster. Per quantificare questa diminuzione si può ricorrere a tecniche analitiche o a valori misurati in test di volo. I metodi analitici semplici sono poco accurati e non mostrano la differenza tra i

Numero di paracadute	Lunghezza Riser Extension (feet)
1	3
2	20
3 - 4	60
5 - 8	120

Tabella 5.3. Lunghezza degli extension risers in funzione del numero di paracadute nel cluster [22]

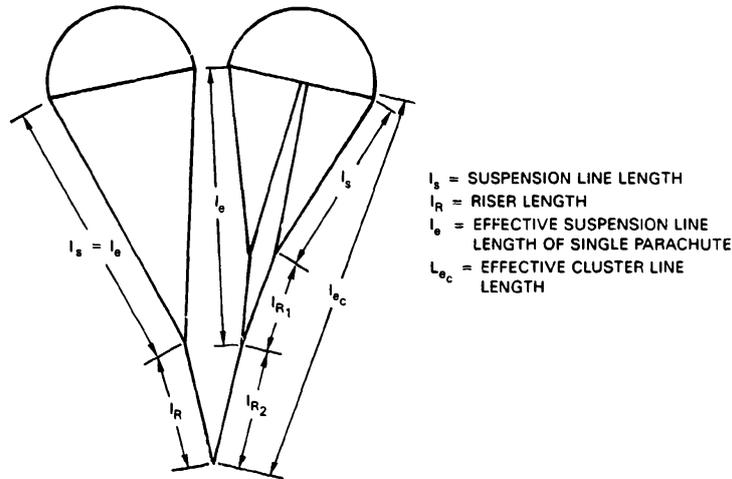


Figura 5.6. Tipica configurazione di un cluster di paracadute [12]

diversi tipi di paracadute. Per questo motivo si è fatto riferimento al grafico in figura 5.7 [12]. Le curve sono state ricavate dalle misurazioni fatte durante i test di volo di alcuni tipi di paracadute di grandi dimensioni, tra questi anche il G-11. Si nota, come espresso in precedenza, che paracadute già intrinsecamente stabili, come *ring-sail* e *ribbon*, subiscono variazioni minori. La curva che viene considerata è quella relativa al G-11.

Per quanto riguarda la stabilità bisogna necessariamente ricorrere a prove in galleria del vento. In particolar modo si fa riferimento a una serie di prove condotte in una galleria del vento verticale [3], per tre diversi tipi di paracadute (flat circular, extended-skirt e ribbon), in diverse condizioni di reefing e di lunghezza del riser extension. Tuttavia, questo discorso verrà meglio approfondito nei paragrafi successivi.

## 5.5 Analisi della forza di apertura

L'analisi del transitorio di apertura è uno dei problemi più complessi che bisogna affrontare nell'analisi della dinamica di un paracadute, e la risoluzione di questo problema si è fatta negli più complicata in seguito all'aggiunta di sistemi di controllo dell'apertura, di meccanismi di reefing e all'utilizzo di più paracadute contemporaneamente. Oltretutto la meccanica che regola questo transitorio, e ne definisce i tempi e le forze, dipende molto dalle condizioni al contorno, ambientali e stocastiche, che rendono impossibile prevedere con esattezza l'entità di questi valori. Nonostante ciò, al momento sono disponibili diverse tecniche per calcolare il tempo e la forza di apertura. La maggior parte di queste, illustrate nei principali manuali,

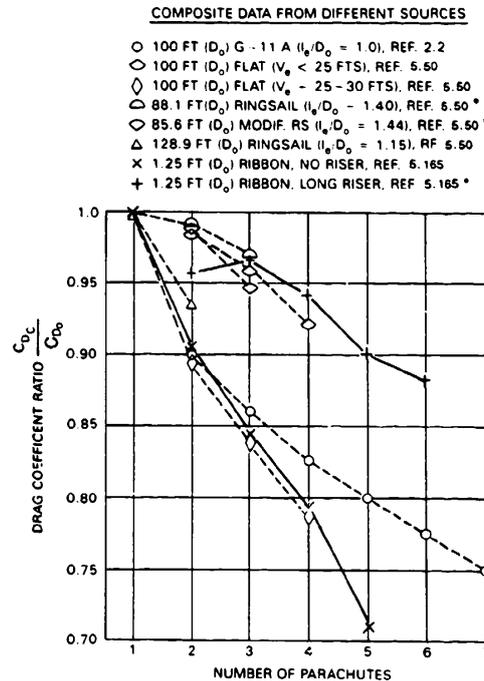


Figura 5.7. Variazione del coefficiente di resistenza aerodinamica in base al numero di paracadute [12]

fanno riferimento a formule empiriche, adatte in una fase molto preliminare del design ma non permettono di ricavare le informazioni relative alla traiettoria del sistema. Per questo motivo si è deciso di utilizzare il modello proposto da Ludtke [14][15][16][17], che ha generalizzato il classico metodo di Pflanz [12]. Il vantaggio dell'approccio di Pflanz è che si basa sull'ipotesi che la Drag Area varia nel tempo secondo una legge specifica che dipende dal tipo di paracadute. In questo modo è stato possibile implementare un modello numerico che permette di calcolare lo shock all'apertura tenendo conto anche dell'effetto dell'angolo di lancio e della quota. Inoltre il modello si adatta, tramite l'uso di opportuni parametri, a diversi tipi di paracadute. Questa possibilità è molto interessante per questo studio, dove potrebbe essere necessario analizzare l'utilizzo di paracadute non standard.

### 5.5.1 Drag Area Ratio

L'approccio introdotto da Pflanz è reso possibile dal fatto che, sperimentalmente, si è dimostrato che l'andamento nel tempo della superficie resistente di un paracadute dipende, oltre che dal reefing, dalla porosità o dalla presenza e conformazione di aperture nella geometria della canopy. In poche parole, la struttura base della curva rimane circa la stessa per un particolare tipo di paracadute e non dipende dalle

particolari condizioni di quota, velocità e massa del sistema. Un esempio tipico è quello mostrato in figura 5.8, dove sono riportati gli andamenti tipici per paracadute Ribbon, Ringslot, Circular Flat ed Extended Skirt. Come si vede, nel caso in esame si avrebbe un andamento parabolico. Queste curve possono essere ottenute durante test di volo o in galleria del vento dividendo la forza istantanea per la pressione dinamica. In questo modo si ottiene una curva della drag area *dinamica*, nel senso che le sue caratteristiche contengono tutte quelle informazioni relative ai fenomeni che influenzano l'apertura, come per esempio la massa apparente. Quest'ultimo termine è importantissimo quando si studia la dinamica dei paracadute, o in generali di tutti quegli oggetti caratterizzati da un basso valore del rapporto massa/volume, perché costituisce un termine non trascurabile nella matrice d'inerzia rispetto ai termini dovuti alla massa vera e proprio. Questo aspetto, tuttavia, verrà discusso meglio nella seconda parte relativa alla stabilità.

Il procedimento proposto da Ludtke è quello di considerare il rapporto della Drag Area istantanea rispetto a quella finale come funzione polinomiale del tempo adimensionalizzato rispetto al tempo di apertura:

$$\frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} = \left( (1 - \tau) \left( \frac{t}{t_0} \right)^j + \tau \right) \quad (5.9)$$

Il termine  $\tau$  rappresenta la drag area ratio iniziale, cioè quella che si avrebbe al momento dello stretch se il meccanismo di deployment non fosse dotato di una modalità di controllo dell'apertura. L'esponente  $j$  varia a seconda del caso:

- $j = 1$  è il valore tipico di paracadute ribbon e ringslot, e di tutti quelli dotati di una certa porosità geometrica;
- $j = 6$  per i solid cloth come i flat circular. Altri manuali riportano  $j = 2$  per flat circular, conical, extended-skirt e triconical;
- $j = 1/2$  per rappresentare i transitori reefed di un extended-skirt.

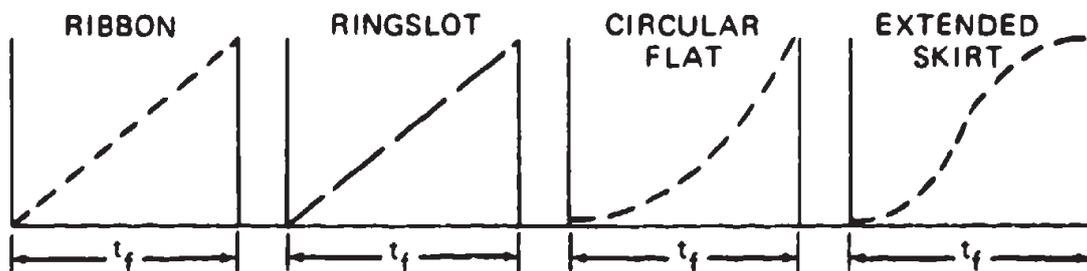


Figura 5.8. Andamento tipico della Drag Area per diversi tipi di paracadute [12]

## 5.5.2 Modello dinamico 2DOF

### Equazioni del moto

Si possono scrivere le equazioni del moto immaginando che le forze di inerzia, di massa e aerodinamiche siano concentrate nel centro di gravità del sistema. Nell'immagine 5.9 vengono rappresentate le forze che agiscono sul sistema, l'angolo di rampa  $\gamma$  e il sistema di riferimento inerziale rispetto al quale si va a calcolare la traiettoria. Questo sistema fisso di assi corrisponde a quello di uno osservatore solidale con il terreno. I tempi che caratterizzano l'analisi della traiettoria sono dell'ordine della decina di secondi, conseguentemente va bene trascurare gli effetti inerziali dovuti ai movimenti di rivoluzione terrestre.

Con riferimento alla figura 5.9, si possono scrivere gli equilibri dinamici alla traslazione lungo x e y:

$$\begin{aligned}\frac{W}{g}\ddot{x} &= -\frac{1}{2}\rho V^2 n_p (C_D S) \cos\gamma \\ \frac{W}{g}\ddot{y} &= W - \frac{1}{2}\rho V^2 n_p (C_D S) \sin\gamma\end{aligned}\quad (5.10)$$

dove il termine  $(C_D S)$  è funzione del tempo ed è definito da Ludtke nell'equazione 5.9.

Si vogliono riscrivere le equazione rispetto a un coefficiente, chiamato *Ballistic Mass Ratio*, definito come  $M = \frac{2W}{\rho g n_p (C_D S)_0 V_s t_0}$ . Questo parametro adimensionale è molto utile nello studio delle performance di un paracadute perché permette di identificare il comportamento all'apertura e di scindere tra *massa finita*, *massa intermedia* e *massa infinita*. Esattamente come il numero di Reynolds e di Mach per altri fenomeni, è possibile riportare il modo di funzionamento di un paracadute a

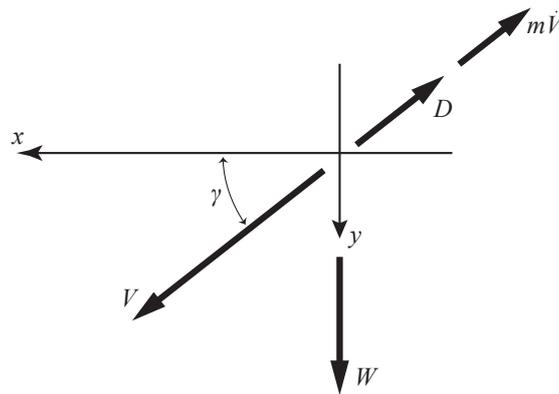


Figura 5.9. Diagramma delle forze e sistema di riferimento

questo parametro. Fisicamente si può interpretare questo fattore come il rapporto tra il peso del sistema e il peso di una massa d'aria contenuta in un cilindro di base  $S_0$  e di lunghezza  $V_s t_0$ , che corrisponde alla distanza percorsa alla velocità di stretch per il tempo di apertura, e poi scalata rispetto al coefficiente di resistenza aerodinamica. Per cui, riscrivendo rispetto all'accelerazione lungo x e y, e moltiplicando e dividendo per  $V_s t_0$  si ottiene:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \left( \frac{V_s t_0}{V_s t_0} \times \frac{g \rho V^2 n_p (C_D S)_0 \left( (1 - \tau) \left( \frac{t}{t_0} \right)^j + \tau \right) \cos \gamma}{2W} \right) \\ \ddot{y} &= \left( g - \frac{V_s t_0}{V_s t_0} \times \frac{g \rho V^2 n_p (C_D S)_0 \left( (1 - \tau) \left( \frac{t}{t_0} \right)^j + \tau \right) \sin \gamma}{2W} \right) \end{aligned} \quad (5.11)$$

da cui

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \left( \frac{V^2 (C_D S)_0 \left( (1 - \tau) \left( \frac{t}{t_0} \right)^j + \tau \right) \cos \gamma}{M V_s t_0} \right) \\ \ddot{y} &= \left( \frac{V^2 (C_D S)_0 \left( (1 - \tau) \left( \frac{t}{t_0} \right)^j + \tau \right) \sin \gamma}{M V_s t_0} \right) \end{aligned} \quad (5.12)$$

La velocità assoluta si ricava dalle relazioni trigonometriche  $\dot{x} = V \cos \gamma$  e  $\dot{y} = V \sin \gamma$  oppure ricordando che

$$V = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}$$

mentre l'angolo di rampa si esprime in funzione della tangente

$$\tan \gamma = \frac{\dot{y}}{\dot{x}}$$

La forza esercitata dai paracadute sul payload in ogni istante è

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 n_p (C_D S) \quad (5.13)$$

con  $(C_D S) = f\left(\tau, \frac{t}{t_0}\right)$ . Si può definire la forza esercitata dal paracadute in condizioni di equilibrio in galleria del vento, che equivale a una condizione di massa

infinita. Questa condizione è quella che si avrebbe se, appunto, il payload avesse massa infinita e quindi la velocità di equilibrio uguale alla velocità di stretch.

$$D_s = \frac{1}{2}\rho V_s^2 n_p (C_D S)_0 \quad (5.14)$$

Il rapporto di questi due fattori è l'*instantaneous shock factor*  $X_i$

$$\begin{aligned} X_i &= \frac{D}{D_s} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 n_p (C_D S)}{\frac{1}{2}\rho V_s^2 n_p (C_D S)_0} \\ X_i &= \left(\frac{V}{V_s}\right)^2 \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} \end{aligned} \quad (5.15)$$

Se si conosce  $\chi_i$  è possibile ricavare la forza massima esercitata durante l'apertura e il momento in cui questo avviene. Una condizione particolare si ha quando il massimo della funzione  $X_i\left(\frac{t}{t_0}\right)$  avviene nell'istante  $t_0$ , ovvero nell'istante in cui si conclude l'apertura. Questa condizione viene identificata da Ludtke come la condizione limite per la massa finita, e può essere identificato con un valore limite del ballistic mass ratio  $M_L$ . In pratica il massimo della funzione va trovato oltre questo intervallo di tempo ed è dovuto alla deformazione elastica delle suspension lines. Ludtke parla di una situazione di massa intermedia per distinguerla dal caso di massa infinita.

### Fase elastica

Quando si è nella situazione descritta sopra, bisogna studiare il fenomeno tenendo conto della deformazione elastica. Infatti, in presenza di una deformazione iniziale  $\varepsilon_0$ , l'area effettiva di resistenza della canopy aumenta e conseguentemente anche la forza esercitata creando una serie che si autoalimenta e viene smorzata solo in presenza di una sufficiente resistenza alla rottura. I paracadute progettati per valori elevati del coefficiente  $M$  devono essere caratterizzati da un elevato valore della forza di rottura  $F_c$  in modo tale da assicurare che la massima deformazione sotto carico sia minore di quella costruttiva  $\varepsilon_{max}$  dei materiali. Questa condizione è particolarmente vera per i solid cloth, la cui drag area aumenta molto lentamente all'inizio e sempre più velocemente verso la fine a causa del particolare andamento della curva. Per questo motivo il massimo punto della forza si sposta verso la fine del transitorio ed è in modulo più grande di altri tipi di paracadute. Negli slotted, infatti, la curva inizia più velocemente ma viene subito smorzata quando si entra nella fase elastica. In questi casi il massimo shock si ha per valori della drag area ratio di  $1.05 \div 1.1$ .

Si assume che  $\frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} = \left(\frac{t}{t_0}\right)^j$  anche durante la fase elastica. Il massimo punto di apertura dipende dal carico applicato, dalla elongazione massima e dal massimo

carico di rottura delle suspension lines. Durante la fase elastica si ipotizza una relazione lineare tra il carico applicato e la deformazione, per cui all'istante  $t_0$

$$\varepsilon_0 = \frac{X_0 D_s}{F_c} \varepsilon_{max} \quad (5.16)$$

Dove  $X_0 D_s$  rappresenta la forza all'istante  $t_0$  ed  $F_c$  quella di rottura. Nel caso di un G-11 standard le suspension lines sono di Nylon Type III e hanno ciascuna un carico di rottura di 550 libbre (circa 2450 N). Nel complesso quindi, essendo presenti 120 suspension lines,  $F_c = 293.58kN$ . La massima elongazione invece è di  $\varepsilon_{max} = 0.3$ . Il metodo più semplice per calcolare il massimo rapporto di drag area è assumendo che la fase elastica avvenga a pressione dinamica costante. Questa condizione è vera quando si ha un fattore di carico molto elevato, in cui la velocità varia poco. In caso contrario la variazione di velocità ha un effetto molto più significativo. In sostanza, determinato  $\varepsilon_0$  si trova la forza sviluppatasi in seguito alla deformazione

$$D_1 = X_0 D_s \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} = X_0 D_s (1 + \varepsilon_0)^2 \quad (5.17)$$

e da questa la deformazione  $\varepsilon_1$  con l'equazione 5.16. La serie converge se  $\varepsilon_0 < \varepsilon_{max}$  e in questo modo si ottiene il valore del rapporto delle aree nel punto di massimo in funzione della deformazione iniziale, come è mostrato nel grafico 5.10. Infine si ricava  $t_f$  dall'equazione

$$\frac{(C_D S)_{max}}{(C_D S)_0} = \left( \frac{t_f}{t_0} \right)^j \quad (5.18)$$

Il valore di  $t_f$  costituisce il tempo di apertura nel caso si entri nella fase elastica, e permette di ricavare il valore della drag area per ogni istante. La condizione di rottura avviene se

$$\frac{(C_D S)_{max}}{(C_D S)_0} = (1 + \varepsilon_{final})^2$$

supera un certo valore, che corrisponde a quello in cui si raggiunge la  $\varepsilon_{max}$  e nel caso in esame vale 1.69.

In base a quanto detto fin qui, si possono fare due considerazioni:

- la prima è che, per paracadute che operano ad elevati fattori di carico, è preferibile avere una deformabilità minore e dunque  $\varepsilon_{max}$  minore. Questo perché il massimo carico che si sviluppa durante il transitorio è direttamente collegato alla deformabilità;
- la seconda è che i paracadute leggeri (come il flat circular solid cloth) sono spesso caratterizzati da una forza di equilibrio in galleria del vento  $D_s$  maggiore di quella di resistenza alla rottura  $F_c$ . Questo indica che l'utilizzo di questi paracadute è limitato a una condizione di massa finita, oppure bisogna prevedere degli stadi di reefing sufficienti a rallentare il sistema per assicurare l'apertura sotto condizioni più delicate.

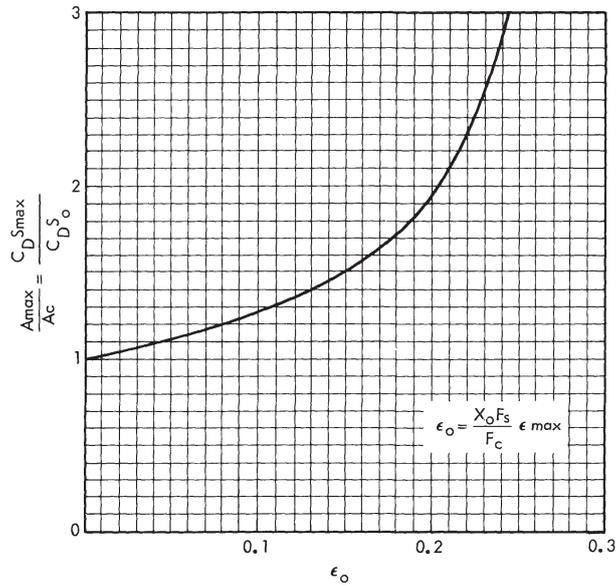


Figura 5.10. Massima drag area ratio rispetto alla deformazione iniziale [15]

### Tempo di apertura

Come si può dedurre da quanto detto fino ad adesso, il metodo si basa sull'utilizzo di fattori adimensionali che dipendono dal rapporto  $\frac{t}{t_0}$ . Dunque per ottenere un risultato numerico bisogna conoscere il tempo di apertura  $t_0$ . Anche in questo caso esistono delle formule semi empiriche proposte dai manuali di ingegneria che variano in base al tipo di paracadute. Il metodo proposto da Ludtke è invece basato sulla conservazione della massa. In figura 5.11 è mostrata la canopy parzialmente gonfiata. In ogni istante si può ragionevolmente assumere che la superficie di resistenza ( $C_D S$ ) sia proporzionale al massimo diametro proiettato. Inoltre, in ogni istante, conoscendo la lunghezza delle suspensio lines e del diametro proiettato, si possono definire l'area di ingresso del flusso (A-A) e quella di pressurizzazione della canopy (B-B-B). Sulla base di queste considerazioni si può assumere che:

- Il rapporto dell'area istantanea di ingresso del flusso rispetto all'area in condizioni di equilibrio è uguale alla drag area ratio

$$\frac{A_M}{A_{M0}} = \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} \quad (5.19)$$

- Allo stesso modo il rapporto delle superfici dell'area pressurizzata della canopy

$$\frac{A_S}{A_{S0}} = \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} \quad (5.20)$$

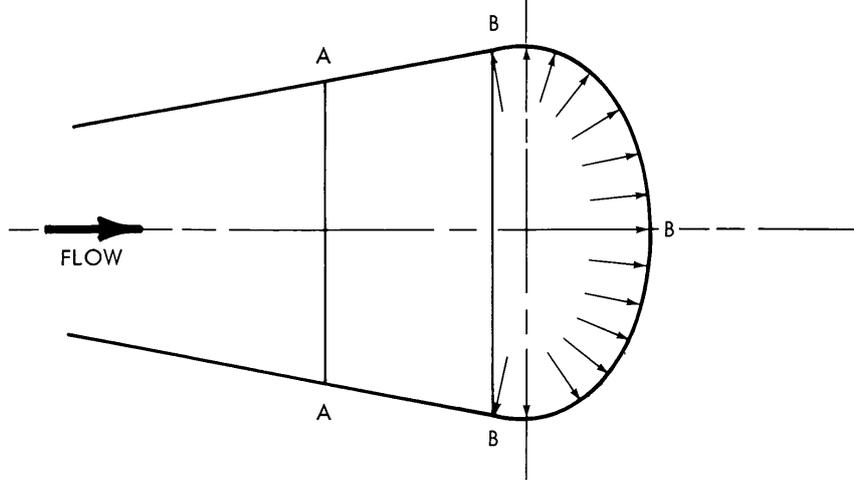


Figura 5.11. Geometria di un paracadute parzialmente aperto [15]

- Nel tratto A-B, in cui le suspension lines sono dritte, non c'è un differenziale di pressione e dunque la portata d'aria netta in questa zona è nulla.

A partire da queste assunzioni si può scrivere l'equazione di conservazione della massa all'interno del volume  $\tilde{V}$  della canopy:

$$\begin{aligned}
 dm &= m_{in} - m_{out} \\
 \rho \frac{d\tilde{V}}{dt} &= \rho V A_M - \rho A_s P \\
 \rho \dot{\tilde{V}} &= \rho V A_{M0} \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} - \rho A_{S0} \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} P
 \end{aligned} \tag{5.21}$$

Il termine  $P$  è un termine fittizio per indicare la velocità di uscita del flusso attraverso la canopy e viene appunto chiamato *permeabilità*. Si può assumere che vari in funzione del differenziale di pressione secondo una legge del tipo:

$$P = k(\Delta p)^n \tag{5.22}$$

Sperimentalmente si è notato che, variando i coefficienti  $k$  e  $n$ , queste curve approssimano molto bene i dati reali di diversi tipi di materiali usati per la canopy. Per generalizzare il discorso si può esprimere il  $\Delta p$  in funzione del  $c_p$  e della pressione dinamica:

$$P = k \left( c_p \frac{\rho V^2}{2} \right)^n \tag{5.23}$$

Le misurazioni del differenziale di pressione sulla canopy durante l'apertura sono molto difficili da ottenere e non si dispone di dati molto accurati. Tuttavia, in prima analisi, si può assumere un valore medio costante. Infatti in figura 5.12 si può vedere che il valore medio del  $c_p$  influisce poco sul calcolo del tempo di apertura, tranne per altitudini prossime al livello del mare.

Il grafico 5.13 mostra l'andamento del coefficiente di *mass flow ratio* in funzione della quota e della velocità per il materiale usato nei paracadute G-11, il nylon MIL-7020. I coefficienti per questo materiale sono  $k = 1.46042$  e  $n = 0.63246$ . Il mass flow ratio permette di avere una indicazione sulla variazione del tempo di apertura perché rappresenta il rapporto tra la portata di massa d'aria in uscita e quella in entrata. Dunque al diminuire di questo fattore diminuisce anche il tempo di apertura. L'andamento di questo parametro con la quota è una caratteristica tipica del funzionamento di un paracadute.

Tornando all'equazione 5.21 si può integrare a destra e a sinistra per  $t$  e per  $\tilde{V}$

$$\int_0^{\tilde{V}_0} d\tilde{V} = A_{M0} \int_0^{t_0} V \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} dt - A_{S0} \int_0^{t_0} P \frac{(C_D S)}{(C_D S)_0} dt \quad (5.24)$$

In questa equazione compaiono dei dati geometrici relativi al paracadute completamente aperto ( $\tilde{V}_0$ ,  $A_{M0}$ ,  $A_{S0}$ ) che possono essere calcolati noto il diametro e il tipo di paracadute. A questo proposito si rimanda a [15] dove viene esposto un metodo di calcolo per il volume  $\tilde{V}_0$ . Per risolvere l'equazione bisogna necessariamente ricorrere a un metodo per tentativi. Ludtke propone una soluzione analitica della 5.24 in un caso semplificato in cui  $n = 0.5$  e l'apertura avvenga orizzontalmente (come per esempio nel caso di un paracadute frenante per il decollo di un velivolo). Con

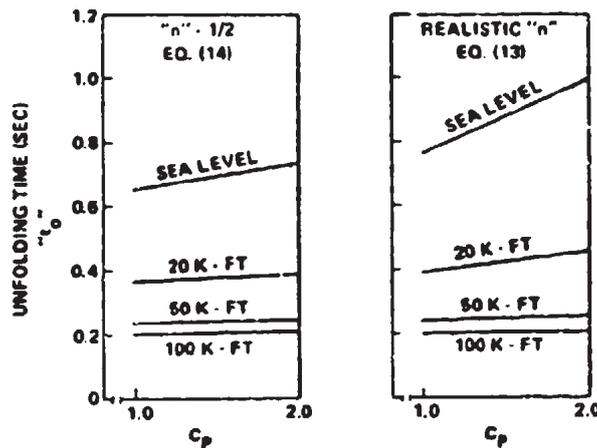


Figura 5.12. Effetto del  $c_p$  e della quota sul tempo di apertura [14]

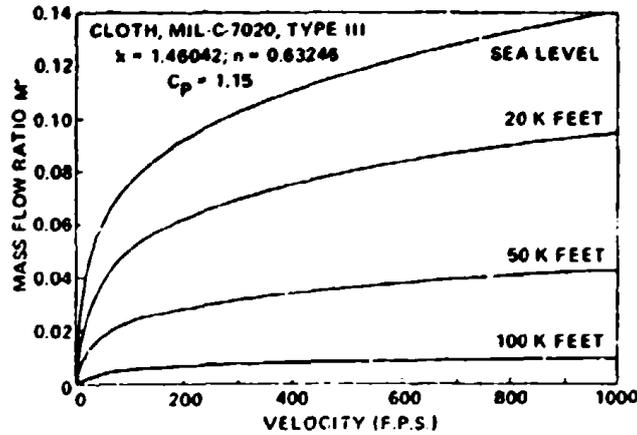


Figura 5.13. Effetto della velocità e della quota sul mass flow ratio [14]

queste ipotesi si ricava:

$$t_0 = \frac{14W}{g\rho V_s (C_D S)_0} [e^{K_1} - 1] \quad (5.25)$$

dove 
$$K_1 = \frac{g\rho \tilde{V}_0}{2W} \left[ \frac{(C_D S)_0}{A_{M0} - A_{S0} k \left(\frac{c_p \rho}{2}\right)^{0.5}} \right]$$

Una volta ottenuto un valore approssimativo di  $t_0$  il problema è chiuso. Durante le simulazioni si implementa anche l'equazione differenziale 5.21, che permette di calcolare per ogni istante il volume effettivo occupato dall'aria. Se il valore finale  $\tilde{V}_{calc}$  che si ottiene è diverso da quello precedentemente calcolato  $\tilde{V}_0$ , si aggiorna il valore di  $t_0$  finché non si giunge a convergenza con la relazione

$$t_0 = t_{0,old} \left( \frac{\tilde{V}_0}{\tilde{V}_{calc}} \right) \quad (5.26)$$

### Definizione dell'algoritmo

Si possono enumerare i diversi step di funzionamento dell'algoritmo, con riferimento particolare alla *versione 2.1*:

1. Definizione dei parametri di input;

$m_b$	massa del payload
$z$	quota di lancio
$V_s$	Velocità di stretch
$j$	Esponente della drag area ratio

$\gamma_0$	Angolo di rampa iniziale
$n_p$	Numero di paracadute
$D_0$	Diametro nominale del paracadute
$k, n$	Coefficienti della permeabilità
$c_p$	Coefficiente di pressione
$\varepsilon_{max}$	Massima deformazione suspension lines
$F_c$	Tensione di rottura
$C_{D0}$	Coefficiente di resistenza aerodinamica di un singolo paracadute

2. Determinazione dei dati geometrici del paracadute in condizioni di equilibrio;

$S_0$	superficie nominale, equivalente a $A_{S0}$
$A_{M0}$	Area di ingresso del flusso
$\tilde{V}_0$	Volume d'aria nella canopy

3. Calcolo del coefficiente di resistenza aerodinamica per un cluster di  $n_p$  paracadute tramite i dati ricavati dal grafico 5.7;  
 4. Design del sistema di reefing e calcolo del reefing ratio tramite il grafico 5.5 definendo

$n_r$	numero di step
$t_r$	Tempo di attuazioni di ciascuno step
$\zeta$	Reefing line ratio di ciascuno step

5. Ipotesi del valore di  $t_0$  risolvendo la 5.25 e sommando i tempi di reefing  $t_r$ ;

6. Si avvia la simulazione Simulink per il calcolo del vettore di stato  $\begin{Bmatrix} x \\ y \\ \tilde{V} \end{Bmatrix}$  e delle sue derivate;

7. Avvio del ciclo iterativo di simulazioni per l'affinamento di  $t_0$  finché l'errore tra il volume geometrico e quello calcolato è minore di un certo  $err = 50ft^3$ ;

8. Se il massimo della funzione  $X_i$  avviene nell'istante  $t_0$  si procede al calcolo della condizione di massima deformazione elastica e del tempo di apertura  $t_f$  come indicato precedentemente. Altrimenti  $t_f = t_0$ ;

9. Si avvia la simulazione finale Simulink per ottenere i risultati.

### 5.5.3 Risultati per rigidità infinita

Una prima parte dell'analisi dei risultati viene dedicata allo studio di una condizione di rigidità infinita. L'obiettivo è di verificare l'affidabilità dei risultati e di proporre eventuali miglioramenti per irrobustire l'algoritmo prima di discutere le conseguenze di questi dati. Uno dei primi problemi riscontrati riguarda la convergenza del ciclo di iterazione per il calcolo di  $t_0$ . Generalmente si nota che all'aumentare di  $t_0$  e dei volumi coinvolti (quindi anche con il numero di paracadute) il ciclo non sempre giunge a convergenza oppure supera il massimo numero di iterazioni imposto a 50. Si è potuto superare questo ostacolo diminuendo il passo di aggiornamento del termine  $t_0$  elevandolo a  $1/4$  o a  $1/8$  il termine tra parentesi della 5.26. Nel grafico 5.14, ottenuto imponendo due step di reefing, con  $n_p = 3$ ,  $z = 28000ft$  e  $V_s = 300ft/s$ , si mostra l'errore assoluto sul volume finale della canopy. Si può vedere come la velocità di convergenza aumenta nel caso di esponente  $1/4$ , invece l'esponente  $1/8$  assicura quasi sempre la convergenza ma più lentamente. Al contrario l'equazione 5.26, proposta da Ludtke, non va bene quando si estende il problema dell'apertura includendo il reefing e il clustering. Questo è vero nella maggior parte dei casi. Infatti si presentano alcune eccezioni che non rispettano sempre l'andamento mostrato in 5.14 per le quali sono state imposte delle condizioni ad hoc sul ciclo di iterazioni da seguire.

Una seconda parte dell'analisi è dedicata alla validazione del modello per valutare che gli andamenti dei parametri di output rispecchi la realtà. Uno dei parametri

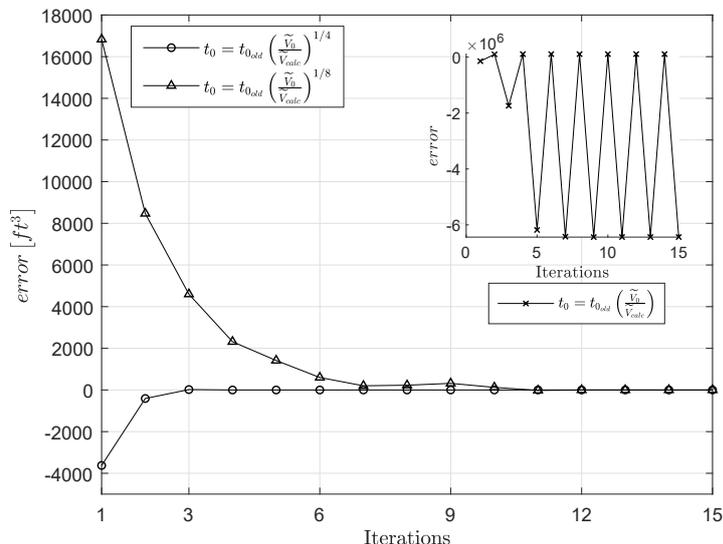


Figura 5.14. Velocità di convergenza dell'algoritmo variando l'esponente dell'iterazione

di output più importanti, che è anche responsabile dell'entità dello shock all'apertura, è il tempo di apertura  $t_f$ , che in questo caso di rigidità infinita è pari a  $t_0$ . Infatti uno dei metodi per ridurre lo shock è proprio quello di ritardare l'apertura del paracadute per avere il tempo di decelerare il payload a sufficienza. Nel grafico 5.15 si può vedere l'andamento del tempo di apertura con la quota e la velocità di partenza. Queste condizioni sono quelle di stretch ma in prima approssimazione si possono considerare pari a quelle di lancio. Da questa analisi si vuole dimostrare quanto detto prima circa l'andamento di questo parametro con la quota e più precisamente da quanto espresso dal grafico in figura 5.13. Si fa notare che la velocità ha un effetto diverso sul tempo di apertura rispetto al mass flow ratio. Infatti, se il concetto della mass flow ratio è legato a  $t_f$  e ne spiega l'andamento rispetto alla quota, non è direttamente coinvolto nella determinazione del suo valore. Infatti a quota costante il mass flow ratio aumenta con la velocità per effetto della pressione totale e della permeabilità all'interno della canopy, ma è anche vero che in modulo le portate d'aria in ingresso e in uscita aumentano, con conseguente diminuzione del tempo di apertura. Questo fatto è ampiamente verificato e si può notare anche nelle più semplici formule empiriche per il calcolo di  $t_f$  proposte nei manuali, dove la velocità si trova spesso al denominatore. Il Knacke [11], per esempio, propone la formula empirica

$$t_f = constant \cdot \frac{D_0}{V_s^{0.85}}$$

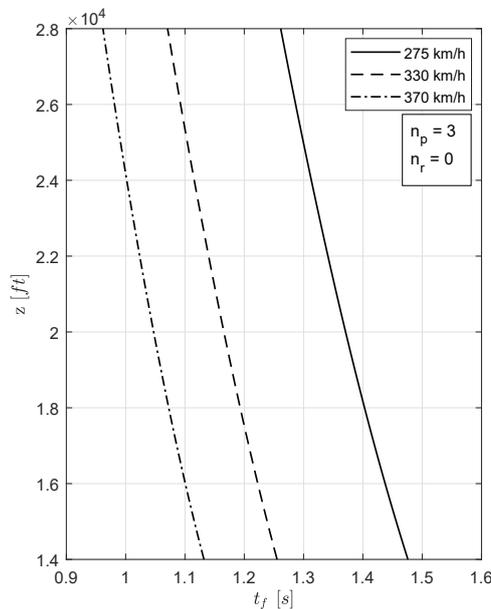


Figura 5.15. Tempo di apertura  $t_f$  in funzione della quota e della velocità di stretch

Adesso si vuole andare a studiare come i diversi parametri influiscono sull'intensità della forza di apertura. Un modo semplice per farlo è usando il ballistic mass ratio, definito come

$$M = \frac{2W}{\rho g n_p (C_D S)_0 V_s t_0} \quad (5.27)$$

Quello mostrato nel grafico 5.16 è il valore dello shock factor in funzione del coefficiente balistico iniziale, e cioè quello calcolato usando le ipotesi di Ludtke su  $t_0$ . Per questo motivo rappresenta un valore indicativo ma non quello effettivo che tiene conto dell'affinamento e del reefing. Infatti, il reefing contribuisce a ridurre notevolmente questo parametro variando  $t_0$ , ma l'effetto determinante nell'intensità dello shock è dato dalla riduzione della velocità. Sulle ascisse si è posto il tempo adimensionale per uniformare tutte le curve. Avvalendosi del fattore  $M$  si possono individuare tre meccanismi di funzionamento dell'apertura del paracadute: il caso  $M = \infty$  che corrisponde al caso di massa infinita paragonabile alla condizione sperimentata in galleria del vento; il caso di massa finita che è individuato dalle curve in cui il massimo cade tra zero e  $t_0$ . Questa condizione è da preferire per i paracadute leggeri come i flat circular perché non sono adatti a sostenere carichi e deformazioni troppo elevate. E infine la condizione di massa intermedia, quando il massimo cade sull'istante  $t_0$ , e quindi non si è ancora raggiunta la condizione di apertura finale e la canopy si deforma elasticamente. In questo modo, il punto di stazionarietà

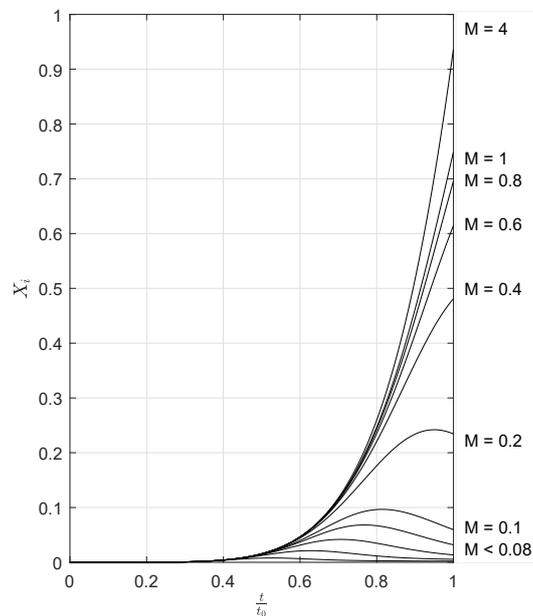


Figura 5.16. Instantaneous shock factor vs Ballistic mass ratio

cade a destra di  $t_0$  secondo le modalità espresse nei paragrafi precedenti. Questo grafico è utile, oltre che per la validazione del modello, anche per capire su quali parametri si può andare ad agire quando si è davanti a un sistema con un elevato fattore balistico. Si può notare che, portando il valore effettivo del ballistic mass ratio a circa  $M = 0.2$ , si può ottenere un'apertura nella zona di massa finita.

Alcuni dei parametri di input su cui si può andare ad agire per ridurre  $M$  sono la quota, la velocità di stretch e il numero di paracadute. Per capire meglio come questi fattori possono influenzare le prestazioni del sistema si vedano i grafici in figura 5.17. Nella prima riga di grafici si vede il ballistic mass ratio effettivo  $M$  e nella seconda la massima forza di apertura, mentre sulle colonne la variazione rispetto alla velocità e al numero di paracadute. Si è tenuto conto di un sistema senza reefing per poter generalizzare il più possibile. Se si analizza il problema rispetto alla velocità si vede che  $M$  cambia poco, perché allo stesso tempo diminuisce  $t_0$ . Quello che conta infatti

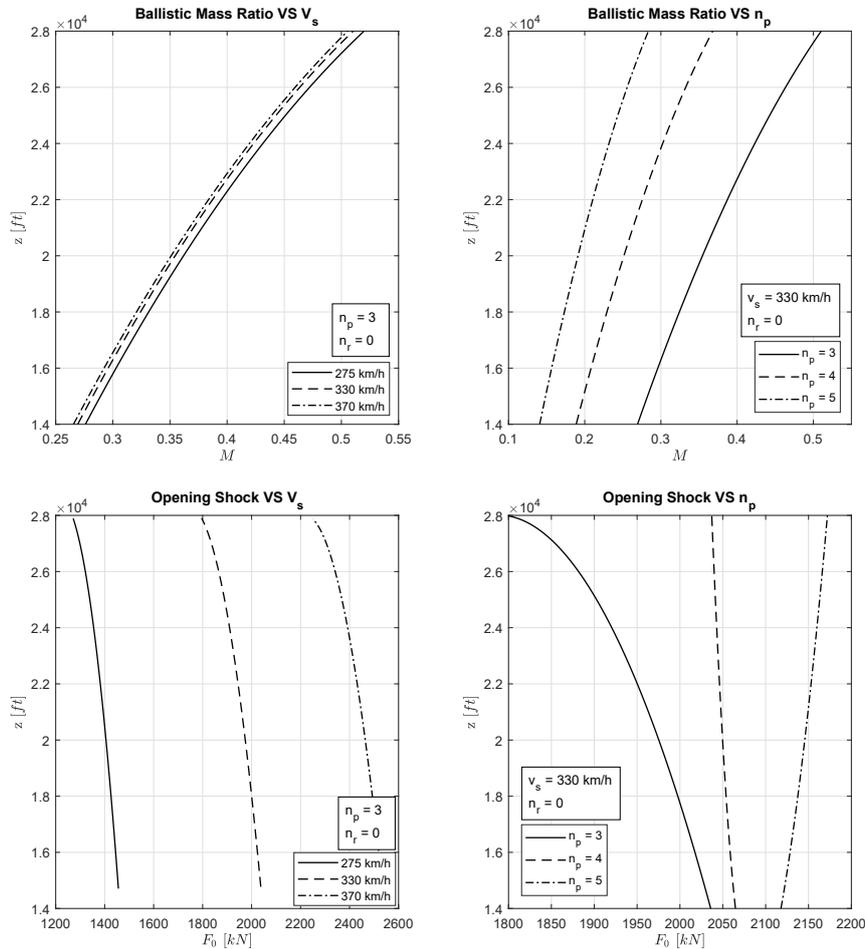


Figura 5.17. Analisi del ballistic mass ratio e della forza di apertura

è il volume d'aria fittizio compreso all'interno di un cilindro di lunghezza  $V_s t_0$ . Al contrario lo shock all'apertura aumenta notevolmente in modulo aumentando il fattore di carico a cui viene sottoposto il payload. Come si vede  $M$  ed  $F_0$  non sono direttamente collegati ma, anzi, esprimono due concetti diversi. In particolar modo  $M$  fornisce un'indicazione sullo stress a cui vengono sottoposti i paracadute e ne definisce i limiti applicativi, mentre  $F_0$  esprime l'entità delle sollecitazioni che devono essere sopportate dal payload. Questa differenza è ancora più evidente nella seconda colonna di curve. Utilizzando un cluster più numeroso si riesce a ridurre il valore di  $M$ . Questo ovviamente perché si riesce a spalmare il carico su una superficie maggiore ed è infatti il motivo per cui nelle missioni di airdrop di carichi pesanti si utilizzano fino a 8 paracadute. D'altro canto lo shock incrementa per effetto della maggiore azione frenante. Globalmente si può vedere che lanciare da una quota più alta sottopone i paracadute a stress maggiori il che complica ulteriormente il design del sistema di stabilizzazione. Infatti questo andamento va contro la necessità di lanciare a quote elevate per massimizzare la massa utile in orbita e potrebbe essere necessario effettuare dei compromessi. Per esempio impiegando tre paracadute a 28000 ft si è già ben oltre la condizione di massa finita e anche con cinque si è ancora in una situazione limite. Per questo motivo bisogna necessariamente prevedere uno o più stadi di reefing. Questa soluzione ha un doppio beneficio perché agisce anche sul fattore di shock riducendo le condizioni alle quali bisogna dimensionare il sistema di lancio e diminuendo eventualmente le ipotesi di failure.

Per capire come il reefing agisce sulla superficie resistente del cluster di paracadute si può vedere la prima immagine in figura 5.18, in cui vengono mostrati, a titolo di esempio, le curve per quattro diversi valori del reefing line ratio  $\zeta$ . La relazione tra questo e il reefing ratio dipende dal grafico mostrato in 5.5. In particolar modo sono stati mostrati quattro valori caratteristici per il problema in esame. Per esempio  $\zeta = 0.06$  è il valore tipico del G-11,  $\zeta = 0.178$  e  $\zeta = 0.4$  perché corrispondono a un reefing ratio di 15% e 50% rispettivamente. Invece  $\zeta = 0.25$  perché corrisponde alla condizione di minimo carico per un tempo di attuazione di  $t_r = 2s$ . A tal proposito si può vedere la seconda immagine a destra dove viene mostrato come varia il fattore di carico massimo a cui viene sottoposto il payload se si aggiunge uno stadio di reefing e con diversi tempi di attuazione. Queste curve sono state ottenute per un numero di paracadute  $n_p = 3$ , alla velocità di  $330km/h$  e quota  $28000ft$  per fare un paragone con il caso mostrato in precedenza in cui  $n_r = 0$ . Si tenga presente che, in queste stesse condizioni, si otteneva prima un valore di  $F_0$  di circa  $1800kN$  che corrispondono a un fattore di carico di 10.5. Dunque, con un solo stadio di reefing con  $\zeta = 0.25$  e  $t_r = 2s$  si ha già un netto miglioramento con un fattore di carico di 4. La situazione migliora leggermente se si utilizza un tempo di attuazione di  $t_r = 4s$  quando si è a uno step di reefing compreso tra  $\zeta = 0.2$  e  $\zeta = 0.25$ , tuttavia non si hanno ulteriori miglioramenti incrementando ancora  $t_r$ . Quando si va ad aggiungere il reefing diventa più difficile prevedere gli effetti del

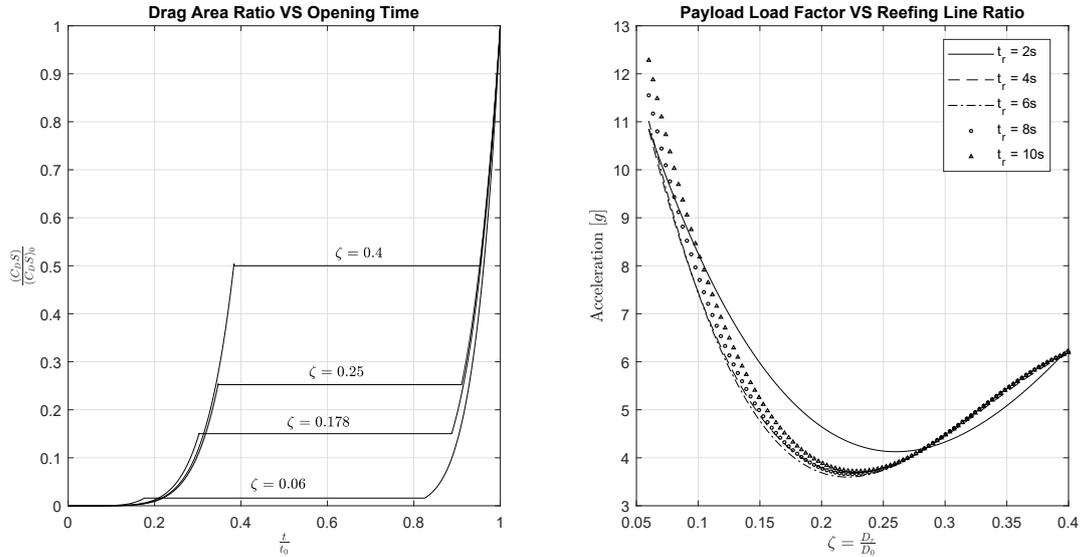


Figura 5.18. Analisi delle prestazioni con uno step di reefing

ballistic mass ratio sul comportamento del paracadute sempre perché il meccanismo principale che interviene nella riduzione delle sollecitazioni sulla canopy è la riduzione di velocità, che non viene presa in considerazione nel calcolo di  $M$ . Anche per questo motivo si è deciso di separare la condizione di rigidità infinita dal caso elastico.

A questo punto si può studiare il caso in cui ci siano due stadi di reefing con  $\zeta_1$  e  $\zeta_2$ . Anche a questo proposito vengono mostrate in figura 5.19 alcune configurazioni

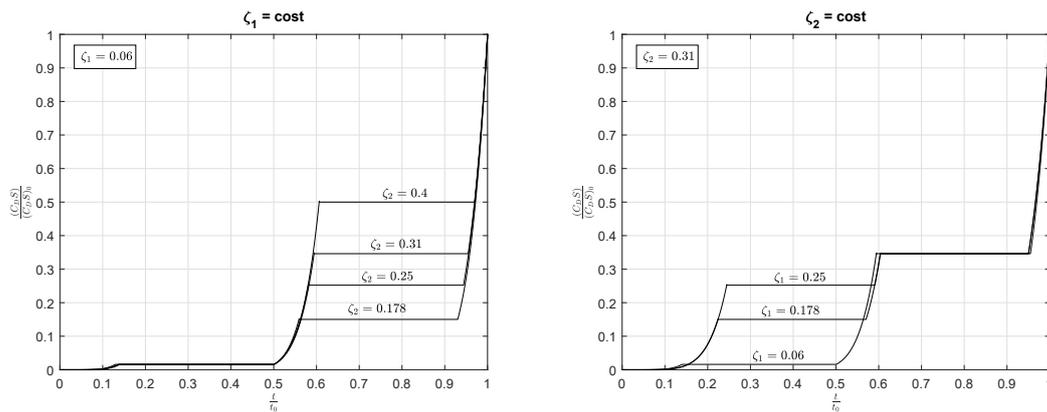


Figura 5.19. Drag Area Ratio con due step di reefing in funzione del tempo di apertura

di particolare interesse. Rispetto ai casi analizzati in precedenza si è aggiunto il caso  $\zeta = 0.31$  che corrisponde circa al 35% di rapporto delle aree. Infatti questa configurazione corrisponde alla condizione di minimo fattore di carico come si può vedere nella seconda coppia di immagini in 5.20. Su questa serie di grafici tridimensionali è possibile vedere l'effetto di una configurazione a due stadi di reefing

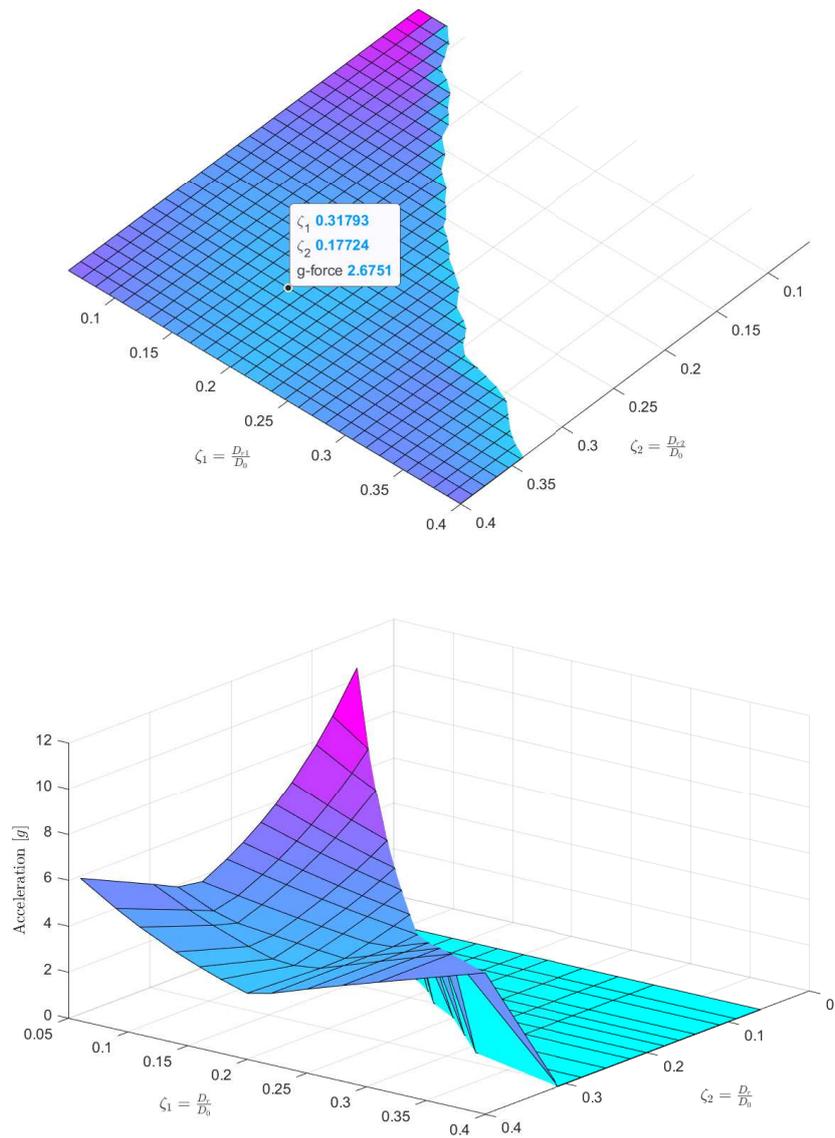


Figura 5.20. Payload Load Factor per diverse configurazioni di un sistema di reefing a due stadi

leggendo sul piano orizzontale i valori di  $\zeta_1$  e  $\zeta_2$ . Ovviamente sono esclusi i casi in cui il secondo stadio sia minore del primo e per questo motivo il dominio ha una forma triangolare. In merito a questo si può vedere che la linea di separazione nel dominio non è perfettamente lineare perché i dati ottenuti in quella zona sono sporchi e sarebbe richiesta una maggiore potenza computazionale per infittire il dominio. In effetti i punti che si trovano su questa bisettrice corrispondono a uno scenario in cui vi sia un unico stadio con tempo di attuazione dato dalla somma dei due, dunque si tratta di un caso che è stato già trattato con la spiegazione precedente e di poco interesse per questa parte. Le condizioni di partenza sono sempre le stesse dei casi mostrati in precedenza tranne per il fatto che questa volta si sono considerati due stadi con lo stesso tempo di attuazione di  $t_{r1} = t_{r2} = 2s$ . Si può constatare che in questo modo si può raggiungere un valore minimo del fattore di carico di circa 2.6 nell'intorno di  $\zeta_1 = 0.178$  e  $\zeta_2 = 0.31$ . Un'ultima considerazione importante riguarda le configurazioni con un basso valore di  $\zeta$  in entrambe le modalità considerate. Si rilevano dei picchi del fattore di carico maggiori che se non ci fosse alcuno stadio di reefing. Questo è dovuto all'elevato peso del payload che è maggiore della resistenza aerodinamica dei paracadute prodotta in questo assetto. Pertanto il payload continua ad accelerare per effetto della gravità e al momento del dispiegamento finale del paracadute è ancora più veloce dell'istante iniziale.

#### 5.5.4 Risultati per rigidità finita

L'utilizzo di paracadute solid cloth, a causa dell'elevato esponente  $j$ , è generalmente limitato al caso non elastico. Infatti quando si va a considerare il transitorio di deformazione elastica come definito da Ludtke le curve della Drag Area Ratio si impennano molto velocemente. Separando i due casi si è quindi potuto validare il modello e analizzare il comportamento generale dei paracadute al variare dei principali parametri. L'obiettivo di questo paragrafo è invece quello di studiare i limiti

<b>Tipo</b>	<b>Forza di Rottura (N)</b>	<b>Elongazione massima (%)</b>	<b>Peso (metri/kg)</b>
I	423	30	638
IA	445	30	705
II	1780	30	175
IIA	1000	30	332
III	2445	30	150
IV	3335	30	110

Tabella 5.7. Principali materiali usati per le suspension lines [22]

applicativi del sistema di stabilizzazione definiti dalla rigidità delle suspension lines. In tabella 5.7 si possono vedere i tipici materiali usati per queste applicazioni che fanno riferimento alla categoria di tessuti militari MIL-C-5040. Quello di tipo tre è quello usato comunemente nei G-11 ma di seguito verrà investigata anche la possibilità di usare il type-IV. Alla luce di quanto detto fin'ora, nell'analisi seguente non si studia più l'effetto della quota e della velocità che vengono poste costanti e uguali a  $z = 28000ft$  e  $V_s = 300ft/s$ , in quanto rappresentano delle ottime condizioni di lancio ai fini delle prestazioni del lanciatore. Tuttavia si aggiunge un nuovo parametro, la rigidità, che insieme al meccanismo di reefing e al numero di paracadute ha conseguenze dirette sulla fattibilità del sistema di stabilizzazione.

Nella prima coppia di grafici mostrata in figura 5.21 si possono vedere gli effetti della fase di deformazione elastica della linea nel caso  $n_p = 3$ . A destra vengono presentate delle curve analoghe a quelle ottenute in precedenza per il caso di rigidità infinita. Da questo punto di vista la situazione sembra essere praticamente identica se non fosse che la parte delle curve che si trova a sinistra di un certo valore limite di  $\zeta$  non hanno particolare significato fisico. Questo limite è determinato da un valore minimo di  $\zeta$  oltre il quale la deformazione elastica subita dalle corde porta alla rottura delle stesse, in particolar modo quando  $\frac{(C_D S)_{max}}{(C_D S)_0} = 1.69$ . Questa condizione si può vedere molto bene nel grafico a sinistra che mostra il massimo rapporto della superficie di resistenza aerodinamica. In pratica, quello che succede è che, se non si riesce a rallentare a sufficienza il sistema durante il transitorio di apertura, all'istante  $t_0$  la trazione esercitata è ancora in crescita e quindi segue un

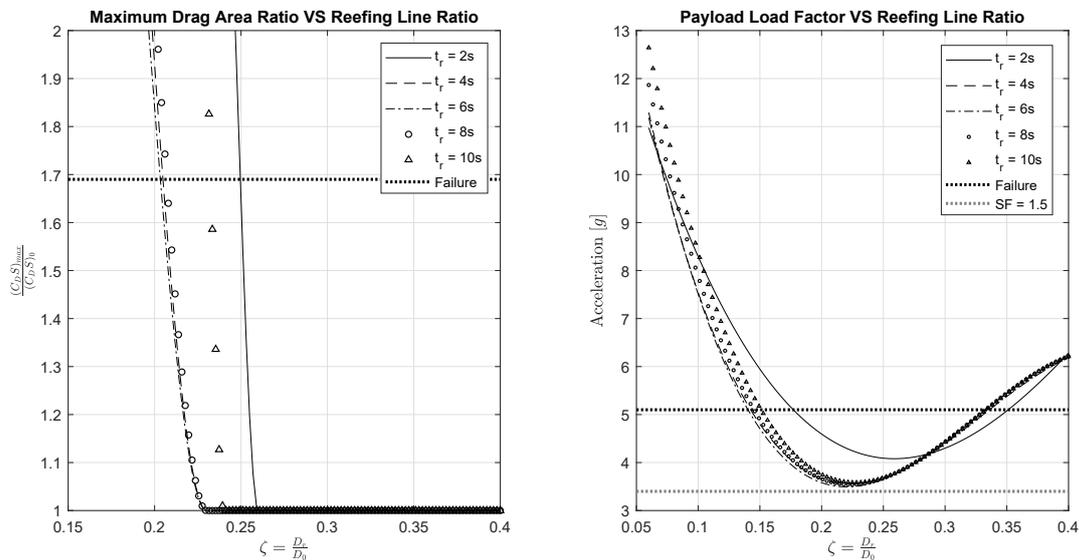


Figura 5.21. Suspension lines Type-III: massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico

periodo in cui la canopy è in tensione, perché completamente aperta, e un aumento della forza genera una deformazione con conseguente aumento ulteriore della resistenza aerodinamica. Questo effetto a catena si nota subito nella crescita molto ripida delle curve del primo grafico.

I punti estremi per cui  $\frac{(C_D S)_{max}}{(C_D S)_0} = 1$  sembrano coincidere con la condizione di minima forza di apertura, approssimativamente per  $\zeta = 0.26$  con  $t_r = 2s$  e per  $\zeta = 0.23 \div 0.24$  negli altri casi. Questa situazione si può spiegare immaginando l'andamento della rispettiva curva della potenza di trazione dei paracadute,  $Potenza = FV$ , che sarebbe proporzionale al cubo della velocità e dunque avrebbe qualitativamente lo stesso andamento mostrato dalla forza, come si può vedere nei grafici mostrati successivamente. Difatti, nel caso limite la curva presenterebbe un punto di stazionarietà esattamente in  $t_0$ . Per valori minori di  $\zeta$  il punto di stazionarietà si sposterebbe a destra ma per effetto di  $j$  aumenta molto velocemente. Per  $\zeta$  più piccoli, invece, il punto a tangenza orizzontale cade nell'intervallo di apertura ma con picchi più elevati. Questa condizione si verifica perché il lavoro fatto dal paracadute è quello che serve per assorbire l'energia cinetica del payload, che è costante e definita dalle condizioni iniziali. L'area sottesa alla curva della potenza nel tempo è una indicazione proprio di questo parametro, per cui il modo più efficiente per effettuare il lavoro è con una linea quanto più possibile costante in modo tale da sfruttare tutto il tempo a disposizione per distribuire l'energia. Se ciò non avviene, a parità di area sottesa, il picco che si trova in mezzo sarà tanto più grande quanto maggiore è la disuniformità dell'andamento della forza. Pertanto, nel caso pre-deformazione elastica si sperimentano delle forze di trazione più elevate rispetto al caso limite e, anche se la canopy non è ancora entrata completamente in tensione, le suspension lines vengono molto sollecitate e bisogna verificare che il carico a cui vengono sottoposte sia al di sotto della soglia di rottura. Per questo motivo nel grafico di destra sono state indicate le condizioni di massimo carico di rottura e di massimo carico possibile nel caso in cui si adottasse un margine di sicurezza di 1.5. Facendo una analisi più approfondita nell'intorno di  $\zeta = 0.23$  si vede che le curve con  $t_r \geq 4s$  rispettano questa condizione.

Nella seconda coppia di grafici, mostrata in 5.22, si vede come cambiano le curve se invece si utilizzassero delle corde in Nylon Type-IV che sono caratterizzate da tensioni di rottura più elevate. La prima osservazione che si può fare è che il punto di minimo  $\zeta$  per cui si entra nella fase di deformazione elastica rimane lo stesso dei casi precedenti. Questo perché il meccanismo di funzionamento dell'apertura, come si è già detto in precedenza, non dipende dalla rigidità delle corde. Tuttavia l'inclinazione delle curve nella zona di deformazione è minore, per cui si ottiene un vantaggio in termini di sicurezza qualora il sistema dovesse uscire dall'area di funzionamento calcolata. Il vantaggio più grande si ha in termini di massimo carico di rottura perché le curve tratteggiate nel grafico del massimo fattore di carico traslano entrambe verso l'alto. In questo modo sarebbe possibile impiegare gli stessi attuatori del meccanismo di reefing del G-11 con  $t_r = 2s$ .

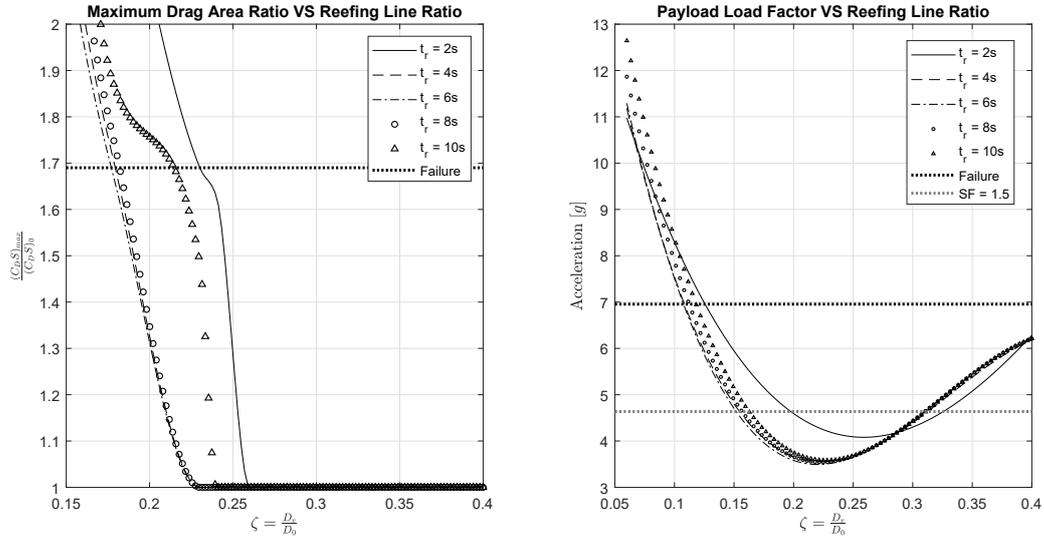


Figura 5.22. Suspension lines Type-IV: massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico

Si è approfondito anche il caso di due step di reefing, sempre con  $n_p = 3$  e con valori del tempo di attuazione uguali e pari a  $t_r = 2s$ . In particolare, si è notato che, anche in questo caso, il fattore di carico non subisce alcun cambiamento evidente mentre gli effetti sulla massima superficie resistente sono mostrati nel grafico 5.23.

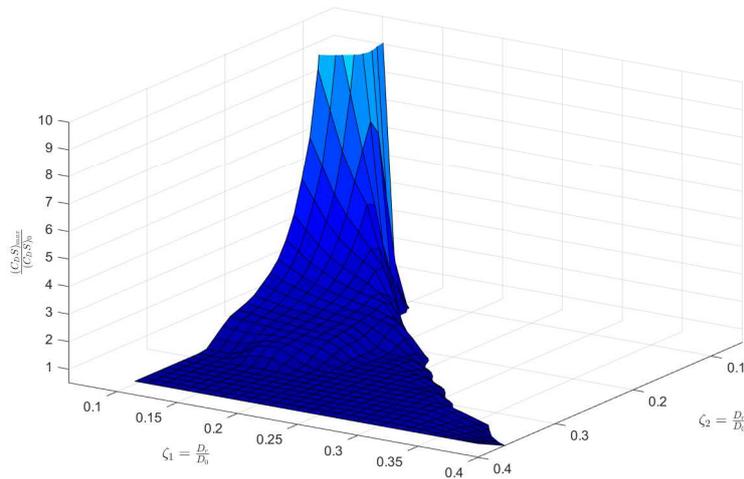


Figura 5.23. Massima Drag Area Ratio con suspension lines Type-III e due step di reefing

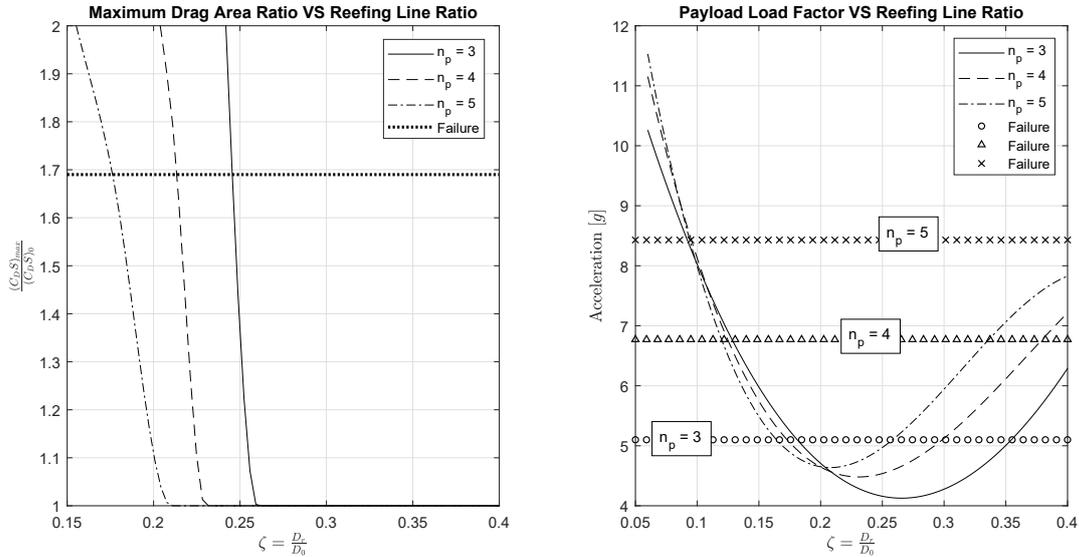
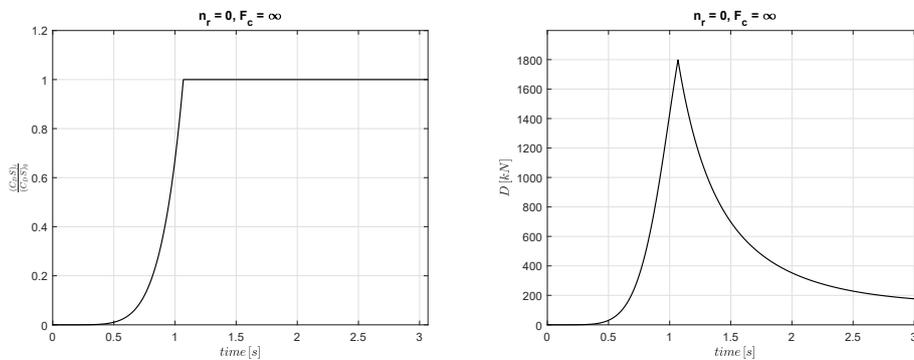


Figura 5.24. Massima Drag Area Ratio e massimo fattore di carico in base al numero di paracadute

Un modo per migliorare sia la condizione limite su  $\zeta$  che sul massimo carico di rottura è aumentare il numero di paracadute in formazione cluster, come si può vedere in 5.24. Si fa notare che aumentando il numero di paracadute il massimo carico aumenta, ma questo è normale perché migliora l'efficacia e il sistema viene sottoposto a una decelerazione più importante. Tuttavia, moltiplicando il numero effettivo di suspension lines, anche il massimo carico di rottura viene moltiplicato.

Fino ad adesso si è parlato di condizioni limite, e margini di fattibilità del sistema dovuti alle condizioni critiche di carico. Per questo motivo, a titolo di esempio, nella successiva serie di grafici 5.25 vengono mostrati gli andamenti temporali della drag area ratio e della forza esercitata dal paracadute. Queste curve sono, di fatto, i risultati diretti che vengono forniti dal codice Simulink. In particolar modo sono



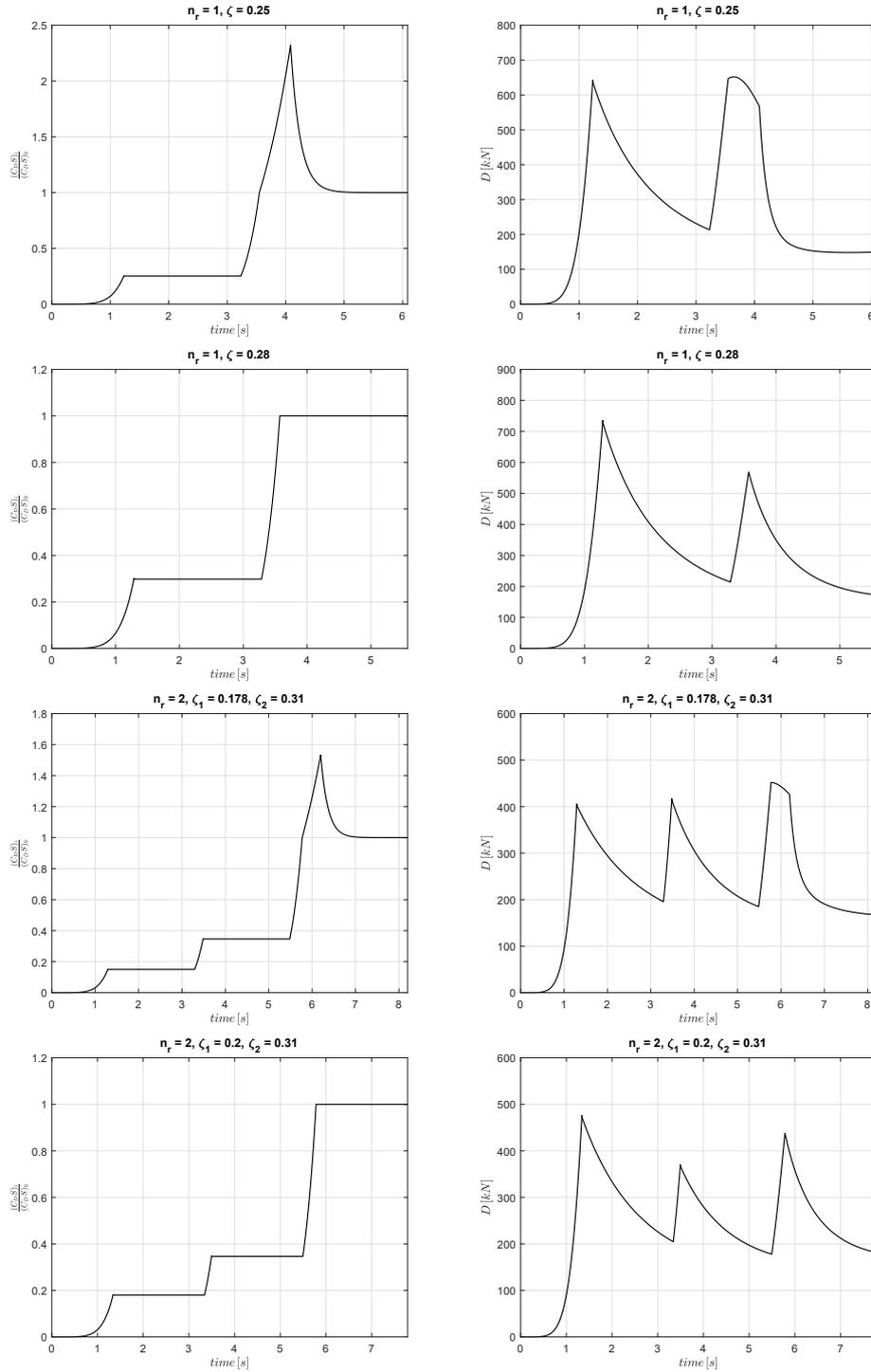


Figura 5.25. Esempio di Drag Area Ratio e Forza di apertura nel tempo per diverse configurazioni

state raffigurate le curve nelle condizioni più vicine ai valori di ottimo. Si può vedere che con uno stadio di reefing si hanno due picchi nella forza, mentre con due stadi se ne hanno tre. In generale si nota che quanto più questi picchi sono simili in modulo tra di loro tanto minore è il carico massimo che le suspension lines devono sopportare. Per esempio, nella terza riga di immagini, per  $\zeta = 0.28$ , i picchi differiscono per circa  $150 N$ . Se fosse  $\zeta = 0.26$ , come mostrato precedentemente, i due picchi sarebbero praticamente identici a un valore intermedio tra i due.

## 5.6 Analisi della stabilità applicata a una traiettoria generica

L'analisi della stabilità dinamica del sistema è un problema complesso che può essere modellizzato con un sistema a doppio pendolo, dove il pendolo più piccolo ha il fulcro nel punto di collegamento delle linee di sospensione del payload. Il risultato è un sistema caratterizzato da grandi oscillazioni a basse frequenze attorno al centro di gravità, smorzate dal paracadute, e da oscillazioni più piccole e con frequenza maggiore attenuate dal payload. A causa dell'elevata inerzia del lanciatore e della minore efficacia delle forze aerodinamiche che agiscono su di esso, sicuramente lo smorzamento di quest'ultimo richiede più tempo. La difficoltà principale di questa analisi sta nell'impossibilità di definire i coefficienti aerodinamici del payload che richiederebbero un'accurata analisi fluidodinamica. Per questo motivo ci si limita a studiare l'effetto smorzante del cluster di paracadute il quale, affinché il progetto sia fattibile, deve comunque rispettare il requisito, definito all'inizio di questo capitolo, secondo cui le oscillazioni devono essere minori di  $1^\circ$ .

Quando si ha a che fare con una comune missione di airdrop si accettano generalmente oscillazioni fino a  $5^\circ$ , il che non costituisce un requisito stringente e rende i flat circular l'opzione migliore. Ma perché i paracadute rigidi, costituiti da una bassa porosità, sono molto poco stabili dinamicamente mentre altri paracadute hanno un effetto smorzante molto elevato? La differenza è rappresentata in figura 5.26. Una canopy rigida e impermeabile come quella di sinistra altera il

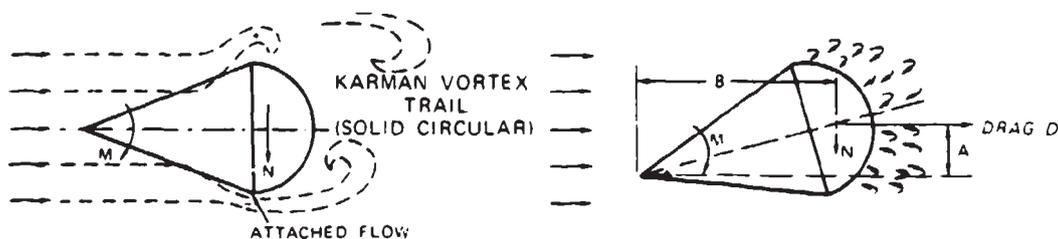


Figura 5.26. Effetto della porosità sulla stabilità del singolo paracadute [12]

flusso d'aria creando delle grandi strutture vorticose che circondano il paracadute. La struttura è quella tipica della scia di Von Karman, caratterizzata dal distacco alternato di vortici che a loro volta producono delle zone alternate di pressione che generano le oscillazioni. Al contrario, una superficie porosa, come quella del paracadute di destra, spezza questi grandi vortici in strutture più piccole che decadono più velocemente. In questo modo si crea una scia più uniforme che elimina l'effetto destabilizzante della separazione del flusso dei vortici di Von Karman.

Prima di analizzare la stabilità dinamica bisogna valutare la stabilità statica, che costituisce la condizione necessaria affinché sia verificata anche la seconda. Nel grafico 5.27 si possono vedere le curve del coefficiente di momento  $C_m$  di diversi paracadute in funzione dell'angolo di attacco  $\alpha$ . Per ottenere queste curve sono necessari dei test in galleria del vento in cui si utilizzano dei sistemi per bloccare la posizione del paracadute e misurare la pressione dinamica in diversi punti della canopy. Per definizione, la condizione di equilibrio si verifica quando  $C_m = 0$ , ma la stabilità è assicurata se il gradiente è negativo  $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$ . Per cui si nota che un *flat circular* si stabilizza intorno a un angolo di attacco  $\alpha = \pm 25^\circ$  ed è molto instabile nella condizione  $\alpha = 0^\circ$ . Il caso estremo ideale è rappresentato da una semisfera completamente rigida. Viceversa dei paracadute molto porosi come il ribbon a il guide surface presentano un gradiente molto negativo, il che li rende molto reattivi nel raggiungimento di una condizione di equilibrio. Paracadute più grandi oscillano meno di quelli piccoli, infatti, per esempio, un solid-flat-circular con un diametro

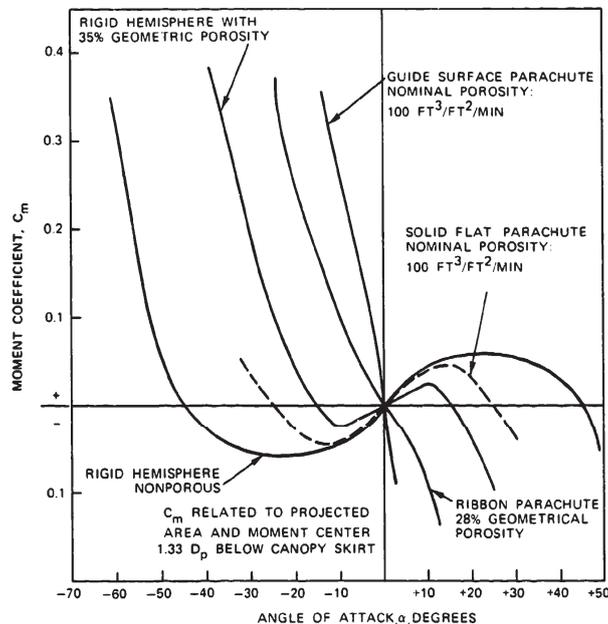


Figura 5.27. Stabilità statica per diversi tipi di paracadute [12]

nominale di  $D_0 = 3ft$ , oscilla con un'ampiezza di  $\Delta\alpha = \pm 35^\circ$ , mentre il G-11 con  $\Delta\alpha = \pm 20^\circ$ . Oppure, un paracadute con  $D_0 = 200ft$ , con le stesse caratteristiche dei precedenti, oscilla con un'ampiezza minore di  $5^\circ$ .

Un'altra condizione che migliora la stabilità statica è l'utilizzo di un cluster di paracadute. Dalle analisi compiute in galleria del vento [3] si può notare come varia l'andamento dei coefficienti, rappresentati in questo caso nei due grafici successivi (5.28). In particolare modo, il primo dei due si riferisce a un cluster di tre paracadute, il secondo a un cluster di cinque ed entrambi sono stati implementati nel modello dinamico a tre gradi di libertà che verrà spiegato in seguito. È evidente come la stabilità migliora e il gradiente è mediamente negativo nel range di  $\alpha$  rappresentato. Le analisi discusse in [3] sono state condotte variando anche la lunghezza del riser extension e la condizione di reefing. Specificatamente, riguardo quest'ultimo aspetto, è interessante notare che le curve del coefficiente di momento presentano un gradiente molto negativo, tuttavia, se si va ad implementare questo effetto molto stabilizzante del reefing si vede che le oscillazioni vengono attenuate molto poco, se non per tempi di attuazione molto grandi. Questa situazione, come

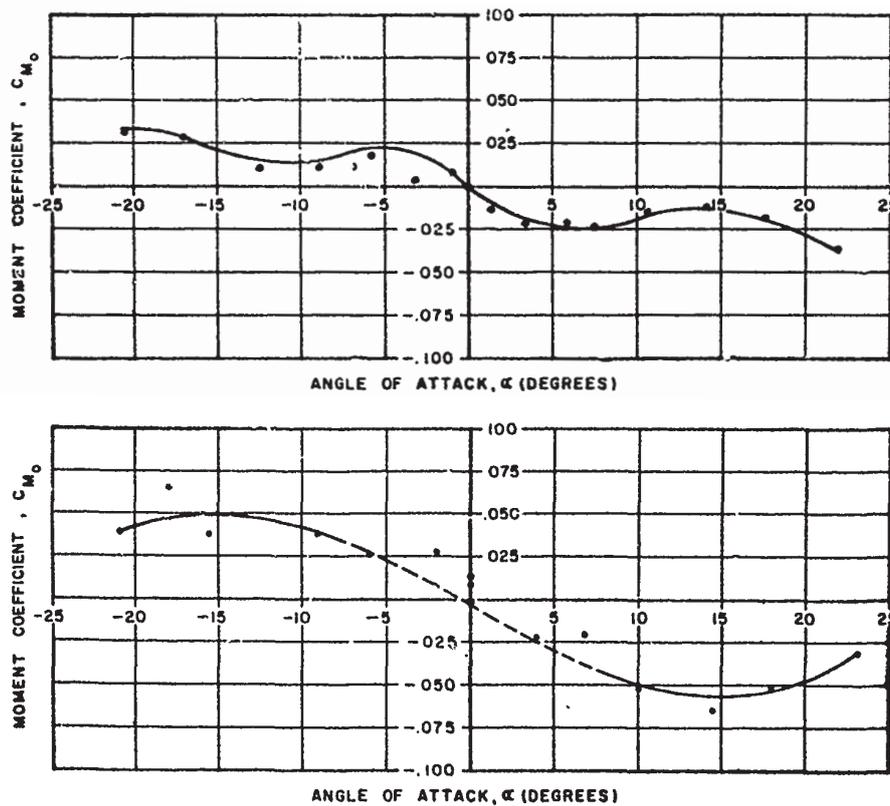


Figura 5.28. Stabilità statica per un G-11 in formazione di tre e cinque paracadute [3]

si vedrà meglio in seguito, è dovuta al fatto che il fenomeno di overshoot iniziale è dovuto a un effetto colpo di frusta generato dalla grande decelerazione impartita dal paracadute quando questo si apre completamente.

### 5.6.1 Matrice di inerzia e massa apparente

Durante il transitorio di apertura, avendo usato un andamento nel tempo per la superficie di resistenza aerodinamica ottenuto sperimentalmente, si è intrinsecamente tenuto conto degli effetti della massa apparente. Tuttavia, durante la fase di decelerazione successiva all'apertura, che influisce sulla traiettoria e sulla stabilità, bisogna trovare il modo per tenere conto di questo aspetto. Gli effetti della massa apparente sono particolarmente significativi nei corpi che si muovono all'interno di un flusso e che hanno un fattore di massa/volume molto basso. Questa situazione è tipica nei paracadute che sono caratterizzati da un *wind loading factor* al di sotto di  $50N/m^2$ , mentre nei velivoli aerodinamici, come gli aeromobili, questo aspetto è trascurabile. Sostanzialmente, la massa d'aria che viene accelerata o decelerata insieme a tutto il sistema possiede anch'essa una inerzia, che è paragonabile in modulo a quella del paracadute stesso, e per questo motivo non può essere trascurata. L'entità di questi parametri viene valutata considerando l'energia cinetica del fluido spostato e accelerato e infatti i termini inerziali apparenti non costituiscono la vera e propria massa d'aria del fluido in movimento ma rappresentano un'energia aggiuntiva assorbita dal fluido. Il valore della massa apparente è fortemente dipendente dalla forma del corpo, che nel caso di un paracadute viene comunemente approssimato a un ellissoide assialsimmetrico con un rapporto lunghezza/diametro di 0.5 [4], e dalla porosità della canopy.

Considerando i tre gradi di libertà per la traslazione e i tre per la rotazione si otterrebbe un tensore  $[6 \times 6]$  in cui si può scrivere il componente  $m_{a_{ij}}$  come:

$$m_{a_{ij}} = k_{ij}\rho\forall \quad (5.28)$$

dove  $\forall$  rappresenta un volume caratteristico,  $\forall = \pi D_0^3/12$ , e  $k_{ij}$  è il coefficiente di massa apparente e varia con la direzione presa in considerazione. Nel caso particolare di un paracadute circolare, e quindi con simmetria assiale, i coefficienti da determinare sono solo tre in quanto  $m_{a_{22}} = m_{a_{33}}$ ,  $m_{a_{55}} = m_{a_{66}}$  e  $m_{a_{44}} = 0$ . Si possono quindi calcolare le rispettive componenti della matrice di massa apparente utilizzando i valori di [4]  $k_{11} = 0.21$ ,  $k_{33} = 0.7$  e  $k_{66} = 0.24$ , tenendo presente che il termine relativo al momento d'inerzia rispetto a  $z$  può essere scritto come

$$m_{a_{66}} = k_{66}I_{ref} \quad (5.29)$$

dove  $I_{ref}$  è il momento d'inerzia di un volume d'aria di riferimento espresso come  $I_{ref} = (\rho D_0^2 \forall)/16$ . Ai termini inerziali dovuti alla massa apparente bisogna ovviamente aggiungere quelli relativi alla massa del payload e dei paracadute stessi. In

particolare modo l'inerzia del paracadute rispetto a un asse trasversale viene calcolata come quella di una semisfera cava, il cui valore rispetto al centro della semisfera è

$$I_{pz} = \frac{2}{3}m_p D_0^2/4 \quad (5.30)$$

dopo di che si riporta tutto rispetto al centro di gravità di tutto il sistema.

### 5.6.2 Modello 3DOF

Si studia il problema della traiettoria e della stabilità considerando il sistema payload-paracadute come un corpo rigido. In questo modo si semplifica il modello con soli tre gradi di libertà. Con riferimento alla figura 5.29 si possono scrivere le equazioni del moto rispetto a un sistema di assi vento  $(\vec{x}_v, \vec{y}_v, \vec{z}_v)$  diretti come in figura

$$\begin{aligned} mgsin\gamma - D_b - Tcos\alpha + Nsin\alpha &= m\dot{V} \\ mgcos\gamma - L_b + Tsin\alpha + Ncos\alpha &= mV\dot{\gamma} \\ -Nl_p - L_b l_b cos\alpha - D_b l_b sin\alpha &= I\ddot{\vartheta} \end{aligned} \quad (5.31)$$

a cui va aggiunta l'equazione della cinematica

$$\frac{d\vartheta}{dt} = q \quad (5.32)$$

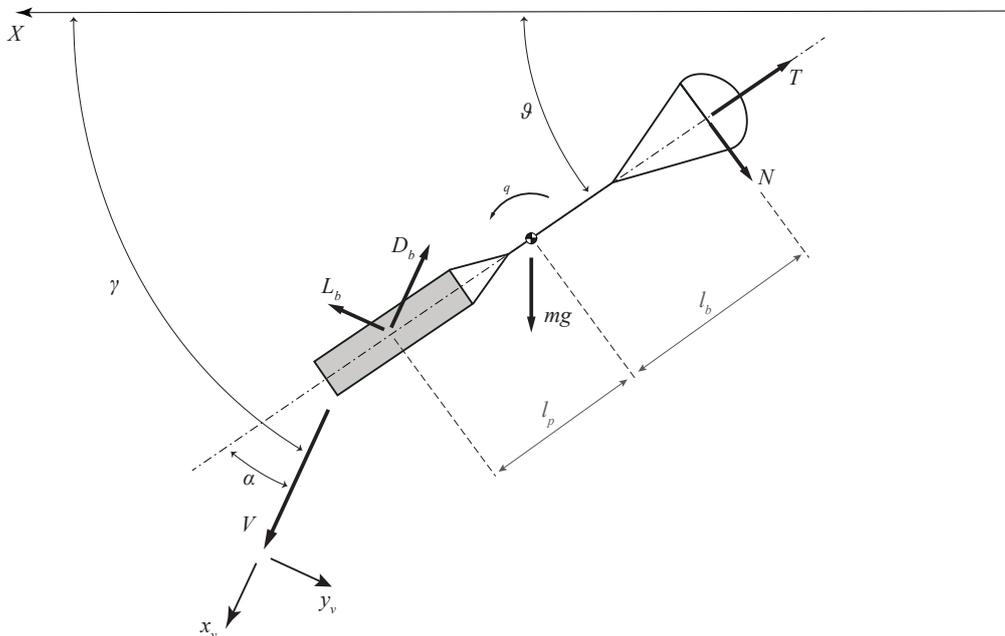


Figura 5.29. Diagramma delle forze per il modello 3DOF

e la relazione tra gli angoli

$$\begin{aligned}\gamma &= \alpha + \vartheta \\ \dot{\gamma} &= \dot{\alpha} + \dot{\vartheta}\end{aligned}\tag{5.33}$$

Le equazioni dalla 5.31 alla 5.33 descrivono il problema della dinamica longitudinale del paracadute. Per risolverle, però, bisogna definire le varie componenti che entrano in gioco e le loro derivate rispetto a  $(V, \alpha, \dot{\alpha}, q)$ .

Le forze che agiscono nel sistema sono le forze aerodinamiche sul payload  $L_b$  e  $D_b$ , quelle relative al paracadute che possono essere divise in una componente tangenziale  $T$  e una normale  $N$ , e il peso che agisce nel centro di gravità del sistema. Per quanto riguarda le prime due, come si è detto in precedenza, sarebbe necessario avere un'analisi fluidodinamica approfondita per conoscerne l'effettivo valore. Tuttavia, in prima approssimazione, si può considerare il payload come una lamina piana delle dimensioni della piattaforma [6]. Questa supposizione viene tipicamente fatta nel campo delle missioni airdrop, dove non è richiesta una grande precisione, e viene fatta in questo caso per poter ottenere un ordine di grandezza di queste forze. Infatti, come si è dimostrato con la simulazione, l'aerodinamica del payload ha davvero poca influenza sulla traiettoria e sulle grandi oscillazioni, a causa sia del modulo delle forze e sia del braccio  $l_b$  che è molto piccolo (dell'ordine del metro) rispetto a  $l_p$ .

Esplicitando le forze che agiscono sul payload in funzione dei coefficienti aerodinamici di una lamina piana si ottiene:

$$\begin{aligned}L_b &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_b C_{L_b}(\alpha_b) \\ D_b &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_b C_{D_b}(\alpha_b)\end{aligned}\tag{5.34}$$

Dove  $\alpha_b = \alpha + \Delta\alpha_b$  è l'effettivo angolo di attacco che agisce sul payload e che tiene conto della variazione dovuta alla componente della velocità di pitch nel centro di pressione del payload  $ql_b$

$$\text{tg}(\Delta\alpha_b) = \frac{ql_b}{V}\tag{5.35}$$

Dunque, conoscendo le curve  $(C_{L_b} - \alpha)$  e  $(C_{D_b} - \alpha)$  si possono calcolare tutte le derivate aerodinamiche e, volendo, si possono riscrivere le forze come

$$\begin{aligned}L_b &= L_V V + L_\alpha \alpha + L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + L_q q \\ D_b &= D_0 + D_V V + D_\alpha \alpha + D_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + D_q q\end{aligned}\tag{5.36}$$

La forza tangenziale  $T$  è circa uguale alla resistenza aerodinamica esercitata dal paracadute

$$T \approx D = \frac{1}{2}\rho V^2 n_p (C_D S)_0\tag{5.37}$$

Questa approssimazione è ampiamente verificata e si può notare anche dai grafici relativi ai dati della galleria del vento mostrati in [4]. Inoltre, sempre da questi grafici, si vede che  $C_T \approx C_D$  non dipende da  $\alpha$ . Per cui

$$T = T_0 + T_V V + T_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (5.38)$$

Infine la forza normale si può scrivere come

$$N = \frac{1}{2} \rho V^2 n_p S_0 C_N(\alpha_p) \quad (5.39)$$

e in analogia con quanto detto prima

$$\alpha_p = \alpha + \Delta\alpha_p = \alpha - \arctg\left(\frac{ql_p}{V}\right) \quad (5.40)$$

Il segno meno, in questo caso, è dovuto al fatto che una velocità di pitch positiva, secondo la convenzione dei segni mostrata in 5.29, genera una diminuzione dell'angolo di attacco sul paracadute. In conclusione si può scrivere anche  $N$  come

$$N = N_0 + N_V V + N_{\alpha} \alpha + N_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + N_q q \quad (5.41)$$

La curva  $C_N - \alpha$  si ricava da quelle del  $C_m$  relative alla galleria del vento, tenendo conto che queste sono riferite al punto di congiunzione tra il riser e le suspension lines, per cui si ha che

$$M = N l_p \quad (5.42)$$

Dalla definizione del  $C_m$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 n_p^2 (C_D S)_0} \quad (5.43)$$

in cui il numero di paracadute è elevato al quadrato perché tiene conto della superficie di riferimento,  $n_p S_0$ , e della lunghezza di riferimento  $n_p D_0$ . In questo modo si ricava

$$C_m = C_N \frac{l_p}{n_p D_0} \quad (5.44)$$

Si fa notare che, in questo modo, non si prende in considerazione la derivata rispetto ad  $\dot{\alpha}$ . Il valore di questa derivata è infatti trascurabile, perché dipende principalmente dal ritardo necessario all'instaurazione di un flusso stazionario e dall'effetto di disturbo aerodinamico generato dal payload.

### Definizione dell'algoritmo

La procedura che viene implementata è la stessa di quella mostrata per l'analisi della forza di apertura. L'unica differenza è composta dalla simulazione finale di Simulink che è stata completamente riscritta per adattarsi meglio al problema della stabilità.

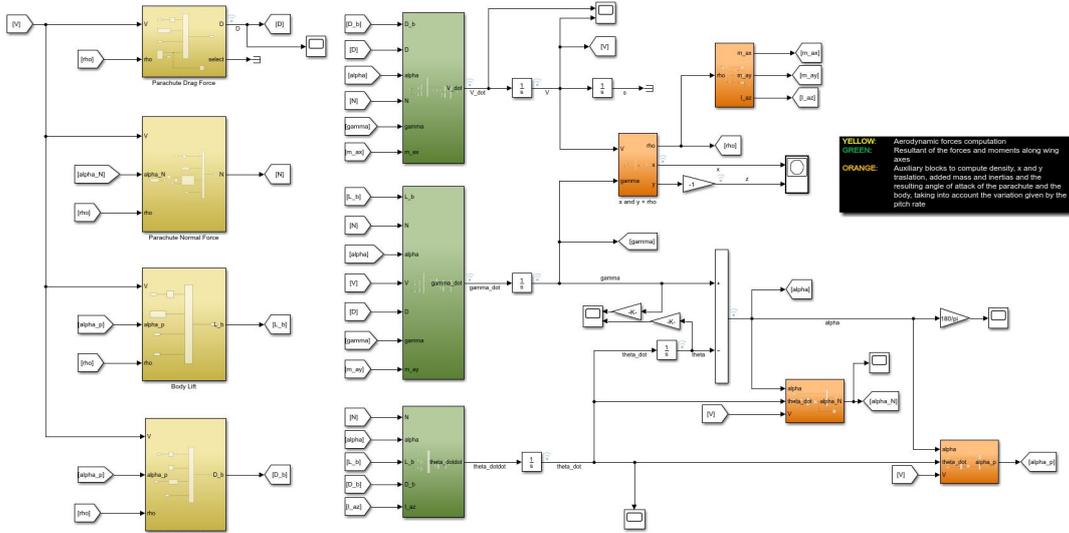


Figura 5.30. Modello Simulink per la stabilità

## 5.7 Risultati

L'obiettivo di quest'ultima analisi è verificare il requisito per la stabilità secondo cui il sistema deve essere in grado di smorzare le oscillazioni con ampiezza al di sotto di  $1^\circ$ . La soluzione del problema non è banale, perché i flat circular sono intrinsecamente instabili a meno che non siano utilizzati in una formazione di almeno tre paracadute. Per questo motivo, nelle successive analisi come in quelle precedenti non si è considerato un numero di paracadute minori. Dunque, il primo aspetto interessante da analizzare riguarda proprio le oscillazioni. In figura 5.31 si possono vedere gli andamenti dell'angolo di pitch e di rampa per tre, quattro e cinque paracadute. Innanzitutto, una prima grande considerazione che si può fare è che, in ogni caso, il sistema rispetta il requisito di stabilità, per cui si può dedurre che, con un numero di almeno tre paracadute, la stabilizzazione non costituisce

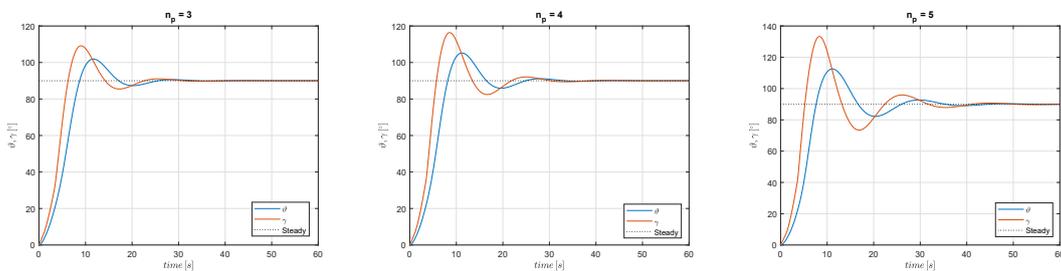


Figura 5.31. Angolo di pitch e di rampa per diverse configurazioni cluster

un aspetto critico della missione. Una seconda considerazione riguarda l'ampiezza e il tempo di smorzamento, o di stabilizzazione,  $t_s$ . Infatti la formazione con tre paracadute presenta un evidente vantaggio da questo punto di vista. Per quanto riguarda l'ampiezza, questa è causata da un overshoot iniziale che aumenta con la capacità frenante del sistema di stabilizzazione. Si tratta di un effetto *colpo di frusta* di cui si è già accennato precedentemente. Invece, lo smorzamento è dovuto a un effetto combinato del  $C_m$ , che ha un impatto smorzante, e dell'inerzia. In generale entrambe le quantità aumentano con il numero di paracadute, ma evidentemente prevale un effetto negativo, dovuto anche a causa del picco iniziale. Inoltre si nota che  $\vartheta$  è in ritardo di  $90^\circ$  sull'angolo di rampa che, invece, segue l'andamento dell'angolo di attacco.

Andare a cambiare il numero di paracadute ha un effetto significativo anche e soprattutto sulla traiettoria e quindi sulla velocità di equilibrio finale. Nei grafici in figura 5.32 si possono analizzare anche questi aspetti. Come si è detto nella parte introduttiva, gli aspetti critici che determinano le prestazioni del lanciatore sono la quota e la velocità al momento dell'accensione dei motori. Osservando i grafici sulla traiettoria e sull'angolo di pitch si vede che il tempo di stabilizzazione  $t_s$  è uguale a circa  $25s$  per  $n_p = 3$ ,  $30s$  per  $n_p = 4$  e  $38s$  per  $n_p = 5$ . Partendo da una quota di  $28000ft$ , queste condizioni equivalgono a stabilizzare il payload rispettivamente a  $26250$ ,  $26100$  e  $25850ft$ . In pratica il lanciatore percorre almeno  $500m$  in caduta controllata prima di poter accendere i motori senza considerare lo smorzamento delle piccole oscillazioni del payload che, si presume, richieda più tempo. Nel secondo grafico in figura 5.32 si può vedere come cambia la velocità e

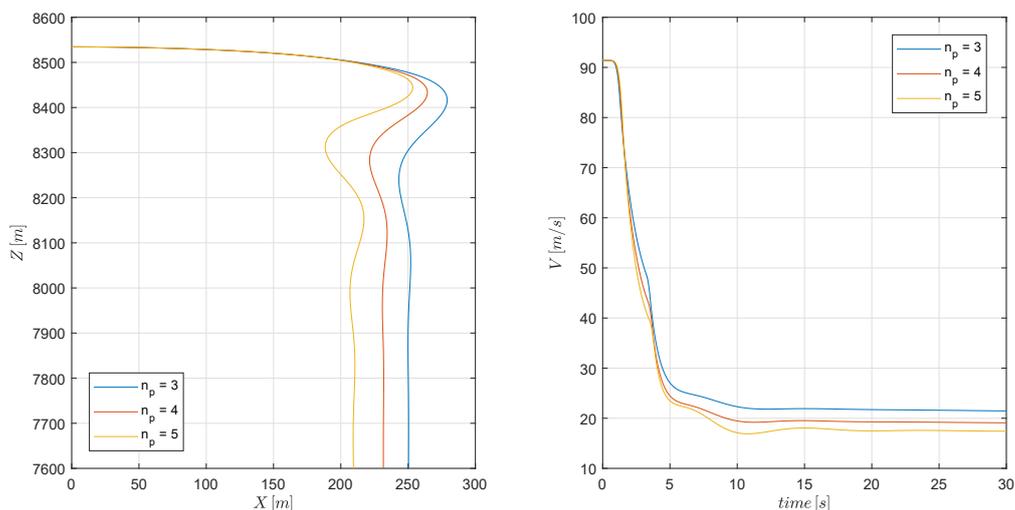


Figura 5.32. Effetti del numero di paracadute sulla traiettoria e sulla velocità di equilibrio

in particolar modo il valore della velocità di equilibrio finale. Anche in questo caso si può dire che non si verificano grandi variazioni che compromettono la fattibilità della missione e che la velocità di discesa in condizioni di equilibrio si aggira intorno ai  $20m/s$ .

Nel considerare la stabilità, un altro parametro di progetto che può fare la differenza è il reefing. Più precisamente, si è notato che il reefing line ratio  $\zeta$  ha un effetto minore. Anzi, più ci si allontana dalla condizione di ottimo illustrata nel paragrafo precedente e più grande è il picco iniziale di overshoot. Questa condizione è un'ovvia conseguenza della presenza di un picco maggiore sulla forza di apertura. Dunque si è studiato l'effetto del tempo di attuazione  $t_r$  che si può vedere nei grafici 5.33 relativi al pitch e alla traiettoria. L'aumento del tempo di reefing ha un effetto

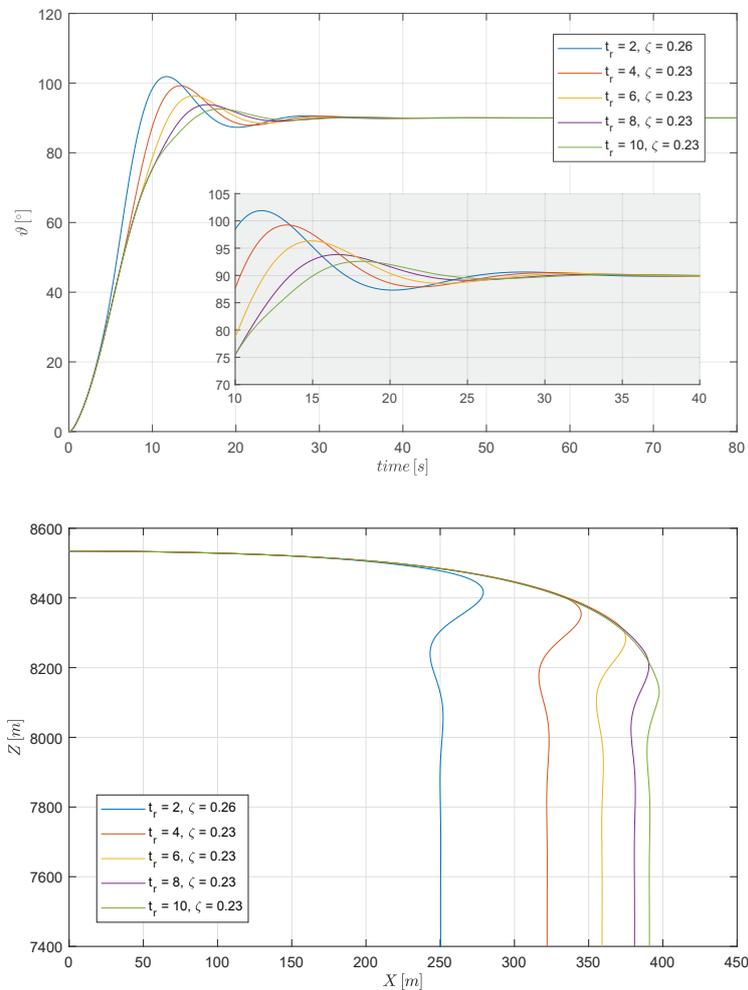


Figura 5.33. Effetto del tempo di attuazione per uno stadio di reefing

generalmente positivo sul tempo di stabilizzazione  $t_s$ , ma al contrario si vede che la quota diminuisce. Questo è dovuto al fatto che al momento dell'apertura completa il payload si trova già molto più vicino alla verticale, ma ha percorso più spazio per via della resistenza aerodinamica minore.

La linea rossa dei grafici precedenti corrisponde alla condizione di ottimo che rispetta i requisiti di rigidità verificati in precedenza, ed è quella con  $t_r = 4s$  e  $\zeta = 0.23$ . Si è implementato anche l'effetto di un doppio stadio di reefing. In particolare si è notato che la condizione di ottimo, che in questo caso si ha con  $t_{r1} = t_{r2} = 2s$ ,  $\zeta_1 = 0.2$  e  $\zeta_2 = 0.31$ , e che corrisponde a un fattore di carico di circa  $2.5g$ , presenta un andamento pressoché identico alla linea rossa dei grafici precedenti. Un'ulteriore verifica è stata fatta variando le condizioni iniziali di  $\vartheta$  e  $\gamma$ . Si tratta di una variazione che può avvenire plausibilmente in un range di valori compreso tra  $-5 \div 10^\circ$  ed è dovuta all'angolo di rampa del velivolo trasportatore al momento dell'estrazione e dal transitorio di caduta libera del payload durante la fase di deployment. In generale lanciare con un angolo di rampa positivo non conviene perché ha effetti negativi sia sulla forza di apertura e sia sulla stabilizzazione, tuttavia si verifica che il sistema riesce ampiamente a gestire anche queste condizioni.



# Capitolo 6

## Conclusioni

Il metodo di aviolancio *Internally Carried* si è dimostrato essere una delle migliori opzioni tra quelle individuate, sia perché il lanciatore è protetto all'interno del vano cargo, dove non comporta l'aggiunta di una resistenza aerodinamica maggiore, sia perché il tipo di manovra a cui viene sottoposto produce sollecitazioni laterali e flessionali meno critiche. L'estrema semplicità delle operazioni e la possibilità di utilizzare infrastrutture e procedure preesistenti lo rende economico e affidabile. Per questo motivo risulta essere una valida alternativa ai comuni metodi di lancio da terra mentre da un punto di vista commerciale si rivela competitivo al pari delle nuove realtà nascenti nel campo dei vettori di piccola taglia. Si sono dimostrate anche le potenzialità strategiche, illustrando come il sistema sia capace di fornire una risposta pronta in caso di emergenza. Inoltre, aumentando la mobilità del velivolo trasportatore, è possibile superare i limiti geografici e meteorologici legati a un sito di lancio terrestre e, quindi, moltiplicare le possibili finestre di lancio e ampliare le opportunità e l'applicabilità di diversi tipi di missione. In particolare, sono state mostrate le potenzialità del sistema di aviolancio rispetto a un lancio classico dalla base Europea di Kourou, e le capacità nel caso di un lancio con partenza da un aeroporto italiano.

Il sistema di estrazione, composto da un cluster di due paracadute ring-slot da 28ft di diametro e dalla piattaforma Type-V, rispetta i requisiti dettati per questa fase. Oltretutto non è stato necessario studiare soluzioni alternative a quelle già comunemente impiegate nelle missioni di airdrop, per cui equipaggiamenti e procedure sono praticamente identiche. Questa condizione è molto importante per la fase di estrazione perché non richiede un addestramento particolare aggiuntivo per il personale addetto al carico e per i piloti. Il modello dinamico ha fornito maggiore solidità all'analisi, permettendo di studiare il campo di applicabilità di un sistema di estrazione con paracadute e di ottenere lo stato del payload a fine corsa. Infatti, la soluzione del modello non solo costituisce il punto di partenza per l'analisi delle fasi successive, ma permette anche di ricavare lo stato della minima distanza di separazione tra le pareti del vano cargo e il payload, affinché questa

distanza rispetto i requisiti posti nella fase preliminare dello studio. Si sono inoltre evidenziati i punti critici del design relativi in particolar modo allo sviluppo delle linee di sospensione del carico e alla loro posizione relativa alla pedana.

Per quanto riguarda i paracadute stabilizzatori, invece, la configurazione classica per le missioni di airdrop, che prevede l'utilizzo dei flat-circular G-11 con uno stadio di reefing di  $\zeta = 0.06$  non è sufficiente. Il modello dinamico, costruito sulla base della teoria proposta da Ludtke, ha messo in luce che la fase più critica del sistema è l'apertura che sottopone i paracadute a uno shock troppo elevato. La soluzione classica è quella di adottare un cluster più numeroso di paracadute, infatti le procedure standard prevedono l'uso di otto G-11 per questo tipo di carico. Tuttavia, tramite l'analisi parametrica portata avanti con il modello a due gradi di libertà, si è potuta studiare una configurazione alternativa del sistema di reefing che permettesse di gestire il carico all'apertura riducendo il numero di paracadute a tre. Si sono potute individuare due possibili configurazioni: la prima prevede un unico stadio di reefing con  $\zeta = 0.23$  e  $t_r = 4s$ , che si pone di poco al di sotto del limite di rottura a meno di un fattore di sicurezza di 1.5; la seconda utilizza un doppio stadio con  $\zeta_1 = 0.178$  e  $\zeta_2 = 0.31$ , entrambe con  $t_r = 2s$ . Aggiungendo il terzo gradi di libertà e riscrivendo le equazioni si è potuta studiare l'efficacia del sistema nel smorzare le oscillazioni, dimostrando che tre paracadute sono più che sufficienti per raggiungere i requisiti richiesti e, in definitiva, si sono potuti ottenere i dati relativi alla traiettoria.

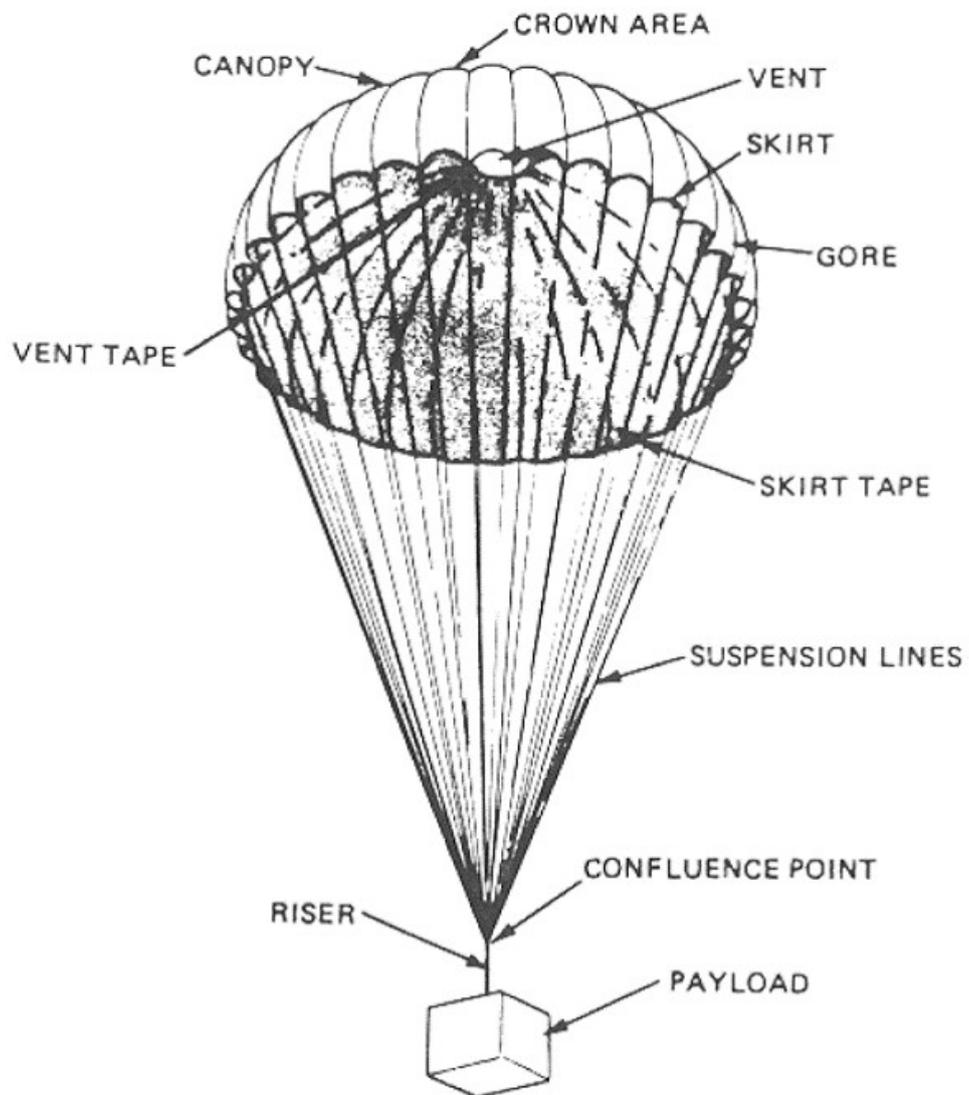
I modelli creati in questa tesi hanno permesso di dimostrare la fattibilità di questo sistema di aviolancio e presentano il grande vantaggio di poter essere applicati anche con diverse configurazioni e diversi tipi di paracadute. In questo modo le simulazioni possono essere usate anche in future analisi, sia per poter analizzare l'effetto di configurazioni alternative e sia per poter ricavare i dati necessari relativi alla velocità e alla traiettoria del payload. Tuttavia rimangono da approfondire in futuro alcuni aspetti critici per il corretto funzionamento del sistema:

- Innanzitutto bisogna verificare l'effettivo comportamento del paracadute nel caso di deformazione elastica quando sono presenti uno o più stadi di reefing. Questo perché il modello proposto da Ludtke non tiene conto del reefing, e questo potrebbe influenzare il meccanismo di funzionamento nel campo elastico;
- Nel corso della tesi si è solo accennato al problema relativo alla necessità di utilizzare dei *cradles*, cioè dei supporti per ancorare il lanciatore alla piattaforma, e si rimanda questo studio ad una analisi più dettagliata in futuro. Per il momento si può notare che, in applicazioni simili, sono state usate soluzioni molto somiglianti a quelle tradizionali, composte da una struttura ad anello rigida che sostiene il carico e dei pannelli sandwich per attutire gli urti;

- Resta da analizzare l'effetto delle oscillazioni del payload attorno al perno di congiunzione delle linee di sospensione. Queste oscillazioni, plausibilmente caratterizzate da una frequenza maggiore e da una minore capacità smorzante, dipendono dalle forze aerodinamiche che si scaricano sul payload e richiedono, dunque, un'analisi fluidodinamica approfondita e un modello a sei gradi di libertà;
- Un quarto aspetto che sarebbe interessante da approfondire è l'applicazione di un altro tipo di paracadute, in particolare un cluster di tre ring-sail. Questi paracadute, utilizzati tipicamente per il rientro in atmosfera terrestre di capsule con equipaggiamento, sono più resistenti alla rottura e intrinsecamente stabili a discapito di una riduzione del coefficiente di resistenza aerodinamica.



## A.1 Nomenclatura paracadute





# Ringraziamenti

Ringrazio il Prof. Maggiore per avermi seguito e guidato in questi mesi di lavoro e per la sua infinita disponibilità di fronte alle richieste dei suoi studenti. Un ringraziamento speciale al Prof. Della Vedova e a tutti quei professori che, nonostante le difficoltà che stiamo attraversando in questo periodo, riescono a portare avanti il lavoro di ognuno, senza lasciare nessun laureando indietro e proseguendo con la didattica per tutti gli studenti. Ringrazio tantissimo Arescosmo per avermi dato la possibilità di lavorare a questo progetto e in particolare Luciano per i suoi preziosissimi consigli. Durante questi mesi ho dovuto confrontarmi con alcuni argomenti e problemi non semplici ma molto interessanti, che mi hanno permesso di imparare tantissimo sul mondo dei paracadute e ne sono molto soddisfatto. Inoltre, rivolgo un pensiero speciale a tutti gli studenti che in questo momento sono lontani da casa e non possono condividere questo traguardo con le persone che amano. Auguro a tutti loro di poter tornare dalle proprie famiglie il prima possibile e un grandissimo in bocca al lupo per la laurea.

Con questo progetto si conclude un percorso iniziato poco più di cinque anni fa e devo questo risultato a tutte le persone che mi hanno accompagnato in questi anni e a quelle che mi hanno sempre spronato a intraprendere questa strada. Primi tra tutti i miei genitori che hanno deciso di investire nella mia felicità e per questo li ringrazio con tutto il cuore. Ringrazio Giulia che mi ha prestato la sua stanza in queste settimane senza mai perdere la pazienza, e Davide che invece mi aiuta a distrarmi. Auguro a entrambi di poter raggiungere presto tutti i traguardi che si sono prefissati e di poterli festeggiare insieme.

Se c'è qualcosa che ho imparato in questi anni è che la parte più bella di un successo e la parte più confortante di un fallimento è la possibilità di condividere questi momenti con qualcuno che amiamo. Tutto questo non sarebbe stato possibile senza Tiziana e la ringrazio tantissimo per essermi stata vicino in ogni momento importante della mia vita. Non vedo l'ora di poter tornare a progettare il nostro futuro insieme quando tutto questo periodo sarà finito.

In tutto questo non posso non ringraziare Mario, Giorgio, Marco, Angelo, Enrico, il Gabbo e Picchini che sono stati i miei compagni di avventura dall'inizio alla fine. Con loro ho condiviso cinque anni di pacchi di fine anno, di vlog, di balli di fine sessione, di birra, di frittura, di insulti e di mille altre cose. Purtroppo non

potremo festeggiare insieme ma è tutto solamente rimandato. Grazie al Collegio Einaudi, a tutte le fantastiche persone che ho incontrato stando al primo piano, alla 120, alla 101 e alla 106 dove lascio tanti bellissimi ricordi. Infine ringrazio i miei compagni di banco del liceo ma soprattutto Gennaro per tutti i fazzoletti che mi ha prestato e per tutti i libri che io non portavo.

Grazie a tutti.

# Bibliografia

- [1] Takashi Arime, Yuichi Noguchi, Seiji Matsuda, Takayoshi Fuji, Hideki Kanayama, and Dominic Depasquale. Japanese air launch system concept and test plan. 03 2013.
- [2] Takashi Arime, Masanori Sugimine, Seiji Matsuda, Jun Yokote, Takayoshi Fuji, Kenji Sasaki, Dominic DePasquale, Hideki Kanayama, and Mitsuteru Kaneoka. Alset - air launch system enabling technology r&d program. *Proceedings of the Small Satellite Conference*, (SSC11-II-5), aug 2011.
- [3] J. Braun and W. Walcott. Wind tunnel study of parachute clustering. page 101, 04 1963.
- [4] David J. Cockrell and A. D. Young. *The aerodynamics of parachutes*. North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1987.
- [5] United States. Army Materiel Command. *Design for Air Transport and Airdrop of Materiel*. AMC pamphlet. U.S. Army Materiel Command., 1968.
- [6] Kenneth Desabrais. The motion and aerodynamics of an airdrop platform. volume 1, 08 2004.
- [7] Kenneth Desabrais. Aerodynamic forces on an airdrop platform. 05 2005.
- [8] E.G. Ewing, H.W. Bixby, Irvin Industries Inc. California Division, and T.W. Knacke. *Recovery Systems Design Guide*. Technical report (Air Force Flight Dynamics Laboratory (U.S.)). [Department of Defense], Department of the Air Force, Systems Command, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [9] Earle K. Huckins. Snatch force during lines-first parachute deployments. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 8(3):298–299, 1971.
- [10] Peng Ke, Chun-xin YANG, and Xue-song YANG. Extraction phase simulation of cargo airdrop system. *Chinese Journal of Aeronautics - CHIN J AERONAUT*, 19:315–321, 11 2006.
- [11] Theodore Knacke. Reefing of parachutes - drag area ratios vs reefing ratios. page 61, 07 1976.
- [12] T.W. Knacke. *Parachute Recovery Systems: Design Manual*. Para Pub., 1992.
- [13] Debra Facktor Lepore and Joseph Padavano. Airlaunch's quickreach™ small launch vehicle: Operationally responsive access to space. *Proceedings of the*

- AIAA/USU Conference on Small Satellites*, (SSC06-IX-4), 08 2006.
- [14] William P. Ludtke. Alternate altitude testing of solid cloth parachute systems. 1985.
- [15] William P. Ludtke. Notes on a generic parachute opening force analysis. 1986.
- [16] William P. Ludtke. Notes on a generic parachute opening force analysis applied to a general trajectory. 1988.
- [17] William P. Ludtke and Md.) Naval Ordnance Laboratory (White Oak. *A technique for the calculation of the opening-shock forces for several types of solid cloth parachutes*. Technical report (Naval Ordnance Laboratory (White Oak, Md.)) 72-146. White Oak, Silver Spring, Md. : Naval Ordnance Laboratory, 1972., 1972.
- [18] Lockheed Martin. *C-130J Pocket Guide*. Technical manual. 2006.
- [19] Department of Defense. *TM 10-1670-268-20P Technical Manual, Organizational Maintenance manual (Including Repair Parts and Special Tools List) for the Type-V Airdrop Platform and the Dual Row Airdrop Platform*. Technical manual. [Department of Defense], Headquarters, Department of the Army, Air Force and Navy, 2002.
- [20] Department of Defense. *TM 10-1670-277-23P Technical Manual for Parachute, Cargo Type: 28-Foot Diameter, Cargo Extraction Parachute Assembly*. Technical manual, NSN 1670-00-040-8135. [Department of Defense], Headquarters, Department of the Army, Air Force and Navy, 2002.
- [21] Department of Defense. *TM 10-1670-280-23P Technical Manual for Parachute, Cargo Type: 100-Foot Diameter, Model G-11B, G-11C, and G-11D*. Technical manual, NSN 1670-01-016-7841. [Department of Defense], Headquarters, Department of the Army, Air Force and Navy, 2002.
- [22] Department of Defense. *TM 4-48.02 Technical Manual, Airdrop of Supplies and Equipment: Rigging Airdrop Platforms; Airdrop Derigging and Recovery Procedures; Reference Data for Airdrop Platform Loads*. Technical manual. [Department of Defense], Headquarters, Department of the Army, Air Force and Navy, 2016.
- [23] Kohei Okamura, Yuichi Noguchi, Seiji Matsuda, Takayoshi Fuji, Hideki Kanayama, and Jon Wallace. Alset - japanese air launch system ground tests and applications. 2015.
- [24] R.C. Parkinson, V.A. Skorodelov, I.I. Serdijk, and V.Ya Neiland. Radem: An air launched, rocket demonstrator for future advanced launch systems. *Acta Astronautica*, 37:215–222, 10 1995.
- [25] L Ridolfi, Mauro Pontani, and Paolo Teofilatto. Optimal trajectories of responsive air-launched systems. 01 2009.
- [26] David Salt. Could a subsonic air-launched rlv enable a paradigm shift in space operations? 05 2014.
- [27] David Salt. *The Disruptive Potential of Subsonic Air-Launch*, pages 149–164. 12 2017.

- [28] Martinus Sarigul-Klijn and Nesrin Sarigul-Klijn. A study of air launch methods for rlvs. 08 2001.
- [29] Martinus Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn, Gary Hudson, Livingston Holder, Airlaunch Llc, Washington Kirkland, Dan Fritz, Lieutenant Colonel, and Chris Webber. Flight testing of a gravity air launch method to enable responsive space access. 09 2007.
- [30] Martinus Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn, Gary Hudson, Livingston Holder, Airlaunch Llc, Washington Kirkland, Gregg Liesman, Dale Shell, and Chris Webber. Gravity air launching of earth-to-orbit space vehicles. 09 2006.
- [31] Martinus Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn, Gary Hudson, Bevin Mckinney, Airlaunch Llc, Washington Kirkland, Jim Voss, Phil Chapman, Bob Morgan, Jim Tighe, Jason Kramb, Ken Doyle, and Mike Quayle. Selection of a carrier aircraft and a launch method for air launching space vehicles. *Currently at SpaceDev Member AIAA. 6 Chief Scientist Plaza America Drive*, 530:752–682, 09 2008.
- [32] Martinus Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn, Gary Hudson, Bevin Mckinney, Lyle Menzel, and Eric Grabow. Trade studies for air launching a small launch vehicle from a cargo aircraft. 01 2005.
- [33] Martinus Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn, Bob Morgan, Jim Tighe, Arnaldo Leon, Gary Hudson, Bevin Mckinney, and David Gump. Flight testing of a new air launch method for safely launching personnel and cargo into low earth orbit. 01 2006.
- [34] Nesrin Sarigul-Klijn, Christopher Noel, and Martinus Sarigul-Klijn. Air-launching earth to orbit: Effects of launch conditions and vehicle aerodynamics. *Journal of Spacecraft and Rockets - J SPACECRAFT ROCKET*, 42:569–575, 05 2005.
- [35] Nesrin Sarigul-Klijn and Martinus Sarigul-Klijn. A comparative analysis of methods for air-launching vehicles from earth to sub-orbit or orbit. *Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers Part G-journal of Aerospace Engineering - PROC INST MECH ENG G-J A E*, 220:439–452, 10 2006.
- [36] Kirk Sorensen and Charles Schafer. Air launch and lox collection as enabling technologies for future launch systems. 02 2001.
- [37] United States. *Performance of and design criteria for deployable aerodynamic decelerators*. Air Force Base, Ohio: Air Force Systems Command, Research and Technology Division, AF Flight Dynamics Laboratory., 1963.
- [38] Frank M. White and Dean F. Wolf. A theory of three-dimensional parachute dynamic stability. *Journal of Aircraft*, 5(1):86–92, 1968.
- [39] Wu-ji Zheng and Deng-cheng Zhang. Dynamic model for internally carried air-launched rocket. *Journal of Central South University*, 25:2641–2653, 12 2018.