

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Ottimizzazione di Razzi Ibridi da usare
come Lanciatori per Piccoli Satelliti**



Relatore
prof. Lorenzo Casalino

Laureando
Ledjus Stafa

Dicembre 2019

Indice

1	Introduzione	1
2	Condizione di progetto	5
3	Ottimizzazione della traiettoria	10
4	Risultati	12
5	Conclusione	24
	Elenco delle figure	25
	Elenco delle tabelle	26
	Bibliografia	27

Capitolo 1

Introduzione

Fin dall'alba dei tempi l'Uomo ha sempre invidiato gli uccelli per la loro capacità di librarsi in aria ingannando la gravità e si è impegnato duramente per produrre una macchina che gli permettesse di fare ciò che la natura gli aveva negato. È tuttavia nella sua indole il non accontentarsi mai ed andare sempre oltre, così, una volta staccati i piedi da terra, non fu abbastanza e con il naso all'insù già cominciava a pensare di salire in altro ed ancora più su. Si arriva così nel 1957, anno d'inserimento in orbita dello *Sputnik 1*, quando comincia l'esplorazione spaziale. I paesi che quegli anni potevano "permettersi" lo spazio erano davvero pochi.

Come si può vedere dalla Figura 1.2, nel 1966, soltanto USA, URSS, Francia, Italia e Gran Bretagna avevano dei satelliti propri in orbita e tra questi soltanto i primi tre avevano anche capacità di lancio che si traduce nel possesso di una base di lancio e dei lanciatori necessari per l'inserimento in orbita.

Da allora i satelliti immessi in orbita sono aumentati in modo esponenziale. Viene riportata nella Figura 1.3 la situazione nel 2016. Si osserva che quasi tutti i paesi del mondo (ovviamente sono esclusi quelli più poveri) hanno dei satelliti ed è aumentato decisamente anche il numero dei paesi con capacità di lancio.

Il numero di lanci è aumentato così tanto che la situazione odierna è quella che si può apprezzare in Figura 1.1, una simulazione in cui vengono rappresentati la Terra e tutti i satelliti che le girano attorno.

Stando ai dati di *Union of Concerned Scientists* (<https://www.ucsusa.org>) attualmente i satelliti (non segreti) in orbita funzionanti sono 2062 e nella Tabella 1.1 sono riportati sia la loro suddivisione per paese che l'orbita da ognuno di essi utilizzata.

Totale	USA	Russia	Cina	Altri	LEO	MEO	GEO	Ellittica
2062	901	153	299	709	1338	125	554	45

Tabella 1.1 – Paesi con satelliti e orbite usate

Totale	Civili	Commerciali	Governativi	Militari
901	38	523	164	176

Tabella 1.2 – Scopo dei satelliti USA

È facile vedere che il leader assoluto dell'esplorazione spaziale sono gli Stati Uniti D'America che sa soli possiedono quasi il 50% dei satelliti totali. Una grande fetta della torta tuttavia è sotto la voce altri e ciò dimostra che oggi chiunque può progettare e immettere in orbita un satellite visto che i costi della componentistica sono crollati a dismisura e poiché ormai basta solo un computer connesso ad internet per il controllo e la gestione dei dati, a patto che il satellite preso in considerazione sia adeguatamente semplice.

Nella Tabella 1.2 vi è la suddivisione dei satelliti USA in base allo scopo. È chiaro che la maggioranza assoluta di essi sono di tipo commerciale. Ciò perché quelli di questa categoria sono gli unici a generare un profitto. Il settore spaziale è infatti fondamentale per il funzionamento delle reti di telecomunicazioni, uno dei settori attualmente più redditizi. Altri tipi di satelliti di tipo commerciale sono le varie costellazioni per la geo-localizzazione e la navigazione. Tuttavia, secondo MarketsandMarkets (www.marketsandmarkets.com), la maggior parte dei piccoli satelliti dal 2017 al 2022 saranno delle costellazioni che avranno lo scopo di osservare la Terra per monitorare e anticipare le catastrofi sia di tipo naturali che generate dall'Uomo.

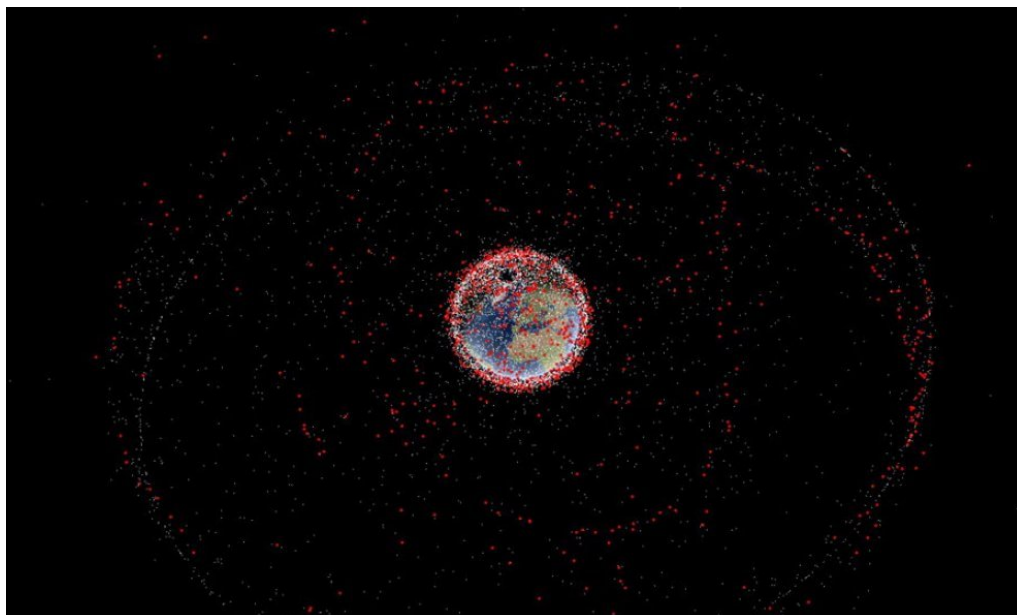


Figura 1.1 – Satelliti attorno alla Terra

Sempre da dati di *Union of Concerned Scientists* dei 2062 satelliti funzionanti in orbita 881 di essi sono quelli in LEO lanciati dal 2014 a Marzo del 2019. Inoltre 622 hanno massa inferiore a 100kg. Questo la dice lunga sulla strada intrapresa nel settore spazio. Visto che i lanci ormai sono sempre più sicuri e meno costosi, è inutile costruire grossi satelliti con innumerevoli strumenti al loro interno per compiere svariate missioni. Ormai si costruiscono satelliti sempre più piccoli con pochi obbiettivi da raggiungere. Si può dire che si è arrivati ad una specializzazione dei satelliti che vengono quindi ottimizzati a livello di strumentazione e orbite da percorrere in modo da completare nel miglior modo possibile la loro missione.

Fino ad ora i piccolo satelliti potevano essere lanciati soltanto come carico secondario di grandi vettori tuttavia visto che questa categoria è cresciuta a dismisura e sta dominando il panorama spazio tanto che in tutto il mondo stanno cominciando ad essere progettati dei lanciatori su misura.

Ovviamente il fattore economico è di primaria importanza ed è proprio questo lo scopo di questa tesi, proporre un modo sicuro e più conveniente per il lancio di piccoli satelliti con pesi inferiori a 100kg. La soluzione presa in considerazione è quella dell'utilizzo di razzi ibridi a tre stadi dal peso di 5 tonnellate lanciati non dal suolo ma a quota e velocità iniziali non nulle grazie all'utilizzo di un velivolo di supporto.

Si è scelta la soluzione ibrida poiché più affidabile ma soprattutto regolabile dei razzi a propellente solido sui quali una volta innescati non si ha più alcun controllo essendo sia propellente che ossidante entrambi miscelati nello stesso grano. Questa soluzione è anche migliore di quella, seppur più performante, a propellenti liquidi LOX e LH2 poiché le quote da raggiungere sono abbastanza basse e quindi non richiedono prestazioni eccezionali e perché si sta considerando un razzo relativamente piccolo che è in contrasto con i grandi serbatoi richiesti dall'idrogeno considerata la sua bassa densità e le turbo pompe per garantire una corretta immissione in camera di combustione dei due liquidi.

La scelta del numero di stadi è dettato dal fatto che 3 risulta essere la quantità migliore per la massimizzazione del payload. Aumentando il numero di stati il carico utili aumenterebbe ma di una quantità così piccola da non giustificare la maggiore complessità introdotta.

Capitolo 2

Condizione di progetto

Ci si concentra ora sulla definizione della condizione di progetto. Come già anticipato nel capitolo precedente la scelta del tipo di motore da utilizzare si è soffermato sulla soluzione ibrida che presenta molti vantaggi. Uno dei maggiori è sicuramente la maggiore sicurezza rispetto a qualsiasi altra configurazione poiché imbarcando l'ossidante in forma liquida e avendo in separata sede il fuel sotto forma di grano solido si riducono drasticamente i pericoli di esplosioni. In Figura 2.1 è schematizzato un tipico esempio di questa configurazione. Il fuel è contenuto all'interno della camera di combustione sotto forma di grano cilindrico con al centro, lungo l'asse, un foro di opportuna forma attraverso il quale dopo l'accensione si fa scorrere il liquido ossidante generando la combustione sulla superficie di contatto con il fuel. La reazione chimica è sostenuta dal flusso di calore dalle fiamme alla superficie del grano che genera evaporazione di particelle di combustibile che immettendosi nel flusso di ossidante alimentano le fiamme. Grazie all'utilizzo di valvole di controllo si può interrompere il flusso di ossidante spegnendo così il motore in caso di una failure strutturale evitando esplosioni catastrofiche. Questo funzionamento viene schematizzato nell'immagine 2.2 in cui si ha un'ingrandimento di cosa succeda in prossimità delle pareti del grano.

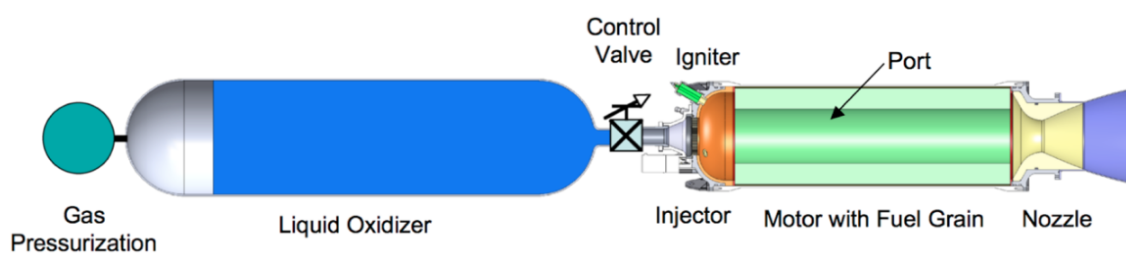


Figura 2.1 – Schema di un motore ibrido

Un altro vantaggio di questa soluzione è l'estrema semplicità, infatti avvenendo la combustione all'interno del grano non è necessario un sistema di raffreddamento della camera. Utilizzando anche un sistema blowdown pressurizzato tramite gas inerte ci si svincola

dall'esigenza di avere una turbo-pompa per l'immissione del liquido in camera di combustione. Il grano solido introduce la possibilità d'aggiunta di materiali che possono migliorare le prestazioni come la polvere di alluminio.

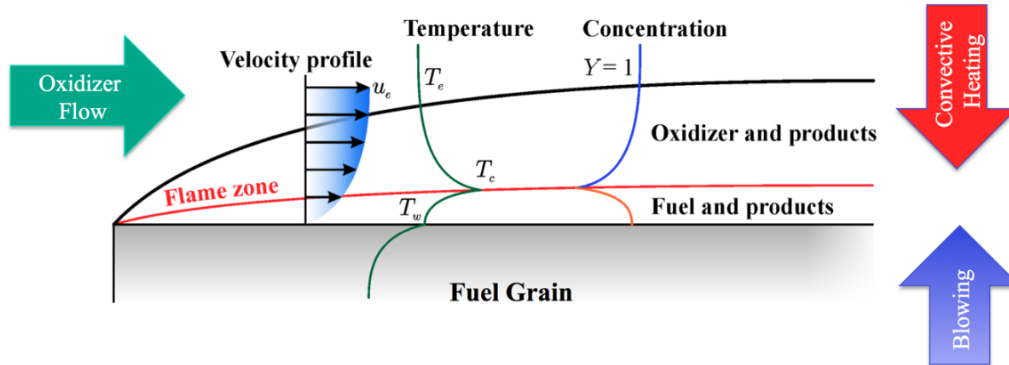


Figura 2.2 – Schema dello strato limite

I propellenti usati sono ossigeno liquido come ossidante e una cera paraffinica come combustibile. Questa configurazione presenta una grande velocità di regressione del grano e quindi la possibilità di avere una grande portata in uscita che si traduce in maggiore spinta, e anche un alto impulso specifico come si può osservare dalla Figura 2.3 in cui è rappresentata la sua variazione in funzione del rapporto di miscela di due delle tipiche combinazioni di propellenti.

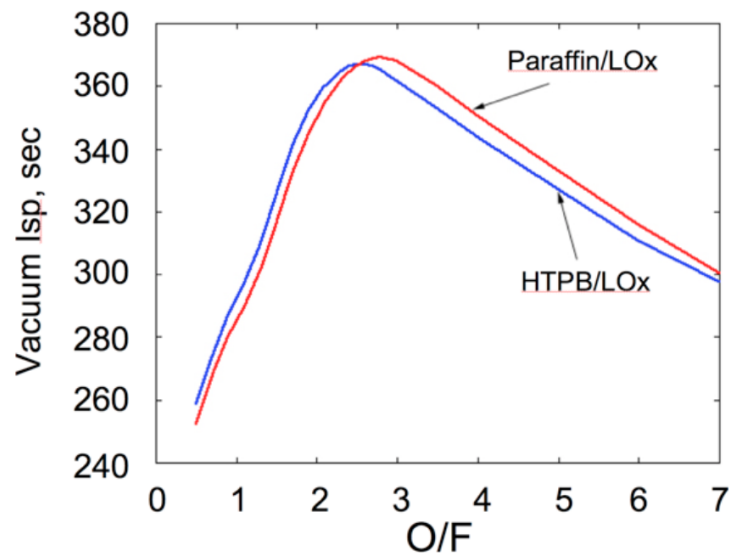


Figura 2.3 – Impulso Specifico di razzi ibridi

Il sistema blowdown, pur essendo estremamente semplice e affidabile, non permette un

ottimale controllo del rapporto di miscela. Le prestazioni sono quindi definite in funzione di questo rapporto α assumendo una pressione di camera di $p_c = 10 \text{ bar}$. Tuttavia si suppone che sia i cambiamenti nella pressione che nel rapporto di miscela non siano molto grandi durante il funzionamento del motore.

Nell'ugello viene considerata una situazione di *frozen equilibrium*, cioè che avvenga un'espansione isoentropica senza cambiamenti nella composizione dei gas di scarico. In questo modo si calcola c^* che va corretto da un fattore 0.96. Il coefficiente di spinta viene definito in funzione del rateo di espansione dell'area dell'ugello e vengono anche introdotti adeguati coefficienti per tenere conto delle perdite.

Si considera che non vi sia pirolisi alla base del grano che presenta una forma cilindrica con un unico foro centrale circolare. La velocità di regressione si suppone uniforme in tutto il grano e data dalla seguente relazione in cui sono $a = 7.00 \cdot 10^{-6}$ e $n = 0.8$:

$$\frac{dR}{dt} = a \left(\frac{\dot{m}_O}{A_p} \right)^n \propto \dot{m}_O^n R^{-2n} \quad (2.1)$$

La pressione in testa alla camera p_{c1} dipende dalla pressione di stagnazione alla congiunzione tra camera ed ugello p_c .

$$p_{c1} = \left[1 + 0.2 \left(\frac{A_{th}}{A_p} \right)^2 \right] p_c \quad (2.2)$$

In cui sono A_{th} l'area della gola, generalmente fissa se si suppone che non vi sia erosione, mentre A_p la port area cioè l'area trasversale del foro all'interno del grano che ovviamente durante il funzionamento aumenta.

Il flusso dell'ossidante è determinato dalla resistenza idraulica Z che è assunta costante durante il funzionamento del motore.

$$\dot{m}_O = \sqrt{(p_t - p_{c1}) / Z} \quad (2.3)$$

Mentre la portata di combustibile e il rapporto di miscela sono:

$$\dot{m}_F = \rho_F A_b \frac{dR}{dt} \propto \dot{m}_F^n R^{1-2n} \quad (2.4)$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F} \propto \dot{m}_O^{1-n} R^{2n-1} \quad (2.5)$$

Se si considera una trasformazione isoentropica è valida la relazione

$$p_c = \frac{(\dot{m}_O + \dot{m}_F) c^*}{A_{th}} \quad (2.6)$$

Una volta scelto il modello balistico sono definiti alcuni parametri iniziali del razzo ibrido quali la spinta iniziale F_i , il rapporto di miscela iniziale α_i , il rapporto di espansione

dell'ugello ε , la pressione iniziale del serbatoio P_{t_i} e il volume di ullaggio V_{g_i} (cioè il volume iniziale di gas nel serbatoio di ossidante). Viene anche imposta una pressione iniziale $p_{c_i} = 0.4 p_{t_i}$. Il rapporto tra la port area e l'area di gola J dovrebbe essere in più grande possibile tuttavia è fissato a 0.5 per evitare perdite di pressioni e regressione non uniforme del grano.

Dati quindi i parametri di progetto, la geometria del motore è definita. Da α_i si ricavano i valori iniziali di c^* e γ . Da ε si trova il rapporto p_e/P_c . Nota la pressione dell'ambiente si trova anche il coefficiente di spinta invertendo la relazione $c = c^* C_F$. Se si conosce la spinta iniziale si può ottenere anche la portata di propellente all'accensione

$$\dot{m}_{p_i} = (1 + \alpha_i) \dot{m}_{F_i} = \frac{1 + \alpha_i}{\alpha_i} \dot{m}_{O_i} = \frac{F_i}{c_i^* C_{F_i}} \quad (2.7)$$

L'area di gola si può ottenere dall'equazione 2.6. La port area iniziale e il suo raggio sono quindi $A_{p_i} = \pi R_i^2 = A_{th}/J$. Dalla relazione 2.4 si trova la superficie di combustione e di conseguenza la lunghezza del gran $l_g = A_{b_i}/2\pi R_i$. Viene così definita la geometria iniziale del grano.

Durante il funzionamento del motore la pressione del serbatoio è un parametro di primaria importanza e viene calcolata assumendo un'espansione isoentropica del gas pressurizzato considerando che V_g sia il volume di gas contenuto nel serbatoio ad un certo momento di tempo generico t dato dalla somma del volume iniziale di ullaggio e il volume che si è liberato dalla fuoriuscita di LOX ($V_g = V_{g_i} + m_O/\rho_O$):

$$p_t = p_{t_i} \left(\frac{V_{g_i}}{V_g} \right)^{\gamma_g} \quad (2.8)$$

Per la geometria del grano durante il funzionamento del motore e la corrispondente massa di ossidante consumata si esegue una integrazione numerica delle equazioni 2.1 e 2.3. Inoltre con una soluzione numerica di tutte le precedenti equazioni si trovano le condizioni in cui il motore lavora in ogni momento.

Vengono così ricavati la velocità di regressione, le portate di propellente ($\dot{m}_O$ e $\dot{m}_F$) e il loro rapporto (α), le pressioni p_c , p_1 e anche c^* (quest'ultimo utilizzando un grafico simile a quello in Figura 2.3). Inoltre si trova il livello di spinta $F = p_c A_{th} C_F$ (tramite la valutazione del coefficiente di spinta C_F) utile per risolvere il problema della traiettoria. Nota la port area iniziale (e quindi R_i), lo spessore del grano (w) e la sua lunghezza (l_g) si esegue una stima della massa di propellente totale e delle masse strutturali. Si impone che il peso totale del razzo sia quello corrispondente a 5000 kg. La massa a vuoto del sistema propulsivo è composta dalla camera di combustione, l'ugello, i serbatoi e la copertura esterna. Si introducono quindi le seguenti stime:

- La camera di combustione dispone di uno strato di materiale isolante spesso 6 mm con densità simile al fuel e le pareti sono composte di alluminio;

- Il diametro del serbatoio cilindrico in alluminio di ossidante è scelto in modo da garantire un certo allungamento imposto a priori;
- Gli spessori delle pareti in alluminio sono funzioni della pressione massima al loro interno tenendo conto di un fattore di sicurezza di 1.25;
- Ogni motore è coperto da uno strato di alluminio di 1 *mm*;
- L'ugello convergente divergente (rispettivamente 45 *deg* e 20 *deg*) è coperto da uno strato di protezione termica a base di silicio. Considerando una copertura uniforme se ne valuta il peso dell'ugello.

I parametri di progetti vengono ottimizzati tramite un metodo diretto mentre quelli non di progetto vengono inizialmente introdotti con valori di tentativo e la traiettoria di ascesa viene valutata tramite l'utilizzo di metodi indiretti portando alla valutazione del payload. Vengono quindi introdotte delle perturbazioni nei parametri prestazionali in modo da poter calcolare numericamente la derivata locale e, utilizzando metodi matematici basati sul metodo di Newton, si cerca una nuova serie di parametri che annulla tali derivate ottimizzando le prestazioni.

Capitolo 3

Ottimizzazione della traiettoria

Questo progetto prende spunto dal programma *Pegasus* riguardo alle condizioni del lancio. Viene considerato infatti un lancio a 12 km di quota e 250 m/s di velocità. Questo grazie a un velivolo di supporto che porta il razzo alle condizioni volute. Il razzo è composto da tre stadi e ogni stadio utilizza lo stesso tipo di motore in numero però differente. Il primo stadio ne utilizza sei, tre per il secondo e l'ultimo uno solo. Questa scelta è stata adottata per avere una suddivisione quanto più uniforme possibile del ΔV e perché i livelli di accelerazioni tra uno stadio e l'altro non siano troppo diversi. La massa iniziale è di 5000 kg e bisogna anche tenere in conto che gli adattatori tra uno stadio e l'altro hanno in totale una massa di 85 kg. Inoltre sono necessari 8 secondi per le operazioni tra lo spegnimento di uno stadio e l'accensione del successivo. Alcune forzate sulla quota del primo distacco dello stadio esaurito sono state introdotte per mantenere il flusso termico entro un livello di sicurezza. Ciò introduce una penalizzazione sul payload e si nota che una variazione di 10 km introduce una differenza di 1 kg sul payload. All'inizio del lancio la direzione del vettore velocità è lasciata libera ma durante il funzionamento del primo stadio il razzo raggiunge una condizione di zero-lift gravity-turn in cui non viene appunto generata alcuna portanza poiché la spinta è parallela al vettore velocità ed entrambe dirette lungo l'asse del razzo. In questa fase comincia una lieve rotazione del razzo per opera soltanto della forza di gravità. La direzione della spinta durante il secondo e terzo stadio invece viene lasciata libera e ottimizzata. L'ultimo stadio compie due accensioni, la prima per l'inserimento in una determinata orbita e la seconda per la circolarizzazione. Nel complesso quindi si hanno:

1. Funzionamento del primo stadio e fase zero-lift gravity-turn;
2. Otto secondi di pausa per l'espulsione del primo stadio;
3. Accensione e funzionamento del secondo stadio con conseguente ottimizzazione della direzione della spinta;
4. Otto secondi di pausa per l'espulsione del secondo stadio;

5. Prima accensione e funzionamento dell'ultimo stadio e ottimizzazione della direzione della spinta;
6. Tempo di attesa;
7. Seconda accensione dell'ultimo stadio con la spinta ottimizzata per ottenere la circolarizzazione.

Poiché le dimensioni del razzo sono molto piccole paragonate a quelle della Terra è possibile considerarlo come una massa puntuale e le equazioni di stato in un sistema inerziale centrato sulla Terra, in forma adimensionale sono:

$$\frac{dr}{dt} = v \quad \frac{dv}{dt} = -\frac{r}{|r|^3} + \frac{F - D}{m} \quad \frac{dm}{dt} = -\frac{F}{c} \quad (3.1)$$

Con $D = \frac{1}{2}\rho_{atm}C_D S v_{rel}^2$ la resistenza aerodinamica. S dipende dalle dimensioni degli stadi ed è quindi un parametro di progetto. La velocità relativa tiene conto anche della velocità angolare di rotazione della terra ω con $V_{rel} = v - \omega \times r$. Il coefficiente di resistenza C_D varia con il numero di Mach secondo le tipiche leggi per i razzi (Figura 3.1). Una volta definite le proprietà di progetto del motore se ne conosce anche la sua

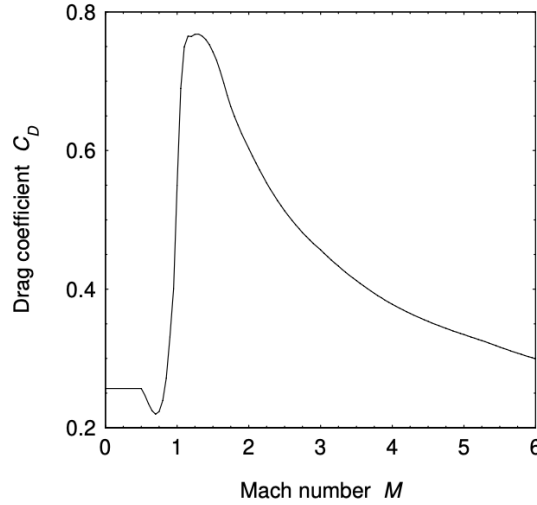


Figura 3.1 – Coefficiente di resistenza in funzione del Mach

spinta nel vuoto F_{vac} utile per definire la spinta istante per istante $F = F_{vac} - \varepsilon A_{th} p_{atm}$. La pressione esterna ad ogni quota è data dalle tabelle dell'atmosfera tipo.

Come condizione al contorno si impongono al momento $t_0 = 0$ le condizioni iniziali che il razzo ha al lancio e al tempo finale t_f , momento in cui si completa l'inserimento in orbita, tutti i parametri orbitali cercati. Si impone inoltre che, essendo tutti i motori impiegati uguali, il tempo di funzionamento di ogni stadio sia uguale. Per ottimizzare la traiettoria e massimizzare la massa finale viene utilizzata la teoria del controllo ottimale.

Capitolo 4

Risultati

Per trovare la serie di dati cercati durante questa tesi si è preso come riferimento la condizione di progetto già definita durante precedenti lavori. Lo scopo è valutare il comportamento del razzo nell'intorno di tale condizione e quindi si sono scelti dei parametri da perturbare per valutare il cambiamento delle prestazioni. Una volta definita la geometria del razzo si osserva che fondamentalmente sono tre i parametri su cui si può ancora intervenire

- La quota a cui si effettua il lancio h_{in} ;
- La velocità che si ha a tale quota v_{in} ;
- La quota finale dell'orbita di arrivo h_{fin} .

C'è da dire che ovviamente vi sono molti altri parametri che si potrebbero cambiare e che avrebbero un notevole impatto sulle prestazioni quali possono essere l'inclinazione dell'orbita o latitudine e longitudine della zona di lancio tuttavia si sceglie di non prendere in considerazione tali altri parametri e soffermarsi solo sui primi.

Per eseguire tali analisi si è utilizzato un codice scritto in linguaggio *Fortran* che compilando genera un file eseguibile. Il file apre una finestra del prompt dei comandi dal quale si procede con l'inserimento di alcuni dati iniziali per poter iniziare la simulazione. Tra questi dati da inserire ci sono ovviamente anche i tre parametri scelti per eseguire la regolazione ma anche altri riguardanti il motore come i livelli di spinta e il rapporto di miscela. Per quanto riguarda questi ulteriori dati è necessario immettere sempre gli stessi se sono parametri fissati a priori altrimenti inserire i valori in output dalla precedente analisi. Variando quindi uno per volta i tre parametri scelti per la regolazione si raggiunge lo scopo di questa tesi.

Vengono quindi di seguito riportati i risultati derivanti dalle analisi eseguite in precedenza. Si ricorda che i dati sono ottenuti introducendo alla configurazione di design (della quale sono riassunti nella Tabella 4.1 i parametri iniziali imposti e nella Tabella 4.2 alcune informazioni sulle prestazioni) delle variazioni nei tre parametri "quota iniziale di lancio",

quota finale dell'orbita di arrivo" e "la velocità di partenza" (l'orbita finale è considerata circolare e la distanza angolare iniziale del vettore velocità dall'orizzonte non viene imposta a priori ma ottimizzata dal programma).

Il programma utilizzato ovviamente dopo aver determinato la geometria e i parametri di design genera in output anche molti altre specifiche che descrivono il funzionamento completo del lanciatore tuttavia di seguito vengono riportate solo alcune di esse poiché considerate più rilevanti e utili a valutare la convenienza di una soluzione piuttosto che un'altra.

p_{ti}	ε	V_{gi}	α	T	A_t/A_p	h_{in}	h_{fin}	v_{in}
[Pa]	[-]	[m ³]	[-]	[N]	[-]	[km]	[km]	[km/s]
2500000	12.50	0.50	2	16500	0.50	12	700	0.25

Tabella 4.1 – Parametri iniziali della configurazione di design

m_u	m_f	m_O	m_F	l_{tot}	d	r_{gola}	w	r_{grano}
[kg]	[kg]	[kg]	[kg]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]
76.34	134.22	2969.61	1290.28	3.85	0.55	0.076	0,10	0.21

Tabella 4.2 – Parametri iniziali della configurazione di design

Nell'ottica della riduzione dei costi si considera che il razzo venga aviotrasportato fino a raggiungere quota e velocità volute e da qui si procede con l'accensione dei motori e l'inizio della manovra per sfuggire all'atmosfera terrestre. Inoltre la massa iniziale, h_{in} e v_{in} sono tali da rientrare abbondantemente nelle prestazioni di un generico velivolo civile da trasporto passeggeri di medie prestazioni e quindi le modifiche da apportare riguardano soltanto gli attacchi necessari per garantire il corretto aggancio e sgancio del razzo al velivolo trasportante (infatti sono: $MTOW = 5000 \text{ kg}$; $h_{in} = 12 \text{ km}$; $v_{in} = 250 \text{ m/s}$ che, rapportata alla velocità del suono secondo le tabelle dell'atmosfera ICAO in cui a tale quota è $a = 295,07 \text{ m/s}$, corrisponde a un numero di Mach $M = 0.85$ e quindi in campo subsonico).

Le dimensioni del lanciatore sono molto ridotte considerando i lanciatori tradizionali di grandi dimensioni ma anche di quelli progettati per lo stesso tipo di carico utile, esso infatti è lungo soltanto 3.85 m con un diametro massimo di circa mezzo metro. Riesce a trasportare in orbita circa 76 kg di payload che risultano l'1.5% della massa iniziale. Questo risultato è alquanto soddisfacente considerando che grandi lanciatori di ultima generazione e dal costo estremamente elevato come l'*Ariane 5* inseriscono in orbita *LEO* circa il 2% del loro peso al lancio.

Nella seguente tabella invece viene riportato un confronto invece con lanciatori simili nel payload:

Nome	Nazione	Orbita	l	d	$MTOW$	m_u	$MTOW/m_u$
—	—	—	[m]	[m]	[kg]	[kg]	[%]
Razzo tesi	-	<i>LEO</i>	3.80	0.55	5000	76	1.5
Pegasus	USA	<i>LEO</i>	15.00	1.27	18600	360	1.9
Capricornio	Spagna	<i>LEO</i>	18.25	1.00	15035	140	0.9
Safir	India	<i>LEO</i>	22.00	1.25	26000	65	0.3

Tabella 4.3 – Confronto tra lanciatori con gli stessi payload

Gli ultimi due erano progettati per un lancio da terra ma, mentre *Capricornio* non ha mai effettuato un volo di prova, *Safir* d'altro canto ha completato con successo 4 su 7 missioni di inserimento in orbita. È chiaro tuttavia che *Safir* sia un razzo molto ingombrante in proporzione al suo payload. *Pegasus* invece è simile al progetto trattato in questa tesi. Viene aviotrasportato ad una quota di 12000 *m* dove si esegue il lancio effettuando un inserimento in orbita solitamente una quota attorno ai 400 *km*. Anche se all'inizio ha sofferto dei problemi, dopo alcune modifiche, per la fine del 2013 *Pegasus* vantava 28 lanci riusciti consecutivi dimostrando anche la sua grande affidabilità.

Il razzo trattato in questa tesi cerca di migliorare queste prestazioni eccezionali diminuendo le dimensioni e aumentando la quota finale. Così facendo il payload diminuisce ma 76 *kg* sono nella fascia di peso in cui il settore spazio si sta focalizzando negli ultimi tempi e ciò lo rende un progetto estremamente valido.

Di seguito, nelle Figure 4.1, 4.2, 4.3, 4.4, 4.5, 4.6, 4.7 sono stati riportati i risultati ottenuti tramite i calcoli al calcolatore. Prendendo in considerazione i parametri utilizzati per la regolazione ci si aspetta che, aumentando il carico di lavoro del razzo (quindi se si parte da quote minori, si arriva ad orbite più alte oppure la velocità di partenza è minore), le sue dimensioni siano in qualche modo maggiori e soprattutto sia minore il carico pagante a bordo e questo viene confermato dai dati ottenuti.

Le variazioni nel payload, Figure 4.1 e 4.2 risultano essere molto significative. Si ha infatti in tutti i casi una variazione compresa tra il 5% e 10% e quindi la valutazione della missione è di fondamentale importanza essendo un errore di questa entità sicuramente inaccettabile.

È possibile comunque pensare alla sovrapposizione degli effetti nel caso la missione preveda l'orbita più alta ma il payload sfiori per esempio i 73.5 *kg* ammessi dalla condizione $h_{fin} = 800$ *km*. Si può pensare infatti di aumentare contemporaneamente sia h_{in} che v_{in} per poter colmare il deficit e aumentare il payload. Questa strategia comunque è valida fino ad un certo punto perché:

- Se si considera la quota iniziale, 12/13 *km* sono abbastanza elevati per i velivoli commerciali comuni, basti pensare che il *Boeing 747-400* ha una quota di tangenza

di 13445 km.

- La velocità iniziale è ancora più difficile da inalzare. Alle quote prese in considerazione 300 m/s corrispondono circa a $M = 1$ e sicuramente i velivoli commerciali non possono sfiorare nel supersonico. Il *Boeing 747-400* preso come riferimento in precedenza può raggiungere al massimo $M = 0.92$

Utilizzando questa strategia sono necessari velivoli ad alte prestazioni capaci di rompere il muro del suono e dal costo più elevato il che è in controcorrente con lo scopo principale di tenere basso il budget.

Ai fini pratici comunque l'interrogativo più importante rimane la valutazione del carico pagante nei vari casi. Per fare ciò si osservi la Figura 4.2 oppure la Figura 4.1 alla quale la prima è strettamente legata. A prima vista si potrebbe dire che la variazione di velocità iniziale sia il fattore più influente tuttavia bisogna osservare che il range di variazione di v_{in} in negativo e in positivo è di circa il 20%, h_{in} varia dell'8% mentre h_{fin} del'14%. Facendo le dovute proporzioni risulta che la variazione di quota iniziale è il termine che maggiormente influenza il progetto anche se in realtà i tre fattori contribuiscono in modo quasi equivalente. Anche se contro intuitivo che 1 km di differenza in h_{in} abbia un effetto più grande di 100 km in h_{fin} , bisogna tenere in considerazione più fattori. Per quanto riguarda la quota finale si può supporre che in prima approssimazione l'energia da fornire è proporzionale alla velocità circolare dell'orbita $v = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$ con r dato dalla somma tra raggio della Terra e quota dell'orbita. Poiché ovviamente per orbite *LEO* il raggio della Terra è molto maggiore del secondo addendo, la variazione di quest'ultimo non è molto influente.

La quota iniziale invece risulta essere molto più influente poiché introduce perdite sia per attrito (che diminuiscono con la quota fino ad essere nulle fuori dall'atmosfera e proporzionali alla velocità) che per gravità (date dal fatto che si manovra in un campo gravitazionale e riducibili diminuendo il tempo della manovra).

Ne risulta quindi che è energeticamente più dispendioso una piccola differenza in h_{in} piuttosto che una più ingente in h_{fin} .

Prendendo in considerazione le Figure 4.3, 4.4 si osserva come vari la geometria in funzione dei parametri. In proporzione i grafici in queste due figure sono sovrapponibili, questo perché in fase di progetto si è imposto un valore di allungamento fisso. Si ripropone anche qui il discorso fatto in precedenza su quale sia il parametro tra i tre più influente tuttavia si osserva che qualsiasi sia il cambiamento preso in considerazione le dimensioni del lanciatore restano quasi invariate e si ha una variazione massima di 2.5 cm e 3 mm rispettivamente in lunghezza e diametro. Questo è ottimo nell'ottica della riduzione dei costi poiché missioni diverse nell'intorno della condizione di design non richiedono quasi alcun cambiamento dal punto di vista della geometria. Ciò viene ribadito quando si prendono in considerazione altri fattori geometrici come il raggio esterno del grano, il web

thickness o il raggio di gola i quali hanno scostamenti che non arrivano neanche all'1%.

Altri grafici di interesse sono le Figure 4.5, 4.6, 4.7 in cui è rappresentato l'andamento della massa di propellente imbarcata e la sua suddivisione in fuel e ossidante. Si ricorda che nei grafici si fa riferimento all'intero propellente che viene smaltito in parti uguali dai 10 motori installati (6 per il primo stadio, 3 per il secondo e 1 per l'ultimo). Come si vede il propellente rappresenta la maggior parte del peso totale del razzo e, al diventare della missione più impegnativa, aumenta a discapito del carico pagante. Mentre la quantità di ossidante (Figura 4.7) rispecchia l'andamento del propellente totale (Figura 4.5), la variazione di fuel è molto più contenuta come si può osservare nel caso di quota iniziale variabile in cui la variazione massima è di circa 1 *kg* dei 1290 totali. Dal punto di vista della riduzione dei costi questa è un'ottima notizia poiché il fuel è la parte solida del propellente e sarebbe costoso costruire un grano geometricamente differente al variare della missione mentre cambiare la quantità di ossidante è facile poiché basta immettere più o meno *LOX* secondo le necessità.

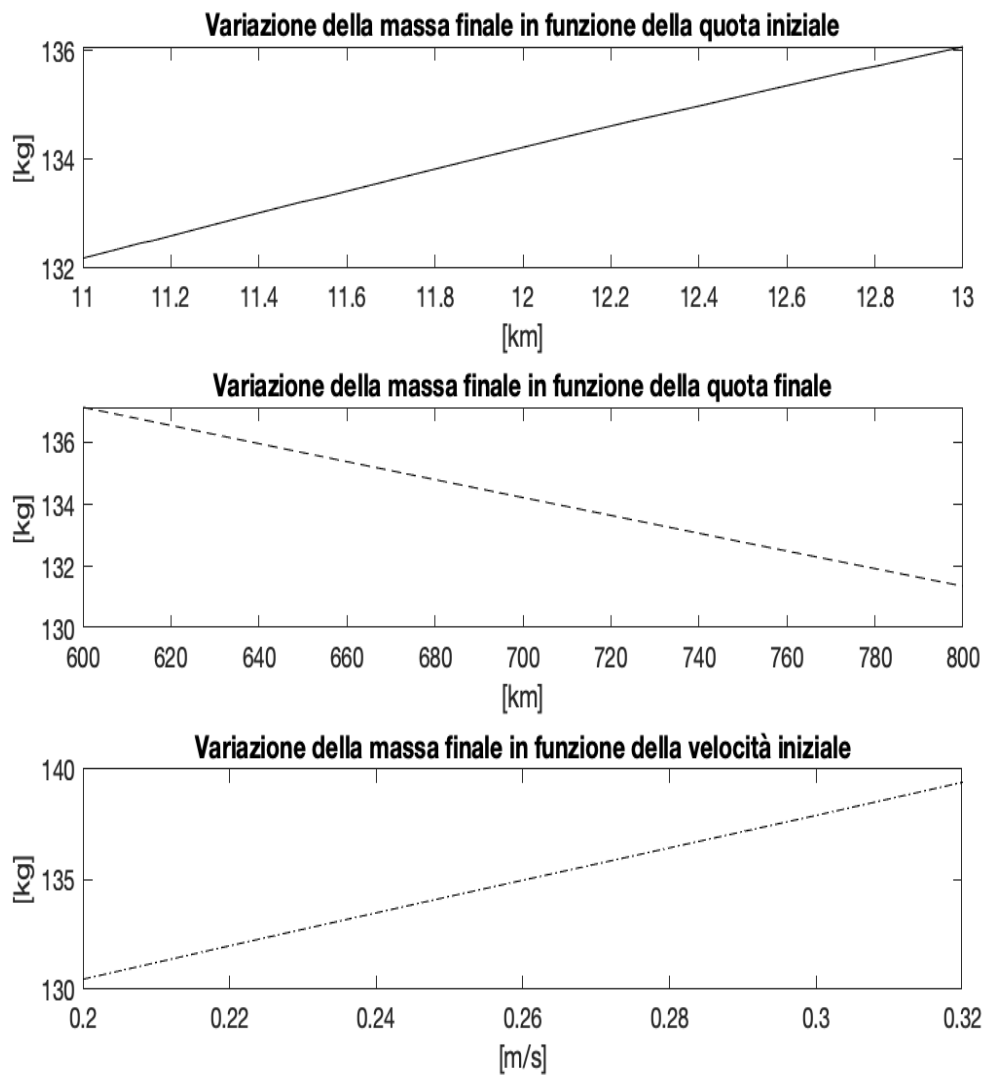


Figura 4.1 – Variazione massa finale

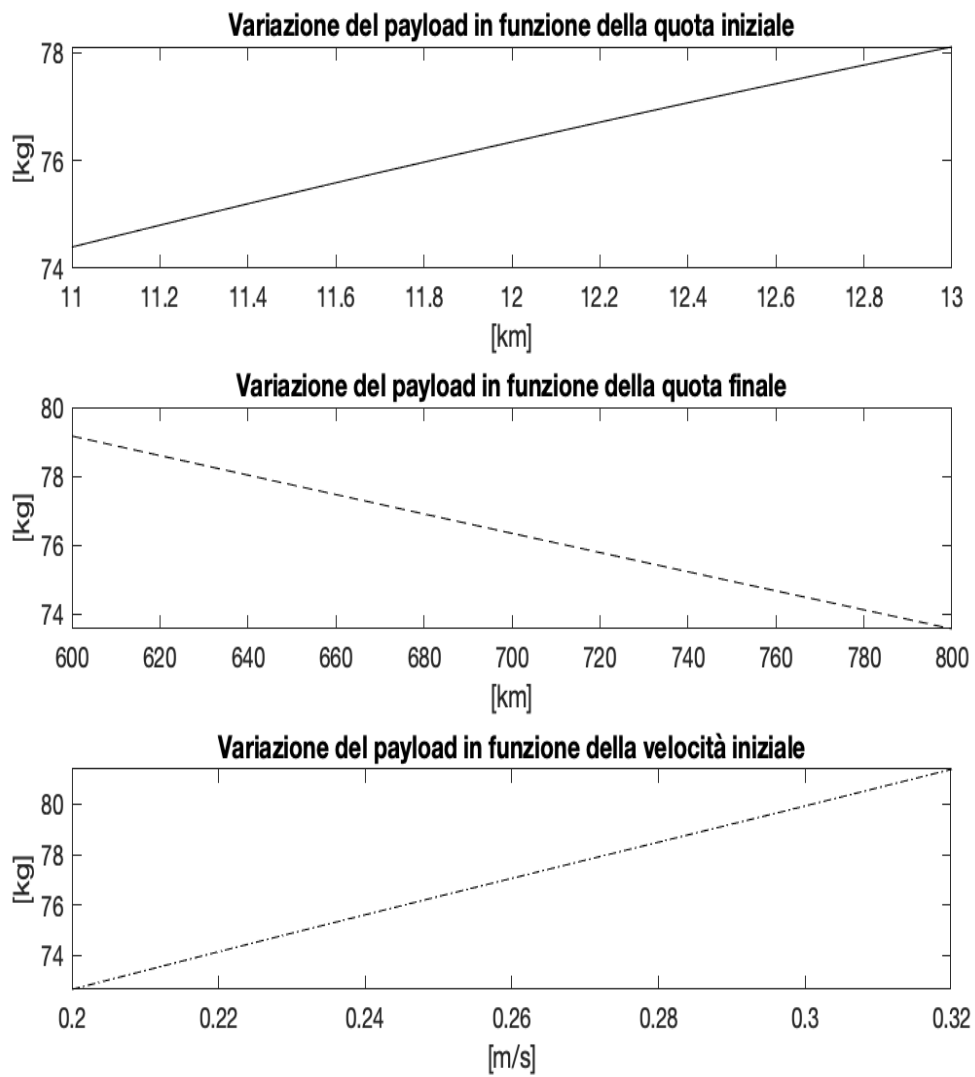


Figura 4.2 – Variazione payload

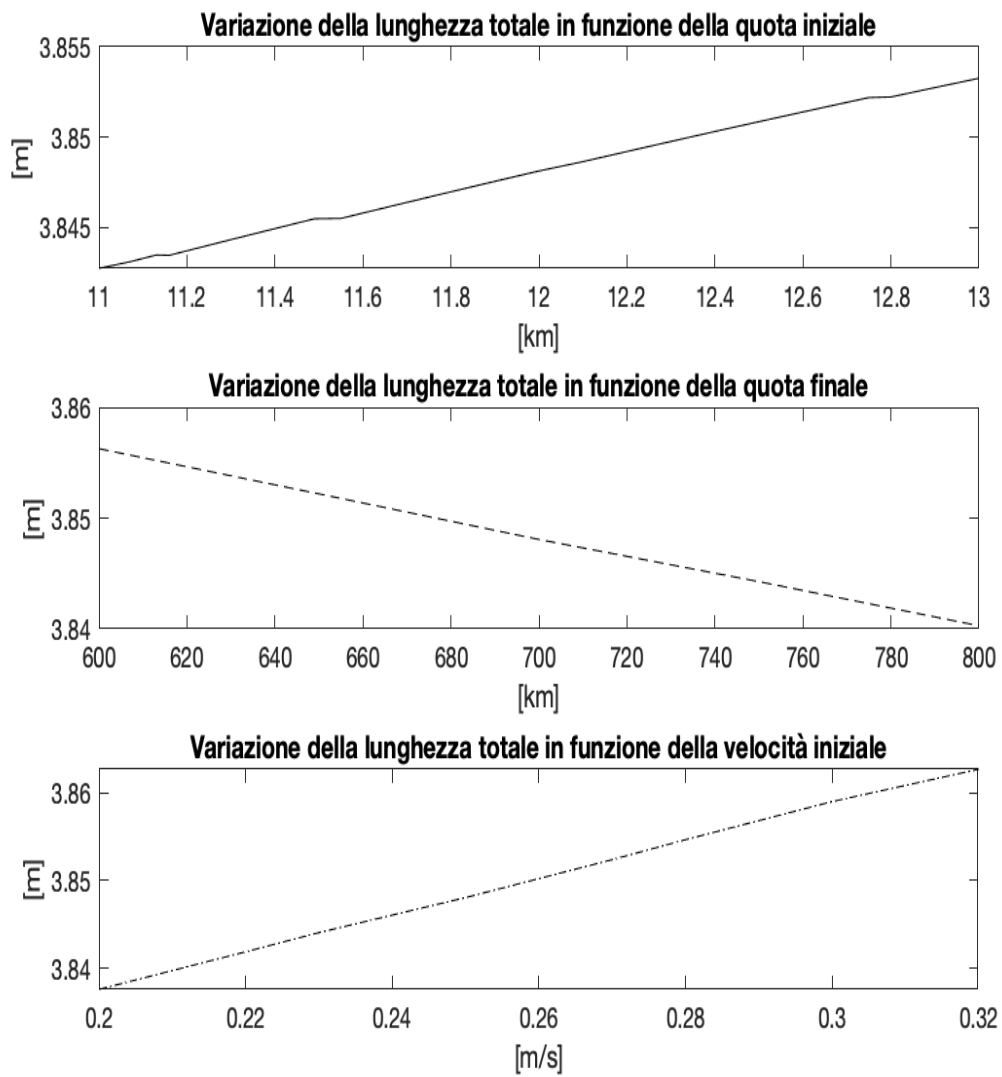


Figura 4.3 – Variazione della lunghezza totale

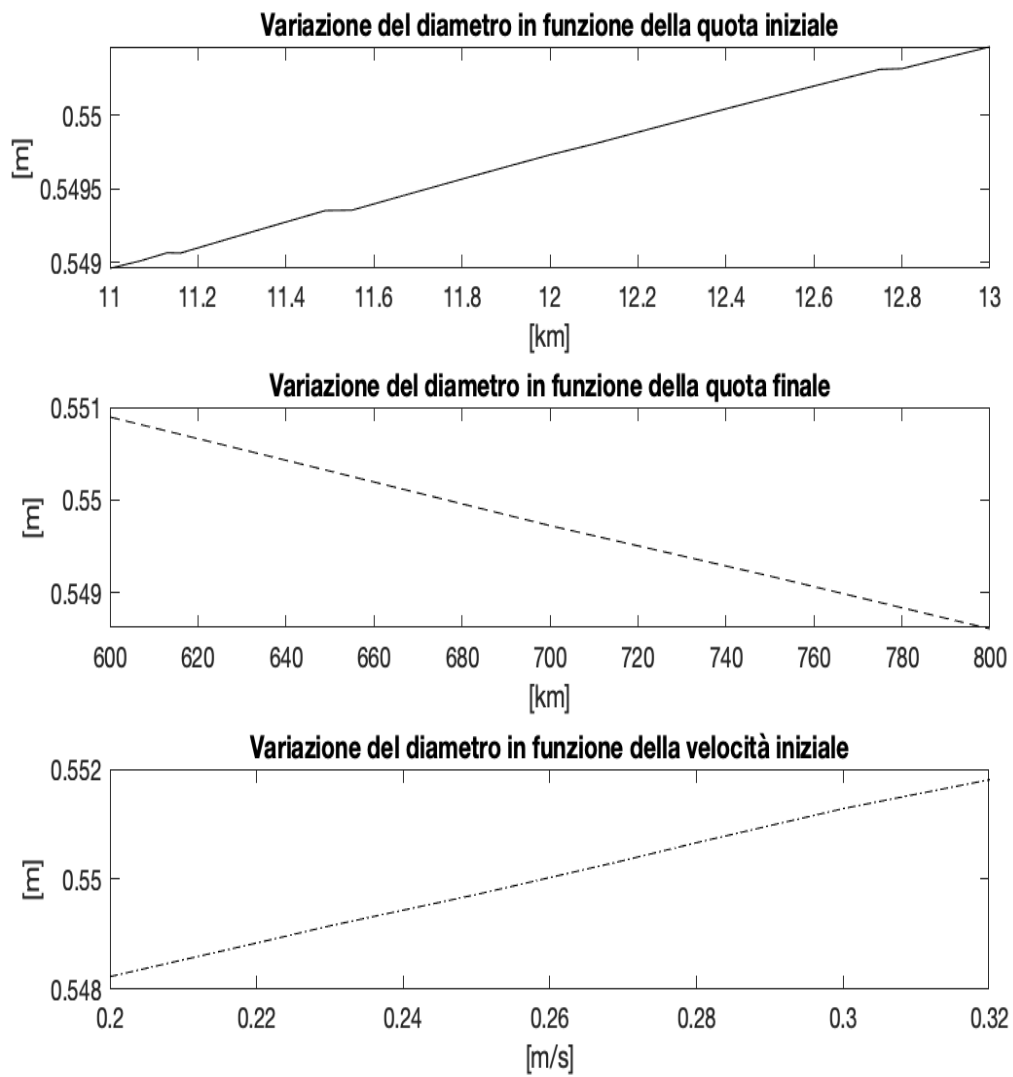


Figura 4.4 – Variazione del diametro

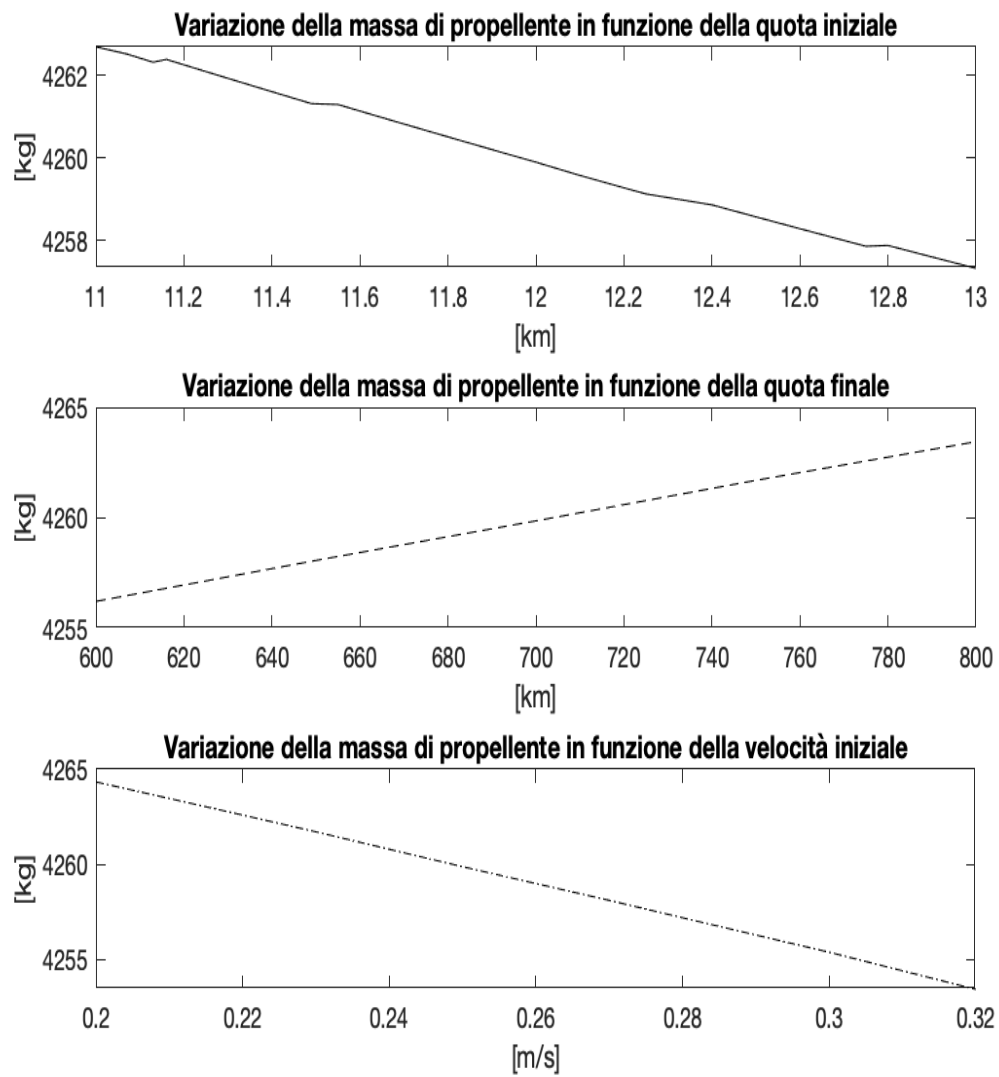


Figura 4.5 – Variazione della massa del propellente

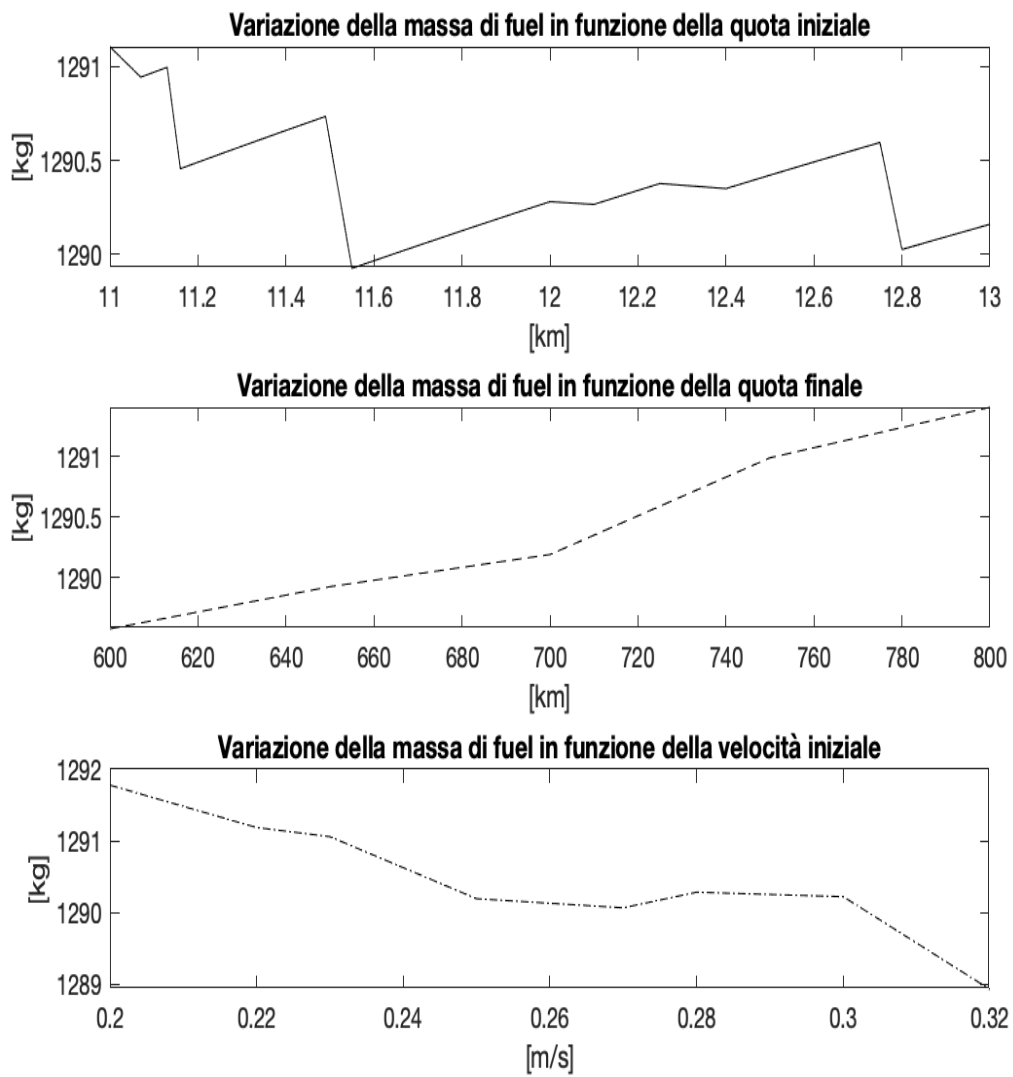


Figura 4.6 – Variazione del fuel

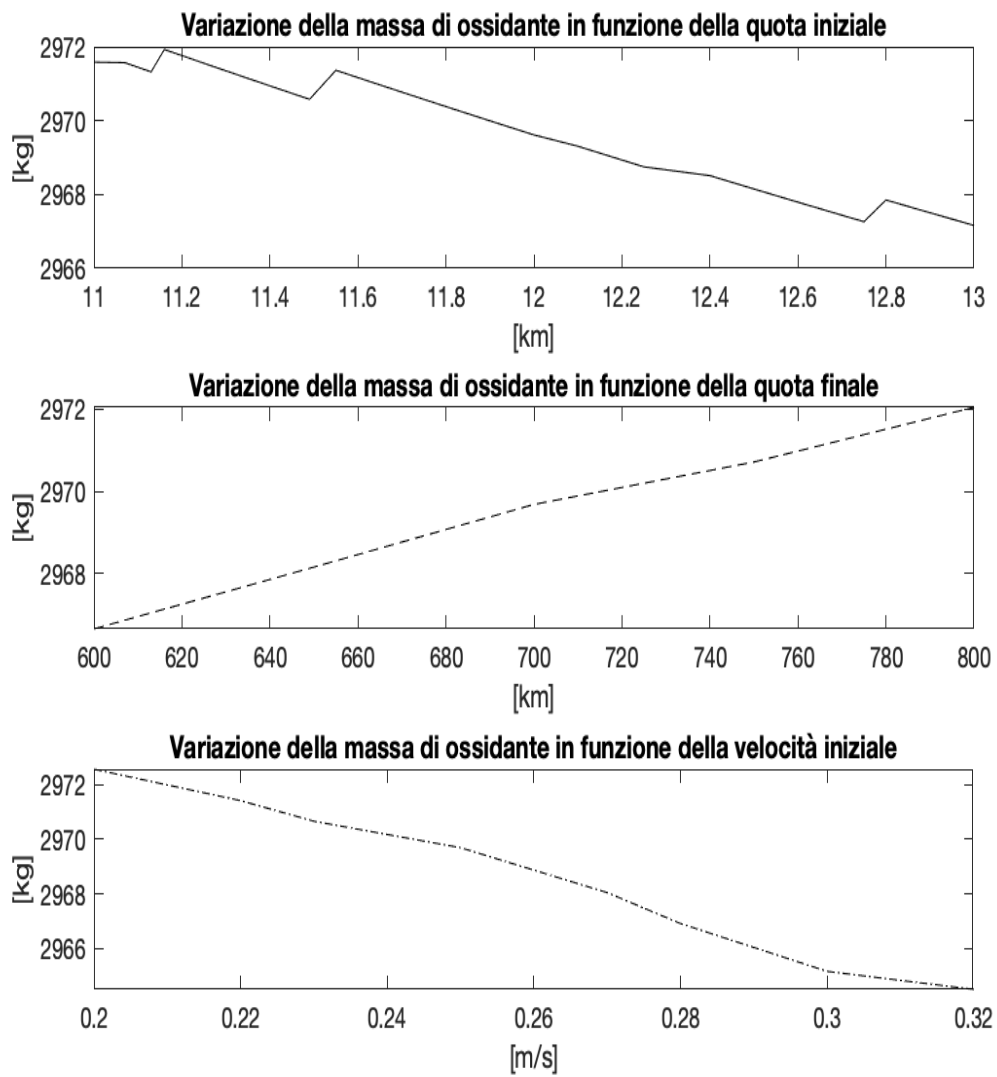


Figura 4.7 – Variazione della massa di ossidante

Capitolo 5

Conclusione

Lo scopo di questa tesi era la valutazione del comportamento del razzo ibrido, già in precedenza studiato, variando alcuni parametri della missione. Risulta che questo progetto sia molto versatile e si presta bene alla regolazione. La serie di equazioni per l'ottenimento dei risultati è molto complesso tuttavia il codice utilizzato risulta essere molto valido ed efficiente. Con poche iterazioni e quindi poco tempo definisce la condizione iniziale di progetto del razzo e utilizzando le condizioni al contorno immesse ottimizza la traiettoria per massimizzare il payload. Poiché il problema non è lineare il programma implementa metodi numerici per la risoluzione che a volte potrebbero non convergere ad una soluzione. Ciò succede quando si tenta di trovare una soluzione con input in ingresso troppo diversi da quelli della precedente iterazione della quale il programma tiene memoria. Per evitare quindi questi problemi di convergenza è sufficiente fare attenzione a variare il parametro di interesse in modo non repentino.

Poiché lo scopo principale di questo progetto è proporre una soluzione a basso costo per il settore emergente dei piccoli satelliti sarebbe utile eseguire in futuro un'analisi dei costi del lancio e di come essi varino modificando la missione.

Elenco delle figure

1.1	Satelliti attorno alla Terra	2
1.2	Paesi proprietari di satelliti in orbita e con capacità di lancio nel 1966 . .	3
1.3	Paesi proprietari di satelliti in orbita e con capacità di lancio nel 2016 . .	3
2.1	Schema di un motore ibrido	5
2.2	Schema dello strato limite	6
2.3	Impulso Specifico di razzi ibridi	6
3.1	Coefficiente di resistenza in funzione del Mach	11
4.1	Variazione massa finale	17
4.2	Variazione payload	18
4.3	Variazione della lunghezza totale	19
4.4	Variazione del diametro	20
4.5	Variazione della massa del propellente	21
4.6	Variazione del fuel	22
4.7	Variazione della massa di ossidante	23

Elenco delle tabelle

1.1	Paesi con satelliti e orbite usate	1
1.2	Scopo dei satelliti USA	2
4.1	Parametri iniziali della configurazione di design	13
4.2	Parametri iniziali della configurazione di design	13
4.3	Confronto tra lanciatori con gli stessi payload	14

Bibliografia

- [1] CASALINO L., PASTRONE D. e MASSENI F. – *Optimization of Hybrid Rocket Engines for Small Satellite Launchers.*
- [2] STANFORD UNIVERSITY – *AA283 Aircraft and Rocket Propulsion.*
- [3] CASALINO L., PASTRONE D. – *Appunti personali e dispense del corso di Motori per aeromobili, tenuto al Politecnico di Torino.*