

ALMA MATER STUDIORUM UNIVERSITÀ DI
BOLOGNA

SECONDA FACOLTÀ DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA TRIENNALE
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Sede di Forlì

Classe 10

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN
Propulsione Aerospaziale L

**Studio dell'influenza delle particelle di
allumina nella prestazione di un razzo a
propellente solido**

CANDIDATO

Vittorio Di Stefano

RELATORE

Prof. Ing. Fabrizio Ponti

Anno Accademico 2011/2012

Sessione III

RINGRAZIAMENTI

Un sincero ringraziamento va al relatore di questa tesi, il prof. Fabrizio Ponti per la disponibilità dimostratami, così come non posso non ringraziare il preziosissimo Ing. Domenico Fedele, senza i cui preziosissimi consigli, la pazienza e la gentilezza non sarei mai riuscito a completare il lavoro.

Ora passiamo ai miei cari. Per prima cosa, il mio grazie più sincero va ai miei genitori, Antonio e Tina, semplicemente per tutto. Per aver messo a mia disposizione tutte le loro forze e disponibilità, andando spesso anche oltre, e senza i quali oggi non sarei qui. Vi voglio ringraziare davvero per ogni singola cosa, dal primo giorno in cui mi avete messo al mondo. Avete sempre dimostrato la massima fiducia nelle mie capacità, anche quando sono stato io stesso a metterle in dubbio, mi avete spronato a dare sempre il meglio di me stesso in qualunque cosa, ma, soprattutto, mi avete condotto verso la giusta strada per diventare l'uomo che sono oggi. Ancora grazie, siete il mio punto di riferimento principale e lo sarete per sempre.

Un ringraziamento particolare, nonostante tutto, va a Federica, con la quale ho condiviso ogni singolo istante, pensiero, gioia, delusione della mia esperienza forlivese. Resterai per sempre nel mio cuore, anche se le nostre strade si sono divise. Mi hai fatto maturare tanto, sotto ogni punto di vista e, se oggi sono quello che sono, lo devo in parte anche a te.

Non posso non ringraziare gli amici "storici" di Forlì, preziosissimi in ogni momento. Una citazione particolare la meritano Antonio, coinquilino fantastico per sei anni e infinita dispensa di consigli, Donato e Morena, la coppia più stravagante che io conosca, Fabio Lioi, semplicemente unico e compagno di mille avventure, Marco e Mary, persone fantastiche in tutto, dal modo di essere a quello di fare.

Altro ringraziamento particolare va a Giorgio, collega per l'intera durata dei miei studi, nonché amico fantastico e prezioso, in special modo nell'ultimo periodo per

me non molto sereno. Ringrazio anche il coinquilino Giovanni per essersi messo a disposizione nel momento della redazione della tesi, Luis ed Andrea.

L'ultimo ringraziamento, ma non per importanza, va ad i miei amici di Castellana Grotte, per essermi stati sempre vicini in ogni momento e con i quali ho condiviso la mia adolescenza. Una citazione meritano Angelo Elefante, Angelo Mastronardi, Alberto Pontone, Claudio Scio e Giampiero Rinaldi, accompagnati dalle rispettive consorti.

Spero davvero di non aver dimenticato nessuno, e, se l'ho fatto, non era mia intenzione.

Ancora Grazie a tutti.

Vittorio Di Stefano

INDICE

ELENCO DEI SIMBOLI	3
ELENCO DELLE FIGURE	5
INTRODUZIONE	7
1. Motori a razzo	9
1.1 Razzi a propellente solido	10
1.2 Performance	15
1.2.1 Spinta	15
1.2.2 Impulso specifico	18
2. Propellenti solidi	19
2.1 Componenti	19
2.1.1 Ossidante	20
2.1.2 Legante	20
2.1.3 Combustibile	21
2.2 I propellenti alluminizzati	22
2.3 L'allumina	23
2.4 Struttura dei propellenti	25
2.5 Combustione dei propellenti	27
2.6 Combustione dell'alluminio e agglomerazione	29
2.7 Camera di combustione	37
3. Analisi flusso	41
3.1 Flusso bifase	42
3.2 Procedura di calcolo	45
4. Risultati	53
4.1 Influenza della percentuale di alluminio	53
4.2 Influenza della velocità iniziale di particella	57
4.3 Influenza del diametro di particella	60
4.4 Influenza accelerazione razzo	61

CONCLUSIONI	65
BIBLIOGRAFIA	67

ELENCO DEI SIMBOLI

$()_g$	Riferito al gas	
$()_p$	Riferito alla particella	
A_b	Superficie di combustione	$[m^2]$
F_x	Componente della forza in direzione x	$[N]$
I_{sp}	Impulso specifico	$[s]$
R_p	Raggio particella	$[\mu m]$
\dot{m}	Portata massica del fluido	$\left[\frac{Kg}{s}\right]$
A	Area di porta	$[m^2]$
as	Accelerazione razzo	$\left[\frac{m}{s^2}\right]$
c	Velocità del suono	$\left[\frac{m}{s}\right]$
c_p	Calore specifico a pressione costante	$\left[\frac{J}{KgK}\right]$
c_v	Calore specifico a volume costante	$\left[\frac{J}{KgK}\right]$
\mathfrak{F}	Spinta	$[N]$
Fa	Accelerazione dovuta alla forza aerodinamica	$\left[\frac{m}{s^2}\right]$
M	Numero di Mach	$[-]$
p	Pressione	$[bar]$
Q	Calore	$[J]$
R	Costante universale dei gas	$\left[\frac{J}{mol K}\right]$
T	Temperatura	$[K]$
V	Velocità	$\left[\frac{m}{s}\right]$
γ	$\frac{c_p}{c_v}$	$[-]$

ρ	Densità	$\left[\frac{Kg}{m^3}\right]$
g	Accelerazione gravitazionale	$\left[\frac{m}{s^2}\right]$
r	Velocità di combustione	$\left[\frac{mm}{s}\right]$

ELENCO DELLE FIGURE

1.1 Razzo a propellente solido

1.2 Grain configurations

1.3 Immagazzinamento grain

1.4 Volume di controllo

2.1 Allumina

2.2 Microstruttura di un propellente solido eterogeneo

2.3 Tipica fiamma di un propellente

2.4 Rappresentazione di un agglomerato in combustione

2.5 Sequenza della formazione di un agglomerato a 5 bar

2.6 Ancoraggio di un agglomerato

2.7 Diagrammi spinta-tempo

3.1 Volume di controllo

3.2 Tratto di un condotto

3.3 Geometria del motore

3.4 Andamento numero di Mach

3.5 Andamento temperatura, pressione e densità

3.6 Andamento velocità del gas, velocità delle particelle e velocità del suono

4.1 Variazione temperatura con la % di Al

4.2 Variazione pressione con la % di Al

4.3 Variazione velocità di uscita con la % di Al

4.4 Variazione Mach di uscita con la % di Al

4.5 Variazione temperatura con la velocità iniziale della particella

4.6 Variazione pressione con la velocità iniziale della particella

4.7 Variazione velocità di uscita con la velocità iniziale della particella

4.8 Variazione numero di Mach con la velocità iniziale della particella

4.9 Velocità particella con diversa velocità di ingresso

4.10 Variazione velocità particella con il diametro della particella

4.11 Variazione numero di Mach con l'accelerazione del razzo

4.12 Variazione velocità d'uscita con l'accelerazione del razzo

INTRODUZIONE

La tesi presenta come oggetto lo studio delle prestazioni di un razzo a propellente solido caratterizzato dalla presenza, all'interno del propellente, di particelle solide di alluminio, il quale, raggiunta la sua temperatura di fusione (933 K), si ossida e si ricopre di un sottile guscio di ossido di alluminio Al_2O_3 , noto anche come allumina, dallo spessore estremamente contenuto, il quale influisce in maniera determinante sulle prestazioni del motore, poiché l'inclusione di polveri metalliche consente di migliorare le prestazioni del propellente aumentando la velocità di combustione e di incrementare i livelli di spinta a parità di propellente imbarcato.

Sarà proprio questo l'argomento principale dell'elaborato. Infatti, come vedremo nei capitoli successivi, è stata svolta un'analisi di sensibilità delle prestazioni del razzo a seconda di alcune variazioni riguardanti certi parametri iniziali.

In particolare, si è analizzato l'effetto che le particelle di allumina hanno sulle prestazioni. I parametri che sono stati presi in considerazione sono: la variazione di percentuale di alluminio all'interno del propellente, la variazione della velocità iniziale delle particelle, la variazione del diametro di ogni singolo elemento di alluminio e l'accelerazione imposta al razzo.

Lo studio è stato effettuato per un flusso in cui sono stati ipotizzati un flusso bifase quasi monodimensionale e stazionario, variazioni delle proprietà all'interno del flusso continue, gas perfetto. I fenomeni che, invece, sono stati presi in considerazione per effettuare l'analisi sono che l'area di porta attraverso cui scorre il flusso varia punto per punto e che i corpi interni al propellente sono caratterizzati da resistenza.

Capitolo 1

MOTORI A RAZZO

I motori a razzo, o più correttamente endoreattori, sono motori a reazione, cioè sfruttano il principio di azione e reazione per produrre una spinta. Essi possono essere classificati secondo vari criteri, tra cui il tipo di fonte di energia (chimica, nucleare o solare); dimensioni; tipo di propellente; tipo di costruzione; ecc...

Un altro modo di classificazione dei razzi è il modo di produzione della spinta. Un'espansione termodinamica dei gas è utilizzata nella maggior parte dei concetti pratici riguardanti la propulsione a razzo. L'energia interna viene convertita in energia cinetica e la spinta è prodotta dalla pressione del gas sulla faccia interna esposta al gas stesso.

Di particolare interesse sono i motori alimentati da propellenti chimici. L'energia proveniente da una combustione ad alta pressione, dovuta alla reazione di propellenti chimici – i quali si distinguono dagli altri tipi di razzi in quanto l'energia richiesta per accelerare il propellente deriva tutta dal propellente stesso e, in special modo, dalla combustione di una combinazione tra combustibile ed un ossidante – permette un elevato aumento di temperatura dei gas prodotti dalla reazione chimica del propellente (da 2300 a 3800K). I suddetti gas, successivamente, vengono espansi in un ugello che ne aumenta la velocità (da 1800 a 4300 m/s). Poiché queste temperature sono circa il doppio del punto di fusione dell'acciaio, è necessario raffreddare od isolare tutte le superfici che sono esposte ai gas caldi. A seconda dello stato fisico del propellente, ci sono diverse classi di razzi a propulsione chimica:

- *Razzi a propellente liquido*: il combustibile e l'ossidante sono immagazzinati in serbatoi a bassa pressione. Prima della combustione, essi passano attraverso pompe guidate da una turbina e sono iniettati in camera di combustione, dove bruciano ad alta pressione. All'interno di

quest'ultima, il propellente reagisce così da formare gas caldi che, a turno, vengono accelerati o espulsi ad alta velocità attraverso un ugello supersonico, in modo da impartire un momento al veicolo.

- *Razzi a propellente solido*: il propellente, per essere bruciato, è contenuto all'interno della camera di combustione o in un "case". Esso è detto "grain", il quale contiene tutti gli elementi chimici per completare la combustione (ossidante e comburente).

1.1 RAZZI A PROPELLENTE SOLIDO

Per i motori a solido, il propellente consiste di una combinazione premixata di combustibile ed ossidante che brucia quando è sufficientemente riscaldata. L'intero blocco di propellente è immagazzinato all'interno della camera di combustione stessa, e, se necessario, sigillato ermeticamente anche per lungo tempo (fino al momento del lancio). I motori possono essere di differenti tipi e dimensioni, variando in termini di spinta da pochi Newton fino alle centinaia di kN.

Storicamente, i razzi a propellente solido sono accreditati di non avere parti mobili; ciò è ancora vero nella maggior parte dei casi, ma alcuni progetti prevedono ugelli ed attuatori movibili in grado di direzionare le linee di spinta relative agli assi del motore.

La figura 1.1 mostra i principali componenti e caratteristiche di un semplice razzo a propellente solido:

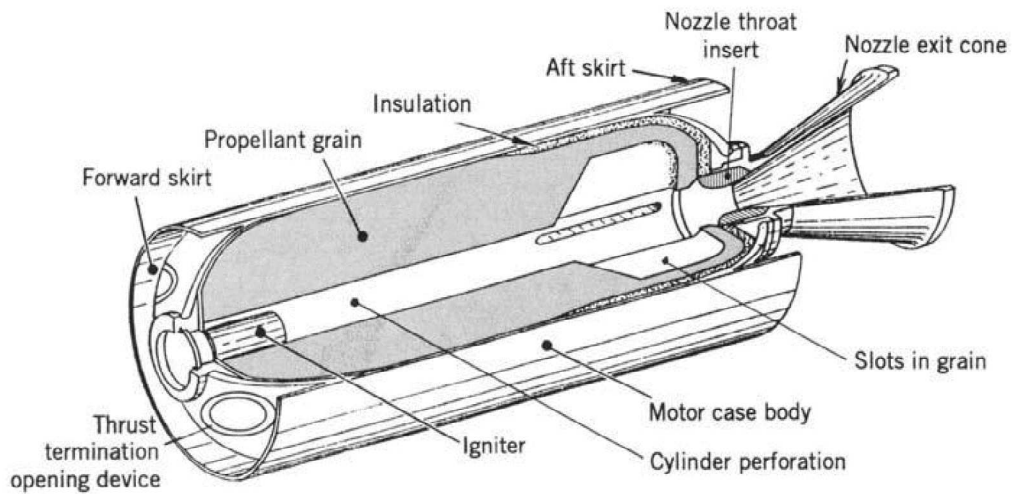


Figura 1.1 - Razzo a propellente solido

Il “grain” è il corpo solido del propellente introdotto ed occupa dall’84 al 92% della massa complessiva. La combustione inizia dalla superficie esterna fino ad arrivare a quella più interna, dopodiché i gas prodotti dal suddetto processo vengono espulsi attraverso un ugello. La disposizione del grain (fig. 1.2) assume un ruolo rilevante, poiché a seconda della geometria interna del combustibile, varia la superficie esposta e, di conseguenza, la portata in massa e la spinta.

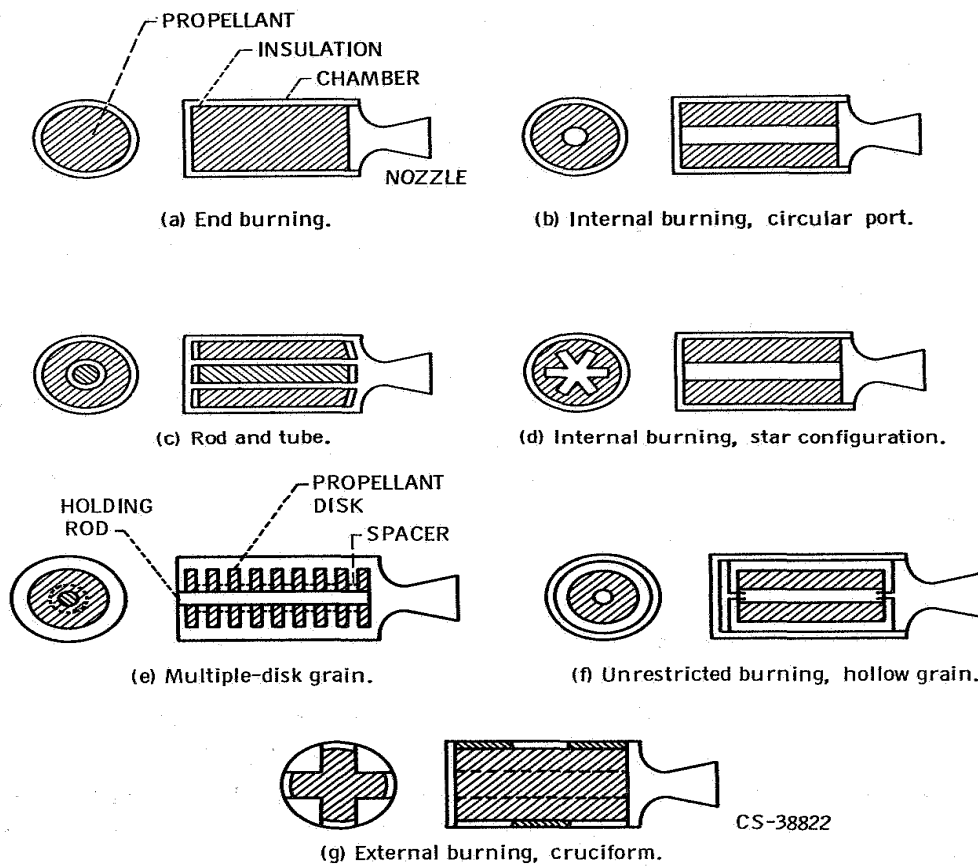


Figura 1.2 - Grain configurations

La configurazione del grain è progettata in modo da soddisfare numerose esigenze. La geometria della superficie esposta alla fiamma è un nodo cruciale, perché, come accennato poc' anzi, da essa dipendono le performance del motore. Esistono due modi per immagazzinare il grain all'interno del case (fig. 1.3). Il primo si chiama "Cartridge-loaded grain", in cui il propellente viene preparato separatamente dal case, solo in un secondo momento i due componenti vengono assemblati insieme. Il secondo si chiama "Case-bonded grain" in cui il case ha la funzione di stampo, mentre il propellente viene colato direttamente all'interno del case e collegato al case stesso oppure al suo isolante.

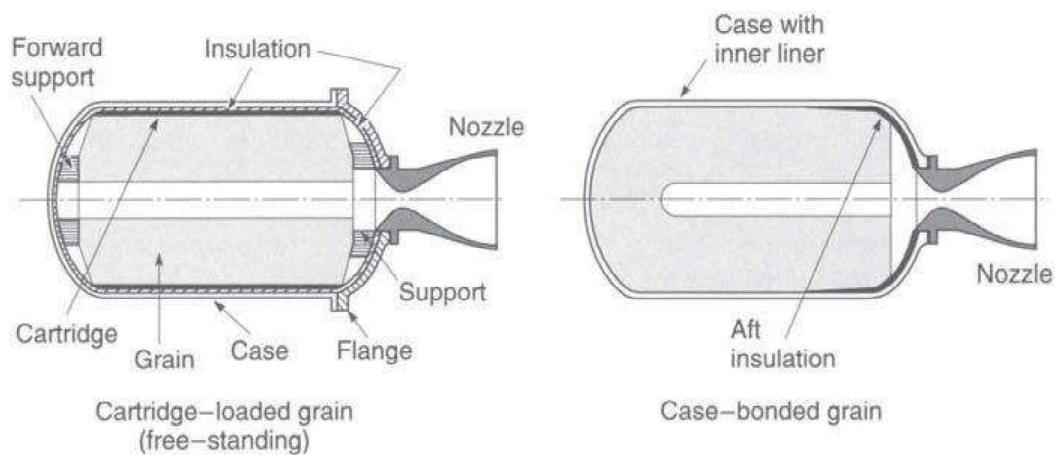


Figura 1.3 - Immagazzinamento grain

L'accenditore (igniter), attivato elettricamente, fornisce l'energia necessaria per avviare la combustione. L'iniezione consiste di una serie di complessi e rapidi eventi, i quali iniziano con la ricezione del segnale elettrico ed includono generazione di calore, trasferimento del calore dall'iniettore alla superficie esterna del grain, propagazione del fronte di fiamma lungo tutta la superficie di combustione, riempimento con i gas del volume libero della camera di combustione, elevazione della pressione senza causare pericolose anomalie come sovrappressione, onde d'urto dannose, ecc. I gas caldi della combustione fluiscono lungo tutta la cavità fino ad arrivare all'ugello.

Ci sono diverse possibilità di installazione dell'accenditore all'interno del razzo. Quando montato nella parte anteriore, il flusso di gas sulla superficie del propellente aiuta a portare a termine l'accensione, invece, con il montaggio "lato ugello" vi è un leggero movimento dei gas, specialmente nei pressi della parte anteriore.

Il "motor case body" non solo contiene il grain, ma ha anche la funzione di un vero e proprio recipiente di pressione. Oltre a costituire il corpo strutturale del razzo, spesso è utilizzato anche come struttura primaria dei missili e dei veicoli di lancio, perciò l'ottimizzazione della progettazione del case implica spesso un compromesso tra il design del case stesso con quello dei lanciatori. Esso è

sottoposto a numerosi tipi di carico che, insieme alle particolari condizioni ambientali cui è assoggettato, ne condizionano notevolmente il progetto.

Per la sua realizzazione vengono adoperate tre classi di materiali: 1) metalli ad alta resistenza (come acciaio, alluminio o lega di titanio); 2) materiale plastico composito; 3) una combinazione delle due soluzioni precedenti in cui un case di metallo presenta esternamente il suddetto composito così da ottenere una resistenza maggiore. La superficie interna, esposta direttamente ai gas caldi, è, invece, provvista di una protezione termica (insulation) in modo da evitare che raggiunga temperature troppo elevate, ciò perché, in caso contrario, il case non riuscirebbe a sopportare per lungo tempo la pressione ed altri carichi.

La forma è solitamente determinata dalla configurazione del grain o dai vincoli geometrici del veicolo in lunghezza o diametro; può variare da un lungo e sottile cilindro ad una geometria sferica. La scelta della forma è molto importante, in quanto su di esso devono essere installati tutti gli altri componenti, come l'ugello, iniettore, grain, superfici aerodinamiche (fins), sensori di bordo, le canalette per i cavi elettrici esterni, gli attuatori per il controllo della spinta con i loro alimentatori di potenza, ecc.

L'ugello (nozzle) è il componente del motore nel quale si ottiene la trasformazione di energia termica in energia cinetica al fine di produrre la spinta mediante l'espulsione ad alta velocità del propellente. Deve resistere bene alle alte temperature e all'erosione, per questo è costruito con materiali che ben sopportano le suddette condizioni critiche, come grafite o un materiale ablativo che permette l'assorbimento del calore. Le dimensioni della sezione di gola possono variare da pochi centimetri fino ad anche un paio di metri, secondo le esigenze della missione.

Quasi tutti i razzi vengono utilizzati una volta solamente perché i componenti che restano dopo che tutto il propellente è stato bruciato e la missione è stata completata – cioè l'ugello, il case, il thrust vector control device – non sono riutilizzabili. Solo in rari casi, come il booster dello Shuttle, le componenti vengono recuperate, pulite, rimesse a posto e ricaricate. A differenza dei razzi a propellente liquido, i componenti chiave dei razzi solidi non possono essere

pretestati in condizioni di volo, perciò l'affidabilità di ogni singolo motore deve essere supposta dalla verifica della qualità della manifattura di ogni singolo componente.

1.2 PERFORMANCE

I parametri più importanti che servono per analizzare le performance dei razzi a propellente solido sono principalmente due: spinta e impulso specifico.

1.2.1 SPINTA

Uno sviluppo della legge di conservazione della quantità di moto mostra come la spinta sviluppata dipende dalla portata massica del propellente, dalla velocità e dalla pressione di efflusso e dalle condizioni ambientali.

Per semplicità si assume il flusso unidirezionale, con una velocità di efflusso fissa u_e . Consideriamo una superficie di controllo stazionaria S che interseca perpendicolarmente il razzo attraverso il piano d'uscita dell'ugello. La spinta positiva \mathcal{F} agisce nella direzione opposta a quella di u_e . La reazione alla spinta è mostrata in figura 1.4 e agisce sul volume di controllo. Se il fluido espulso può essere considerato come continuo, è necessario tener conto della pressione sulla sezione di uscita, p_e , e di quella ambientale, p_a ; inoltre bisogna considerare l'area intersecata da S , A_e , che corrisponde all'area di uscita dell'ugello.

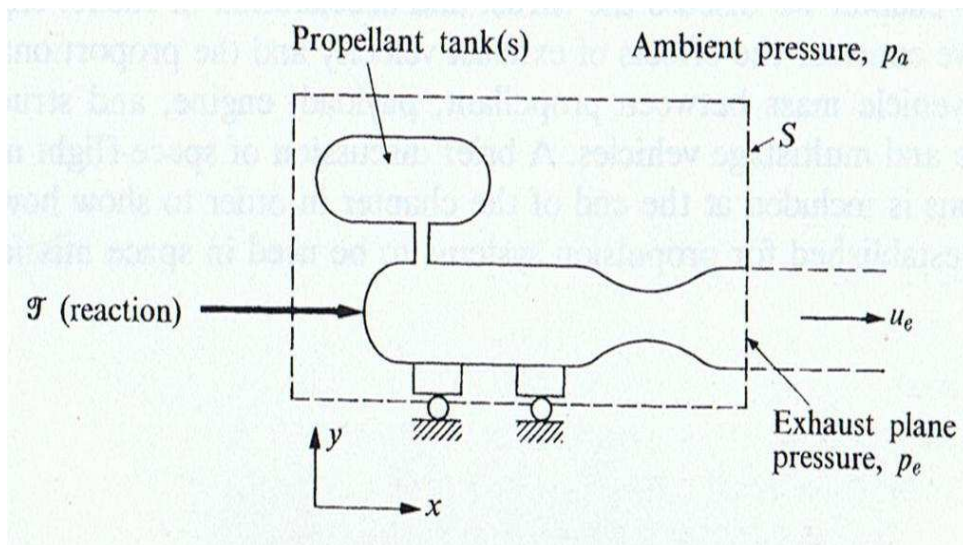


Figura 1.4 - Volume di controllo

La legge di conservazione della quantità di moto per ogni volume di controllo è:

$$\sum F_x = \frac{d}{dt} \int_{cv} \rho u_x dV + \int_{cs} u_x d\dot{m} \quad (1.1)$$

Dove:

F_x = componente della forza in direzione x;

ρ = densità del fluido;

u_x = componente della velocità del fluido in direzione x;

V = volume;

\dot{m} = portata massica del fluido;

cv = volume di controllo;

cs = superficie di controllo;

Poiché u_x è nulla all'interno del serbatoio del propellente (incluso all'interno del volume di controllo), e il flusso è stazionario nella camera di spinta, la derivata nel tempo è nulla; quindi possiamo effettuare la seguente sostituzione:

$$\int_{CS} u_x d\dot{m} = \dot{m}u_e \quad (1.2)$$

Considerando che la pressione sulla superficie di controllo è uniforme e pari a p_a , tranne sull'intersezione con il razzo, possiamo porre la sommatoria della componente della forza aerodinamica come:

$$\Sigma F_x = \mathfrak{F} + A_e p_e - A_e p_a \quad (1.3)$$

La legge di conservazione della quantità di moto permette il calcolo della spinta globale sul piano di scarico. Combinando, infatti, le tre equazioni precedenti, otteniamo:

$$\mathfrak{F} = \dot{m}u_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1.4)$$

Se la pressione è la medesima sia sul piano di scarico sia nell'ambiente circostante, la spinta è data semplicemente da $\mathfrak{F} = \dot{m}u_e$. La condizione $p_a = p_e$ è chiamata espansione ottima perché corrisponde alla massima spinta ottenibile con un determinato ugello.

È comunque preferibile definire una velocità di efflusso equivalente

$$u_{eq} = u_e + \left(\frac{p_e - p_a}{\dot{m}} \right) A_e \quad (1.5)$$

la quale ci permette di scrivere una nuova equazione per la spinta

$$\mathfrak{F} = \dot{m}u_{eq} \quad (1.6)$$

1.2.2 IMPULSO SPECIFICO

L'impulso per unità di massa di propellente è un parametro molto importante nella definizione delle performance di un razzo a propellente solido.

Se la velocità equivalente u_{eq} è costante, l'impulso totale I è quindi ricavabile come:

$$I = \int \mathcal{F} dt = M_p u_{eq} \quad (1.7)$$

dove M_p è la massa totale del propellente espulso. L'impulso per unità di massa è perciò

$$\frac{I}{M_p} = \mathcal{F}/\dot{m} = u_{eq} \quad (1.8)$$

Il termine impulso specifico, I_{sp} , è usualmente definito come:

$$I_{sp} = \frac{I}{M_p g_e} = \frac{u_{eq}}{g} \quad (1.9)$$

dove g è l'accelerazione gravitazionale della Terra. La presenza del termine g_e è arbitraria, in quanto l'unico vantaggio che ha è quella di convertire l'unità di misura di I_{sp} in secondi.

Poiché la massa del propellente rappresenta spesso la maggior parte della massa totale, sarebbe conveniente avere l'impulso specifico il più alto possibile.

Per i propellenti solidi, valori tipici di I_{sp} si aggirano intorno ai 180 – 260 secondi.

Capitolo 2

PROPELLENTI SOLIDI

2.1 COMPONENTI

Il propellente solido è un materiale energetico in grado di auto sostenere la combustione anche nel vuoto dello spazio, in quanto contiene all'interno di sé sia combustibile che ossidante. La composizione varia in base alle necessità e agli obiettivi che si devono soddisfare. Solitamente è costituito da materiali bassamente esplosivi, tuttavia possono includere elementi chimici altamente esplosivi che vengono diluiti e bruciati in modo controllato, come zolfo o magnesio.

I propellenti solidi per impiego missilistico sono quelli eterogenei, ovvero costituiti da sali ossidanti, finemente polverizzati, immersi in un combustibile. L'inclusione di polveri metalliche consente di migliorare le prestazioni del propellente aumentando la velocità di combustione e incrementare i livelli di spinta a parità di propellente imbarcato. I propellenti sono sostanze chimiche in grado di bruciare a strati, cioè dalla superficie più esposta fino a quella più interna, e non in modo esplosivo, sviluppando rapidamente grandi quantità di gas molto caldo ad alta pressione che vengono espulse attraverso un ugello a velocità supersonica e provocando una forte spinta in avanti. I comuni propellenti chimici consistono in un combustibile che brucia in presenza di un ossidante. Gli "ingredienti" utilizzati, una volta miscelati, costituiscono una massa dall'aspetto gommoso o dal comportamento di tipo viscoelastico, plastico duro o durissimo, che, una volta posta all'interno di un serbatoio del motore, può avere forma e dimensioni variabili a seconda del tipo di missione.

2.1.1 OSSIDANTE

Il ruolo dell'ossidante viene svolto da composti ad elevato contenuto d'ossigeno quali i perclorati (ClO_4), i nitrati (NO_3) o le nitroammine. La sostanza attualmente maggiormente utilizzata nei propellenti solidi è il perclorato d'ammonio (NH_4ClO_4) noto anche con l'abbreviativo di AP. Il perclorato d'ammonio si presenta come un sale di colore bianco del tutto simile in aspetto al comune sale da cucina. Nei propellenti solidi il perclorato d'ammonio viene utilizzato sotto forma di polveri di diversa granulatura in percentuali comprese tra il 60 ed il 90% in massa. La quantità, la granulometria ed il numero di distribuzioni di AP utilizzate influenzano diversi aspetti del propellente, specialmente le proprietà balistiche e la struttura interna.

2.1.2 LEGANTE

Il legante (o binder), che, di solito, si assume non partecipare alla combustione, è formato da diverse sostanze che ne incrementano l'indice di lavorabilità in fase di produzione e la successiva reticolazione una volta terminata la preparazione dell'intero propellente. Il componente principale è un polimero funzionale che si presenta inizialmente come un liquido altamente viscoso in grado di inglobare l'ossidante ed il combustibile metallico disponibili sotto forma di polveri di diversa granulometria. Il polimero attualmente più utilizzato è il polibutadiene a terminazione idrossilica noto anche con l'acronimo di HTPB. Durante le fasi iniziali di lavorazione è necessario assicurare la lavorabilità e la colabilità del composto; questa esigenza è garantita dall'aggiunta di apposite sostanze note con il nome di reticolanti. L'aggiunta di un altro componente altamente reattivo, dipendente dalla scelta del polimero funzionale, fa sì che inizi il processo noto come reticolazione ovvero la trasformazione del polimero funzionale in un solido elastico che funge da supporto strutturale. Non di rado si aggiungono ulteriori

additivi in grado di accelerare o rallentare il processo di reticolazione. Il binder costituisce circa il 10-20 % in massa di un propellente solido eterogeneo.

2.1.3 COMBUSTIBILE

I propellenti solidi possono essere classificati in due categorie distinte per costituzione chimica e per modalità di combustione.

Le doppie basi, o propellenti omogenei o colloidali, sono composti chimici tipicamente formati da due componenti, dei quali uno agisce da propellente ad alta energia e l'altro come stabilizzante a bassa energia. La principale caratteristica è che ossidante e riducente sono legati a livello molecolare; presentano una struttura omogenea senza fasi disperse evidenti; di conseguenza la velocità di reazione è controllata dalla sola cinetica chimica. Le doppie basi sono in genere additate con plasticizzanti nitrati che hanno lo scopo di aumentare la velocità di combustione e di modificare le caratteristiche meccaniche riducendo la probabilità di rotture a bassa temperatura.

I propellenti composti o eterogenei sono, per loro natura, materiali non omogenei, sebbene sia possibile considerarli tali fino a scale di poco inferiori al millimetro, infatti il massimo diametro di una particella di alluminio è 400 micron. Sono costituiti da una fase di ossidante in granuli o polveri dispersa in una matrice polimerica, con funzioni sia di combustibile che di legante. L'ossidante solido è generalmente costituito da sali di acidi e basi forti; tra i più comunemente impiegati sono il nitrato d'ammonio (NH_4NO_3), il perclorato d'ammonio (NH_4ClO_4), la dinitrammide di ammonio ($\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$) e, nel passato, il perclorato di potassio (KClO_4). In questi combustibili la fiamma è di tipo diffusivo, cioè governata dalle leggi fluidodinamiche piuttosto che chimiche, e la velocità di combustione è funzione della granulometria e della morfologia dei componenti. L'energia prodotta viene in parte assorbita per la dissociazione e sublimazione, alimentando la combustione.

2.2 I PROPELLENTI ALLUMINIZZATI

L'utilizzo di polveri metalliche come combustibile o come coadiuvante risale ai primi sviluppi dei propellenti per endoreattori. La reazione di ossidazione del metallo fornisce globalmente un incremento delle prestazioni grazie all'elevata energia per unità di massa.

Magnesio e alluminio in polvere sono i metalli più comunemente utilizzati. In particolare, l'alluminio trova grande diffusione, grazie all'elevata energia derivante dall'ossidazione ad allumina (Al_2O_3), alla formazione di prodotti gassosi a basso peso molecolare, alla sua elevata densità, a cui consegue un elevato impulso specifico volumetrico, alla facile reperibilità e sicurezza, al suo basso costo. La presenza di polveri metalliche permette un migliore controllo della stabilità della fiamma, della velocità di combustione, delle prestazioni del propellente. L'alta reattività e la tossicità delle polveri, tanto maggiori quanto più ridotte sono le dimensioni, impongono adeguate precauzioni nel trattamento e stoccaggio. Le polveri metalliche sono disperse insieme al combustibile, spesso perclorato d'ammonio, in una matrice legante polimerica, anch'essa combustibile. La polvere di alluminio è presente in quantità tra il 5 e il 21%.

Durante la combustione, il perclorato si dissocia in ammoniaca e acido perclorico; la loro reazione genera energia termica che, in parte, mantiene attiva la combustione del propellente. La polvere di alluminio, di alta densità rispetto agli altri componenti, si ossida ad allumina rilasciando notevole quantità di energia. L'ossidazione dell'alluminio è preceduta dalla fusione, cui consegue agglomerazione e interazione con gli altri componenti.

La composizione del propellente, la granulometria dei componenti, la loro dispersione, i fenomeni di aggregazione durante la combustione hanno una marcata influenza sulla stabilità della fiamma, sulla velocità di combustione, sulla temperatura di combustione, sulla pressione dei gas prodotti e, in generale, sul processo propulsivo globale e sulla sua efficienza. In particolare, la velocità di combustione dei propellenti compositi è controllata dalla quantità e dalla

granulometria del perclorato di ammonio; dimensioni più piccole determinano in generale velocità di combustione più alte. I propellenti eterogenei permettono quindi il controllo dei parametri di combustione mediante un'opportuna selezione della granulometria delle particelle.

Attualmente lo stato dell'arte riguardo al combustibile metallico prevede l'utilizzo di Al micrometrico in percentuali comprese tra il 10 e il 20% in massa dell'intero propellente. Come l'ossidante, anche l'alluminio viene impiegato sotto forma di polveri di differente granulometria; attualmente le polveri industriali maggiormente utilizzate sono quelle di tipo I (7.5 μm), tipo II (15 μm) e tipo III (30 μm). In fase di studio è anche l'impiego di polveri di Al nanometriche in grado di incrementare le proprietà balistiche del propellente a fronte della scomparsa dei relativi agglomerati (in caso di completa sostituzione della frazione micrometrica di Al).

2.3 L'ALLUMINA

L'allumina è un materiale ceramico conosciuto già dai primi dell'ottocento ed è una materia prima per l'industria di ceramica.. La prima estrazione commerciale di allumina (Al_2O_3) da bauxite è stata attribuita a Henri Sainte-Claire Deville nel circa 1854. Successivamente, nel 1888, Karl Joseph Bayer ha descritto il processo che attualmente è conosciuto come il processo del Bayer, che ha condotto ad una riduzione drammatica del costo di estrazione dell'alluminio metallico. Partendo da bauxite che contiene minerali, quale caolinite, questa deve essere processata per avere successivamente allumina pura. Dal processo Bayer si ottengono degli idrossidi di alluminio che vengono trattati per l'ottenimento di alluminio metallico o allumina pura. La bauxite e il corindone sono la principale risorsa di allumina altamente pura. Attraverso il processo Bayer si precipita l'ossido di alluminio, la cui forma termodinamicamente più stabile è l' α -allumina, la quale è un materiale durissimo e refrattario.

L'allumina offre una combinazione di buone proprietà meccaniche ed elettriche che si adattano ad una vasta gamma di applicazioni. Può essere prodotta con grado di purezza differente e con l'aggiunta di diversi additivi, destinati ad aumentarne specifiche proprietà. Viene formata utilizzando un'ampia varietà di metodi di lavorazione e, in più, può legarsi ai metalli non usando le tecniche di metallizzazione e brasatura.

Le caratteristiche fondamentali sono:

- Buona stabilità termica;
- Non si ossida;
- Durezza eccellente - materiale prossimo al diamante. L'allumina ha una durezza di Vickers di 1600 MPa rispetto a quella di un acciaio rapido che è di soli 900 MPa (nonostante tutto in camera si rompe);
- Resistenza all'usura eccellente - la durata di un componente ceramico nelle applicazioni in condizioni di usura è superiore a quella dello stesso componente di acciaio di 10-14 volte;
- Resistenza alla corrosione in ambienti acidi o alcalini;
- Buon isolante elettrico - proprietà dielettriche eccellenti da corrente continua alle frequenze dei GHz;
- Buon isolante termico;
- Elevata area specifica - nella forma microporosa o nanoporosa raggiunge aree di $300 \frac{m^2}{g}$;
- Eccellente biocompatibilità.



Figura 2.1 – Allumina

2.4 STRUTTURA DEI PROPELLENTI

Essendo costituiti da sostanze chimicamente e fisicamente differenti mescolate meccanicamente, i propellenti solidi composti sono caratterizzati da una struttura microscopica ben definita, tendenzialmente ripetitiva e naturalmente eterogenea.

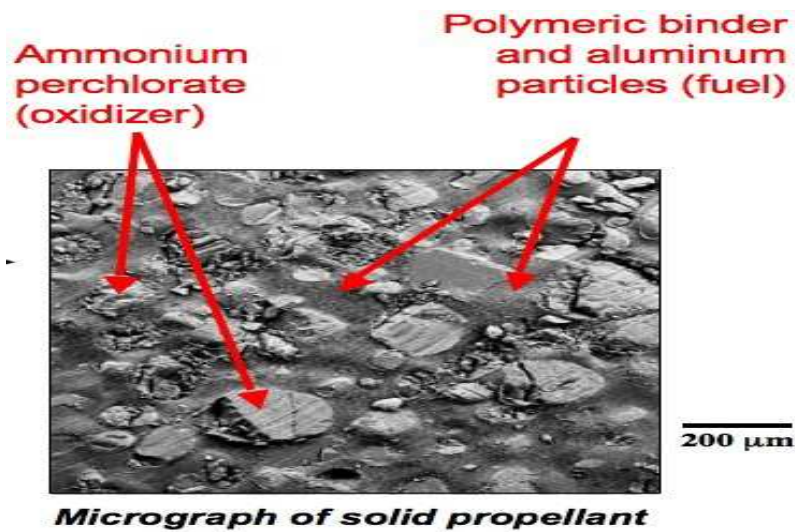


Figura 2.2 - Microstruttura di un propellente solido eterogeneo

In figura 2.2 si mostra la tipica struttura di un propellente solido a base di AP, HTPB e Al. I reagenti si dispongono secondo strutture ben definite ed indagate fin dagli anni '60. I grani della frazione grossa di ossidante si dispongono in modo tale da delimitare zone denominate *pocket* o tasche al cui interno si osserva la presenza del legante, dell'alluminio e, qualora sia presente, anche della frazione fine di AP. I *pocket*, localmente ricchi in combustibile, non sono isolati l'uno dall'altro, ma sono collegati da sottili strisce formate dal legante, dall'alluminio e, se presente, dalla frazione fine di ossidante denominate *ponti*. La quantità di alluminio presente all'interno dei ponti è estremamente ridotta rispetto a quella contenuta nelle tasche a causa delle dimensioni contenute di queste interconnessioni. La dimensione delle strutture analizzate è fortemente influenzata dalla granulometria delle polveri utilizzate. L'aggiunta di polveri fini al posto di quelle medie o grosse tende a compattare la struttura del propellente riducendo le dimensioni del *pocket* ed incrementando la densità media del propellente. Tale fenomeno è legato al fatto che la frazione fine tende a disporsi tra le particelle di dimensioni più grandi andando a riempire i vuoti da esse lasciati. La sostituzione della frazione grossa di ossidante con quella fine fa sì che i grani di ossidante non riescano più a delimitare una zona ben definita; risulta dunque impossibile rilevare il *pocket*. Si giunge ad una sorta di omogeneizzazione del propellente.

2.5 COMBUSTIONE DEI PROPELLENTI

La combustione dei propellenti solidi eterogenei è un fenomeno estremamente complesso caratterizzato non solo da processi chimico-fisici non ancora completamente compresi, ma anche da complicate microstrutture tridimensionali del propellente e della fiamma, prodotti in fase liquida e gassosa, da processi non stazionari, fenomeni di agglomerazione dell'alluminio ed altri fenomeni non facilmente considerabili all'interno di eventuali modelli matematici. Durante la combustione di un propellente solido, per altro, i vari componenti si affacciano gradualmente in superficie e sono interessati da processi di decomposizione ed ossidazione le cui modalità di esecuzione sono fortemente dipendenti dalla struttura del propellente e dunque dalla dimensione delle polveri utilizzate.

Una delle caratteristiche maggiormente influenzate dal tipo e dalla granulometria degli ingredienti impiegati è la struttura di fiamma dei propellenti. L'eterogeneità tipica dei propellenti solidi fa sì che la fiamma associata ai processi di combustione sia estremamente complessa.

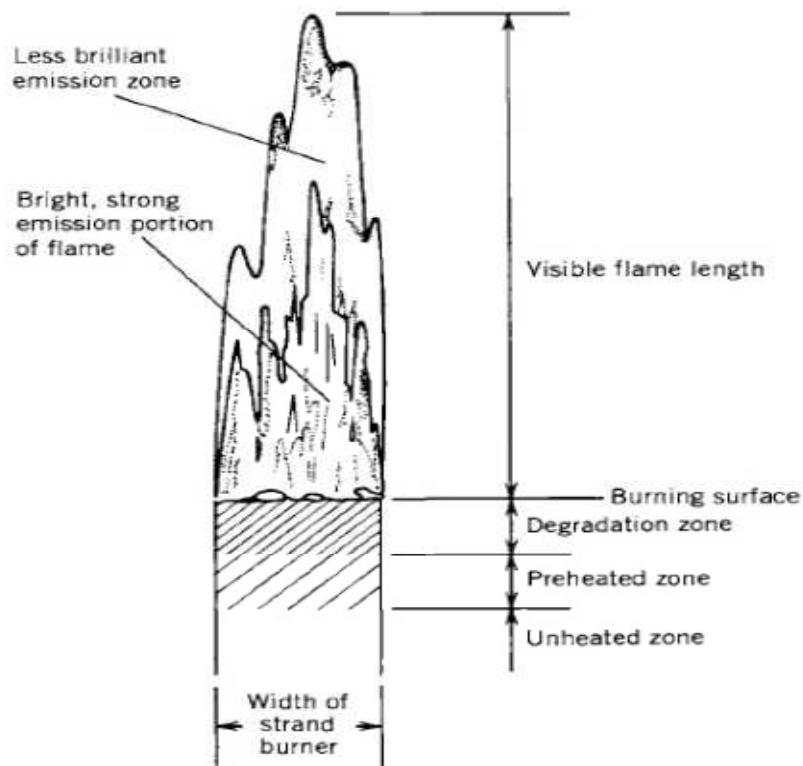
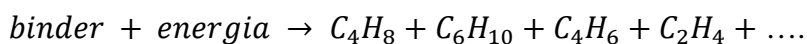
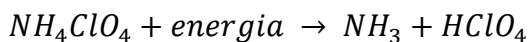


Figura 2.3 - Tipica fiamma di un propellente

In figura 2.3 si riporta un tipico esempio di fiamma generata da un propellente composito a base di AP / HTPB / Al. La fiamma, al contrario di altre formulazioni, appare direttamente ancorata alla superficie di combustione, dunque, risulta priva della cosiddetta *dark zone*. Durante la combustione del propellente, tanto l'ossidante quanto il binder sono preriscaldati attraverso meccanismi conduttivi direttamente dalla superficie di combustione in prossimità della quale si assiste alla degradazione endotermica dell'ossidante e del legante secondo le seguenti reazioni:



Il processo appena descritto non è associato a fenomeni di sublimazione, ma può essere più graduale e passare dalla fase solida ad una liquida prima di giungere a quella gassosa mediante pirolisi. Una volta giunti alla fase gassosa, i prodotti di

decomposizione si mescolano e reagiscono. In presenza di perclorato d'ammonio, noto per essere un monopropellente, i prodotti di decomposizione dell'ossidante reagiscono autonomamente dando luogo ad una fiamma premiscelata. I prodotti della fiamma di AP, ricchi in ossigeno, diffondono tra quelli di decomposizione del legante (e viceversa), originando una fiamma diffusiva finale. Durante i processi di combustione è possibile assistere al distacco di frammenti semifluidi dalla superficie di combustione, generalmente formati da legante, piccole particelle di ossidante, aggregati di alluminio o relative composizioni, che continuano a degradare all'interno del flusso di gas combusti provenienti dal propellente.

L'aggiunta di polveri fini di ossidante comporta una modifica della struttura del propellente e, dunque, della struttura di fiamma. La frazione fine di ossidante, offrendo una maggiore superficie specifica, tende inoltre ad essere maggiormente reattiva rispetto alla frazione grossa, ed è perciò caratterizzata da un più rapido sviluppo delle reazioni chimiche; questa situazione favorisce il collasso della fiamma sulla superficie di combustione associato ad un generale incremento delle temperature.

2.6 COMBUSTIONE DELL'ALLUMINIO E AGGLOMERAZIONE

La struttura base di un granulo di Al micrometrico è sostanzialmente nota. Una volta posto in aria, l'alluminio si ricopre di un sottile guscio di ossido di alluminio Al_2O_3 , noto anche come allumina, dallo spessore estremamente contenuto ($\ll 1 \mu\text{m}$). In caso di cattiva conservazione, senza particolari precauzioni, lo spessore del guscio tende ad aumentare fino a dimensioni pari o superiori a $0,5 \mu\text{m}$; il guscio inoltre non è più costituito da Al_2O_3 , ma da bayerite ($\text{Al}(\text{OH})_3$). Nel presente lavoro si farà sempre riferimento ad alluminio correttamente conservato ricoperto da Al_2O_3 .

È possibile fare riferimento a due diverse tipologie di agglomerato:

- aggregati di forma non sferica e contenenti, oltre l'alluminio parzialmente fuso e l'allumina, anche altri composti, quali binder, ossidante e relativi prodotti di degradazione;
- agglomerati sferici composti interamente di alluminio fuso e relativo ossido.

Entrambe le tipologie sono causate dalla formulazione o dalla tipologia del propellente, dalle condizioni di combustione e dalle modalità di investigazione del fenomeno. La formazione della prima categoria di agglomerati è favorita dalle basse pressioni e dall'inclusione di polveri metalliche all'interno di propellenti omogenei quali le doppie basi. Tuttavia, il secondo tipo di agglomerati si presenta con una maggior frequenza e per un ampio gruppo di tipologie di propellente. Nel presente lavoro si assumerà come valida la seconda tipologia di agglomerati, decisamente più frequente nel caso di propellenti a base di AP / HTPB / μAl .

Una volta formato, l'agglomerato in combustione di tipo 2 presenta una ben definita struttura, mostrata in figura 2.4, caratterizzata dalla presenza di un lobo di ossido ben visibile imputabile alla non solubilità dell' Al_2O_3 in alluminio liquido.

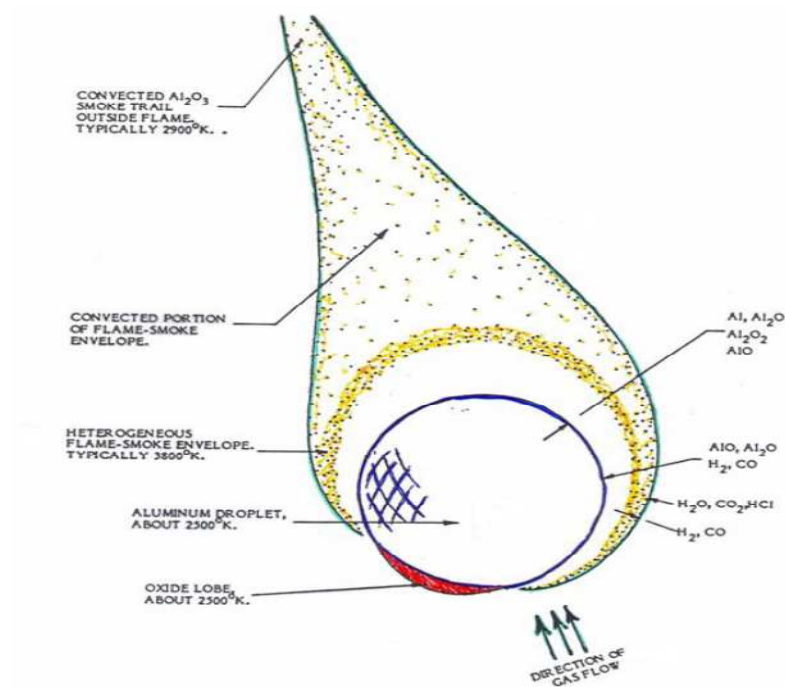


Figura 2.4 - Rappresentazione di un agglomerato in combustione

La fiamma è di tipo diffusivo ed alimentata da un lato dalla gassificazione dell'alluminio e dall'altro dal flusso ricco di sostanze ossidanti che la investe, anch'esso in fase gas; estremamente visibile, presenta una caratteristica forma allungata che si estende in direzione del flusso gassoso. L'agglomerato brucia in modo sia omogeneo che eterogeneo gassoso ed è interessato da temperature estremamente elevate (fino a 3800K nella parte eterogenea della fiamma). La temperatura della goccia di alluminio liquido si aggira attorno ai 2500K. L'analisi di agglomerati dopo l'estinzione ha, in alcuni casi, svelato la presenza di cavità gassose (o *bubbles*) nella zona di interfaccia tra Al e Al_2O_3 , prova del fatto che le alte temperature tipiche dell'agglomerato consentono all'alluminio ed al suo ossido di reagire formando prodotti di reazione gassosi.

La formazione dell'agglomerato di Al avviene nelle immediate vicinanze della superficie di combustione del propellente. L'inizio del processo di combustione dell'Al è dato dall'onda termica che, consumando il propellente, riscalda per conduzione i granuli di μAl dispersi all'interno della matrice legante. La temperatura superficiale del propellente rappresenta un fattore fondamentale del

processo di agglomerazione. Qualora tale temperatura sia inferiore a quella di fusione dell'alluminio (933K), la fusione della particella è impossibile; si ottengono dunque aggregati di granuli dalla forma irregolare e contenenti anche sostanze diverse da alluminio e relativo ossido (agglomerati di tipo 1). Tale situazione, tipica ad esempio delle doppie basi, non si verifica in genere nei propellenti compositi dove la temperatura superficiale del propellente in combustione è sufficientemente elevata da permettere la fusione del nucleo di Al. Alcuni fattori tendono, tuttavia, a rendere difficoltosa l'accensione delle polveri metalliche. Il primo fattore è certamente rappresentato dalla struttura del propellente: in assenza di una frazione fine di AP, infatti, le polveri metalliche si trovano in un ambiente essenzialmente privo di sostanze ossidanti; il secondo fattore è costituito dalla diversa temperatura di fusione dell'allumina (2320K). La presenza di Al_2O_3 è in realtà un problema relativo; con la fusione del nucleo di alluminio, infatti, si assiste anche ad un incremento del suo volume di circa il 6% che promuove la rottura del guscio esterno di ossido con relativa fuoriuscita di metallo fuso. L'alluminio liquido viene però immediatamente ossidato ad allumina promuovendo da un lato un processo di autoestinzione e, dall'altro, la formazione di aggregati di particelle di Al. Tali effetti di aggregazione vengono promossi dall'avanzamento dell'onda termica anche al di sotto della superficie di combustione nello strato preriscaldato. È chiaro che tale meccanismo è tanto più efficace quanto meno è veloce la combustione del propellente.

La sequenza di formazione di un agglomerato, di cui si propone un esempio in figura 2.5, è un meccanismo fondamentale che si presenta globalmente con le stesse modalità.

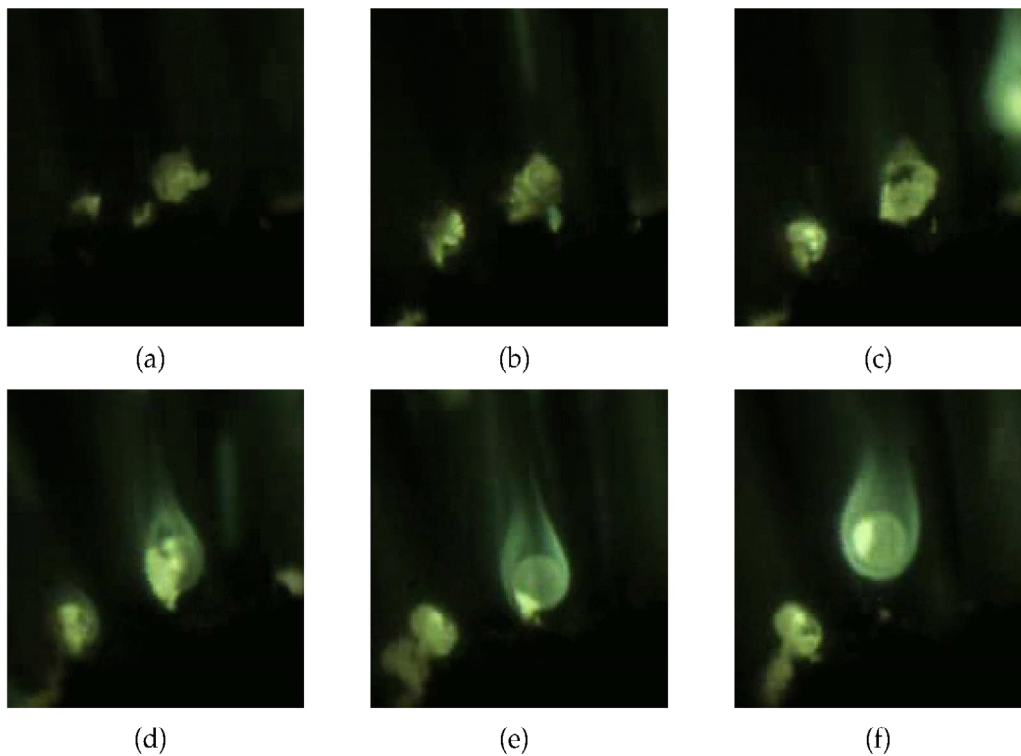


Figura 2.5 - Sequenza della formazione di un agglomerato a 5 bar

La prima fase del processo di agglomerazione consiste nell'emersione di uno strato semifluido contenente sfere di Al e legante parzialmente pirolizzato. Si ritiene che la prima fase del processo di agglomerazione sia aiutata dall'iniziale strizione dei pockets dovuta all'incremento volumetrico della frazione grossa di ossidante. Il pocket rappresenta, in effetti, una zona in cui si instaurano condizioni favorevoli alla generazione dell'aggregato (e dunque all'agglomerazione), non ultima la vicinanza delle particelle di Al. Successivamente il materiale si accumula in superficie di combustione e tende a protendere verso la zona dei gas caldi. Fino a questo momento non si ha ancora accensione dell'aggregato. L'onda termica verso la superficie del propellente promuove la decomposizione del legante e, se presente, della frazione fine di ossidante che si mescolano e reagiscono. Le reazioni, che possono anche essere estremamente veloci vista la granulometria fine dell'ossidante, non sono in grado di sviluppare una fiamma sufficientemente calda da innescare direttamente la combustione dell'aggregato a

causa del rapporto ossigeno/propellente troppo sbilanciato rispetto allo stechiometrico. L'accensione delle polveri di alluminio micrometrico richiede una temperatura di almeno 2300K, necessaria alla fusione del guscio di ossido esterno. Quindi, affinché si abbia l'accensione dell'aggregato, è necessario che esso raggiunga la fiamma di diffusione finale dove si registra la temperatura richiesta al processo. Dopo la seconda fase, sono diversi i meccanismi che possono interessare l'aggregato appena formatosi, sebbene solo uno porti alla formazione di un agglomerato:

- consumo, totale o parziale, dell'aggregato direttamente in superficie. Tale comportamento è tipico dei propellenti caricati con nano Al o in caso di agglomerati di dimensioni estremamente contenute;
- trascinarsi a valle dell'aggregato. L'accensione può avvenire a valle della superficie di combustione o non verificarsi affatto;
- accensione dell'aggregato attraverso infiammazione. L'infiammazione è un fenomeno di accensione graduale ed autoaccelerato che interessa tutto l'aggregato e promuove il passaggio da aggregato ad agglomerato.



Figura 2.6 - Ancoraggio di un agglomerato

Nel caso in cui avvenga la formazione dell'agglomerato, questo tende ad essere mantenuto in superficie da diverse forze di ritenzione tra cui la presenza di uno strato fluido o semifluido in superficie di combustione o le forze di ancoraggio

dovute alla presenza di ulteriori particelle di Al sinterizzate all'aggregato da cui ha avuto origine l'agglomerato. Contemporaneamente le forze di trascinamento causate dai gas caldi che investono l'agglomerato promuovono il suo distacco con allontanamento dalla superficie di combustione. La compresenza dei due meccanismi è uno dei fattori che comandano il tempo di residenza, cioè il tempo di permanenza dell'elemento in camera di combustione, dell'agglomerato in superficie di combustione e dunque anche la sua dimensione. L'intera sequenza di eventi può essere estremamente rapida, specialmente in caso di agglomerati di dimensioni ridotte.

L'agglomerazione è un tipico fenomeno associato alla combustione dei propellenti solidi; risulta dunque chiaro che tanto la composizione quanto le modalità di combustione del propellente ne influenzino la portata. Parlando della composizione è possibile fare riferimento tanto ai materiali utilizzati quanto alla granulometria delle polveri ed alla loro dispersione all'interno della matrice legante. Alcuni studiosi ritengono che la maggior influenza sulla dimensione degli agglomerati sia data dalla distribuzione granulometrica delle polveri ossidanti. La granulometria dell'AP, in effetti, modifica non solo la reattività del propellente, ma anche la sua struttura. L'incremento della granulometria media dell'ossidante porta in genere ad un corrispettivo incremento delle dimensioni degli agglomerati; al contrario, la maggior dispersione delle polveri ossidanti comporta una riduzione sia del numero sia del diametro degli agglomerati. Anche la dispersione delle polveri metalliche influenza i processi di agglomerazione favorendone la rapidità. Gli effetti che si riscontrano in termini di variazione delle sostanze adottate si ripercuote in larga parte sulla struttura del propellente e sulle caratteristiche di combustione. Particolare importanza in tal senso è rivestita dalla variazione della velocità di combustione e delle caratteristiche dello strato fluido in superficie di regressione sia in termini di spessore che di viscosità. Gli effetti della presenza dell'ossidante influenzano le proprietà precedentemente indicate con conseguente variazione del diametro degli agglomerati. Gli effetti del binder sono strettamente legati al contenuto di carbonio. Nel caso di propellenti con un basso contenuto di Al ($\leq 25\%$) un alto tenore di carbonio porta all'aumento del diametro degli

agglomerati; al contrario, un'alta quantità di carbonio risulta favorevole per propellenti ad elevato tenore di alluminio. Tra le modalità di combustione del propellente, il parametro di maggiore importanza è rappresentato dalla pressione operativa. Un incremento di pressione porta ad un generale aumento del numero di agglomerati, ma alla diminuzione del diametro. L'effetto è spiegabile con la dipendenza della velocità di combustione del propellente dalla pressione ed in particolare dal fatto che ad un incremento di pressione equivale un aumento della velocità di combustione, dunque del flusso di massa che investe gli agglomerati. La grandezza ed il numero degli agglomerati sono, ad ogni modo, definiti dal regime di agglomerazione. Ad oggi sono stati identificati tre differenti modalità:

- *sub-pocket agglomeration*. Tipica di tutti quei casi in cui si hanno alte pressioni ed elevate velocità di regressione; tali condizioni permettono di avere un basso tempo di residenza dell'agglomerato in superficie di combustione dunque da un singolo pocket può generarsi più di un agglomerato;
- *pocket agglomeration*. Abbassando la pressione e la velocità di regressione, tutto l'alluminio contenuto nel pocket prende parte al processo di agglomerazione;
- *inter-pocket agglomeration*. In caso di propellenti caratterizzati da basse velocità di regressione (o in caso di basse pressioni operative), l'agglomerato non lascia immediatamente la superficie di combustione, ma tende a spostarsi su di essa inglobando altro alluminio aumentando la propria massa.

Un effetto importante sulla crescita degli agglomerati è rappresentato infine da altri fattori quali la gravità (o accelerazioni perpendicolari alla superficie di regressione) che potrebbe incrementare il tempo di residenza dell'agglomerato e dunque il suo diametro.

2.7 CAMERA DI COMBUSTIONE

La camera di combustione di un razzo a propellente solido è essenzialmente un serbatoio ad alta pressione contenente l'intera massa del propellente. La combustione inizia dalla superficie esposta del grain. Il tasso di generazione del propellente gassoso è, naturalmente, uguale a quello di consumo del materiale solido, perciò è dato da:

$$\dot{m}_g = \rho_g A_b r \quad (2.1)$$

Dove:

\dot{m}_g = portata massica del combustibile;

ρ_g = densità del propellente solido;

A_b = superficie di combustione;

r = velocità di combustione.

Il rateo di combustione viene determinato in modo empirico, in quanto è funzione della composizione del propellente e dalle condizioni di temperatura e pressione all'interno della camera di combustione. Avremo quindi (legge di Vieille):

$$r = a p_0^n \quad (2.2)$$

dove a e n sono delle costanti, p_0 è il valore della pressione all'interno della camera di combustione. L'esponente n , associato alla pendenza delle suddette curve, è indipendente della temperatura del propellente; al contrario, il coefficiente a è funzione della temperatura iniziale del propellente T_p . Con buona approssimazione questo coefficiente può essere espresso come:

$$a = \frac{B}{T_1 - T_p}$$

dove T_1 e B sono costanti empiriche.

Sia la portata in massa attraverso l'ugello \dot{m}_n sia la portata di gas \dot{m}_g sono fortemente dipendenti dalla pressione nella camera di combustione p_0 , la quale a sua volta dipende dalla massa di gas M_g all'interno di essa.

La variazione di massa interna al case è esprimibile come:

$$\frac{dM_g}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_0 V_0) \quad (2.3)$$

in cui ρ_0 è la densità istantanea del gas e V_0 è il volume istantaneo della camera di combustione. Considerando che $\frac{dV_0}{dt} = rA_b$, si ha:

$$\frac{dM_s}{dt} = \rho_0 r A_b + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (2.4)$$

Il rateo con cui il gas fluisce attraverso l'ugello, supposto in condizioni soniche, è dato da:

$$\dot{m}_n = \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} A^* \quad (2.5)$$

La legge di conservazione della massa richiede il bilanciamento tra:

$$\rho_p A_b r = \rho_0 A_b r + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \dot{m}_n \quad (2.6)$$

Combinando le due equazioni precedenti si ottiene

$$\rho_p A_b a p_0^n = \rho_0 A_b a p_0^n + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^* \quad (2.7)$$

Dato che $\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{RT_0} \frac{dp_0}{dt}$ e che T_0 è praticamente indipendente dai cambi di pressione della combustione per i diversi tipi di propellenti solidi, l'equazione precedente può essere riscritta come segue

$$\frac{V_0}{RT_0} \frac{dp_0}{dt} = A_b a p_0^n (\rho_p - \rho_0) - \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^* p_0 \quad (2.8)$$

Facendo l'ipotesi di quasi stazionarietà del problema, il termine a sinistra dell'equazione sparisce, cosicché possiamo determinare p_0 :

$$p_0 = \left[\frac{A_b}{A^*} \frac{a(\rho_p - \rho_0)}{\sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \right]^{\frac{1}{(1-n)}} \quad (2.9)$$

Per p_0 costante (quindi anche spinta costante), la superficie di combustione A_b deve rimanere costante anch'essa. Tuttavia, anche se non resta costante, il termine a sinistra dell'equazione 2.8 è trascurabile rispetto a tutti gli altri, ciò perché la pressione di ristagno, cioè la pressione che assumerebbe il fluido se venisse condotto alla condizione di velocità nulla mediante una trasformazione isoentropica (senza scambi di lavoro), è data dall'equazione 2.9, in cui la superficie di combustione varia istantaneamente. La variazione di A_b dipende dalla velocità di combustione e dalla geometria del grain. Quest'ultimo fattore è importantissimo, in quanto le variazioni della geometria possono fornire sia un aumento sia una diminuzione di spinta con il tempo.

La figura 2.7 mostra l'influenza che ha la geometria del grain sulla spinta in relazione al tempo:

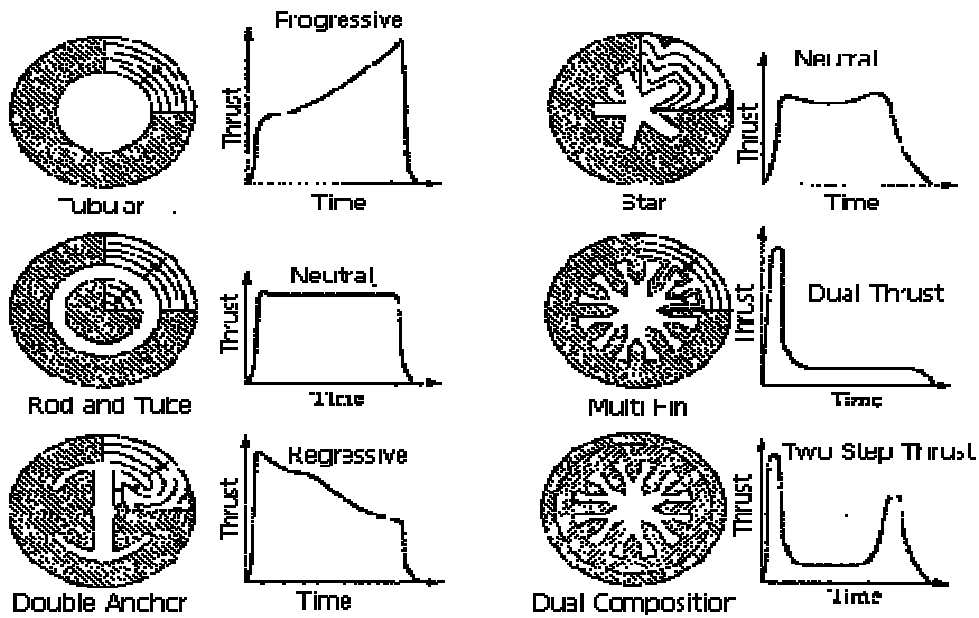


Figura 2.7 - Diagrammi spinta-tempo

Capitolo 3

ANALISI FLUSSO

I fenomeni che saranno presi in considerazione per effettuare l'analisi del flusso sono i seguenti:

- Variazione area di porta;
- attrito di parete;

Le ipotesi fatte sono:

- flusso bifase quasi monodimensionale e stazionario;
- variazioni delle proprietà all'interno del flusso continue;
- gas perfetto.

Per flusso monodimensionale si intende un flusso in cui tutte le proprietà del fluido restano uniformi attraverso ciascuna sezione trasversale di un condotto; o meglio, intendiamo un flusso in cui le variazioni delle proprietà del flusso normale alle linee di corrente sono trascurabili rispetto ai cambiamenti che subiscono lungo le linee di corrente. Il grande vantaggio che offre il flusso monodimensionale è la sua semplicità; tuttavia fornisce informazioni solo sul modo in cui le proprietà del fluido variano attraverso le sezioni trasversali lungo l'asse del condotto.

3.1 FLUSSO BIFASE

Una fase si definisce come uno stato macroscopico della materia omogeneo per composizione chimica e struttura fisica. I flussi bifase sono caratterizzati dalla presenza di due fasi dello stesso componente.

I flussi bifase vengono suddivisi in tre categorie:

- Gas – liquido
- gas – solido
- solido – liquido

Nel nostro caso (gas – solido) abbiamo un flusso continuo di gas con le particelle di alluminio in sospensione.

Come precedentemente detto, durante la combustione, le particelle di alluminio contenute all'interno del grain si ossidano e, una parte di esse, non completa la combustione, generando la presenza di elementi solidi all'interno del motore.

La presenza delle suddette particelle influenza in modo negativo la performance del razzo a propellente solido, a causa di:

- Questa porzione di combustibile non produce nessun lavoro di espansione e perciò non contribuisce all'accelerazione dei gas di scarico;
- il maggior peso molecolare di questi prodotti fa diminuire la velocità di uscita;
- a causa dell'inerzia termica, il calore delle particelle incombuste è in parte espulso dall'ugello prima che esso possa propagarsi al flusso circostante, perciò non è convertito in energia cinetica. Questo fenomeno è conosciuto come "particle thermal lag";
- a causa della dimensione delle particelle, queste non accelerano rapidamente quanto il flusso circostante, specialmente nella regione dell'ugello dove l'accelerazione del flusso è particolarmente elevata (sezione di gola). Il risultato è che le particelle vengono espulse ad una velocità inferiore rispetto al gas. Questo fenomeno è conosciuto come "particle velocity lag".

Consideriamo il modello in cui le portate di massa del gas e delle particelle di alluminio restano costanti attraverso l'ugello, infatti, nella nostra analisi, abbiamo supposto che nell'ugello $\frac{d\dot{m}}{dx} = 0$ perché $\dot{m} = \text{cost}$, e, quindi, la portata non fornisce alcun contributo nella misurazione dei parametri.

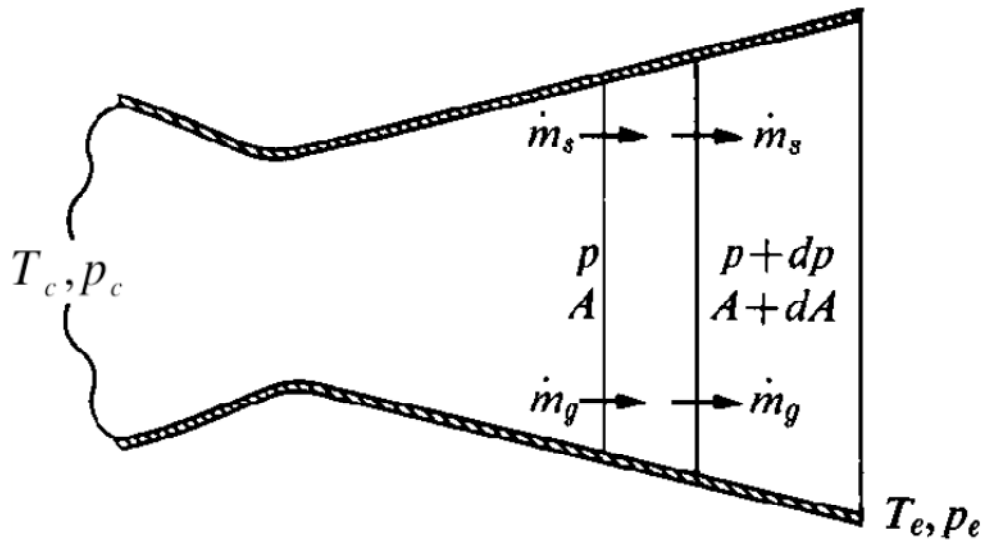


Figura 3.1 - Volume di controllo

Se applichiamo l'equazione della quantità di moto al volume di controllo di figura 3.1, otteniamo:

$$-Adp = \dot{m}_p(V_p - dV_p) + \dot{m}_g(V_g - dV_g) - \dot{m}_pV_p - \dot{m}_gV_g \quad (3.1)$$

Inoltre, come noto, abbiamo

$$\dot{m}_p = \rho_p AV_p, \quad \dot{m}_g = \rho_g AV_g \quad (3.2)$$

Combinando le equazioni 3.1 e 3.2 otteniamo:

$$-dp = \rho_p V_p dV_p + \rho_g V_g dV_g \quad (3.3)$$

L'equazione dell'energia, per un flusso stazionario adiabatico, lega l'entalpia e l'energia cinetica del gas e delle particelle come segue:

$$\dot{m}_p(c_s dT_p + V_p dV_p) + \dot{m}_g(c_p dT_g + V_g dV_g) = 0 \quad (3.4)$$

Dove c_s è il calore specifico delle particelle, mentre c_p è il calore specifico del gas a pressione costante.

Se definiamo Y come la frazione di portata di massa riguardanti le particelle solide, quindi $(1 - Y)$ è la frazione di gas, l'equazione 3.4 diventa:

$$Yc_s dT_p + (1 - Y)c_p dT_g + YV_p dV_p + (1 - Y)V_g dV_g = 0 \quad (3.5)$$

Dall'equazione 3.1 otteniamo:

$$V_g dV_g = -\frac{dp}{\rho_g} - \frac{\rho_p}{\rho_g} V_p dV_p \quad (3.6)$$

e, dalla definizione di $Y = \frac{\rho_p V_p}{(\rho_g V_g + \rho_p V_p)}$

$$V_g dV_g = -\frac{dp}{\rho_g} - \frac{Y}{1 - Y} V_p dV_p \quad (3.7)$$

Sostituendo l'ultima espressione alla 3.5, otteniamo

$$\frac{Y}{1 - Y} c_s dT_p + c_p dT_g + \frac{Y}{1 - Y} (V_p - V_g) dV_p = \frac{dp}{\rho_g} \quad (3.8)$$

3.2 PROCEDURA DI CALCOLO

Per poter pervenire al raggiungimento dei risultati delle varie grandezze fisiche che operano all'interno del motore, si utilizzano alcune relazioni fondamentali che legano tra loro i vari parametri.

Equazione di stato:

È l'equazione che lega la pressione alla temperatura. Per i gas perfetti vale:

$$p = \rho RT \quad (3.9)$$

Velocità del suono:

Per un gas perfetto la relazione tra pressione e densità è data da:

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{cost} \quad (3.10)$$

Ponendola nella sua forma logaritmica, avremo:

$$\ln p - \gamma \ln \rho = \text{cost}$$

$$\frac{dp}{p} = \gamma \frac{d\rho}{\rho} \quad (3.11)$$

Tenendo conto dell'equazione 3.9 ed essendo, ad entropia costante, $c^2 = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s$, otteniamo:

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (3.12)$$

Numero di Mach:

La natura del flusso dipende dal rapporto tra la velocità del flusso di corrente e la velocità del suono. Questo valore prende il nome di numero di Mach:

$$M = \frac{V}{c} \quad (3.13)$$

La velocità del suono, come visto dalle equazioni 3.9 e 3.12, dipende fortemente dalla temperatura e, quindi, dalla pressione. Perciò c varia istante per istante, facendo variare, di conseguenza, il numero di Mach.

Dal valore di questo numero, si capisce la natura del flusso, di fatti avremo:

- $M = 1$, moto sonico;
- $M < 1$, moto subsonico;
- $M > 1$, moto supersonico.

Equazione di continuità:

La portata massica all'interno di un condotto è espressa come

$$\dot{m} = \rho AV \quad (3.14)$$

o

$$\frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} \quad (3.15)$$

in cui dA rappresenta la variazione di sezione trasversale attraversata dal flusso istante per istante.

Equazione della quantità di moto:

La forza che agisce su un materiale all'interno del tratto di figura 3.2 è uguale alla variazione di quantità di moto del flusso che scorre nel condotto.

Definiamo innanzitutto l'accelerazione dovuta alla forza aerodinamica come segue:

$$Fa = \frac{3 * \rho * cd * (V - V_p)^2}{8 * \rho_p * R_p} \quad (3.16)$$

Dopodiché possiamo definire un termine dX , il quale raggruppa la somma di: (i) resistenza dei corpi stazionari immersi nel flusso all'interno del volume di controllo; (ii) resistenza delle goccioline di liquido e dei filamenti che si muovono più lentamente del flusso principale; (iii) componente delle forze di gravità che agiscono sul materiale in direzione opposta a quella del vettore velocità.

$$dX = \frac{2 * dm_p}{dm * V} * \frac{Fa + g + as}{V_p} \quad (3.17)$$

Dopo aver espresso le relazioni che legano tra loro i parametri di stato, vediamo cosa succede all'interno di un motore.

Per fare ciò consideriamo il fluido in un condotto tra due sezioni poste ad una distanza infinitesimale dx (figura 3.2).

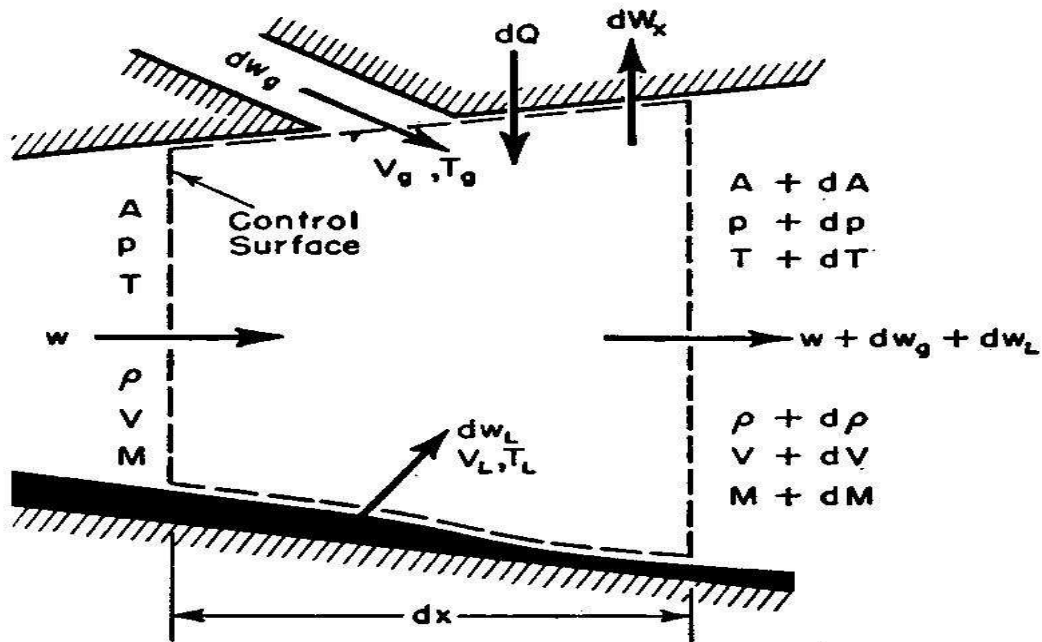


Figura 3.2 - Tratto di un condotto

Ovviamente, per ogni tratto di condotto, le grandezze entrano ad un determinato valore e ne escono con un altro maggiorato di una quantità dy , dove y rappresenta la generica grandezza, rispetto a quello di ingresso. Le grandezze in gioco possono essere riorganizzate in variabili dipendenti (M, V, c, T, ρ, p) e variabili indipendenti (A, \dot{m}, X, Q). Ciò ci permette di poter legare insieme i vari termini e di esprimere le variabili dipendenti in funzione di quelle indipendenti tramite l'utilizzo di alcuni coefficienti.

I coefficienti che legano tra loro i vari termini sono espressi nella tabella 3.1 riportata qui di seguito:

	$\frac{dA}{A}$	dX	$\frac{dm}{m}$	$\frac{dQ}{c_p T}$
$\frac{dM^2}{M^2}$	$-\frac{2\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2}$	$\frac{\gamma M^2\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2}$	$\frac{2(1 + \gamma M^2)\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2}$	$\frac{1 + \gamma M^2}{1-M^2}$
$\frac{dV}{V}$	$-\frac{1}{1-M^2}$	$\frac{\gamma M^2}{2(1-M^2)}$	$\frac{1 + \gamma M^2}{1-M^2}$	$\frac{1}{1-M^2}$
$\frac{dc}{c}$	$\frac{\frac{\gamma-1}{2}M^2}{1-M^2}$	$-\frac{\gamma(\gamma-1)M^4}{4(1-M^2)}$	$-\frac{\frac{\gamma-1}{2}M^2(1 + \gamma M^2)}{1-M^2}$	$\frac{1 - \gamma M^2}{2(1-M^2)}$
$\frac{dT}{T}$	$\frac{(\gamma-1)M^2}{1-M^2}$	$-\frac{\gamma(\gamma-1)M^4}{2(1-M^2)}$	$-\frac{(\gamma-1)M^2(1 + \gamma M^2)}{1-M^2}$	$\frac{1 - \gamma M^2}{1-M^2}$
$\frac{d\rho}{\rho}$	$\frac{M^2}{1-M^2}$	$-\frac{\gamma M^2}{2(1-M^2)}$	$-\frac{(\gamma+1)M^2}{1-M^2}$	$\frac{1}{-\frac{1}{1-M^2}}$
$\frac{dp}{p}$	$\frac{\gamma M^2}{1-M^2}$	$-\frac{\gamma M^2[1 + (\gamma-1)M^2]}{2(1-M^2)}$	$-\frac{2\gamma M^2\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2}$	$-\frac{kM^2}{1-M^2}$

Tabella 3.1 - Coefficienti che legano le variabili dipendenti a quelle indipendenti

Il metodo per risolvere un sistema di equazioni algebriche e lineari è quello di impiegare i suddetti coefficienti in modo da ottenere ciascuna variabile dipendente in funzione di quelle indipendenti.

Riportiamo l'esempio di $\frac{dM^2}{M^2}$:

$$\begin{aligned} \frac{dM^2}{M^2} = & -\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) dA}{1-M^2} \frac{1}{A} + \frac{\gamma M^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)}{1-M^2} dX \\ & + \frac{2(1+\gamma M^2) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) dm}{1-M^2} \frac{1}{m} + \frac{1+\gamma M^2}{1-M^2} \frac{dQ}{c_p T} \end{aligned} \quad (3.18)$$

La stessa cosa viene fatta per le altre variabili dipendenti.

L'analisi delle suddette grandezze fornisce i seguenti risultati (figure 3.4, 3.5, 3.6), avendo utilizzato il 30% di alluminio all'interno del propellente, una velocità iniziale di particella pari al 90% di quella del gas, diametro di particella pari a 30 μm e accelerazione del razzo nulla.

Innanzitutto mostriamo la geometria del motore su cui sono state svolte le analisi (figura 3.3).

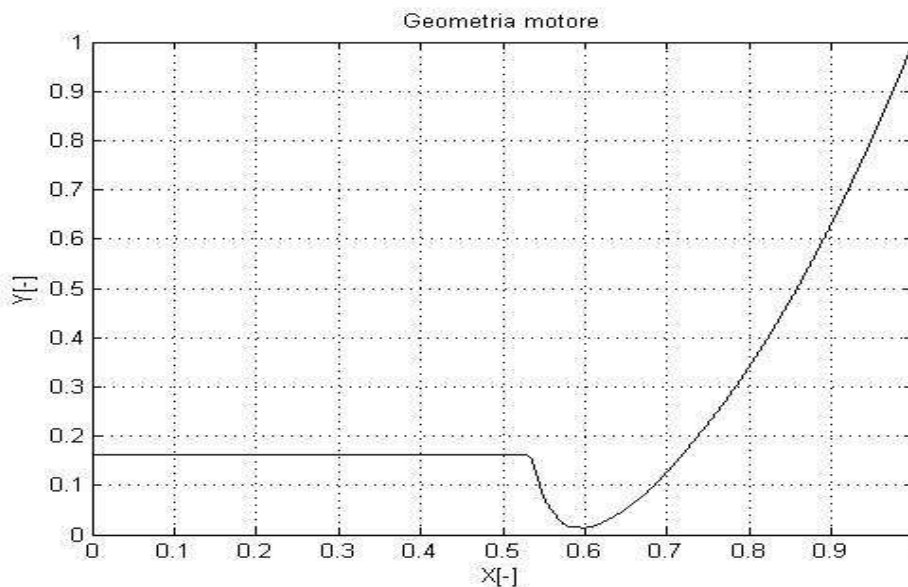


Figura 3.3 - Geometria motore

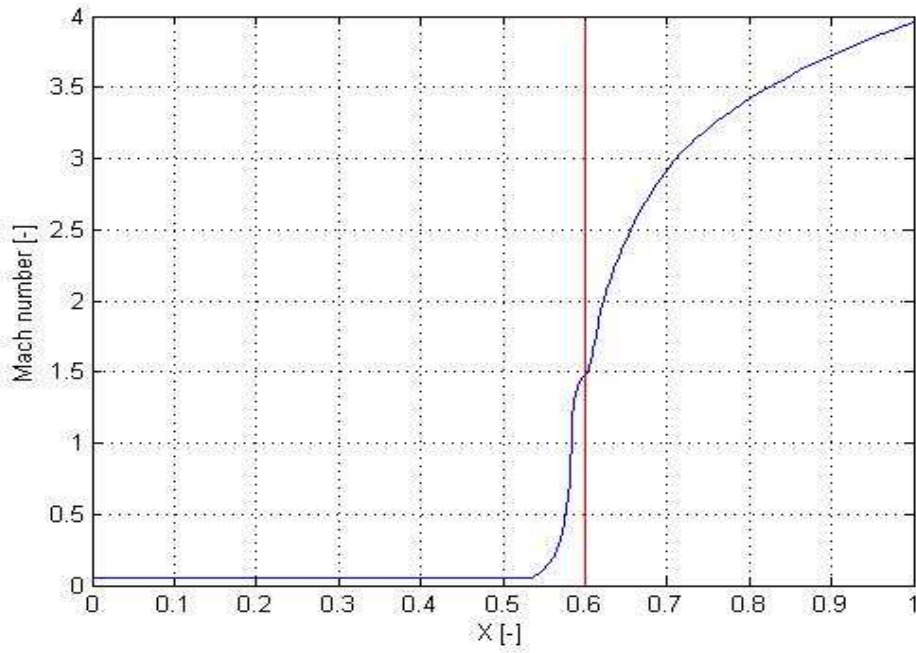


Figura 3.4 - Andamento numero di Mach

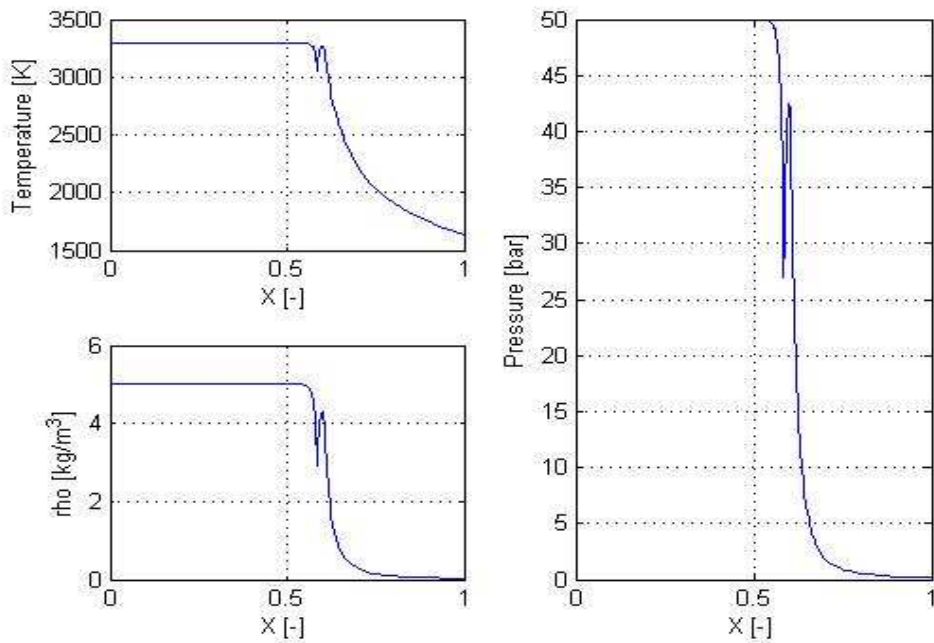


Figura 3.5 - Andamento temperatura, pressione e densità

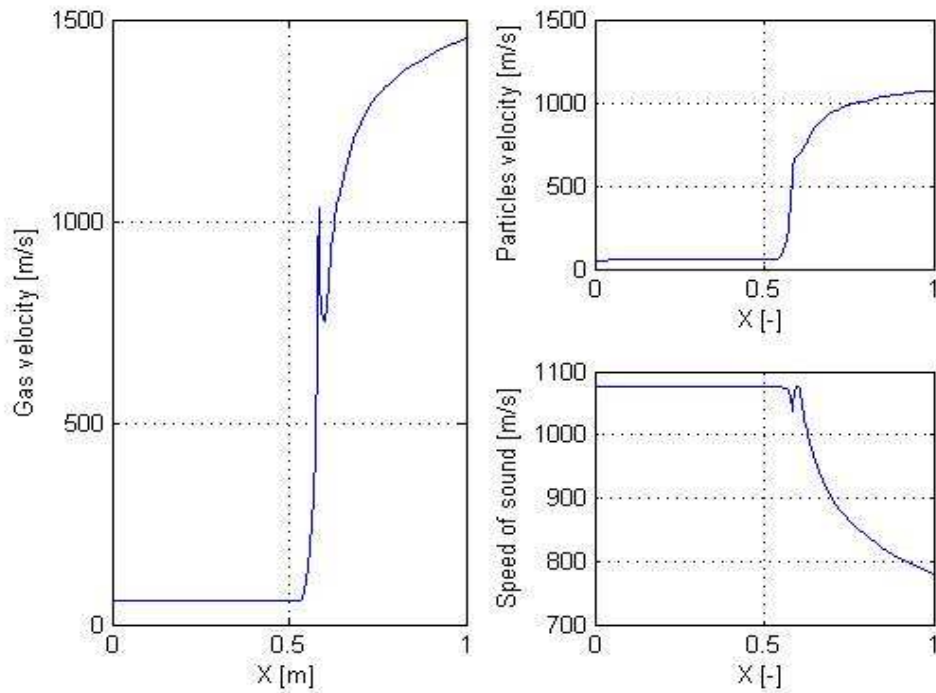


Figura 3.6 - Andamento velocità del gas, velocità delle particelle e velocità del suono

Le oscillazioni presenti nei precedenti grafici sono semplicemente oscillazioni numeriche, dovute ad una leggera differenza tra la gola reale e la gola geometrica, e che, quindi, non hanno alcuna rilevanza fisica.

Capitolo 4

RISULTATI

In questo capitolo sono riportati i risultati degli andamenti dei parametri di stato in funzione della lunghezza del motore adimensionalizzata. In particolare concentreremo la nostra attenzione sull'andamento del numero di Mach, della pressione, della temperatura, della velocità di efflusso, della velocità delle particelle, della velocità del suono e della densità.

Inoltre è stata svolta un'analisi di sensibilità dei parametri, infatti, sono stati raccolti risultati che mostrano l'andamento delle sopra citate grandezze in funzione della variazione di alcuni parametri, come la percentuale di alluminio all'interno del propellente, la velocità iniziale delle particelle, il diametro delle particelle e l'accelerazione del razzo.

4.1 INFLUENZA DELLA PERCENTUALE DI ALLUMINIO

I primi risultati che andremo ad analizzare sono quelli influenzati dalla percentuale di alluminio presente all'interno del combustibile. In particolare, per effettuare la seguente analisi, è stato scelto il diametro di particella pari a 30 μm , accelerazione del razzo nulla e velocità iniziale di particella pari al 90% di quella del flusso.

I casi analizzati tengono conto delle seguenti percentuali di alluminio all'interno del propellente: 0 %, 5 %, 10 %, 20 %, 30 %, 35 %.

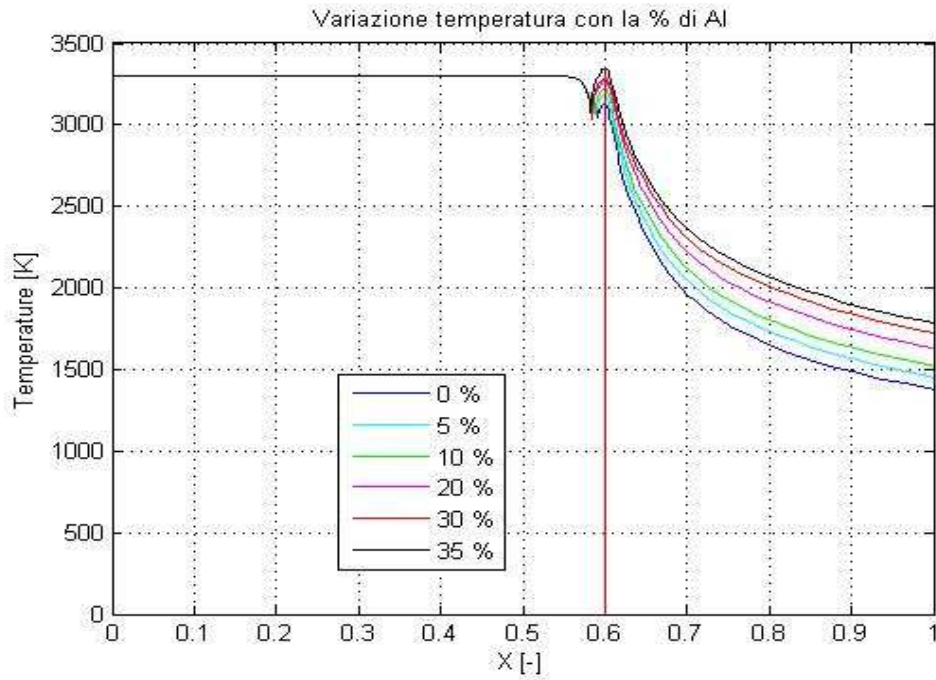


Figura 4.1 - Variazione temperatura con la % di Al

La prima immagine che analizziamo è come varia la temperatura (figura 4.1). La retta in rosso rappresenta la sezione di gola geometrica. Come notiamo, all'aumentare della percentuale di alluminio, la temperatura aumenta, ciò perché una maggior concentrazione di alluminio, per essere trasportata, richiede una quantità maggiore di energia cinetica. Ciò provoca inoltre, come mostra la figura 4.2, anche un aumento di pressione, essendo i due parametri strettamente legati.

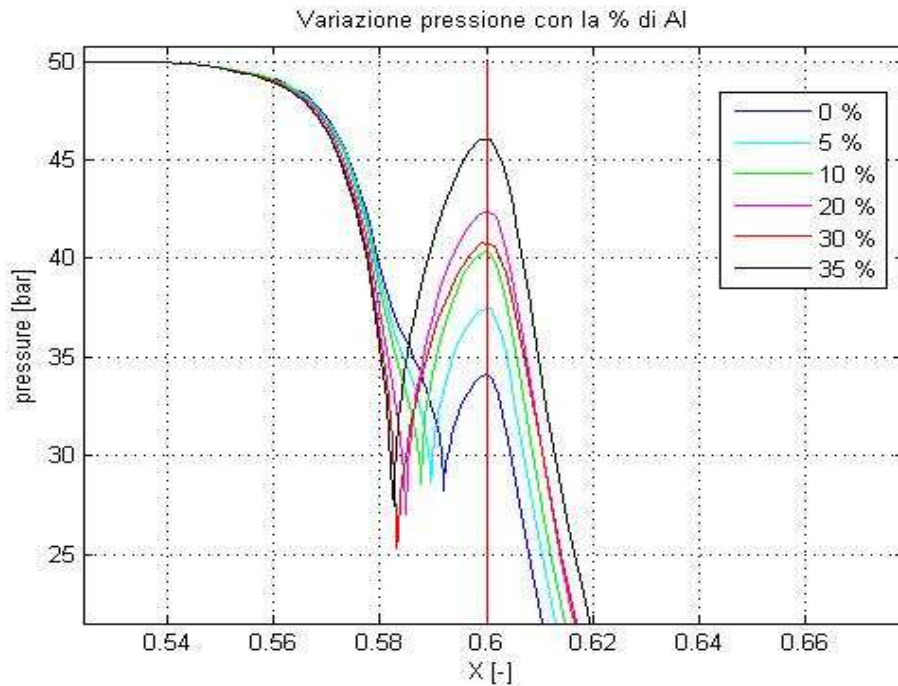


Figura 4.2 - Variazione pressione con la % di Al

La velocità del flusso risente molto dell'accrescere della percentuale di alluminio, infatti all'aumentare di essa, la velocità cala, come mostra la figura 4.3. Ciò è dovuto al fatto che per un gas perfetto l'equazione di conservazione dell'energia, per un flusso isoentropico è $H_0 = H + \frac{V^2}{2}$, ma, essendo $H = c_p * T$, si può scrivere anche come $T_0 = T + \frac{V^2}{2c_p}$. Ciò dimostra che ad ogni aumento di temperatura, vi è una diminuzione di velocità.

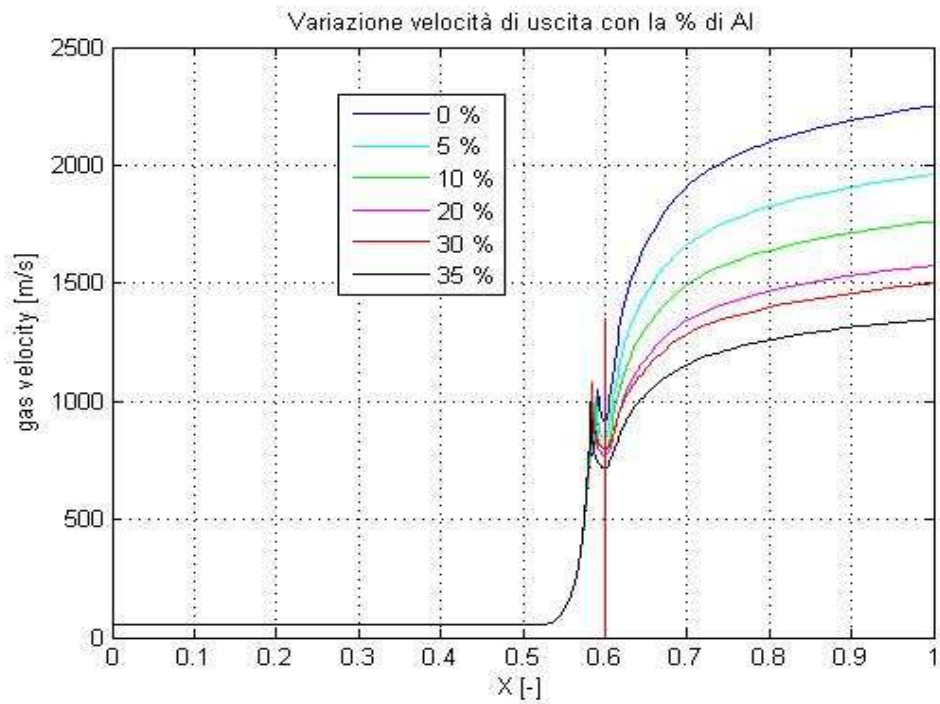


Figura 4.3 - Variazione velocità di uscita con la % di Al

La diminuzione della velocità del flusso determina l'andamento del numero di Mach (figura 4.4), che ricordiamo essere $M = \frac{V}{c}$. Notiamo, infatti, come all'aumentare di percentuale di alluminio, il Mach nella sezione d'uscita decresce.

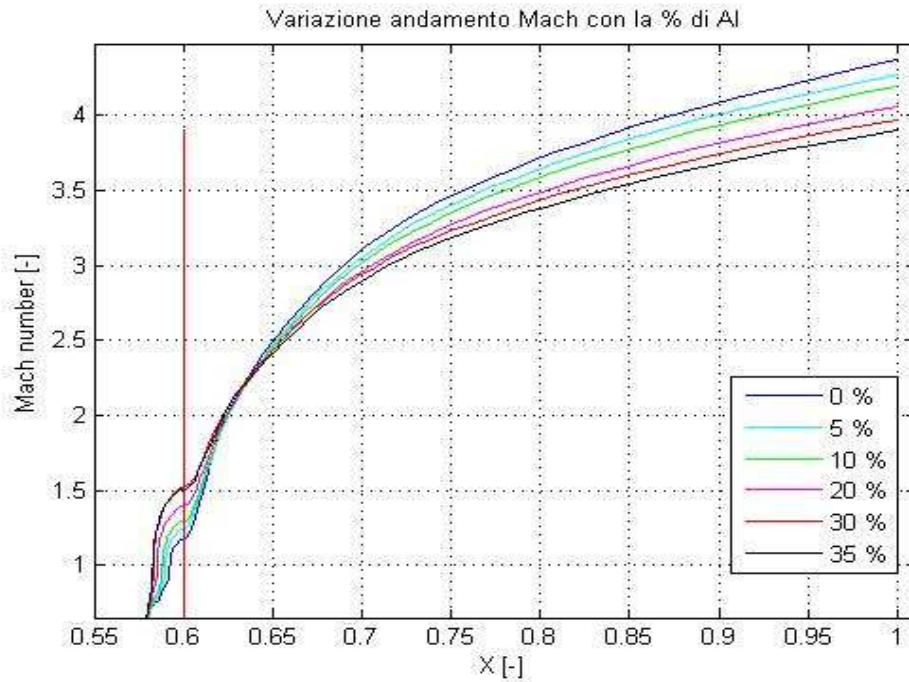


Figura 4.4 - Variazione Mach di uscita con la % di Al

4.2 INFLUENZA DELLA VELOCITÀ INIZIALE DI PARTICELLA

Si mostra ora l'influenza che ha la velocità iniziale delle particelle sulle varie grandezze. È stato analizzato il caso con il diametro delle particelle pari a 30 μm , accelerazione del razzo nulla ed una percentuale di alluminio pari al 20%.

Sono state prese in esame le seguenti velocità iniziali, espresse in percentuale rispetto alla velocità del flusso: 20 %, 40 %, 60 %, 80%.

CAPITOLO 4. RISULTATI

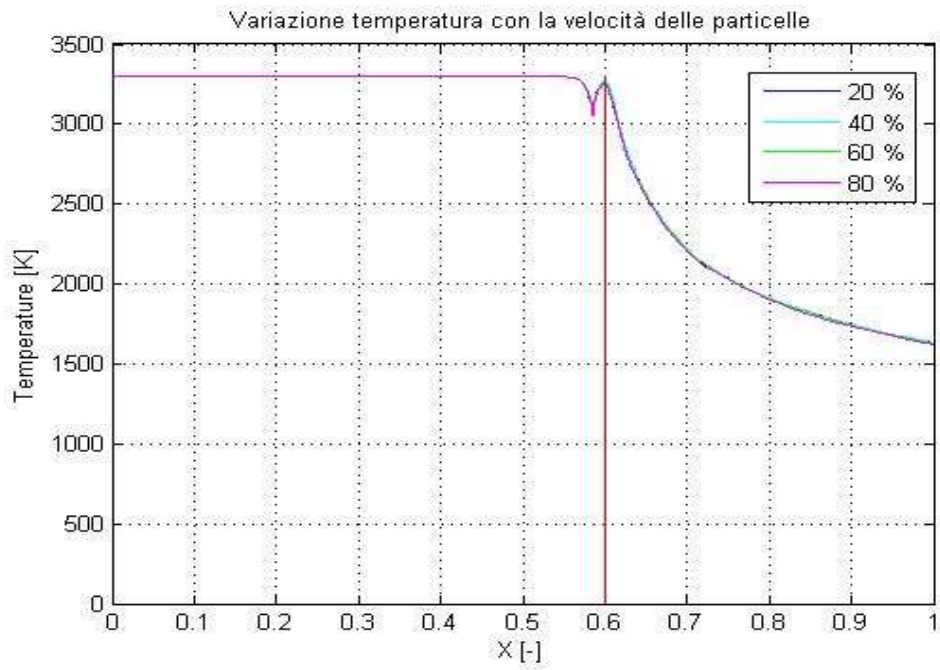


Figura 4.5 - Variazione temperatura con la velocità iniziale della particella

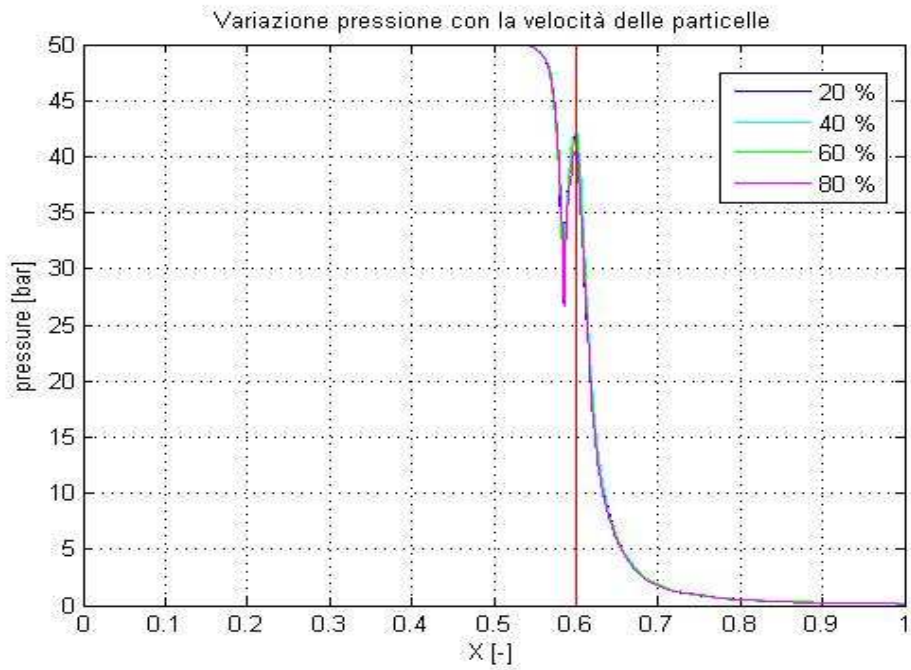


Figura 4.6 - Variazione pressione con la velocità iniziale della particella

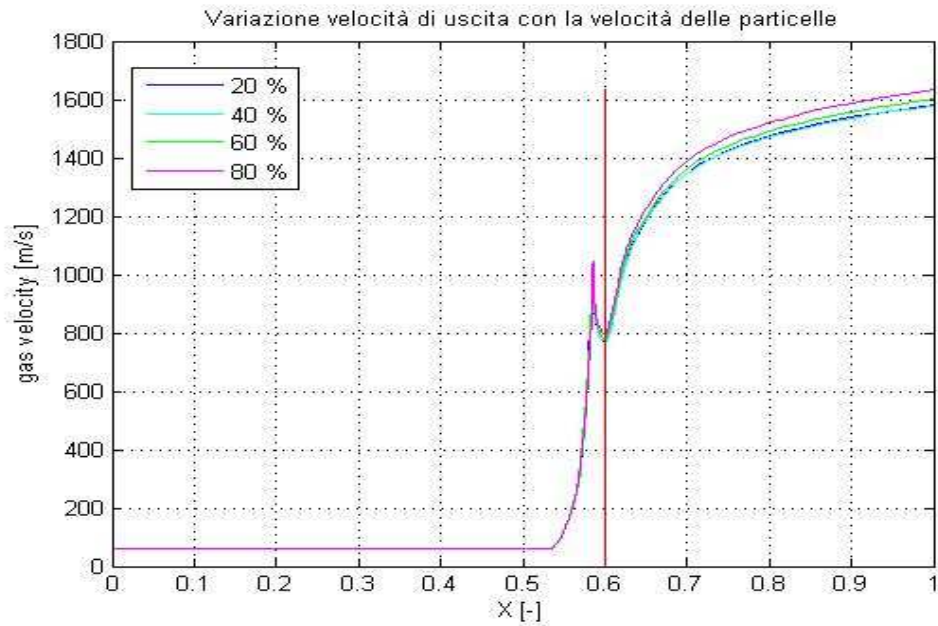


Figura 4.7 - Variazione velocità di uscita con la velocità iniziale della particella

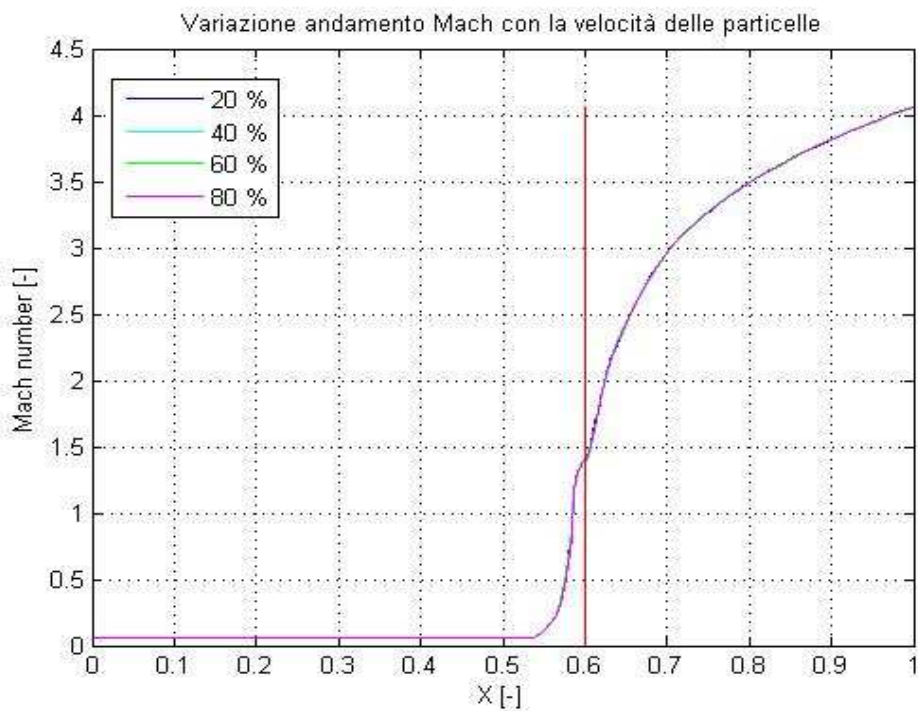


Figura 4.8 - Variazione numero di Mach con la velocità iniziale della particella

Come si evince dalle figure precedenti, la velocità di ingresso delle particelle influenza in modo trascurabile i nostri parametri, ciò perché le particelle, a

qualsiasi velocità vengono immerse, raggiungono quasi istantaneamente la velocità del flusso, come dimostra la figura 4.9.

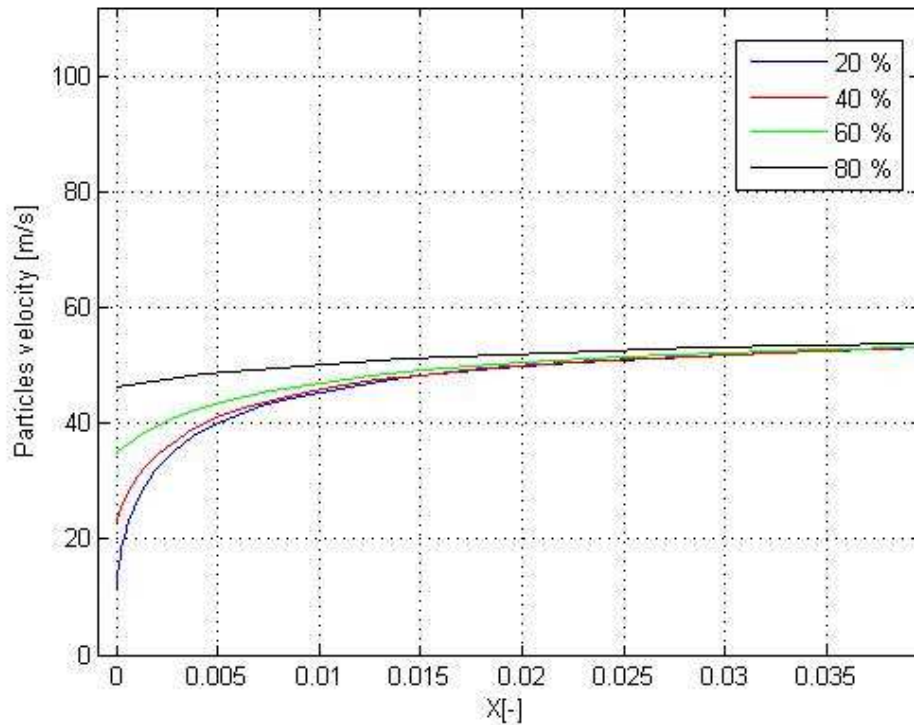


Figura 4.9 - Velocità particella con diversa velocità di ingresso

4.3 INFLUENZA DEL DIAMETRO DI PARTICELLA

Si mostra ora l'influenza che ha il diametro delle particelle di alluminio sulle prestazioni del razzo. È stato analizzato il caso con velocità iniziale delle particelle all'80% della velocità del gas, accelerazione nulla ed una percentuale di alluminio pari al 20%. Sono stati presi in esame i seguenti diametri: 10 μm , 30 μm , 50 μm , 80 μm .

Pressione, temperatura e numero di Mach non subiscono variazioni significative. Il parametro che subisce l'influenza maggiore dalla variazione del diametro di particella è, come mostra la figura 4.10, la velocità della stessa.

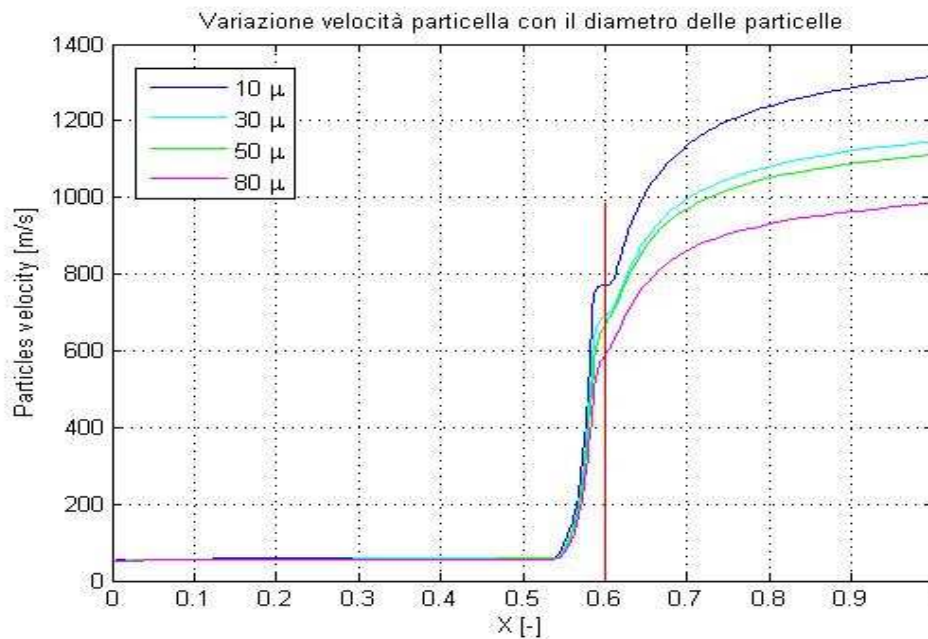


Figura 4.10 - Variazione velocità particella con il diametro della particella

In particolare, si osserva come all'aumentare del diametro la velocità di uscita delle particelle diminuisca. Ciò perché le particelle non accelerano rapidamente quanto il flusso circostante, specialmente nella regione dell'ugello dove l'accelerazione del flusso è particolarmente elevata. Il risultato è che le particelle vengono espulse ad una velocità tanto minore quanto maggiore è il loro diametro.

4.4 INFLUENZA ACCELERAZIONE RAZZO

Si mostra ora l'influenza che ha l'accelerazione del razzo sulle sue prestazioni. È stato analizzato il caso con velocità iniziale delle particelle all'80% della velocità del gas, diametro di particella pari a 30 μm ed una percentuale di alluminio pari al 20%. I risultati sono stati ottenuti tramite l'utilizzo delle seguenti accelerazioni: 0g, 2g, 4g, 6g, 8g; dove g è l'accelerazione di gravità ed è pari a $g = 9,80665 \frac{m}{s^2}$.

I profili di pressione, temperatura e numero di Mach (figura 4.11) non subiscono variazioni significative.

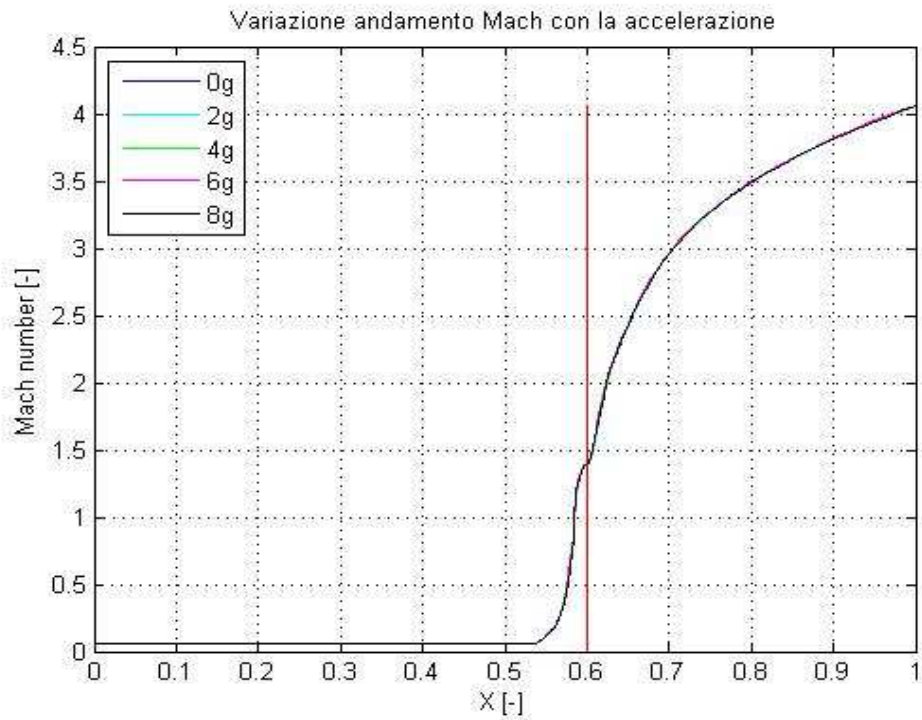


Figura 4.11 - Variazione numero di Mach con l'accelerazione del razzo

Così come le grandezze sopra citate, nemmeno velocità di uscita (figura 4.12) e delle particelle ne risentono, se non proprio leggermente.

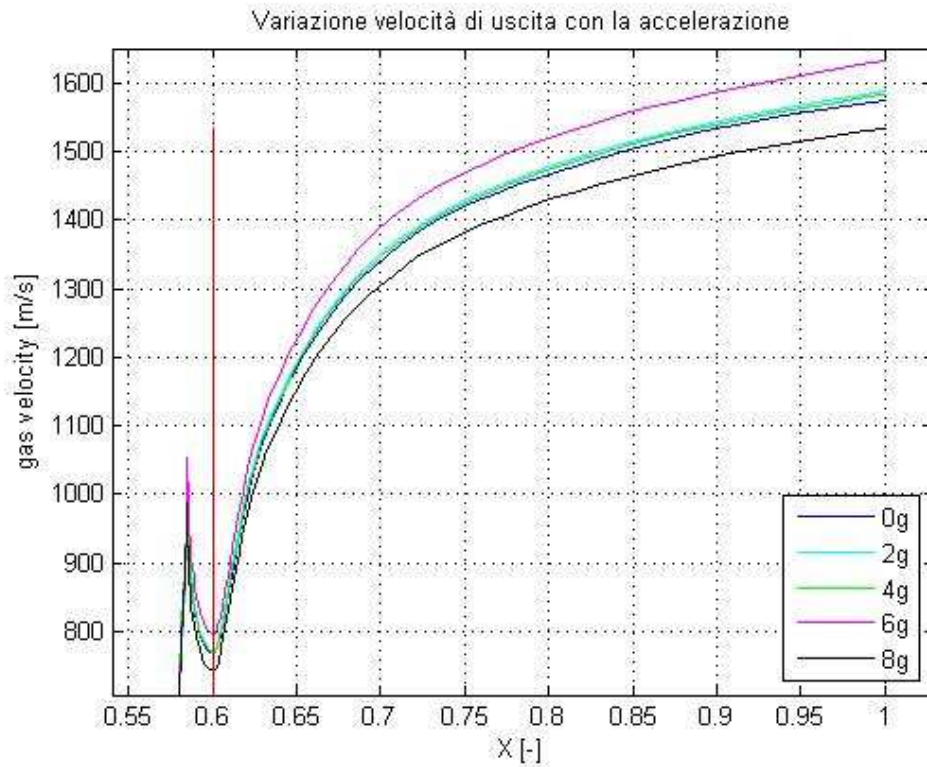


Figura 4.12 - Variazione velocità d'uscita con l'accelerazione del razzo

Si può quindi concludere sostenendo che l'accelerazione del razzo non è un parametro che influenza particolarmente le prestazioni del razzo stesso.

CAPITOLO 4. RISULTATI

CONCLUSIONI

Il tema principale dell'elaborato è stato lo studio delle prestazioni di un razzo a propellente solido. Per poter fare ciò è stato adottato il metodo messo a punto da Ascher Shapiro e Hawthorne, in cui vi è una modellizzazione delle equazioni di un flusso monodimensionale per un gas perfetto, sotto le ipotesi descritte nel capitolo 3.

Per l'implementazione dei risultati è stato creato un codice risolutivo in ambiente Matlab presso l'hangar della Seconda facoltà di Ingegneria con sede a Forlì.

Dopo aver ottenuto degli andamenti generici dei profili delle grandezze in gioco in funzione della posizione interna del motore, tra cui in numero di Mach, la temperatura, la pressione, la velocità del gas e delle particelle, è stata svolta un'analisi di sensibilità, in cui sono state modificate alcune condizioni iniziali in modo da poter avere un riscontro sul grado di importanza di ogni singolo componente che entra in gioco.

In particolare, si nota che, l'accelerazione del razzo non influenza in modo indicativo la prestazione del razzo stesso; la velocità iniziale delle particelle neppure, perché, a qualsiasi velocità vengono immesse all'interno del flusso, raggiungono quasi istantaneamente la velocità del gas. Il diametro delle particelle nemmeno incide in maniera significativa sulle prestazioni, ad eccezione della velocità di uscita delle particelle stesse, perché, dato che esse non accelerano rapidamente quanto il flusso circostante, specialmente nella regione dell'ugello dove l'accelerazione del flusso è particolarmente elevata, vengono espulse ad una velocità tanto minore quanto maggiore è il loro diametro. Al contrario, tra i parametri di sensibilità analizzati, quello che sembra influenzare in modo rilevante i risultati è, come si evince dai grafici, la percentuale di alluminio dispersa all'interno del propellente. Ciò perché all'aumentare della quantità di particelle corrisponde un dispendio di energia maggiore per poterle trasportare insieme al gas e, di conseguenza, comporta un aumento di temperatura e di pressione.

CONCLUSIONI

L'aumento della temperatura incide sul valore del numero di Mach, che ricordiamo essere uguale al rapporto tra la velocità del flusso e velocità del suono, perché, essendo $c = \sqrt{\gamma RT}$, all'aumentare della temperatura aumenta proporzionalmente anche la velocità del suono e, quindi, il numero di Mach diminuisce.

BIBLIOGRAFIA

- Cancelli A., Chiechi A., *L'allumina e le sue applicazioni*, Università degli studi di Lecce, 2003
- Cengizhan Y., *Analysis of grain burnback and internal flow in solid propellant rocket motors in 3-dimensions*, Middle East Technical University, 2007
- Cohen N., *A pocket model for aluminum agglomeration in composite propellants*, AIAA J. 21, 1983
- Hermsen R. W., *Aluminium combustion efficiency in solid rocket motors*, AIAA 19TH AEROSPACE SCIENCES MEETING, St. Louise, Missouri, USA, 1981 Meeting.
- Hill P., Peterson C., *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, Assison-Wesley Publishing Company, Inc., 1992
- Incropera, De Witt, Bergman, Lavine, *Fundamentals of heat and mass transfer (6th ed.)*, John Wiley & sons, 2007
- Maggi F., Bandera A., Galfetti L., De Luca L., Jackson T., *Efficient solid rocket propulsion for access to space*, Politecnico di Milano, University of Illinois at Urbana-Champaign, CSE, Acta Astronautica 66 (2010), pag. 1563–1573, 2009
- Price W., Sigman R., Sambamurthi J., Park C., *Behavior of aluminum in solid propellant combustion*, Georgia institute of technology, 1982
- Shapiro A., *The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow (Vol. 1)*, The Ronald press company, 1953
- Sutton, Biblarz, *Rocket propulsion elements (7th ed.)*, John Wiley & sons, 2001