

**POLITECNICO DI MILANO**  
**Facoltà di Ingegneria Industriale**  
**Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale**



**EFFETTI DI GEOMETRIA DEL GRANO**  
**COMBUSTIBILE NEI PROCESSI DI COMBUSTIONE**  
**IN MOTORI IBRIDI PER LA PROPULSIONE SPAZIALE**

**Relatore: Prof. Luciano Galfetti**  
**Correlatore: Ing. Matteo Boiocchi**  
**Correlatore: Dott.ssa Laura Merotto**

**Matteo Padovese**  
**Matr. 735106**

**Anno Accademico - 2010/2011**



*a Valentina,  
visto che da quando sei diventata irraggiungibile  
non passa notte in cui non ti dedichi almeno un pensiero*



"la sconcertante scoperta  
di quanto sia silenzioso il destino,  
quando, d'un tratto, esplode"

"tired of lying in the sunshine  
staying home to watch the rain,  
you are young and life is long  
and there is time to kill today"



---

# Ringraziamenti

Premetto che i ringraziamenti che seguiranno non sono in ordine di importanza. Non si basano solo sul periodo di tesi, ma su tutta la durata della mia vita universitaria. E, come è vero che cinque anni sono tanti e tante sono le persone che vorrei ringraziare, è anche vero che di sicuro mi scorderò di qualcuno. Mi scuso quindi in anticipo se non citerò tutti: non è ingratitudine, ma solo qualche vuoto di memoria.

Per prima cosa ringrazio la mia famiglia, per avermi dato la possibilità di studiare e per le volte che mi è stata vicina nei miei tanti momenti di delirio universitario. Spero di rappresentare per loro motivo di orgoglio. Ringrazio i miei zii (compresi Giampi e Patty, miei zii "adottivi") per avermi aiutato dal primo giorno in cui sono arrivato a Milano e per avermi ripetutamente sfamato a base di super cene, vedendo le mie pessime condizioni fisiche durante i periodi d'esami.

Un ringraziamento particolare va al Prof. Luciano Galfetti, esempio di eleganza, dedizione, professionalità, umiltà ed umanità, per essere stato sempre presente durante il periodo di tesi e per avermi dimostrato che può anche esistere un rapporto umano oltre che scolastico tra studente e professore.

Dopo questi mesi di lavoro non posso non ringraziare Matteo "Buiro" Boiocchi e Laura, per avermi aiutato nel mio lavoro e soprattutto per avere sopportato il mio essere costantemente logorroico: non è da tutti. Loro sono un esempio di come si possa ancora credere nella ricerca universitaria in questo Paese, nonostante tutte le avversità che ci sono. Per l'intrattenimento durante la scrittura della tesi ed per avermi assecondato

---

durante le mie numerose pause caffè, ringrazio anche i ragazzi che ogni giorno lavorano allo SPLab ed in particolare Filippo "Pippo" Maggi e Roberto "Robi" Puccio: siete meglio di qualsiasi manuale L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X.

Un enorme grazie va ai miei amici: loro sono stati una vera e propria sorgente di vita durante questi anni.

Ringrazio il Donny, il Mario e il Diso, per essere degli amici veri, che ci sono sempre stati quando ne avevo bisogno e con i quali mi sono sempre confrontato nei momenti di difficoltà, riuscendo sempre a trovare una soluzione, la miglior soluzione.

Ringrazio la crew dei *Piccolini*, ovvero Baz, Tika, Tina, Zed, Piè e Nanni, per tutte le *batarie* che abbiamo fatto, per avermi fatto sempre stare bene, per avermi sostenuto e per essere una compagnia splendida.

Un ulteriore grazie a Tika, Baz e anche a Chiara: la vostra felicità all'annuncio del superamento del mio ultimo esame e della mia laurea è stata di una gratificazione indescrivibile.

La mia riconoscenza è anche per Dome e per la "zia" Michi, per essersi sempre occupati, per così dire, della mia salute mentale, le volte che tornavo a casa: so di essere un tipo complicato, grazie di cuore.

Un ringraziamento speciale va a tutti *i fioi da cavenea*: non l'avrei mai detto ma siete stati incredibili con me durante questi anni e mi avete sempre incoraggiato. Grazie fioi.

La mia gratitudine va inoltre a Jack, Yuri e Tommy, la mia *cumpa* milanese: scelte diverse ci hanno diviso in questo ultimo periodo, ma rimarrete sempre i miei *amici milanesi*.

Ringrazio anche Lucia e Luca per essere "in qualche modo entrati" a far parte di questa tesi.

Grazie a Maurizio "Maurissioc" Napolon ed ancora a Zed, per la cortesia, la rapidità e la precisione con cui mi hanno aiutato, lavorando dei pezzi utili al laboratorio in cui operavo.

Un altro ringraziamento molto sentito va alla Germania, per avermi fatto rinascere, scolasticamente parlando.

L'ultimo immenso grazie va alla musica, ed in particolare agli Incubus, ai Deftones, ai Led Zeppelin, ai The Cure, ai Rage Against The Machine, agli Underworld, ai Faithless, agli Aerosmith, ai Ramones, ai Foo Fighters, agli Alice

---



in Chains e ai grandissimi Pink Floyd. Quando passavo le notti intere a studiare e a scrivere la tesi c'erano solo loro e le loro note con me. Non mi sono mai sentito solo.

Matteo "Scotch" Padovese

---

---

# Sommario

I propulsori spaziali di tipo chimico rappresentano allo stato attuale della tecnologia la tipologia più importante in quanto forniscono un elevato valore di spinta rispetto al peso proprio, e sono quindi di interesse tra i sistemi di propulsione primaria. A seconda dello stato dei propellenti utilizzati, i propulsori termochimici si possono classificare in solidi, liquidi e ibridi. Ognuna di queste classi ha vantaggi e svantaggi intrinseci che condizionano la scelta della configurazione più adeguata al tipo di missione.

La propulsione di tipo ibrido per impieghi aerospaziali offre numerosi vantaggi rispetto ai sistemi propulsivi termochimici più tradizionali di tipo solido o liquido tra cui la sicurezza intrinseca, la possibilità di modulare la spinta, i costi ridotti ed il minore impatto ambientale. Per poter utilizzare ed estendere il campo di missioni realizzabili, si rende necessario superare il principale limite dei sistemi propulsivi di tipo ibrido, ovvero la bassa velocità di regressione del grano solido. A fronte della primaria necessità di incrementare tale velocità, il presente lavoro di tesi si pone l'obiettivo di indagare combustibili solidi innovativi per endoreattori ibridi e di misurare la velocità di regressione, attraverso opportune campagne sperimentali. Le formulazioni investigate sono a base di cera solida con l'aggiunta di additivi energetici quali idruro di magnesio e litio alluminio idruro, e non energetici quali nero fumo, e presentano due geometrie diverse: radiale (cilindrica con perforazione centrale) e slab (lastre parallele a sezione rettangolare). Confrontando le prestazioni balistiche di tali formulazioni è possibile caratterizzare l'apporto positivo, in termini di velocità di regressione, derivante dagli ingredienti impiegati e dalle differenti geometrie e quantificare l'importanza relativa dei principali fenomeni fisico-chimici che caratterizzano la pirolisi di questi combustibili (effetto di entrainment, aggiunta di nero fumo,

---

additivazione con idruri metallici, modifica della geometria da slab a radiale).

L'indagine sperimentale condotta ha consentito la generazione di un data base che evidenzia come effetti di geometria (configurazioni slab a radiale) consentano incrementi della velocità di regressione maggiori rispetto alla additivazione con materiali energetici (idruri metallici) e non energetici (nero fumo).

## **Parole Chiave**

Propulsione ibrida, velocità di regressione, combustibili solidi

---

---

# Abstract

Hybrid chemical propulsion engines are, at present, the most important typology of engines, as they provide important propulsion characteristics (safety, engine throttling, extinction and re-ignition) and for this reason they are very interesting among the primary propulsion systems. Depending of the physical state of the propellant used in rocket motors, the thermochemical engines can be classified as solid, liquid or hybrid. Each class provides advantages and disadvantages influencing the choice of the most suitable type for different kinds of mission.

The hybrid propulsion for aerospace applications offers a lot of advantages compared to the traditional rocket propulsion systems (solid and liquid systems), including safety, thrust modulation, lower costs and a lower environmental impact. In order to extend the possible missions, it is necessary to get over the main limit of the hybrid propulsion systems: the low regression rate of the solid grain.

The goal of this experimental work is to investigate innovative solid fuels for hybrid rocket engines and to measure the regression rate, so as to increase this parameter. The investigated formulations are based on solid wax added with energetic (like Magnesium hydride and Lithium Aluminium hydride) and not energetic additives (like carbon black) in two different geometries: radial (cylindrical shape with a central perforation) and slab (parallel plates with a rectangular section). Comparing the ballistic performance of these formulations it is possible to characterize the improvement, in terms of regression rate, coming from the used ingredients and the different geometries. The importance of the main phenomena characterizing the combustion of these fuels (entrainment

---

effect, addition of metal hydrides and carbon black, change of geometry from slab to radial) can be investigated and quantified.

The present experimental investigation has allowed the generation of a data base emphasizing how the effect of the geometry (slab and radial configuration) gives higher regression rates, compared to the addition with energetic (metal hydrides) and not energetic materials (carbon black).

## **Keywords**

Hybrid propulsion, regression rate, solid fuels

---

---

# Nomenclatura

**slab** Geometria dei provini assimilabile a strisce di sezione rettangolare

**SW94LAH6** *Solid Wax* additivato con il 6% di  $\text{LiAlH}_4$

**SW97LAH3** *Solid Wax* additivato con il 3% di  $\text{LiAlH}_4$

**SWMgH<sub>2</sub>** *Solid Wax* additivato con il 5% di  $\text{MgH}_2$

**SWNF0,02** *Solid Wax* additivato con lo 0,02% di nero fumo

## Acronimi

**APU** *Auxiliary Power Unit*, unità ausiliaria di potenza

**DS** *Double Slab*, doppio provino a geometria slab

**FLOX** Miscela ossidante a base di fluoro e ossigeno

**GW** *Gel Wax*, paraffina in gel

**HTPB** Polibutadiene a terminazione idrossilica

**JP** *Jet Propellant*, propellente a base di cherosene per motori a getto)

**LiAlH<sub>4</sub>** *Tetraidroalluminato* o *Litio Alluminio Idruro*, additivo energetico ed agente riducente

**LOx** *Liquid Oxygen*, ossigeno liquido

**NF** *Nero Fumo* o *Nero di Carbone*, additivo prodotto dalla combustione incompleta di prodotti petroliferi

---

---

<b>O/F</b>	Rapporto di miscela ossidante/combustibile
<b>PUF</b>	Struttura di rinforzo fatta di una schiuma poliuretana a celle aperte
<b>SEM</b>	<i>Scanning Electron Microscope</i> , microscopio a scansione elettronica
<b>SW</b>	<i>Solid Wax</i> , paraffina solida
<b>SW-X</b>	<i>Solid Wax</i> proveniente dall'Università di Padova (percentuale degli ingredienti non fornita)

### Simboli Latini

$C_f$	Coefficiente di attrito
$c_p$	Calore specifico a pressione costante, $J/KgK$
$h$	Coefficiente di scambio termico convettivo, $W/m^2K$
$h_f$	Entalpia di fusione, $J/Kg$
$k$	Coefficiente di scambio termico conduttivo, $W/mK$
$\dot{m}_{ent}$	Componente della portata dovuta all' <i>entrainment</i> del flusso di massa dalla superficie del combustibile, $Kg/m^2s$
$m_l$	Portata massica di liquido attraverso lo strato fuso per unità di larghezza, $Kg/ms$
$\dot{q}$	Potenza termica scambiata per unità di superficie, $W/m^2$
$t_b$	Tempo di combustione, $s$
$r_f$	Velocità di regressione, $mm/s$
$z$	Frazione molare
$A_b$	<i>Burning Area</i> , area di combustione, $mm^2$
$A_0$	Area di passaggio dell'orifizio tarato, $m^2$
$C$	Coefficiente di efflusso
$D$	Diametro delle particelle di additivo, $\mu m$ o $\mu m$

---

$Da$	Numero di Damköhler
$G$	Flusso di massa, $Kg/m^2s$
$G_o$	Flusso di massa di ossidante, $Kg/m^2s$
$H$	Spessore dello strato fuso, $mm$
$Nu$	Numero di Nusselt
$Pa$	Pressione dinamica, $Pa$
$Pr$	Numero di Prandtl
$Re$	Numero di Reynolds
$S$	Tensione superficiale, $mN/m$
$St$	Numero di Stanton
$T_g$	Temperatura media della fase gassosa, $K$
$T_v$	Temperatura di vaporizzazione, $K$
$X_e$	Parametro di <i>entrainment</i> , $N^{1/2}$

### **Simboli Greci**

$\varepsilon$	Emissività, $m^2/s^3$
$\mu$	Viscosità dinamica, $Pa \cdot s$
$\rho$	Densità, $g/mm^3$
$\rho_f$	Densità del combustibile, $g/mm^3$
$\Delta m$	Massa di combustibile che ha partecipato alla combustione, $g$
$\Delta p$	Differenza di pressione tra monte e valle di una strozzatura
$\Delta T$	Differenza di temperatura tra la fiamma e la superficie del combustibile, $K$

---



## **Pedici**

<b>b</b>	<i>Burning</i> , di combustione
<b>f</b>	<i>Fuel</i> , combustibile
<b>g</b>	Gas
<b>l</b>	Liquido
<b>rad</b>	Radiativo
<b>s</b>	Solido

---

---

# Indice

<b>1</b>	<b>Obiettivi E Motivazioni</b>	<b>1</b>
1.1	Motivazioni . . . . .	1
1.2	Obiettivi . . . . .	2
1.3	Presentazione della Tesi . . . . .	3
<b>2</b>	<b>Sistemi di Propulsione Ibrida per Applicazioni Spaziali</b>	<b>5</b>
2.1	Introduzione . . . . .	5
2.2	Cenni Storici della Tecnologia Ibrida . . . . .	8
2.3	Modelli di Combustione Ibrida . . . . .	11
2.3.1	Meccanismo di Combustione: Combustibile Tradizionale .	12
2.3.2	Meccanismo di Combustione: Combustibile Bassofondente	15
2.4	Metodi per Incrementare la Velocità di Regressione . . . . .	18
2.4.1	Parametri Influenti sulla Modifica della Velocità di Regres- sione . . . . .	18
<b>3</b>	<b>Formulazioni Chimiche dei Combustibili Trattati</b>	<b>24</b>
3.1	Introduzione . . . . .	24
3.2	Ingredienti . . . . .	24
3.2.1	Cere Paraffiniche . . . . .	24
3.3	Additivi Energetici . . . . .	25
3.3.1	Tetraidroalluminato di Litio . . . . .	28
3.3.2	Idruro di Magnesio . . . . .	29
3.4	Additivi Non Energetici . . . . .	29
3.4.1	Nero Fumo . . . . .	29
3.5	Manifattura . . . . .	30
3.5.1	Combustibili a Base Paraffinica di Forma Slab . . . . .	30

---

3.5.2	Combustibili a Base Paraffinica di Forma Radiale . . . . .	31
3.6	Tabella delle Formulazioni Investigate . . . . .	34
<b>4</b>	<b>Descrizione della Linea Sperimentale</b>	<b>36</b>
4.1	Introduzione . . . . .	36
4.2	Descrizione Generale . . . . .	36
4.2.1	Geometrie dei Provini . . . . .	42
4.3	Strumentazione del Banco di Prova . . . . .	45
4.3.1	Sistema di Misura del Flusso di Ossidante . . . . .	45
4.3.2	Sistema di Misura della Pressione in Camera di Combustione . . . . .	47
4.4	Misura della Velocità di Regressione . . . . .	48
<b>5</b>	<b>Risultati dell'Attività Sperimentale</b>	<b>51</b>
5.1	Introduzione . . . . .	51
5.2	Confronto tra Combustibili Diversi con la Stessa Geometria . . . . .	52
5.2.1	Formulazioni a Base Paraffinica in Geometria <i>Double Slab</i> . . . . .	52
5.2.2	Formulazioni a Base Paraffinica in Geometria Radiale . . . . .	54
5.3	Effetto della Geometria . . . . .	57
5.3.1	Formulazione SW . . . . .	57
5.4	Formulazione SW-X . . . . .	58
5.5	Formulazione SW di Diversa Lunghezza . . . . .	59
5.6	Coefficienti delle Curve di Velocità di Regressione $r_f$ . . . . .	61
5.7	Discussione dei Risultati . . . . .	63
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>68</b>
6.1	Conclusioni . . . . .	68
6.2	Sviluppi Futuri . . . . .	69
	<b>Bibliografia</b>	<b>71</b>
<b>A</b>	<b>Cenni Sulla Trasmissione del Calore per Irraggiamento</b>	<b>75</b>
A.1	Introduzione . . . . .	75
A.2	La Radiazione di Corpo Nero . . . . .	76
A.3	Le Proprietà Radiative . . . . .	78
A.3.1	Emissività . . . . .	78
A.3.2	Coefficienti di Assorbimento, Riflessione e Trasmissione . . . . .	79
A.4	Fattore di Vista . . . . .	81
	<b>Appendici</b>	<b>75</b>

---

<b>B Codice Matlab</b>	<b>83</b>
B.1 voltaggiDSLAB.m . . . . .	83

---

## Elenco delle figure

2.1	Schema di un propulsore ibrido diretto. . . . .	6
2.2	Schema di un propulsore ibrido indiretto. . . . .	6
2.3	Schema del meccanismo di combustione per gli ibridi diretti. . . .	13
2.4	Schema della cinetica di combustione per gli ibridi diretti. . . . .	14
2.5	Schema del meccanismo instabilizzante dei combustibili basso-fondenti. . . . .	15
2.6	Andamento della velocità di regressione $r_f$ in funzione del flusso di ossidante [16]. . . . .	21
2.7	Andamento della velocità di regressione $r_f$ in funzione del flusso di ossidante per paraffina e HTPB [7]. . . . .	22
3.1	Immagini SEM di litio alluminio idruro $\text{LiAlH}_4$ tratte da "Electron microscopy studies of lithium aluminium hydrides" di C.M. Andreaia, J. Walmsleyb, D. Blanchardc, H.W. Brinksc, R. Holmestada, and B.C. Haubackc. . . . .	29
3.2	Immagine al microscopio elettronico a scansione di polvere di idruro di magnesio ( $\text{MgH}_2$ ) dove è possibile individuare la presenza contestuale di cristalli di magnesio (zone chiare) e di idruro di magnesio (zone scure). . . . .	30
3.3	Due micrografie di polvere di $\text{MgH}_2$ fatte al microscopio SEM del laboratorio dipartimentale. . . . .	31
3.4	Due micrografie di polvere di $\text{MgH}_2$ fatte al microscopio SEM nel laboratorio dipartimentale. . . . .	32
3.5	Schema della struttura di sostegno in poliuretano per gli slab di paraffina (dimensioni non in scala). . . . .	32

---

3.6	Schema della ripartizione delle specie chimiche nel provino slab (dimensioni non in scala). . . . .	33
3.7	Schema della filettatura presente nell'area di combustione dei provini di geometria radiale (la freccia verde indica la linea tratteggiata utilizzata per il calcolo dell' $A_b$ ). . . . .	34
3.8	immagini relative alle due fasi di produzione dei provini radiali a base paraffinica . . . . .	35
4.1	Rivestimento esterno della camera di combustione. . . . .	37
4.2	Involucro interno della camera di combustione. . . . .	38
4.3	Camera di combustione chiusa. . . . .	38
4.4	Portaprovino in ottone per la geometria slab. . . . .	39
4.5	Sezione del portaprovino per la geometria slab. . . . .	39
4.6	Portaprovino come si presenta una volta inserito in camera di combustione. . . . .	40
4.7	Portaprovino per provini radiali. . . . .	40
4.8	Cilindri portaprovino radiale (30, 56 e 125 mm). . . . .	41
4.9	Immagine del riduttore di pressione della bombola di ossigeno, con i due manometri e la valvola per regolare il flusso. . . . .	42
4.10	Vista complessiva del motore con evidenziati l'ingresso dell'azoto per estinguere la fiamma (freccia arancione) e la valvola di sicurezza (freccia blu). . . . .	43
4.11	Sistema di accensione (si nota chiaramente il filo incandescente). . . . .	44
4.12	Immagini relative all'ugello utilizzato . . . . .	44
4.13	Immagini di due provini slab. . . . .	45
4.14	Immagini di un provino radiale. . . . .	46
4.15	Colonna d'acqua per la lettura della caduta di pressione tra monte e valle dell'ugello calibrato. . . . .	47
4.16	Grafico per ricavare il valore del coefficiente di efflusso (immagine tratta dalla dispensa <i>Efflusso da luci</i> , di Gregoretti Carlo, 14 Novembre 2004). . . . .	48
4.17	Immagine dell'oscilloscopio <i>LDS-Nicolet Sigma-100-4</i> . . . . .	48
4.18	Tracciato tipico della pressione ottenuto con l'elaborazione <i>MA-TLAB</i> . . . . .	50
4.19	In rosso l'area considerata come "superficie di combustione" di due provini in configurazione double slab, utilizzata per il calcolo della $r_f$ . . . . .	50

---

5.1	Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione $r_f$ per le diverse formulazioni a base di cera solida in geometria slab. . . . .	52
5.2	Istogramma di confronto tra le velocità di regressione $r_f$ delle diverse formulazioni a base di paraffina solida in geometria slab a flusso $G_o$ pari a $150 Kg/m^2s$ . . . . .	54
5.3	Istogramma di confronto tra le velocità di regressione $r_f$ delle diverse formulazioni di cera solida in geometria slab a flusso $G_o$ pari a $250 Kg/m^2s$ . . . . .	55
5.4	Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione $r_f$ per le diverse formulazioni di paraffina solida in geometria radiale (cilindri da $30 mm$ ). . . . .	56
5.5	Istogramma di confronto tra le velocità di regressione $r_f$ delle diverse formulazioni a base di paraffina solida in geometria radiale a flusso $G_o$ pari a $250 Kg/m^2s$ . . . . .	57
5.6	Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione $r_f$ per le diverse geometrie a base di paraffina solida (slab e radiale da $30 mm$ ). . . . .	58
5.7	Confronto tra la velocità di regressione $r_f$ per le diverse geometrie di provini a base di SW (slab e radiale da $30 mm$ ). . . . .	59
5.8	Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione $r_f$ per le diverse formulazioni a base di paraffina solida SW-X (slab e radiale da $30 mm$ ). . . . .	60
5.9	Confronto tra la velocità di regressione $r_f$ per le diverse geometrie di provini a base di paraffina solida SW-X (slab e radiale da $30 mm$ ). . . . .	61
5.10	Confronto tra la velocità di regressione $r_f$ per i provini cilindrici a base di SW di lunghezza $30 mm$ e $56 mm$ . . . . .	62
5.11	Confronto tra la velocità di regressione $r_f$ per i provini cilindrici a base di SW di lunghezza $30 mm$ e $56 mm$ . . . . .	63
5.12	Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione $r_f$ per le diverse formulazioni di paraffina solida e per le diverse geometrie, slab e radiale da $30mm$ . . . . .	65
5.13	Istogramma di confronto tra le velocità di regressione $r_f$ ad un flusso $G_o$ di $250 Kg/m^2s$ di tutti i combustibili indagati considerando diverse geometrie e formulazioni. . . . .	66
A.1	Spettro della luce visibile all'occhio umano). . . . .	76

---

---

A.2	Il grafico mostra la Legge di Planck e tratteggiata la Legge di Wien (linea dei massimi). . . . .	77
A.3	Confronto dell'emissività di una superficie reale con quella di una superficie grigia e di una superficie nera. . . . .	79
A.4	Assorbimento, riflessione e trasmissione di una radiazione incidente da parte di un materiale semitrasparente. . . . .	80
A.5	Fattore di vista fra due cilindri concentrici della stessa lunghezza $L$ (tratto da <i>Termodinamica e Trasmissione del Calore</i> , di A.Y.Cengel). . . . .	82
A.6	Fattore di vista fra due rettangoli uguali, paralleli e allineati a distanza $L$ (tratto da <i>Fisica Tecnica Ambientale</i> , di G.V.Fracastoro). . . . .	82

---





---

# Elenco delle tabelle

2.1	Quadro sintetico degli inizi della sperimentazione sulla propulsione ibrida. . . . .	9
2.2	Caratteristiche del processo di combustione in base al numero di Damköhler $Da$ . . . . .	23
3.1	Caratteristiche delle paraffine. . . . .	25
3.2	Caratteristiche della SW e della GW. . . . .	25
3.3	Caratteristiche chimico-fisiche degli idruri di interesse propulsivo. . . . .	26
3.4	Diametro delle spine per diverse lunghezze di provini radiali. . . . .	33
3.5	Elenco delle formulazioni in geometria double slab. . . . .	35
3.6	Elenco delle formulazioni in geometria radiale. . . . .	35
4.1	Caratteristiche geometriche dell'ugello. . . . .	43
4.2	Caratteristiche geometriche del provino slab. . . . .	45
4.3	Caratteristiche geometriche del provino radiale. . . . .	45
4.4	Caratteristiche dell'oscilloscopio. . . . .	49
5.1	Variazione percentuale della $r_f$ rispetto alla SW pura a diversi flussi $G_o$ per i combustibili di geometria <i>double slab</i> presi in esame. . . . .	53
5.2	Variazione percentuale della $r_f$ rispetto alla SW pura ad un determinato flusso $G_o$ per i combustibili di geometria radiale presi in esame. . . . .	56
5.3	Variazione percentuale della $r_f$ delle formulazioni di SW in geometria radiale e double slab. . . . .	58
5.4	Variazione percentuale della $r_f$ delle formulazioni di SW-X in geometria radiale e double slab. . . . .	60

---

---

5.5	Variazione percentuale della $r_f$ dei provini cilindrici a base SW-X di lunghezza 30 mm e 56 mm. . . . .	61
5.6	Variazione percentuale della $r_f$ delle formulazioni a base di SW e SW-X con geometria radiale a flusso $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ . . . . .	62
5.7	Coefficienti delle rette di velocità di regressione per le diverse formulazioni e le diverse geometrie sperimentate. . . . .	64
5.8	Variazione percentuale della $r_f$ rispetto alla SW pura in geometria <i>double slab</i> per combustibili di differente geometria e composizione ( $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ ). . . . .	64

---



---

# Capitolo 1

## Obiettivi E Motivazioni

### 1.1 Motivazioni

La propulsione di tipo ibrido in ambito spaziale offre molti vantaggi rispetto ai sistemi di propulsione termochimica più tradizionali (cioè gli endoreattori a solido e gli endoreattori a liquido). Tra questi vantaggi, particolarmente significativi risultano essere la modulabilità della spinta, la riduzione dei costi, il basso impatto ambientale e la sicurezza intrinseca.

Per poter sfruttare appieno questi numerosi aspetti positivi è però necessario il superamento del principale limite di questo tipo di tecnologia propulsiva: la bassa velocità di regressione.

In campo internazionale sono stati condotti numerosi studi che hanno investigato la fenomenologia fisico-chimica della propulsione ibrida e molti studi sono attualmente in corso. L'obiettivo principale rimane quello di aumentare la velocità di regressione (che in seguito verrà indicata con  $r_f$ ) del grano combustibile solido.

L'attività sperimentale si concentra sull'aumento della velocità di regressione senza però perdere quelli che sono i vantaggi distintivi della tecnologia ibrida, in modo da renderla competitiva se paragonata alle soluzioni propulsive più tradizionali.

Anche se sono stati condotti numerosi sforzi di investigazione su questo campo di ricerca, rimangono ancora, allo stato attuale, molti aspetti non pienamente compresi concernenti la propulsione ibrida. Questo rende necessarie ancora numerose ricerche e indagini, con lo scopo di affinare la comprensione dei fenomeni chimico-fisici (molto complessi e tra loro concatenati) che governano

la combustione di tipo ibrido, e di perfezionare i modelli matematici che li descrivono.

L'attività di ricerca, in ambito internazionale, si concentra su tre filoni che attualmente sembrano essere i più promettenti dal punto di vista dell'incremento della velocità di regressione:

- *chimico*, ovvero l'additivazione dei provini con materiali energetici quali, ad esempio, idruri metallici;
- *fisico*, cioè lo sfruttamento del fenomeno di *entrainment* tipico dei combustibili cosiddetti "*bassofondenti*";
- *fluidodinamico*, che implica l'incremento del coefficiente di scambio termico tramite dispositivi capaci di incrementare il livello di turbolenza nella zona di fiamma durante la combustione.

## 1.2 Obbiettivi

Questo lavoro di tesi si inserisce nel settore di ricerca brevemente delineato nel paragrafo precedente, ed ha come obiettivo quello di investigare le prestazioni balistiche (più precisamente la velocità di regressione media  $r_f$ ) di formulazioni di combustibili innovativi per la propulsione ibrida messi a disposizione dal lavoro di dottorato dell'ing. Matteo Boiocchi (si veda a riguardo [12]).

Nello specifico sono stati investigati diversi combustibili a base paraffinica (in grado di dare luogo al fenomeno di *entrainment*) opportunamente drogati con additivi energetici quali idruri metallici (idruro di magnesio ( $MgH_2$ ) e tetraidroalluminato di litio ( $LiAlH_4$ )) o non energetici (*nero fumo*-NF), di modo da poter stimare i relativi apporti alla velocità di regressione del grano solido. È stato eseguito un confronto non solo fra le diverse formulazioni ma anche tra geometrie diverse di uno stesso combustibile.

Il paragone tra le prestazioni delle diverse tipologie di combustibile e tra diverse geometrie degli stessi indagate in questo lavoro sperimentale si pone come proposito quello di fornire un contributo innovativo alla comprensione dei vari fenomeni che reggono il processo di combustione in un endoreattore di tipo ibrido e di quanto formulazione e geometria possano influire sulle prestazioni balistiche di un grano solido per questo tipo di propulsione.

Ai fini dello sviluppo futuro della tecnologia ibrida, la comprensione di questi

aspetti risulta essenziale e di grande importanza per sfruttare appieno le sue numerose potenzialità.

### 1.3 Presentazione della Tesi

Il presente paragrafo illustra la suddivisione della tesi e dei vari capitoli ed il loro contenuto.

Il capitolo 2 riporta le caratteristiche fondamentali della propulsione di tipo ibrido per le applicazioni spaziali, introducendo gli aspetti principali ed evidenziando in modo chiaro vantaggi e svantaggi di tale tecnologia. Successivamente si passa ad una panoramica storica che descrive le fasi principali dello sviluppo di tale tipo di propulsione per endoreattori. La parte finale del capitolo è dedicata ai modelli di combustione per combustibili tradizionali e per i cosiddetti combustibili "*bassofondenti*".

Nel capitolo 3 ci si concentra sulle formulazioni di combustibile sperimentate durante il presente lavoro di tesi. Vi è una descrizione degli ingredienti principali utilizzati e degli additivi e della loro manifattura; alla fine del capitolo si riporta l'elenco dei grani solidi indagati.

Nel capitolo 4 si descrive la linea sperimentale utilizzata, concentrando l'attenzione sulla strumentazione del banco di laboratorio e sulla tecnica di misura della velocità di regressione  $r_f$ .

Nel capitolo 5 sono presentati i risultati ottenuti durante l'attività sperimentale di questo lavoro di tesi. Le prestazioni balistiche delle varie formulazioni vengono presentate secondo il seguente schema:

- confronto tra combustibili diversi ma con la stessa geometria;
- confronto tra combustibili uguali ma con geometria diversa;
- confronto finale totale tra tutti i combustibili analizzati con le loro diverse geometrie.

Per ogni confronto viene analizzato il diverso andamento della velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante e l'aumento della  $r_f$  dato dalle diverse formulazioni (tramite istogrammi).

Il capitolo 6 riporta le conclusioni del presente lavoro derivanti dall'analisi critica dei risultati. Vengono indicati inoltre possibili sviluppi futuri per la ricerca concernente l'approfondimento dello studio dei fenomeni che regolano la propulsione ibrida.



# Sistemi di Propulsione Ibrida per Applicazioni Spaziali

## 2.1 Introduzione

Nella propulsione spaziale si definiscono sistemi di propulsione ibrida quei sistemi che utilizzano un reagente allo stato solido (esattamente come nei sistemi a propulsione solida) ed uno allo stato liquido (esattamente come nei sistemi a propulsione liquida). Possono presentarsi in due configurazioni; la prima, quella classica, è detta *diretta* mentre la seconda è detta *indiretta*. Nella configurazione diretta si ha un combustibile solido tipicamente di forma cilindrica con il quale viene fatto reagire un ossidante in fase gassosa o sottoforma di *spray* liquido. Per contro nella configurazione indiretta si ha la presenza di un ossidante allo stato solido e di un combustibile allo stato liquido (configurazione quest'ultima dalle prestazioni inferiori rispetto al propulsore ibrido diretto e quindi scarsamente utilizzata). Appare chiaro che l'architettura generale si configura come intermedia fra quella più semplice degli endoreattori a solido (dove è presente un unico contenitore opportunamente sagomato) e quella più complessa degli endoreattori a combustibile/ossidante liquido (che richiedono serbatoi e sistema di alimentazione) situazione questa che garantisce una maggiore versatilità sia in fase di progetto che in fase operativa.

In figura 2.1, è rappresentato lo schema classico di un propulsore ibrido diretto (con l'intenzione di mostrare uno schema di validità generale si concentra l'attenzione solo su questa architettura ibrida), dove un ossidante in fase liquida (o gassosa) è iniettato tramite un sistema valvole/iniettori su un combustibile solido.

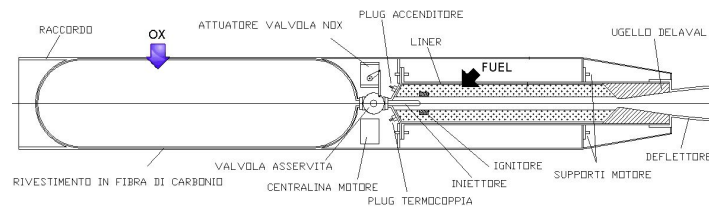


Figura 2.1: Schema di un propulsore ibrido diretto.

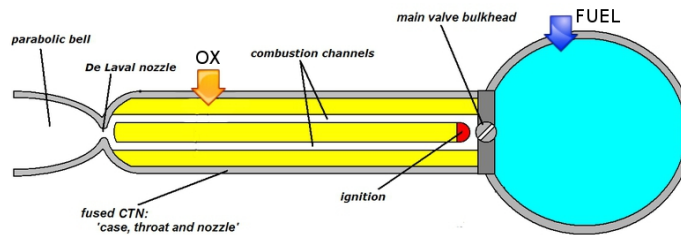


Figura 2.2: Schema di un propulsore ibrido indiretto.

E' presente in questa configurazione (anche se non rappresentato in figura) anche un sistema di pressurizzazione del serbatoio di ossidante che varia in funzione della specie e delle specifiche di missione, così come possono variare la geometria, le dimensioni ed il tipo di perforazione del combustibile. Le principali caratteristiche di un propulsore ibrido sono classificabili in vantaggi e svantaggi. Tra i primi si segnalano:

### 1. Sicurezza intrinseca:

- l'utilizzo di materiali inerti nelle fasi di manifattura, assemblaggio, trasporto e operazioni di lancio in rampa evita il rischio di reazioni accidentali;
- la separazione fisica di combustibile e ossidante elimina i rischi di accensioni involontarie e di esplosioni dovute a urti, vibrazioni ed elettricità statica che sono di fatto impossibili prima dell'iniezione del componente liquido;
- in caso di emergenza si comanda lo spegnimento del motore semplicemente interrompendo il flusso del componente solido.

### 2. Flessibilità operativa:

- l'accensione ipergolica dà la possibilità di accensione e spegnimento e modulazione della spinta solamente agendo sulla valvola di controllo dell'ossidante.

**3. Affidabilità di funzionamento:**

- semplicità in fase realizzativa (rispetto ai propulsori a liquido);
- ridotta sensibilità termica;
- la fiamma diffusiva elimina i rischi di frattura catastrofica tipica dei propellenti solidi e garantisce un'elevata tolleranza ai difetti di manifattura e ai danneggiamenti del grano solido.

**4. Versatilità nella scelta dei propellenti:**

- teoricamente ogni sostanza combustibile ed ogni specie altamente ossidante possono essere impiegate nella propulsione ibrida (basta pensare ai primi propellenti ibridi presi in considerazione dalla NASA, che consistevano in spazzatura combinata con un legante e ossidante).

**5. Costi contenuti e basso impatto ambientale:**

- la semplicità costruttiva dei propellenti ibridi consente una scelta opportuna della coppia combustibile/ossidante in modo da minimizzare sia i costi che l'impatto ambientale.

**6. Buone prestazioni propulsive :**

- utilizzando i medesimi ossidanti dei propulsori liquidi si hanno gli stessi livelli energetici e valori di impulso specifico intermedi tra i valori tipici della propulsione a solido e paragonabili a quelli della propulsione a liquido.

Tra gli svantaggi si segnalano invece:

**1. Bassa velocità di regressione:**

- dovuta generalmente alla lenta pirolisi del grano di combustibile solido nella configurazione tradizionale (attualmente risultati di interesse possono essere ottenuti solo con ampie superfici di regressione che chiaramente penalizzano il riempimento volumetrico in caso di grandi spinte).

**2. Difficoltà operative a grandi scale:**

- l'aumentare le dimensioni al fine di estendere l'area di regressione comporta l'aumento dei volumi e conseguentemente delle masse inerti.

**3. Qualità della combustione bassa:**

- la combustione è più inefficiente e ruvida rispetto alle soluzioni a liquido e a solido e può presentare anche delle instabilità longitudinali ottenendo così un'efficienza del 95%, contro il 98% dei solidi e il 99% dei liquidi.

**4. Velocità di regressione poco sensibile alle condizioni operative:**

- la pressione e le altre condizioni operative sono poco influenti sulla velocità di regressione  $r_f$  e ciò è un altro motivo che spinge ad operare con superfici di regressione elevate.

**5. Variazione dei rapporti di miscela durante la combustione:**

- a parità di portata di ossidante, la regressione della superficie di combustione comporta un aumento della portata massica di combustibile per l'aumentata superficie; e quindi cambia il rapporto O/F.

## 2.2 Cenni Storici della Tecnologia Ibrida

In questa sezione verrà presentata una sintesi storica della propulsione ibrida, in modo da inquadrare in modo più preciso lo sviluppo di tale tecnologia e poter trarre delle conclusioni sul suo sviluppo e sulla sue applicazioni future. Saranno inoltre descritti brevemente anche esempi di propulsione spaziale ad alte prestazioni, *booster* di elevate dimensioni e unità ausiliarie di potenza APU[1].

Gli inizi della propulsione ibrida si possono far risalire attorno agli anni 30 ([1]), nello stesso periodo di tempo in cui ebbero luogo anche i primi esperimenti di propulsione liquida e solida. Ufficialmente si può far risalire la prima prova in volo di un propulsore ibrido alle esperienze condotte dall'Unione Sovietica nel 1933. La tabella 2.1 riporta un quadro sintetico delle prime sperimentazioni con l'ibrido.

La concezione dei primi propulsori ibridi risale agli anni '30 pressoché contemporaneamente negli USA (*California Rocket Society*) e in Germania (razzo ibrido a LOx-Grafite, *Oberth*). Successivamente, basandosi su un'idea di Andrusow (1937) vennero effettuate prove presso i laboratori tedeschi della I.G.Farben da Noegerrath e Lutz, nel periodo tra il 1937-1943, usando dei dischi di carbone impilati e perforati, nei quali scorreva il gas ossidante che era  $N_2O$  (ossido di diazoto), le quali però diedero gli stessi insoddisfacenti risultati delle prove condotte da Oberth.

Bisogna aspettare i primi anni '40 per vedere delle prove dagli esiti significativi, nelle quali si utilizzavano come combustibili materiali quali legno, cera caricata con polveri di carbone e combustibili a base di gomme, mentre come ossidante veniva impiegato LOx. In quegli anni gli sperimentatori capirono uno dei concetti base della propulsione ibrida, ovvero che la pressione in camera del motore è dipendente dal flusso di ossidante e non dalla superficie di combustibile esposta alla fiamma, e che non c'è nessun pericolo di esplosione a causa di cricche o fessure nella carica di propellente (come avviene invece nella propulsione solida).

Le prime indagini di tipo analitico, condotte da Moore e Berman (USA, *General Electric*) verso la fine degli anni '40 e gli inizi degli anni '50, permisero di verificare alcune importanti caratteristiche di questo modello di propulsione quali:

- notevole uniformità longitudinale della combustione;
- nessun effetto di fratture del grano solido sulla combustione;
- innesco graduale della combustione;

Autore	Combustibile	Ossidante
Noegerrath (1937) e Lutz (1943)	carbone	$N_2O$ ovvero gas esilarante
Smith (1938-41)	carbone	$O_2$
Bartel e Rannie (1946)	carbone	aria
Dembrow e Pompa (1952)	JP	$NH_4NO_3, NH_4ClO_4, KClO_4$
Moore e Berman (1956)	PE	$H_2O_2$ (90%)
Ordhal(1959)	a base di metalli	composti alogeni
Moutet e Barrère (1960)	plastiche organiche	$HNO_3$

Tabella 2.1: Quadro sintetico degli inizi della sperimentazione sulla propulsione ibrida.

- stabilità della combustione (in virtù del fatto che la superficie di combustibile si comporta essa stessa da stabilizzatore di fiamma);
- facilità di controllo del processo di combustione anche solo mediante una valvola.

La verifica di queste proprietà venne di pari passo alla consapevolezza di aver effettuato esperimenti che richiedevano elevati valori del rapporto liquido/solido ( $O/F = 7$ ) (Moore e Berman usarono per i loro test la coppia di propellenti data da acqua ossigenata al 90% e polietilene [2]), con annessa intrinseca instabilità termica dell' $H_2O_2$ . Nonostante tutto la velocità di regressione risultò bassa e poco sensibile ai tentativi fatti per aumentarla.

Con gli anni '50 e '60 iniziarono a svilupparsi i primi studi sugli ibridi inversi; in particolare furono gli americani Dembrow e Pompa della *Applied Physics Laboratory* [3] ad effettuare nel 1952 il primo esperimento utilizzando JP come combustibile in fase liquida e come ossidanti vari solidi come  $NH_4NO_3$  (nitrato d'ammonio),  $NH_4ClO_4$  (perclorato d'ammonio) e  $KClO_4$  (perclorato di potassio). In generale però la configurazione inversa diede come risultato delle prestazioni scarse dovute ad una bassa qualità della combustione (ruvida). Nonostante tutto alcune applicazioni per questo tipo di propulsore ibrido sono state trovate in campo militare, tra cui i razzi sonda e i razzi bersaglio.

Successivamente ai primi test effettuati su propulsori ibridi basati su idrazina e differenti tipologie di perclorati (nitronio, d'ammonio) e dai scarsi risultati, la NASA finanziò una serie di studi basati sull'uso di combustibile HTPB additivato con litio e FLOX come ossidante (una miscela di fluoro e ossigeno) i quali diedero dei risultati promettenti in termini di impulso specifico (380-400 s) e di regolarità ed efficienza della combustione, con tuttavia problemi di conducibilità legati alla presenza di litio. Un altro approccio, sempre a seguito di ricerche della NASA e finanziato ad ottenere prestazioni elevate, prevedeva lo sfruttamento della reazione tra ossigeno, idrogeno e berillio, soluzione questa in grado di fornire un impulso specifico dell'ordine dei 500 s, ma abbandonata a causa della tossicità del berillio.

Un'altra corrente storica dei propulsori ibridi si caratterizza per l'aver tentato di utilizzare rifiuti di vario genere come combustibili solidi. Questi rifiuti potevano essere per esempio pneumatici usati, sminuzzati e legati assieme tramite un collante, oppure rifiuti organici prodotti nei veicoli spaziali con a bordo un equipaggio umano (carta, scarti di cibo, tessuti ecc.). L'indagine di questo tipo di formulazioni è stata possibile in quanto nella propulsione ibrida, molto tollerante ai difetti del componente solido, al combustibile non sono ri-

chieste elevate proprietà meccaniche (a differenza del caso a propulsione solida).

Negli anni '80 gli eventi catastrofici quali il disastro dello *Shuttle Challenger* (28 Gennaio 1986) e del vettore *Titan III* (quando BO?) e la volontà dei governi delle nazioni industrializzate di garantirsi un accesso autonomo alla messa in orbita dei satelliti commerciali costituirono due nuovi filoni che diedero impulso allo studio della propulsione ibrida. In particolare, uno dei più interessanti studi atti a sviluppare la propulsione ibrida fu effettuato verso la metà degli anni '80 dall'americana *AMROC Inc.*, il quale prevedeva l'utilizzo della coppia HTPB-LOx, arrivando a produrre spinte nel vuoto di 1500 kN [4]. Questo tentativo rappresentò una svolta nell'approccio alla propulsione ibrida in quanto dimostrò la possibilità di produrre questo tipo di propulsori su larga scala e con costi estremamente più bassi di quelli della propulsione solida.

Nel 1999 è stato avviato un programma di ricerca sull'ibrido da parte di un consorzio formato da *NASA/MSFC* e *Lockheed-Martin*, che ha come combinazione combustibile/ossidante la miscela fatta da HTPB e LOx: nonostante il successo di tale iniziativa, testimoniato dal raggiungimento da parte di un razzo di prova di quota 42 km, la piena maturità operativa di propulsori ibridi ad elevate prestazioni ed operanti con la sopracitata coppia di materiali è ancora lontana[5]. Un ulteriore impulso alla propulsione ibrida spaziale è stato dato negli ultimi anni dall'affermarsi del turismo spaziale, applicazione questa destinata ad una sempre crescente diffusione negli anni a venire. La *SpaceDev*, società fondata nel 1997 da James W. Benson, ha sviluppato un motore ibrido basato su HTPB e tetrossido d'azoto per lo *SpaceShip One*, un veicolo dimostratore suborbitale, proprio con il fine di dimostrare la effettiva possibilità di creare un veicolo sicuro ed affidabile per applicazioni turistiche civili. Ancora più recente è il risvolto dato dagli studi fatti da Arif Karabeyoglu nell'investigazione delle paraffine, presso la Stanford University [6]. Queste ricerche hanno dimostrato come è possibile incrementare da 3 a 5 volte la velocità di regressione del combustibile usando delle paraffine al posto di HTPB. Tutto ciò fa sì che in un mercato futuro che richiede sempre più affidabilità, sicurezza, costi ridotti e versatilità la propulsione ibrida si dimostra sempre più adeguata e promettente.

### 2.3 Modelli di Combustione Ibrida

Dalla struttura di fiamma che si instaura al momento del contatto tra combustibile e ossidante, precedentemente tenuti separati, dipendono in modo diretto alcune delle principali e desiderabili proprietà dei combustibili ibridi, come ad

esempio la scarsa sensibilità ai difetti meccanici presenti nel grano solido. Nella realtà abbiamo però a che fare con un processo molto più complicato che coinvolge trasferimenti di massa e calore che sono reciprocamente accoppiati tra loro. L'intero processo di combustione risulta così fortemente influenzato nelle proprie caratteristiche da tale accoppiamento.

Un ruolo importante nella determinazione delle caratteristiche di combustione è svolto dalla scelta della formulazione di combustibile, la quale influenza anche tutto l'intero processo di combustione. Come già spiegato, all'interno della propulsione termochimica di tipo ibrido praticamente qualsiasi sostanza combustibile può essere utilizzata (eventualmente trattata a priori con dei leganti chimici). Chiaramente vi sono sostanze e materiali che si sono con il tempo affermate nel mare delle molteplici scelte di combustibili e che hanno dimostrato rispetto alle altre caratteristiche che sono un buon compromesso tra le prestazioni balistiche e le proprietà meccaniche.

Fra queste sostanze vanno sicuramente citati i combustibili a base di polibutadiene a terminazione idrossilica (HTPB), il meccanismo di combustione dei quali è stato oggetto di importanti studi [7] e che sono stati tra i primi materiali investigati. Spostandoci in anni più recenti, la frontiera della ricerca si è spostata verso i cosiddetti materiali *bassofodenti*, materiali facenti parte della famiglia delle paraffine ed in grado di generare durante la combustione uno strato superficiale liquido che conferisce loro ottime potenzialità in termini di aumento della velocità di regressione [8]. A differenza dei tradizionali materiali solidi, le paraffine mostrano meccanismi di combustione diversi che comprendono la determinazione delle condizioni necessarie alla formazione e allo sviluppo del fenomeno di *entrainment* (si veda il paragrafo 2.3.2).

Di seguito sono presentati entrambi i meccanismi di combustione, tradizionale e bassofondente, e verranno evidenziate le peculiarità delle due famiglie.

### 2.3.1 Meccanismo di Combustione: Combustibile Tradizionale

Per i combustibili tradizionali, tra cui specialmente quelli a base di HTPB, il meccanismo di combustione può essere rappresentato come di seguito riportato: il flusso di ossidante gassoso che scorre sopra il grano solido genera uno strato limite fluidodinamico al di sopra della superficie di combustibile, all'interno del quale si trova il fronte di fiamma, come schematizzato dalla figura 2.3.

Successivamente all'ignizione si ha la sublimazione progressiva del combustibile per effetto degli scambi termici radiativo e convettivo tra la zona di



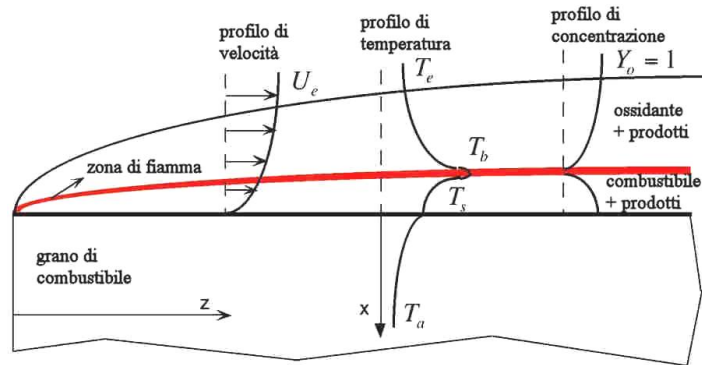


Figura 2.3: Schema del meccanismo di combustione per gli ibridi diretti.

fiamma e la superficie di combustione. L'ossidante gassoso si miscela, all'interno dello strato limite, con la massa vaporizzata di combustibile, originando così una sottile zona di fiamma in corrispondenza delle condizioni stechiometriche. Lo scambio di calore tra la zona di fiamma e la superficie produce la vaporizzazione di nuova massa di combustibile, originando così una fiamma auto-sostenuta. La fiamma risulta quindi essere di tipo diffusivo (controllata cioè da processi di diffusione di massa ed energia), con il fronte che si posiziona in corrispondenza della regione in cui si verifica il rapporto stechiometrico tra ossidante e combustibile (tale regione è sempre all'interno dello strato limite).

La fiamme di tipo diffusivo, a differenza di quelle dominate dai processi tipici della cinetica chimica (che qualificano fiamme di tipo premiscelato), sono intrinsecamente più lente perché i tempi caratteristici della fluidodinamica sono molto maggiori dei tempi caratteristici della cinetica chimica. Questa lentezza rende evidente come siano numerosi i meccanismi presenti durante la combustione e come siano tra loro interdipendenti ed eterogenei: la sublimazione del combustibile, la sua successiva diffusione all'interno dello strato limite, il miscelamento con l'ossidante, le reazioni chimiche di combustione nella fiamma, l'onda termica di ritorno alla superficie con chiari contributi convettivi e radiativi. È importante sottolineare come il gas che si genera dalla sublimazione del combustibile crea un effetto di "soffiamento" o di *blowing*, caratteristico della propulsione ibrida, il quale sfavorisce il ritorno termico ad essa. Questo effetto è noto con il termine di "bloccaggio" a cui va aggiunto l'allontanamento del fronte di fiamma, dovuto proprio alla presenza della massa di questi gas soffiati. Risulta quindi chiaro come i processi di combustione di un propellente ibrido siano molto più complessi e articolati di quelli che si possono verificare per la

propulsione a solido o in presenza di combustibili e ossidanti nella medesima fase liquida. E' quindi fondamentale cercare di capire questi processi che governano la velocità di combustione, con l'obbiettivo (o per lo meno il tentativo visto la difficoltà e l'elevato numero di parametri da considerare) da un lato di prevedere/predire l'andamento di tutto il processo combustivo e dall'altro di poter aspirare a produrre propulsori dalle prestazioni sempre migliori.

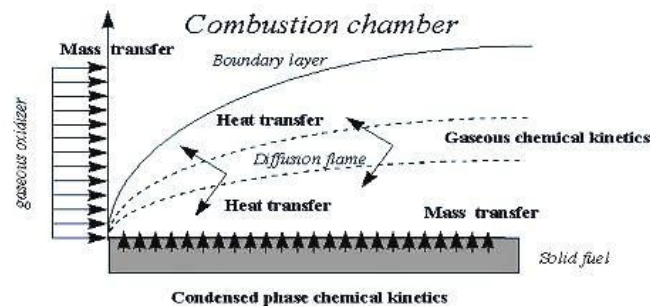


Figura 2.4: Schema della cinetica di combustione per gli ibridi diretti.

La stima della velocità di regressione necessita quindi di un modello che tenga in conto tutti i processi in atto allo stesso momento. Questo può avvenire ad esempio con differenti livelli di approssimazione. Tra le teorie più influenti riguardanti il comportamento della velocità di regressione vi è sicuramente quella di Marxman et al. [9], la quale fu elaborata attorno al 1960 tramite un approccio basato sullo studio di una combustione turbolenta su una superficie piana. Questo studio individuò come il trasferimento di calore convettivo, che dalla fiamma va verso la superficie di combustione, si configura come elemento principale e dominante sull'andamento della velocità di regressione del combustibile solido stesso. Come parametro operativo principale per governare tale velocità Marxman individuò il flusso di massa locale  $G$ . Successivamente studi più recenti svolti da Chiaverini et al. [10] si sono concentrati principalmente sulla velocità di regressione e hanno approfondito il comportamento delle onde termiche in motori ibridi di piccola scala, basati su HTPB (polibutadiene a terminazione idrossilica) come combustibile ed ossigeno nelle veci di ossidante, ricavando correlazioni semi-empiriche per relazionare le velocità di regressione misurate con i processi termici.

### 2.3.2 Meccanismo di Combustione: Combustibile Bassofondente

Come sopra accennato, una delle famiglie potenzialmente più promettenti per essere utilizzate come combustibili nella propulsione di tipo ibrido è la famiglia dei materiali cosiddetti "bassofondenti". Questo tipo di combustibili si caratterizza per creare un sottile strato liquido superficiale, avente bassa viscosità, durante la combustione: questo perché l'interazione tra il flusso di ossidante in arrivo instabilizza la superficie favorendo conseguentemente la formazione di gocce che si staccano dalle estremità delle onde che formano per l'appunto la zona instabile.



Figura 2.5: Schema del meccanismo instabilizzante dei combustibili bassofondenti.

Sono proprio queste gocce d'acqua alla base del cosiddetto fenomeno di *entrainment*, ovvero quel fenomeno per cui si ha il trascinarsi di queste ultime all'interno della corrente di ossidante, dove avviene la combustione. Questo effetto di atomizzazione va a sostituirsi al fenomeno di sublimazione che si verifica nella combustione dei materiali tradizionali, e garantisce una velocità di regressione più elevata per due motivi principali:

- le gocce assorbono una minore quantità di energia (calore di evaporazione e non di sublimazione);
- le conseguenze dell'entrainment sulla trasmissione di calore per convezione sono meno negative, a causa di un minor effetto di bloccaggio.

Questi vantaggiosi effetti derivanti dall'utilizzo di materiali "bassofondenti" sono largamente documentati e studiati, come dimostrano per esempio i lavori

di Karabeyogu et al. [8], che si sono concentrati sulla investigazione di combustibili solidi capaci di creare uno strato liquido sulla propria superficie durante la combustione. L'effetto di *entrainment* nasce dalla tendenza all'instabilità dello strato superficiale e dipende fortemente da alcune delle caratteristiche di quest'ultimo, essendo inversamente proporzionale alla tensione superficiale e alla viscosità. Da uno studio effettuato da Gater e L'Ecuyer et al. [11] è possibile scrivere delle relazioni empiriche che correlano i parametri causa di instabilità al fenomeno di entrainment di gocce in un fluido gassoso.

Possiamo infatti identificare un trasferimento di massa ( $\dot{m}_{ent}$ ) causato dall'entrainment pari a quello di formula 2.1:

$$\dot{m}_{ent} = -13.3 \ln(1 - e_0) \dot{m}_l \quad (2.1)$$

dove

$$e_0 = \tilde{e}(X_e) \quad (2.2)$$

è una funzione di proporzionalità dimensionale dipendente dalla pressione dinamica  $P_d$ , dalla tensione superficiale  $S$  e dal rapporto di temperature  $T_g/T_v$ :

$$X_e = \frac{P_d^{0.5}}{S(T_g/T_v)^{0.25}} \quad (2.3)$$

Bilanciando le forze di taglio presenti all'interfaccia liquido-gas possiamo ricavare la seguente formula per la massa di liquido  $\dot{m}_l$  trasferita:

$$\dot{m}_l = \frac{c_f \rho_l P_d H^2}{2\mu_l S}. \quad (2.4)$$

La scrittura della 2.4 è ottenuta in condizioni sperimentali in cui non vi è iniezione di liquido in direzione assiale e potrebbe quindi essere fonte di errore per elevati trasferimenti di massa con una riduzione significativa dello spessore  $H$  dello strato liquido.

Quest'ultima equazione è valida soltanto per valori di  $X_e$  maggiori di 2109: questo denota la presenza di un valore critico, al di sotto del quale non si verifica tale fenomeno. Dalle equazioni presentate risulta chiaro come la pressione gasdinamica risulti instabilizzante al contrario di tensione superficiale e viscosità che invece svolgono un'azione opposta. Per tenere conto dell'insorgere delle instabilità e della successiva formazione del fenomeno di entrainment bisogna quindi modificare la teoria classica della combustione ibrida come segue:

1. bisogna ridurre il calore effettivo di gassificazione causa l'effetto meccanica di entrainment delle gocce liquide nel flusso gassoso, le quali riducono parzialmente l'energia di evaporazione che è richiesta per il trasferimento di massa dalla superficie al flusso; vi è anche una differenza entalpica tra la superficie e la fiamma anche se tuttavia essa risulta trascurabile rispetto al fenomeno descritto ad inizio paragrafo;
2. va modificato il fattore di bloccaggio per tenere in conto la presenza di goccioline liquide che rende il flusso bifase. In prima approssimazione un possibile approccio potrebbe essere il considerare un fattore di bloccaggio di evaporazione, che dipenda solo dal trasferimento di massa della fase gassosa. Questa assunzione è ragionevole se si considera che la combustione ibrida è generalmente caratterizzata da ratei con elevate velocità di soffiamento, che quindi danno luogo a ridotti tempi di residenza delle goccioline al di sotto del *flame sheet* diffusivo;
3. Le increspature derivanti dall'instabilità dello strato liquido aumentano la rugosità superficiale, la quale è direttamente proporzionale al trasferimento termico che va dal fronte di fiamma alla superficie di combustibile.

Si può così considerare le velocità di regressione di un combustibile ibrido come somma di due contributi: il primo deriva dalla vaporizzazione del liquido nel flusso gassoso e il secondo deriva dal fenomeno di entrainment, il quale è correlato al trasferimento di massa estratto meccanicamente dalla superficie del liquido. Per quanto originariamente elaborata per i combustibili solidi criogenici, la teoria dell' entrainment delle goccioline liquide è stata dimostrata come valida dagli studi citati da Karabeyoglu et al.[8]. Anche per alcani con numero di atomi di carbonio tra 16 e 50, tra cui si distinguono cere paraffiniche e polietileniche. E' possibile in questo modo comprendere come risultino estremamente interessanti dal punto di vista delle prestazioni propulsive quei combustibili che sono in grado di produrre l'effetto di entrainment, in quanto la teoria dello strato liquido superficiale sottile afferma che essi si caratterizzano per il ridotto calore effettivo di gassificazione, il ridotto fattore di bloccaggio e la invece maggiore rugosità superficiale: queste tre caratteristiche assieme potrebbero consentire di ottenere velocità di regressione di addirittura un ordine di grandezza superiore a quelle ipotizzabili tramite la teoria classica. Questa teoria è inoltre anche in grado di spiegare la ridotta velocità di regressione di combustibili ad alta viscosità. Di contro bisogna però dire che i combustibili basso fondenti si caratterizzano per scadenti proprietà meccaniche, che nella pratica li rendono scarsamente

utilizzabili. Per ovviare a questa limitazione, sono in corso delle ricerche [12] volte a rinforzare i combustibili paraffinici tramite una schiuma poliuretanic, con lo scopo di ottenere proprietà meccaniche buone mantenendo nel contempo prestazioni balistiche più elevate di quelle comuni ai combustibili tradizionali.

## 2.4 Metodi per Incrementare la Velocità di Regressione

Come noto, a causa della struttura di fiamma tipica degli endoreattori, la velocità di regressione dei propulsori ibridi è intrinsecamente bassa. Di conseguenza sono quindi in corso, in ambito internazionale, ricerche volte a incrementare tali valori di velocità; il superamento di tale limite, intrinseco della propulsione ibrida, renderebbe tale tecnologia estremamente competitiva rispetto alle soluzioni tradizionali liquida e solida, proprio grazie alla maggiore versatilità e sicurezza che offre rispetto agli altri tipi di propulsori. I campi di indagine attualmente più promettenti per l'incremento della velocità di regressione, sono tre:

- approccio chimico, che consiste nell'introduzione di additivi energetici (tipo polveri metalliche nanometriche, idruri metallici, ecc..) nel grano di combustibile [13] [14] [15] [16];
- approccio fisico/chimico, che utilizza combustibili a base di paraffine, sfruttando il processo di entrainment, per cui si vedano [8] [6] [7] [17] [18];
- approccio di tipo fluidodinamico, basato sulla generazione di turbolenza per accrescere lo scambio termico, come spiegato in [19] [20] [21].

I parametri che influenzano la velocità di regressione del combustibile solido sono comunque diversi e intercorrelati tra loro in modo complesso. Nel seguito si analizzeranno i parametri che maggiormente hanno peso nella determinazione della velocità di regressione del combustibile solido, evidenziandone di volta in volta il ruolo e l'importanza relativa.

### 2.4.1 Parametri Influenti sulla Modifica della Velocità di Regressione

I fenomeni che complessivamente hanno un ruolo di rilievo nella combustione di un endoreattore di tipo ibrido, e in particolare sulla velocità di regressione risultano essere [22]:

- lo scambio termico nelle sue tre forme, ovvero conduttivo, convettivo e per irraggiamento;

- il "soffiamento" dello strato limite;
- l'effetto della pressione sulla velocità di regressione;
- l'effetto del flusso di ossidante sulla velocità di regressione;
- la presenza di additivi energetici (metallici o idruri).

### Scambio termico

Un'analisi approssimata dello scambio termico che si verifica sulla superficie di regressione può essere svolta come in [10] [8], tramite l'uso di un bilancio energetico di tipo:

$$\dot{q}_s = \rho_f r_f h_f = k \Delta T = k \left. \frac{dT}{dy} \right|_{s,g} = \dot{q}_{gs} \quad (2.5)$$

in cui si confrontano le potenze scambiate per convezione e per conduzione, le quali a loro volta sono legate alla velocità di regressione del combustibile in esame. Tramite l'ulteriore ipotesi di considerare di uguale entità i parametri di diffusione della quantità di moto e dell'energia, si può procedere secondo l'analogia di Reynolds (soluzione approssimata dello strato limite su lastra piana), la quale guida a:

$$Nu_x = \frac{C_f}{2} Re_x. \quad (2.6)$$

In particolare, dato che è di interesse il parametro di velocità di regressione, è possibile esprimere i seguenti legami:

$$St = \frac{Nu}{Re \cdot Pr} \quad (2.7)$$

$$St = \frac{\dot{q}_{gs}}{\rho_e \nu_e \Delta h} = \frac{1}{2} C_f Pr^{-2/3} \quad (2.8)$$

$$\Delta h = c_p (T_f - T_s) \quad (2.9)$$

che portano alla scrittura di:

$$r_f = \frac{\dot{q}_{gs}}{\rho_f h_f} = \frac{1}{2} C_f Pr^{-2/3} \cdot \frac{\rho_e \nu_e \Delta h}{\rho_f h_f}. \quad (2.10)$$

Il contributo dello scambio termico per irraggiamento, accoppiato allo scambio convettivo, d'altro canto, può essere espresso tramite estensione dell'equazione della conservazione dell'energia alla superficie, come detto in [9] [23]:

$$\dot{q}_s = \rho_f r_f h_f = \dot{q}_{conv} \exp\left(-\frac{\dot{q}_{rad}}{\dot{q}_{conv}}\right) + \dot{q}_{rad} \quad (2.11)$$

ovvero:

$$\dot{q}_{rad} = \sigma \varepsilon_s [\varepsilon_g T_f^4 - T_s^4] = \sigma \varepsilon_s [(1 - e^{-\alpha N z}) T_f^4 - T_s^4]. \quad (2.12)$$

### “Soffiamento” sullo strato limite

E' inoltre fondamentale considerare la correzione da apportare ai coefficienti a causa dell'iniezione di massa dovuta alla gassificazione dello stesso combustibile:

$$B(x) = \frac{1}{C_f/2} \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f(x)} \quad (2.13)$$

prevedendo dei numeri di Reynolds (basati sulla distanza  $x$ ) dell'ordine di  $10^6$ , come da una formula approssimata della  $r_f$  presente in [13], arriviamo a:

$$r_f \approx Re_x^{-0.2} B^{0.23} \frac{\rho_e \nu_e}{\rho_f}. \quad (2.14)$$

### Effetto della pressione sulla $r_f$

Sull'influenza della pressione si può invece dire che non è dipendente dagli effetti di scambio termico per convezione e per irraggiamento ([16],[24]).

Se siamo in presenza di scambi termici di pura convezione, il legame tra la velocità di regressione e flusso di ossidante è lineare per entrambi i parametri su entrambi i parametri.

A flussi inferiori ai  $140 \text{ kg/m}^2\text{s}$  la pressione ha l'effetto di aumentare la velocità di regressione a causa del maggior flusso termico globale alla superficie.

Gli scambi termici di tipo radiativo invece hanno l'effetto di ridurre la pendenza della curva  $r_f/G_{ox}$  ai flussi più bassi, per via del fatto che l'esponente della relazione  $r_f/G_{ox}$  stessa si riduce a causa della minore importanza della convezione, nel caso si considerino anche gli scambi termici per irraggiamento.

### Effetto del flusso di ossidante sulla $r_f$

Generalmente l'effetto del flusso di ossidante è generalmente di aumentare il tasso di pirolisi del combustibile, il che induce un aumento della velocità di



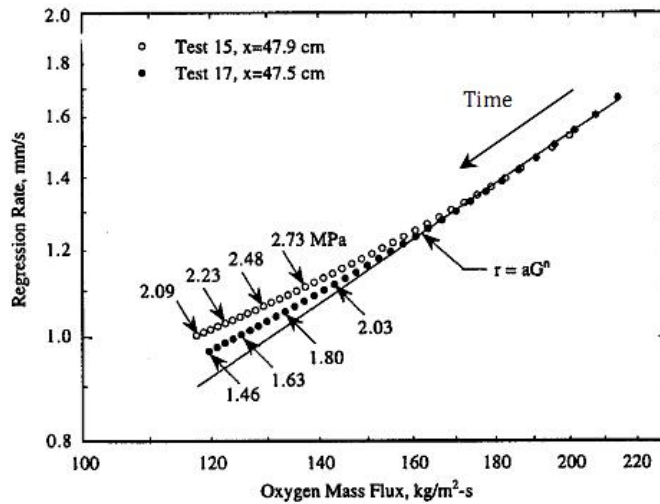


Figura 2.6: Andamento della velocità di regressione  $r_f$  in funzione del flusso di ossidante [16].

regressione. In figura 2.7 è riportato un classico risultato di Karabeyoglu ([7]), dove sono confrontate le prestazioni di un combustibile paraffinico e di tipo HTPB.

Dall'osservazione della figura si evincono due osservazioni:

- i combustibili a base paraffinica presentano valori di regressione nettamente superiori ai quelli che sono invece relativi ai combustibili con viscosità maggiore (HTPB), come anticipato nella trattazione teorica precedentemente descritta;
- tutti e due i tipi di combustibili, sia i tradizionali che i basso fondenti, presentano un incremento della velocità di regressione direttamente proporzionale al flusso di ossidante.

Viene da sottolineare come i risultati presentati nella figura 2.7 siano relativi alla relazione empirica [19]:

$$\overline{r_f} = 0.488 \overline{G_{ox}}^{0.62} \quad (2.15)$$

la quale è in grado di fornire generalmente un buon grado di approssimazione, anche se in alcuni casi può essere sostituita dalle formule più precise presentate precedentemente in questo capitolo.

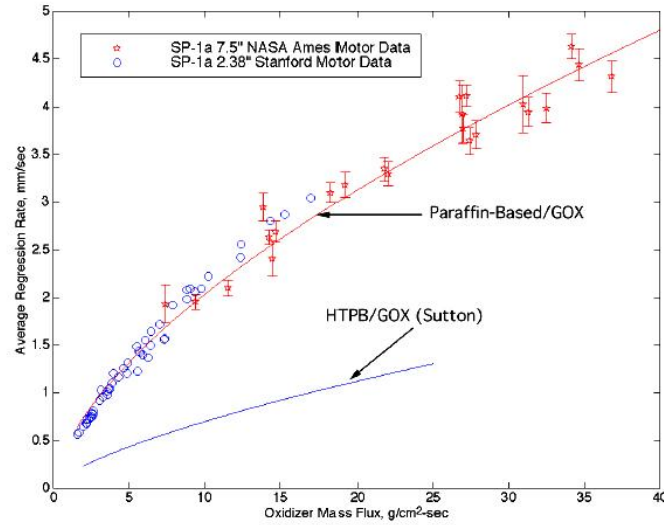


Figura 2.7: Andamento della velocità di regressione  $r_f$  in funzione del flusso di ossidante per paraffina e HTPB [7].

### Presenza di additivi energetici

Per ciò che riguarda la presenza degli additivi energetici, quali polveri o idruri metallici, è immediatamente intuibile come parte del calore di combustione venga assorbito dal particolato stesso. E' possibile quindi considerare la modificazione di densità ed entalpia di evaporazione del combustibile causata dalla presenza di particelle addizionate. E' possibile scrivere, per un particolato che raggiunga la temperatura  $T_s$ :

$$h_{f,eff} = (1 - z) h_{f,legante} + z C_{p,met} (T_s - T_i) \quad (2.16)$$

$$\rho_f = \left( \frac{z}{\rho_{met}} + \frac{1 - z}{\rho_{legante}} \right)^{-1} \quad (2.17)$$

dove  $z$  rappresenta la frazione molare.

La combustione, se in presenza di particolato, può avvenire per reazioni omogenee nella fase gas o per reazioni eterogenee sulla superficie delle particelle, a seconda della dimensione tipica del particolato. Per definire il regime di combustione che si sta verificando è possibile mettere a confronto le scale temporali proprie dei processi di diffusione della quantità di moto e dell'energia con quella temporale della cinetica chimica. Tramite il numero di Damköhler  $Da$ , definito come:

$$Da = \frac{t_{b,diff}}{t_{b,ch}} \quad (2.18)$$

è possibile identificare immediatamente se il processo combustivo dominante sia controllato dalla diffusione (nel qual caso  $Da \gg 1$ ) o dalla cinetica chimica (dove  $Da \ll 1$ ). Nella tabella 2.2 sono riassunte le più importanti caratteristiche dei regimi di combustione tipici delle particelle con diametri  $D$  dell'ordine dei nanometri.

Nel presente lavoro di tesi l'attenzione è rivolta solamente a combustibili paraffinici, cercando di evidenziarne le proprietà al variare sia della formulazione (additivando cioè le cere con  $MgH_2$ , Nero Fumo,  $LiAlH$ ) sia della geometria (da radiale a slab).

	Numero di Damköhler	
	$Da \gg 1$	$Da \ll 1$
<b>Regime di Combustione</b>	controllato da <b>diffusione</b>	controllato dalla <b>cinetica chimica</b>
<b>Scala Temporale</b>	$t_b \approx D^2$	$t_b \approx D^1$
<b>Tipo di Reazione</b>	reazione omogenea in fase gassosa	reazione eterogenea in superficie
<b>Temperatura di Combustione</b>	indipendente dalla pressione	$T_{comb} \approx p^{-1}$
<b>Dimensione del Particolato</b>	micrometrico	nanometrico

Tabella 2.2: Caratteristiche del processo di combustione in base al numero di Damköhler  $Da$ .

# Formulazioni Chimiche dei Combustibili Trattati

## 3.1 Introduzione

In questo capitolo verrà fornita una descrizione dei combustibili investigati durante questo lavoro di tesi, in particolare verrà data una descrizione degli ingredienti utilizzati per la produzione dei combustibili sperimentati in laboratorio. Un primo paragrafo sarà dedicato alla descrizione degli additivi energetici utilizzati durante questo lavoro; successivamente saranno descritte le tecniche di manifattura usate per la preparazione dei vari combustibili a base di paraffina. L'ultimo paragrafo riporterà invece le tabelle contenenti la descrizione delle formulazioni sperimentate in questo lavoro.

## 3.2 Ingredienti

Questo paragrafo riporta gli ingredienti utilizzati per la produzione dei combustibili investigati, compresi quindi anche gli additivi energetici inseriti nel grano combustibile, e le loro proprietà.

### 3.2.1 Cere Paraffiniche

Le cere paraffiniche (nel nostro caso  $C_{24}H_{50}$  ma con la formula generica che è di tipo  $C_nH_{2n+2}$ ) sono idrocarburi caratterizzati dalla presenza di  $n$  atomi di carbonio. Sono sostanze altamente infiammabili e non solubili in acqua. Come già detto fanno parte della famiglia dei combustibili cosiddetti basso fondenti, in grado cioè di dare luogo, sotto il verificarsi di certe condizioni, all'insorgere

del fenomeno di entrainment, il quale è molto importante ai fini delle prestazioni propulsive (aumento della velocità di regressione). Nella tabella 3.1 sono elencate le proprietà di questa famiglia di sostanze mentre in tabella 3.2 sono mostrate a titolo di confronto le proprietà caratterizzanti le due famiglie di paraffine considerate nel presente lavoro, paraffina solida (SW) e la paraffina in gel (GW), anche se per questo lavoro di tesi le uniche analizzate sono state le cere solide.

<b>Cere Paraffiniche</b>	
<b>Calore di Fusione</b> [ $J/g$ ]	200 - 220
<b>Temperatura di Fusione</b> [ $K$ ]	323,15 - 343,15
<b>Calore Specifico</b> [ $J/g \cdot K$ ]	2,14 - 2,90

Tabella 3.1: Caratteristiche delle paraffine.

<b>Paraffina Solida (SW)</b>	
<b>Densità (in condizioni ambiente)</b> [ $g/cm^3$ ]	0.890
<b>Temperatura di fusione</b> [ $K$ ]	331,15 ÷ 335,15
<i>(a) Cera solida.</i>	
<b>Paraffina in Gel (GW)</b>	
<b>Densità (in condizioni ambiente)</b> [ $g/cm^3$ ]	0.880
<b>Temperatura di fusione</b> [ $K$ ]	323,15
<i>(b) Cera in gel.</i>	

Tabella 3.2: Caratteristiche della SW e della GW.

### 3.3 Additivi Energetici

Questo paragrafo offre una descrizione generale degli idruri metallici che più significativamente influenzano in modo positivo le prestazioni propulsive dei combustibili per la propulsione ibrida. Questi idruri si dividono in due categorie: idruri metallici singoli (presenza di un solo metallo nella molecola) e idruri metallici doppi (presenza di due metalli nella molecola).

Anche se estremamente interessanti per via delle loro caratteristiche chimico-fisiche, gli idruri metallici sono rimasti per lungo tempo inutilizzati come addi-

tivi energetici a causa di due ragioni principali: la ridotta efficienza di combustione e la reattività piuttosto elevata.

La prima delle due ragioni è collegata ai meccanismi di combustione intrinseci di questa categoria di sostanze, che sono descrivibili come una sequenza di due fasi distinte:

- la reazione di pirolisi che avviene all'inizio, con temperatura di fiamma relativamente bassa;
- la successiva combustione del substrato metallico, con conseguente sviluppo di alte temperature.

Vi è un ritardo temporale tra le due fasi, e questo è la causa che rende l'efficienza di combustione ridotta rispetto a quella del particolato metallico semplice, soprattutto se i tempi di residenza sono brevi.

La seconda problematica consiste nell'elevata reattività degli idruri metallici, sia con l'umidità ambientale, sia con i gas atmosferici, sia con i leganti maggiormente diffusi nella manifattura di propellenti. Tale reattività molto elevata rende quindi necessario immagazzinare e soprattutto maneggiare queste sostanze con estrema cura, e ne rende anche l'utilizzo molto pericoloso.

Nonostante la presenza di queste difficoltà, sono state comunque identificate alcune sostanze polimeriche (si veda [22]) in grado di dare luogo ad una matrice sufficientemente stabile e robusta per poter utilizzare idruri metallici per la propulsione termochimica.

La tabella 3.3 fornisce una panoramica sulle caratteristiche fisico-chimiche di alcuni degli idruri più significativi.

Idruro	Massa Molare <i>MM</i> ( <i>g/mol</i> )	Densità $\rho$ ( <i>g/cm</i> <sup>3</sup> )	Entalpia di Formazione $\Delta H_f$ ( <i>kJ/mol</i> )	Temperatura di Decomposizione ( <i>°C</i> )
ALH <sub>3</sub>	30.00	1.48	-11.4	~ 180
LiH	7.95	0.80	-90.7	~ 972
LiBH <sub>4</sub>	21.79	0.66	-194.0	~ 280
B <sub>10</sub> H <sub>14</sub>	122.31	0.94	-28.9	~ 219
Mg(BH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub>	53.99	-	-152.8	-
NaBH <sub>4</sub>	37.84	1.07	-192.1	400
Mg(AlH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub>	86.84	1.05	-152.7	140
MgH <sub>2</sub>	26.34	1.45	-74.5	~ 270
LiAlH <sub>4</sub>	37.95	0.92	-113.4	~ 137

Tabella 3.3: Caratteristiche chimico-fisiche degli idruri di interesse propulsivo.

### Idruro di Alluminio

L'idruro di alluminio ( $\text{AlH}_3$ ), noto anche con il nome di *alano*, potrebbe essere uno degli idruri più promettenti (per quello che ha dimostrato sin oggi) nell'attivazione di combustibili e propellenti impiegabili in campo aerospaziale. Presenta un elevato calore di combustione e inoltre produce un gas con un peso molecolare ridotto, caratteristiche che vanno ad incrementare la velocità di regressione del grano di combustibile solido. L'utilizzo di alano come additivo al posto della carica di alluminio che viene tradizionalmente utilizzata ha mostrato un interessante incremento di  $I_s$  rispetto alle stime teoriche.

Vi sono alcuni problemi che questo additivo tuttavia presenta, in termini di complessità nella manifattura, stabilità termica e ridotto tempo di vita ([25] [26] [27]).

### Idruro di Litio

L'idruro di litio  $\text{LiH}$  è una sostanza solida cristallina, che risulta essere stabile in atmosfera anidra([30], [31]). E' molto reattivo se viene a contatto con l'acqua, rilasciando idrogeno gassoso ( $\text{H}_2$ ) in una reazione fortemente esoterica ed inoltre induce anche la formazione di idrossido di litio ( $\text{LiOH}$ ).

In presenza di ossidanti a base di fluoro il  $\text{LiH}$  ha un comportamento ipergolico.

### Boroidruro di Litio

Il Boroidruro di Litio ( $\text{LiBH}_4$ ) è un cristallo bianco con geometria *ortorombica*, ovvero che presenta solo assi binari (assi attorno ai quali con due rotazioni si ottiene una faccia uguale a quella di partenza) e/o due piani di riflessione insieme. E' altamente riducente ed ipergolico ed è caratterizzato da un'elevata stabilità (a tal proposito si veda [32] e [33]) e da una considerevole frazione molare  $z$  di idrogeno nella sua molecola (in percentuale pari al 18,55%). A temperatura ambiente si decompone anche solo a causa dell'umidità atmosferica, mentre se messo in ambiente anidro (ovvero in assenza di molecole di  $\text{H}_2\text{O}$ ) la decomposizione termica si verifica alla temperatura di circa  $275^\circ\text{C}$ . La reazione con l'acqua è estremamente forte, producendo la combustione della sostanza.

### Decaborano

Il decaborano ( $\text{B}_{10}\text{H}_{14}$ ) è anch'esso un cristallo di colore bianco e di struttura rombica. E' molto stabile se riscaldato e la decomposizione si presenta lenta fino a  $300^\circ\text{C}$ . La temperatura di fusione è di  $99^\circ\text{C}$  ed il punto di ebollizione è attorno

a 219°C ([34] [35]). Si scioglie facilmente nel benzene (C<sub>6</sub>H<sub>6</sub>) e la temperatura di ignizione è pari a 147°C (in O<sub>2</sub> è invece pari a 100°C).

### Boroidruro di Sodio

Il boroidruro di sodio (NaBH<sub>4</sub>) è un agente riducente selettivo, solido a temperatura ambiente, con cristalli di forma cubica. La sua temperatura di fusione è di 497°C, mentre quella di decomposizione è pari a 300°C. Reagisce in modo lento con l'etanolo (C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>OH) producendo idrogeno ed è praticamente insolubile in tetraidrofurano (C<sub>4</sub>H<sub>8</sub>O).

### Idruro di Magnesio-Alluminio

L'idruro di magnesio-alluminio (Mg(AlH<sub>4</sub>)<sub>2</sub>) è un idruro doppio con temperatura di decomposizione di 140°C.

I due paragrafi seguenti saranno dedicati all'idruro di magnesio (MgH<sub>2</sub>) e al litio alluminio idruro LiAlH<sub>4</sub> che sono stati i due principali additivi energetici durante questo lavoro sperimentale, per le loro buone proprietà anche grazie alla loro facile reperibilità.

#### 3.3.1 Tetraidroalluminato di Litio

Il tetraidroalluminato di litio o *litio alluminio idruro* (LiAlH<sub>4</sub>) è un composto inorganico, solido, che si presenta puro sotto forma di cristalli bianchi e che è utilizzato come riducente.

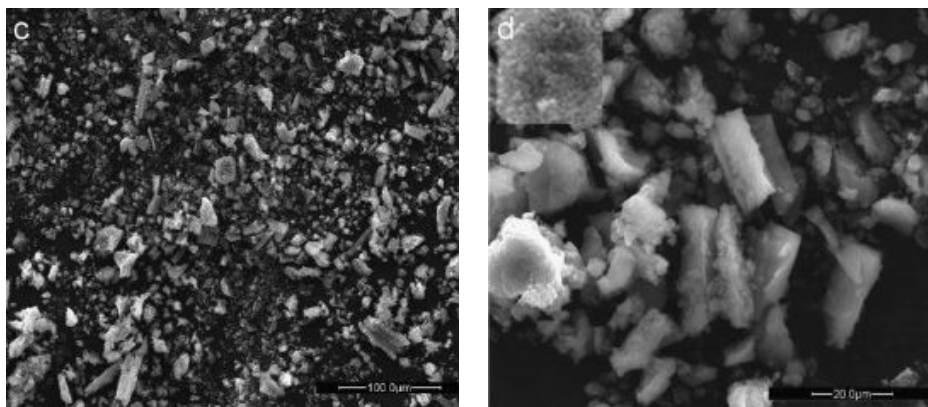
L'LiAlH<sub>4</sub> è pirofilo in polvere mentre non lo è a cristalli più grandi. In acqua reagisce violentemente con una reazione esotermica. Il litio alluminio idruro è stabile a temperatura ambiente ed in aria secca mentre si decompone rapidamente in presenza di umidità (cosa che ha comportato sempre particolare attenzione nello stoccaggio dei provini contenete questo additivo).

Viene utilizzato proprio per sfruttarne l'elevata reattività durante la combustione.

La temperatura di fusione è di 423°C, mentre quella di decomposizione è pari a 150°C.

In figura 3.1 sono riportate due immagini di LiAlH<sub>4</sub> fatte al microscopio SEM.





(a) Ingrandimento dell'ordine dei  $100\mu\text{m}$ .

(b) Ingrandimento dell'ordine dei  $20\mu\text{m}$ .

Figura 3.1: Immagini SEM di litio alluminio idruro  $\text{LiAlH}_4$  tratte da "Electron microscopy studies of lithium aluminium hydrides" di C.M. Andreaia, J. Walmsleyb, D. Blanchardc, H.W. Brinksc, R. Holmestada, and B.C. Haubackc.

### 3.3.2 Idruro di Magnesio

L'idruro di magnesio ( $\text{MgH}_2$ ) è una sostanza solida, stabile fino a  $125^\circ\text{C}$  ([28] [29]), la cui decomposizione avviene, in condizioni di vuoto, a temperature comprese fra  $250^\circ\text{C} \div 300^\circ\text{C}$ .

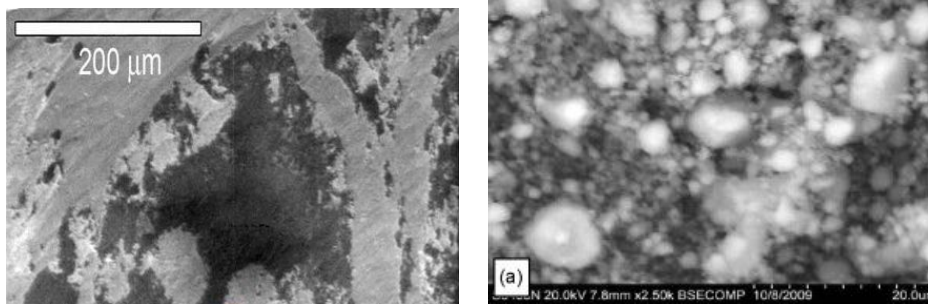
Le figure 3.2 e 3.3 mostrano delle micrografie SEM della polvere di idruro di magnesio, fatte al microscopio elettronico (SEM), utilizzata in questa campagna sperimentale come additivo.

Si nota da queste immagini come sia chiara la presenza di una distribuzione *bimodale* (ovvero esistono due valori che compaiono entrambi con la frequenza massima nella distribuzione in esame) delle particelle, di forma irregolare, con diametro medio che è compreso tra i  $50\mu\text{m}$  e i  $150\mu\text{m}$ .

## 3.4 Additivi Non Energetici

### 3.4.1 Nero Fumo

Il nero di carbone, detto anche nero fumo o *carbon black* è un pigmento prodotto dalla combustione incompleta dei prodotti petroliferi pesanti, tipo catrame, grassi e oli vegetali. E' una forma di *particolato carbonioso* e si presenta sotto forma di polvere nera ed il sistema cristallino è di forma esagonale compatta. La temperatura di fusione è elevatissima e pari a  $3499,85^\circ\text{C}$  e il punto di ebollizione si trova a  $4826,85^\circ\text{C}$ .



(a) Tratta da "Calcolo numerico ad alte prestazioni" di V.Artale, G.Bracco, G.Buffoni, M.Celino, P.D'Angelo, S.Migliori, A.Quintiliani, V.Rosato, G.Sannino.

(b) Tratta da "Composite behaviour of MgH<sub>2</sub> and complex hydride mixtures synthesized by ball milling" di T.Czujkova, Z. Zaranskib, I.E. Malkab and Z. Wronskia, *Journal of Alloys and Compounds*.

Figura 3.2: Immagine al microscopio elettronico a scansione di polvere di idruro di magnesio (MgH<sub>2</sub>) dove è possibile individuare la presenza contestuale di cristalli di magnesio (zone chiare) e di idruro di magnesio (zone scure).

Il suo impiego in questo lavoro è legato al fatto che è un ottimo colorante che quindi durante la combustione aumenta la velocità di regressione  $r_f$  nella zona di fiamma grazie al fatto che modifica le caratteristiche del materiale portandole verso quelle di un corpo nero (che assorbe tutte le radiazioni elettromagnetiche). In figura 3.4 sono riportate due immagini del *carbon black* fatte al SEM.

### 3.5 Manifattura

In questo paragrafo verranno illustrate le modalità e le tecniche di manifattura relative ai combustibili, e alle loro geometrie, utilizzati durante questa campagna sperimentale.

#### 3.5.1 Combustibili a Base Paraffinica di Forma Slab

In questa geometria la tecnica di manifattura è divisa in due fasi. La prima fase, fase in cui si opera in una *glove box* ad atmosfera controllata, consiste nel miscelare della cera paraffinica (non cambia nulla se solida o gel) con dell'additivo metallico (se presente). E' fondamentale durante questa fase che la cera sia ad una temperatura prossima a quella di fusione, di modo che sia garantita un'adeguata viscosità del composto. La viscosità infatti non deve essere eccessiva, al fine di garantire una giusta facilità di mescolamento, ma non deve nemmeno

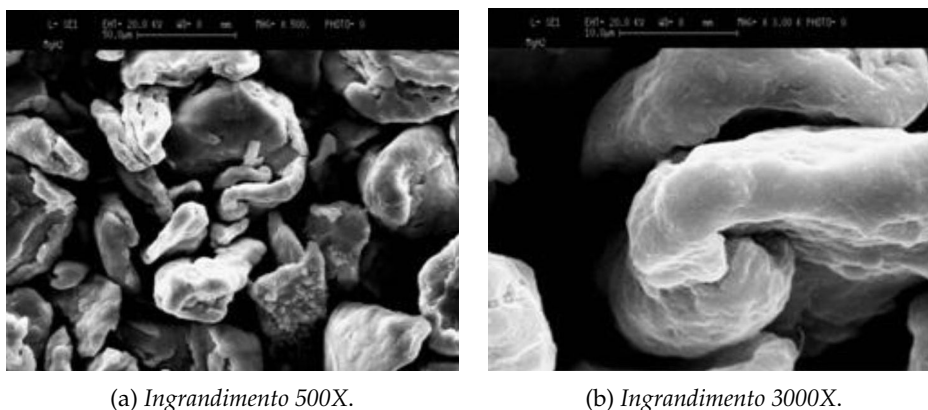


Figura 3.3: Due micrografie di polvere di  $MgH_2$  fatte al microscopio SEM del laboratorio dipartimentale.

essere troppo bassa, in modo da evitare una possibile precipitazione della specie metallica.

Il passo successivo consiste nell'impregnare una struttura di rinforzo, fatta di una schiuma poliuretana a celle aperte (PUF), con la miscela ottenuta in precedenza grazie all'utilizzo della pompa a vuoto.

Questa procedura è stata sviluppata dall'ingegner M.Boiocchi, ed è tuttora da lui elaborata nel suo lavoro di tesi di dottorato di ricerca [12].

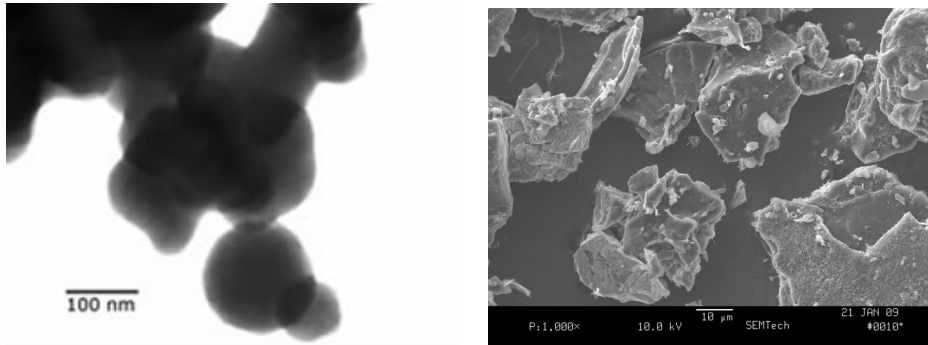
La figura 3.5 è una schematizzazione tridimensionale della struttura poliuretana di supporto.

Osservando invece la figura 3.6 si può vedere in dettaglio la distribuzione degli ingredienti nello slab di combustibile. Nell'ingrandimento virtuale che si osserva in figura, è rappresentata una cella di cera paraffinica nello stato in cui viene a trovarsi dopo l'impregnazione. All'interno di essa è disperso il particolato metallico di attivazione.

### 3.5.2 Combustibili a Base Paraffinica di Forma Radiale

Anche per la realizzazione dei combustibili a base paraffinica di geometria radiale si distinguono due fasi.

Nella prima viene preparato "lo stampo" dei provini, ovvero una struttura composta da delle barre filettate, che costituiranno le spine ove verranno innestati i cilindri di metallo contenenti i provini di cera, e delle piastre (una sopra ed una sotto) per tenere gli stessi in verticale e ben compressi, al fine di evitare il traboccamento di cera liquida.



(a) Immagine realizzata presso il dipartimento di energia del Politecnico di Milano.

(b) Nero fumo ad alto ingrandimento, tratta dall'indirizzo web <http://www.atl.semtechsolutions.com/node/52/soot-id> della Analytical Testing Laboratory.

Figura 3.4: Due micrografie di polvere di  $MgH_2$  fatte al microscopio SEM nel laboratorio dipartimentale.

Utilizzando delle spine che sono filettate si avrà una superficie interna non regolare: i raggi del cilindro interno ai provini, utilizzati per i calcoli delle varie aree di combustione  $A_b$  durante le prove sperimentali, si sono riferiti ad un valore medio tra la cresta e il fondo del filetto, come evidenziato dalla figura 3.7.

Nella seconda fase viene invece fusa la cera in un *becher* di vetro borosilicato, che verrà poi colata all'interno dei cilindri presenti fissati alle piastre sopra citate. L'operazione di colata non è banalissima in quanto bisogna evitare di creare

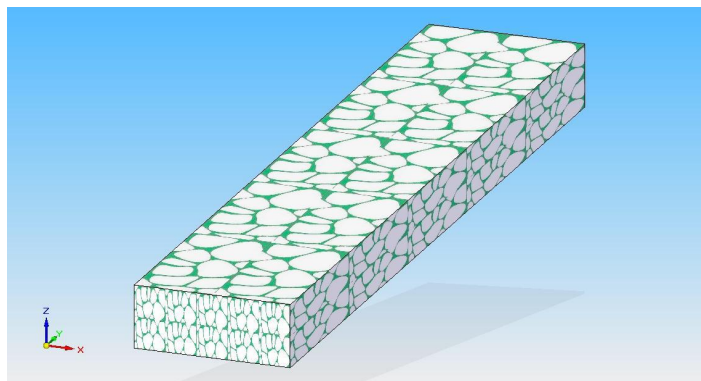


Figura 3.5: Schema della struttura di sostegno in poliuretano per gli slab di paraffina (dimensioni non in scala).

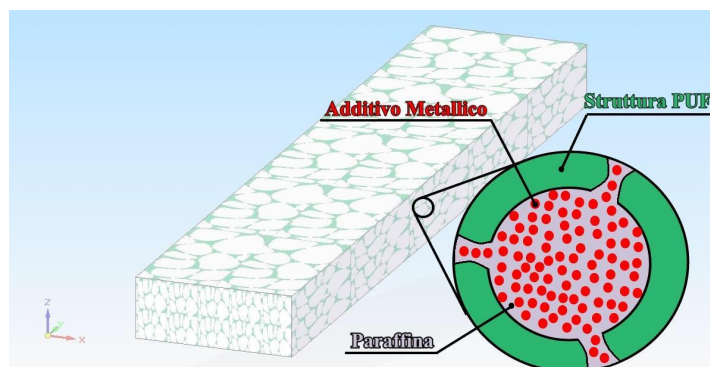


Figura 3.6: Schema della ripartizione delle specie chimiche nel provino slab (dimensioni non in scala).

delle bolle all'interno dei cilindri (che renderebbero irregolare il fenomeno di combustione del grano solido) ed è quindi opportuno fare scendere la cera in modo lento ed effettuare dei rabbocchi dopo aver aspettato che essa si sia completamente depositata all'interno dei supporti metallici.

Successivamente, dopo aver lasciato solidificare la cera per almeno una mezz'ora, si provvede a svitare le barre filettate (operazione dal risultato migliore se fatte con degli svitatori elettrici, di modo da rendere più rapida l'estrazione della spina e quindi lasciare più integro il cilindro interno che sarà la futura area di combustione  $A_b$ ) e liberare quindi i cilindri dal supporto: sarà quindi presente al loro interno il foro nel quale dovrà passare l'ossidante durante la combustione. Le spine utilizzate hanno diversi diametri e seguono lo schema di tabella 3.4.

Lunghezza Provino Radiale [mm]	Diametro Spina [mm]
30	4,5
56	5,5
125	5,5

Tabella 3.4: Diametro delle spine per diverse lunghezze di provini radiali.

A questo punto, prima di poter utilizzare i provini è necessario eliminare eventuali eccessi di materiale al di fuori delle pareti delle camicie metalliche che li contengono, al fine di conoscere la loro reale lunghezza, da poter successi-

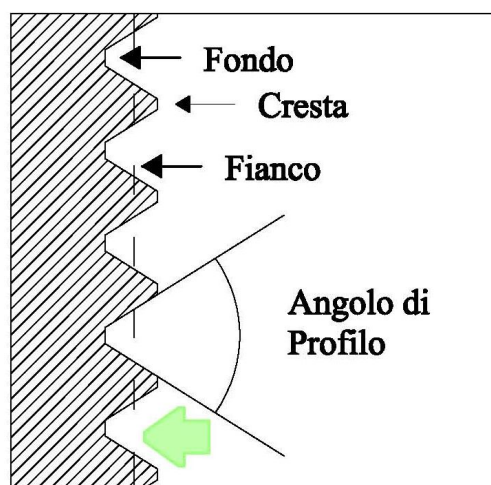


Figura 3.7: Schema della filettatura presente nell'area di combustione dei provini di geometria radiale (la freccia verde indica la linea tratteggiata utilizzata per il calcolo dell' $A_b$ ).

vamente impiegare nelle elaborazioni al calcolatore successive alle prove. Una sintesi delle due fasi è mostrata in figura 3.8.

### 3.6 Tabella delle Formulazioni Investigate

Sotto forma di tabelle, viene presentato con la 3.5 e la 3.6 l'elenco delle formulazioni utilizzate in questo lavoro di tesi. Le formulazioni sono suddivise in base la geometria e ognuna di loro riporta la percentuale in massa degli ingredienti, la densità teorica del combustibile e il diametro medio nominale delle particelle di additivo. Per le formulazioni additivate con il 3% di  $\text{LiAlH}_4$  si userà la sigla SW97LAH3, mentre per quelle additivate con il 6% di  $\text{LiAlH}_4$  verrà usata la sigla SW94LAH6. Con  $\text{SWMgH}_2$  verrà invece indicata la cera solida prodotta con il 5% di idruro di magnesio ( $\text{MgH}_2$ ) mentre con SWNF0,02 si intendono combustibili solidi a base paraffinica additivati con lo 0,02% di NF. Il combustibile SW-X è un combustibile paraffinico di composizione non nota, che è stato messo a disposizione per l'indagine sperimentale nell'ambito di un contratto di collaborazione con l'Università degli Studi di Padova. La percentuale degli ingredienti in esso contenuti non è stata fornita.



(a) Becher.



(b) Provini innestati nelle spine della struttura di supporto.

Figura 3.8: immagini relative alle due fasi di produzione dei provini radiali a base paraffinica

FORMULAZIONI DI GEOMETRIA DOUBLE SLAB				
Formulazione	Percentuale in Massa degli Ingredienti		Diametro Particelle	Densità del Combustibile
	[%]		[ $\mu\text{m}$ ]	[ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]
<i>SW</i>	100 di <i>SW</i>	-	-	0,890
<i>SW nero fumo</i>	99,98 di <i>SW</i>	0,02 di <i>SW</i>	$\cong 10^{-3}$	0,870
<i>SW - X</i>	non fornita di <i>SW</i>	non fornita di <i>nero fumo</i>	$\cong 0,1$	0,895
<i>SW94LAH6</i>	94 di <i>SW</i>	6 di <i>LiAlH<sub>4</sub></i>	50 ÷ 150	0,870
<i>SW97LAH3</i>	97 di <i>SW</i>	3 di <i>LiAlH<sub>4</sub></i>	50 ÷ 150	0,870

Tabella 3.5: Elenco delle formulazioni in geometria double slab.

FORMULAZIONI DI GEOMETRIA RADIALE				
Formulazione	Percentuale in Massa degli Ingredienti		Diametro Particelle	Densità del Combustibile
	[%]		[ $\mu\text{m}$ ]	[ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]
<i>SW</i>	100 di <i>SW</i>	-	-	0,890
<i>SW nero fumo</i>	99,98 di <i>SW</i>	0,02 di <i>nero fumo</i>	$\cong 0,1$	0,870
<i>SW - X</i>	non fornita di <i>SW</i>	non fornita di <i>nero fumo</i>	$\cong 10^{-3}$	0,895
<i>SWMgH<sub>2</sub></i>	95 di <i>SW</i>	5 di <i>SW</i>	50 ÷ 150	0,880

Tabella 3.6: Elenco delle formulazioni in geometria radiale.

---

# Capitolo 4

## Descrizione della Linea Sperimentale

### 4.1 Introduzione

Questo capitolo si descrive l'apparato sperimentale utilizzato per ottenere la caratterizzazione balistica dei combustibili investigati durante questo lavoro di tesi.

Verrà in particolare data attenzione a:

- le caratteristiche e la geometria delle due camere di combustione (radiale e slab) utilizzate per la campagna sperimentale, nonché la configurazione utilizzata (*single slab* o *double slab*);
- il metodo di misura e calcolo della velocità di regressione del grano propellente;
- la strumentazione utilizzata per l'acquisizione dei dati sperimentali e per la successiva elaborazione.

### 4.2 Descrizione Generale

La linea sperimentale è stata adeguata nel corso del tempo, in modo da soddisfare al meglio certi requisiti fondamentali richiesti ad essa nel suo complesso, ovvero:

- semplicità e flessibilità operativa;



- resistenza alle alte temperature, alla corrosione e alla pressione;
- possibilità di effettuare misure contemporanee di pressione, e di flusso in ingresso.

Nei paragrafi seguenti sono descritte le caratteristiche finali del sistema, ovvero il sistema nella modalità in cui è stato usato durante questo lavoro di tesi.

### Camera di combustione

La caratteristica principale della camera di combustione utilizzata è la sua struttura modulare.

La parte più esterna, a sezione quadrata, è realizzata tramite una saldatura di quattro piastre d'acciaio inossidabile AISI 319-L e costituisce l'involucro che protegge il combustore ed è responsabile della tenuta in pressione del sistema. In essa sono stati ricavati i fori per il sistema di alimentazione dell'ossidante, per il sistema di alimentazione, per l'introduzione della strumentazione di misura, per l'ugello di scarico e per le viti di chiusura. La camera di combustione ha inoltre quattro alloggiamenti per altrettante finestre termoresistenti fatte in vetro boro-silicato.

Nei lati interni di questo involucro sono realizzate quattro guide che hanno la funzione di sostenere e mantenere in posizione un involucro più interno che verrà successivamente descritto. La figura 4.1 mostra uno schema del progetto della camera di combustione.

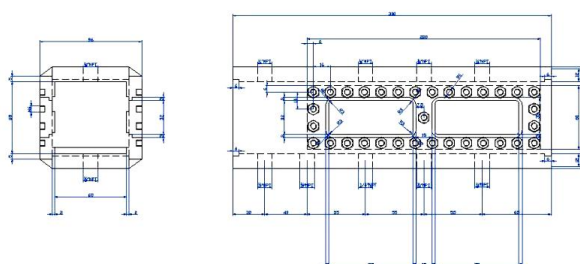


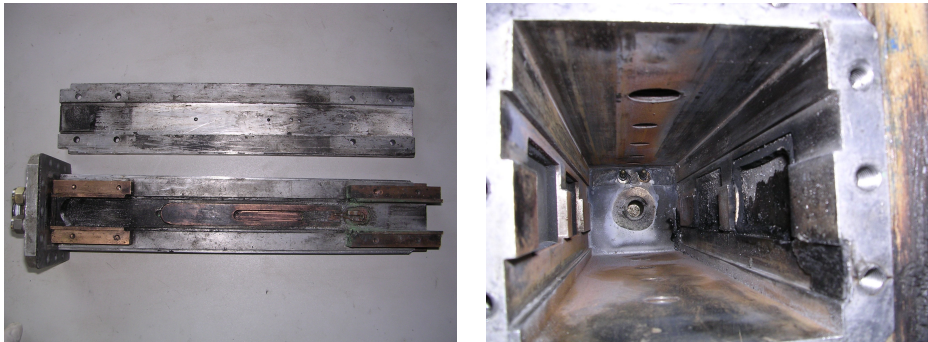
Figura 4.1: Rivestimento esterno della camera di combustione.

Con lo scopo di ottenere un buon livello di protezione ed un adeguato raffreddamento delle finestre ottiche, senza però rendere necessario l'impiego di un sistema di iniezione diverso da quello che riguarda la specie ossidante, è

presente un involucro più interno, costituito di piastre di alluminio sovrapposte e vincolabili tramite un sistema a viti.

Al suo interno è stato ricavato l'alloggiamento per i contatti elettrici del sistema di accensione.

Un'immagine dell'involucro interno è mostrata in figura 4.2, mentre l'immagine 4.3 mostra la parte estraibile della camera di combustione chiusa.



(a) Parte inferiore e superiore dell'involucro interno.

(b) Interno della camera di combustione.

Figura 4.2: Involucro interno della camera di combustione.

mentre l'immagine 4.3 mostra la parte estraibile della camera di combustione chiusa.

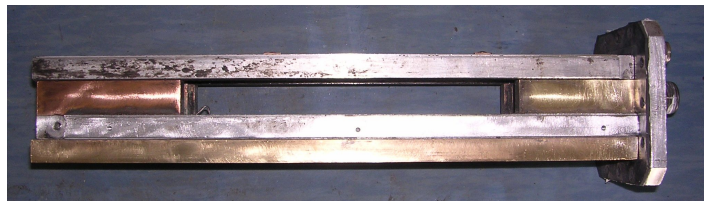


Figura 4.3: Camera di combustione chiusa.

All'interno degli involucri precedentemente descritti è racchiusa un struttura in ottone dove alloggianno i provini di combustibile e dove ha effettivamente luogo la combustione vera e propria.

Nel caso di geometria slab (figura 4.4), il portaprovino è costituito da una coppia di piastre in ottone opportunamente sagomate e scanalate in modo che sia possibile introdurvi i combustibili in configurazione *single* e *double slab* e le



Figura 4.4: Portaprovino in ottone per la geometria slab.

cariche pirotecniche di accensione.

Come si evince dalla figura 4.4 i due portaprovini, superiore e inferiore, sono geometricamente simili: la sola differenza sostanziale risiede nel fatto che la profondità dell'incavo centrale della parte inferiore è maggiore e vi è inoltre un foro, necessario affinché il sistema di accensione svolga efficacemente la funzione per cui è predisposto.

Dalla figura 4.5, in cui è mostrato il dettaglio della sezione dei due portaprovini, si vede come questa coppia di componenti costituisca un sistema semplice ed efficace per garantire una minimizzazione delle interferenze fluidodinamiche al flusso ossidante immesso in camera di combustione e contemporaneamente permetta di affacciare i due provini (si veda la figura 4.6) di combustibile per realizzare la configurazione *double slab*.

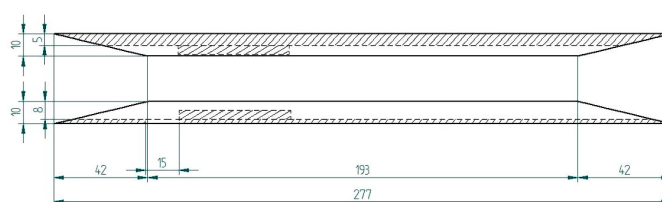


Figura 4.5: Sezione del portaprovino per la geometria slab.

Nel caso invece di geometria radiale il portaprovino è costituito da quattro parti ( si veda la figura 4.7):

- un raccordo di testa a sezione quadrata posizionato vicino all'accenditore e che contiene la carica pirotecnica;
- un cilindro metallico che fa da "camicia" al combustibile in esso contenuto;



Figura 4.6: Portaprovino come si presenta una volta inserito in camera di combustione.

- un raccordo posteriore, anch'esso a sezione quadrata che unisce il cilindro metallico contenente il combustibile ad un supporto finale che comunica con lo scarico;
- un supporto finale di due lunghezze differenti a seconda della lunghezza del provino da indagare; tale supporto ha la funzione di unire l'ugello e il raccordo posteriore del portaprovino.



(a) Configurazione per provini di lunghezza 30 mm o 56 mm.



(b) Configurazione per provini di lunghezza 125 mm.

Figura 4.7: Portaprovino per provini radiali.

Come mostrato in figura 4.8, i cilindri di combustibile indagati hanno tre dimensioni:

- 30 mm;
- 56 mm;
- 125 mm.

La scelta di indagare provini di lunghezza diversa discende dalla necessità di ottenere informazioni utili in termini di velocità di regressione, correlando tale parametro con la geometria del provino.

#### Sistema di alimentazione



Figura 4.8: Cilindri portaprovino radiale (30, 56 e 125 mm).

Con lo scopo di garantire un adeguato flusso di ossidante, la linea sperimentale è fornita di un sistema tramite il quale l'ossigeno gassoso viene prelevato da una bombola ed iniettato in direzione assiale nella zona di combustione. Sono quindi presenti due valvole di regolazione: la prima consente di fissare la pressione di alimentazione (che è di 20 bar) e la seconda di regolare finemente la portata, tramite la lettura del livello di pressione grazie ad un sistema a colonna d'acqua collegato ad un orifizio tarato.

Opportuni manometri (figura 4.9) consentono di verificare costantemente il livello di riempimento della bombola e la pressione di alimentazione dell'intero sistema.

Vi è anche un apparato di iniezione di azoto, avente il duplice scopo di permettere una rapida estinzione della combustione e di raffreddare la camera di prova dei provini, prima che questa venga aperta a prova conclusa.

Una immagine complessiva di tutta la camera di combustione è mostrata in figura 4.10. Nella parte sinistra si nota il tubo di alimentazione dell'ossigeno, con la valvola di non ritorno. La freccia gialla in figura indica l'ingresso dell'azoto che estingue le reazioni di ossidazione a prova conclusa.

### Sistema di accensione

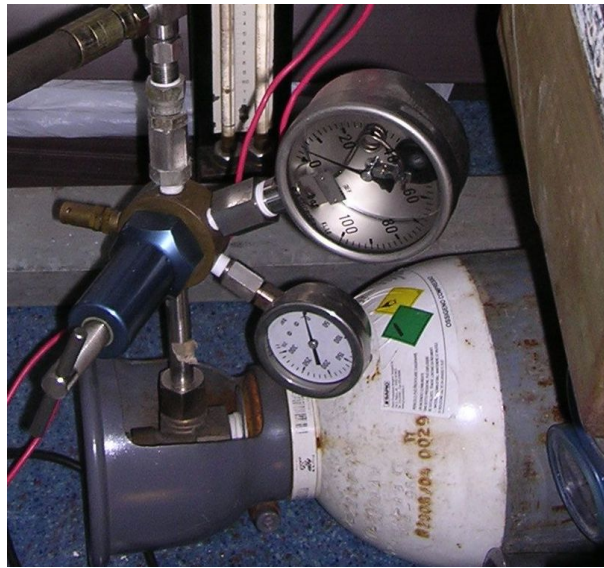


Figura 4.9: Immagine del riduttore di pressione della bombola di ossigeno, con i due manometri e la valvola per regolare il flusso.

Per l'ignizione dei combustibili, il sistema più efficace si è rivelato quello di tipo pirotecnico. Nello specifico, si realizzano cariche primarie e secondarie di propellente solido, le quali vanno incontro ad accensione tramite il contatto con un filo caldo reso incandescente per effetto *Joule*. I gas caldi generati dalle cariche di accensione rendono possibili l'ignizione dei provini, una volta che il flusso di ossidante è presente in camera di combustione. In figura 4.11 si può vedere un dettaglio del sistema di accensione. E' importante minimizzare la quantità di propellente necessaria all'ignizione per non inquinare i combustibili investigati ed allo stesso tempo è fondamentale che le cariche siano posizionate nel modo più efficace possibile ai fini dell'ignizione stessa.

### Ugello di scarico

La camera di combustione presenta, allo scarico, un ugello di tipo convergente - divergente (figura 4.12) realizzato in acciaio inox, utilizzato per la pressurizzazione della camera. La tabella 4.1 mostra le caratteristiche geometriche dell'ugello utilizzato:

#### 4.2.1 Geometrie dei Provini

La grande flessibilità che sono in grado di garantire i portaprovini precedentemente descritti si concretizza nella possibilità di variare alcuni parametri

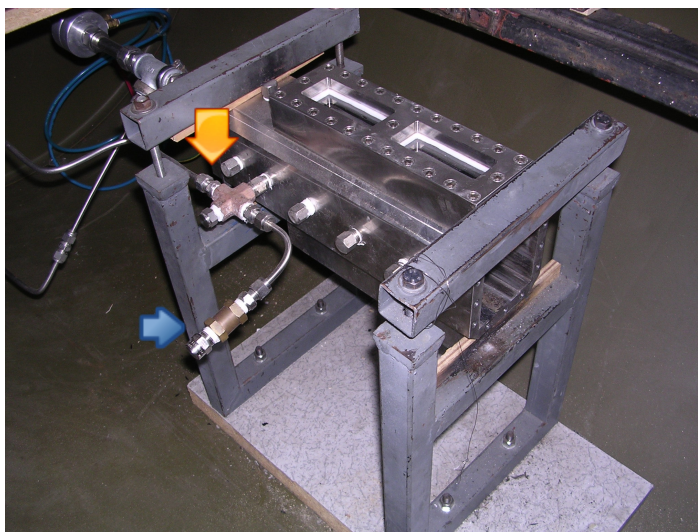


Figura 4.10: Vista complessiva del motore con evidenziati l'ingresso dell'azoto per estinguere la fiamma (freccia arancione) e la valvola di sicurezza (freccia blu).

Ugello	Area di Gola [ $mm^2$ ]	Diametro di Gola [ $mm$ ]
piccolo	3,98	2,25

Tabella 4.1: Caratteristiche geometriche dell'ugello.

geometrici della camera di combustione, sia che si parli di geometria slab che di geometria radiale.

In particolare la geometria slab (figura 4.13) presenta le seguenti particolarità:

- si possono condurre prove di combustione in configurazione *single slab* o *double slab*;
- vi è la possibilità di effettuare prove di combustione con dei provini di combustibile di lunghezza diversa (da circa  $5cm$  a circa  $15cm$ );
- si può modificare l'altezza della camera di combustione;
- è possibile variare il posizionamento longitudinale del provino della camera e di conseguenza la lunghezza della post-camera.

Durante il lavoro di tesi è stata usata solo la configurazione a doppio slab, cioè con due provini affacciati, la cui geometria è riportata in tabella 4.2.

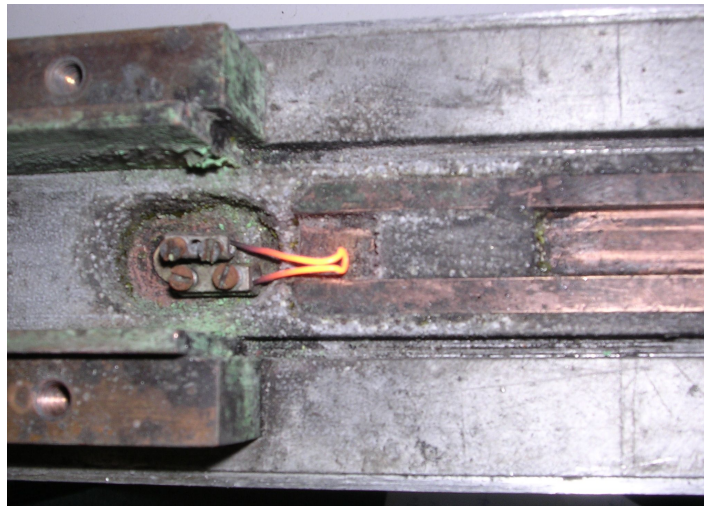
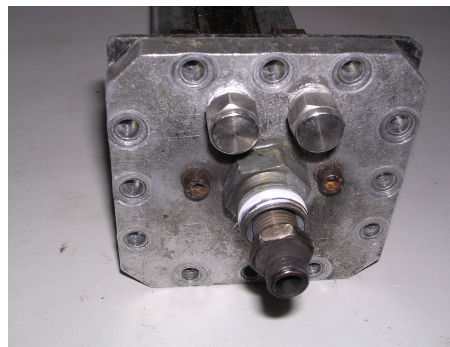


Figura 4.11: Sistema di accensione (si nota chiaramente il filo incandescente).



(a) Profilo dell'ugello.



(b) Ugello montato nella camera di combustione.

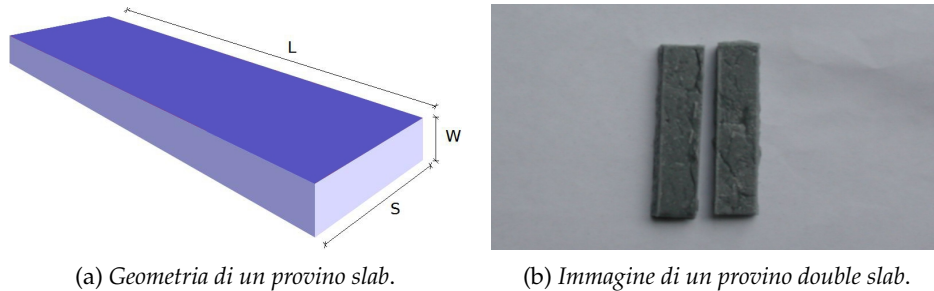
Figura 4.12: Immagini relative all'ugello utilizzato

Per quanto riguarda la geometria radiale il provino è mostrato in figura 4.14, e vi è la possibilità di modifica della configurazione agendo su:

- la lunghezza delle camicie metalliche che contengono il combustibile solido (lunghezza che influenza la stabilità di fiamma);
- il diametro del foro centrale con conseguente aumento o diminuzione del flusso di ossidante all'interno del cilindro di combustibile solido;
- il posizionamento longitudinale del provino della camera e di conseguenza la lunghezza della post-camera.

Durante la campagna sperimentale sono state usate tutte le configurazioni riportate in tabella 4.3, con lo scopo di trovare una relazione tra il diametro del





(a) Geometria di un provino slab.

(b) Immagine di un provino double slab.

Figura 4.13: Immagini di due provini slab.

---

#### Dimensioni Nominali dei Provini Slab di Combustibile

Spessore	Larghezza	Lunghezza
$S[mm]$	$W[mm]$	$L[mm]$
5	9,6	50

Tabella 4.2: Caratteristiche geometriche del provino slab.

cilindro di combustibile (iniziale e finale) e la velocità di regressione, e di dare più stabilità alla fiamma aumentando il tempo di combustione con i cilindri di lunghezza maggiore.

---

#### Dimensioni Nominali dei Provini Radiali di Combustibile

Diametro Interno	Diametro Esterno	Lunghezza
$d[mm]$	$D[mm]$	$L[mm]$
4,5 ÷ 5,5	17 ÷ 18	30 ÷ 56 ÷ 125

Tabella 4.3: Caratteristiche geometriche del provino radiale.

## 4.3 Strumentazione del Banco di Prova

### 4.3.1 Sistema di Misura del Flusso di Ossidante

La misura del flusso di ossidante si ottiene tramite un orifizio tarato, collocato lungo il tubo di alimentazione, a monte della camera di combustione.

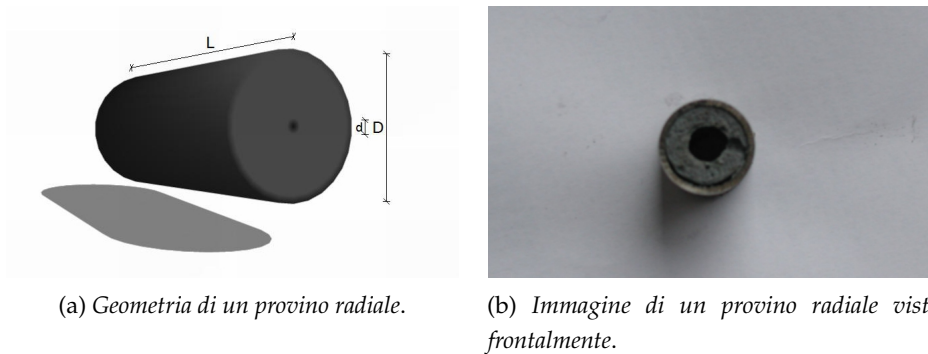


Figura 4.14: Immagini di un provino radiale.

La lettura della variazione di pressione tra monte e valle di questa strizione viene effettuata leggendo il livello di una colonna d'acqua collegata alle estremità della strizione stessa (si veda la figura 4.15).

Il valore del salto di pressione tra monte e valle dell'ugello calibrato permette di determinare il valore della portata in ingresso (relazione 4.1) che divisa per l'area di passaggio fornisce il flusso:

$$Q = C A_0 \sqrt{2 \frac{\Delta p}{\rho}} \quad (4.1)$$

dove:

- $C$  è il coefficiente di efflusso dell'orifizio in questione, ricavato da letteratura (figura 4.16);
- $A_0$  è l'area della strozzatura;
- $\Delta p$  è la differenza di pressione tra monte e valle della strozzatura;
- $\rho$  è la densità del fluido.

La variazione di pressione viene letta sulla colonna d'acqua; la lettura *a freddo*, ovvero prima della combustione, consente di regolare a priori il flusso di ossidante per la prova in oggetto, mentre la lettura *a caldo* consente di ricavare il valore durante la combustione.



Figura 4.15: Colonna d'acqua per la lettura della caduta di pressione tra monte e valle dell'ugello calibrato.

### 4.3.2 Sistema di Misura della Pressione in Camera di Combustione

La determinazione della velocità di regressione media viene effettuata a partire dalla misura della pressione durante le prove di combustione. Questa misura è ottenuta per via digitale grazie l'utilizzo di un trasduttore di pressione collegato ad un sistema di amplificazione della tensione, con una successiva acquisizione e visualizzazione da parte di un oscilloscopio (in figura 4.17) e rielaborazione finale tramite computer (il programma utilizzato è *MATLAB*). Così facendo è possibile, grazie ad un' opportuna taratura, convertire il segnale in tensione in un corrispondente valore di pressione. L'oscilloscopio in questione è un *LDS-Nicolet Sigma-100-4*, le cui caratteristiche sono riportate in tabella 4.4.

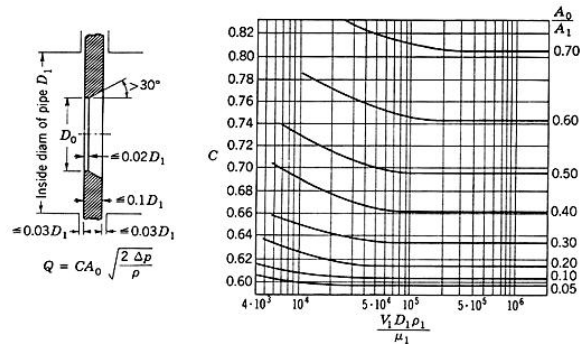


Figura 4.16: Grafico per ricavare il valore del coefficiente di efflusso (immagine tratta dalla dispensa *Efflusso da luci*, di Gregoretti Carlo, 14 Novembre 2004).



Figura 4.17: Immagine dell'oscilloscopio LDS-Nicolet Sigma-100-4.

#### 4.4 Misura della Velocità di Regressione

Una volta ottenuto il tracciato di pressione utilizzato per determinare il flusso di ossidante che confluisce in camera, si rende necessario calcolare la velocità di regressione media. Tale valore si ottiene dalla seguente relazione:

$$r_f = \frac{\Delta m}{t_b \rho_f A_b}. \quad (4.2)$$

La  $r_f$  è determinata come rapporto tra la massa di combustibile consumata durante la combustione ed il prodotto tra il tempo di combustione, la densità del combustibile e l'area di combustione.

---

<b>Oscilloscopio LDS-Nicolet Sigma-100-4</b>	
<b>Banda</b>	25 MHz
<b>Numero canali</b>	4
<b>Velocità di campionamento</b>	100 MS/s a 12 bit 1 MS/s a 16 bit

---

Tabella 4.4: Caratteristiche dell'oscilloscopio.

**Massa combusta  $\Delta m$** 

La differenza tra la massa iniziale e finale viene determinata pesando il porta-provino prima e dopo la prova con un bilancia di precisione.

**Densità del combustibile  $\rho_f$** 

La densità del combustibile viene calcolata a partire dai valori noti degli ingredienti che lo compongono e pesata secondo le percentuali presenti nelle diverse formulazioni.

**Tempo di combustione  $t_b$** 

Il tempo di combustione effettivo viene determinato a partire dal tracciato della pressione acquisito durante la prova, scegliendo come istante di inizio combustione il tempo corrispondente al 50% del salto di pressione tra ignizione e combustione a regime (*plateau*) e come istante di fine combustione il tempo corrispondente al raggiungimento dell'80% del salto di pressione tra la combustione a regime e lo spegnimento.

In figura 4.18 è riportato un tipico andamento di traccia della pressione acquisita dall'oscilloscopio durante una prova di combustione.

**Area di combustione  $A_b$** 

L'area di combustione corrisponde alla superficie bagnata dal flusso di ossidante.

La figura 4.19 evidenzia il lato considerato per un singolo provino di geometria slab:

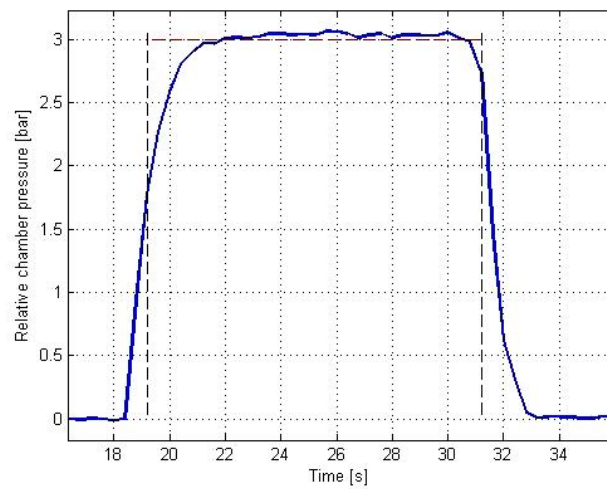


Figura 4.18: Tracciato tipico della pressione ottenuto con l'elaborazione *MATLAB*.

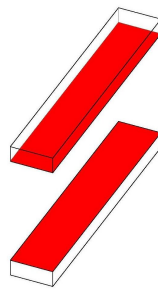


Figura 4.19: In rosso l'area considerata come "superficie di combustione" di due provini in configurazione double slab, utilizzata per il calcolo della  $r_f$ .

La velocità di regressione media è dunque ottenuta, per ciascuna prova di combustione, dalla relazione 4.2, e corrisponde ad un valore medio sia nel tempo che nello spazio. Tale valore è utilizzato nel capitolo successivo per confrontare le prestazioni dei diversi combustibili e delle diverse configurazioni geometriche indagate.

# Risultati dell'Attività Sperimentale

## 5.1 Introduzione

Nel presente capitolo vengono presentati i risultati dell'analisi sperimentale condotta durante il lavoro di tesi. L'attività è focalizzata sul confronto tra diversi tipi di combustibile e diverse geometrie dei provini investigati. Sono quindi riportati nel seguito gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le formulazioni descritte nel capitolo 3, testate nelle geometrie slab e radiale.

Per quanto concerne la geometria, è presentato il confronto fra le prestazioni di combustibile radiali (30 mm di lunghezza, diametro 17 ÷ 18 mm) e slab (double slab, lunghezza 50 mm, larghezza 9,6 mm e altezza 5 mm).

I risultati presentati sono così suddivisi:

- confronto della velocità di regressione media  $r_f$  per diverse formulazioni di combustibile a base SW in configurazione *double slab*;
- confronto della velocità di regressione media  $r_f$  per diverse formulazioni di combustibile SW in configurazione radiale;
- confronto della velocità di regressione  $r_f$  per le due geometrie (radiale e *double slab*) per le formulazioni indagate.

Viene presentato inoltre il confronto di prestazione fra i provini radiali di diverse lunghezze (30 mm e 56 mm), al fine di indagare l'effetto della lunghezza del provino sulla velocità di regressione  $r_f$ .

## 5.2 Confronto tra Combustibili Diversi con la Stessa Geometria

### 5.2.1 Formulazioni a Base Paraffinica in Geometria *Double Slab*

Al fine di determinare la legge della  $r_f$  in funzione del flusso di ossidante (ossigeno puro)  $G_o$  dei diversi combustibili paraffinici indagati, sono state condotte diverse prove a pressione ambiente circa ( $1 \div 1,5 \text{ bar}$ ) e a flussi che variano da circa  $100 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  a circa  $600 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

La figura 5.1 riporta le prove ottenute e le relative curve di velocità di regressione per le formulazioni investigate: per ogni prova è stata calcolata la  $r_f$  media del combustibile.

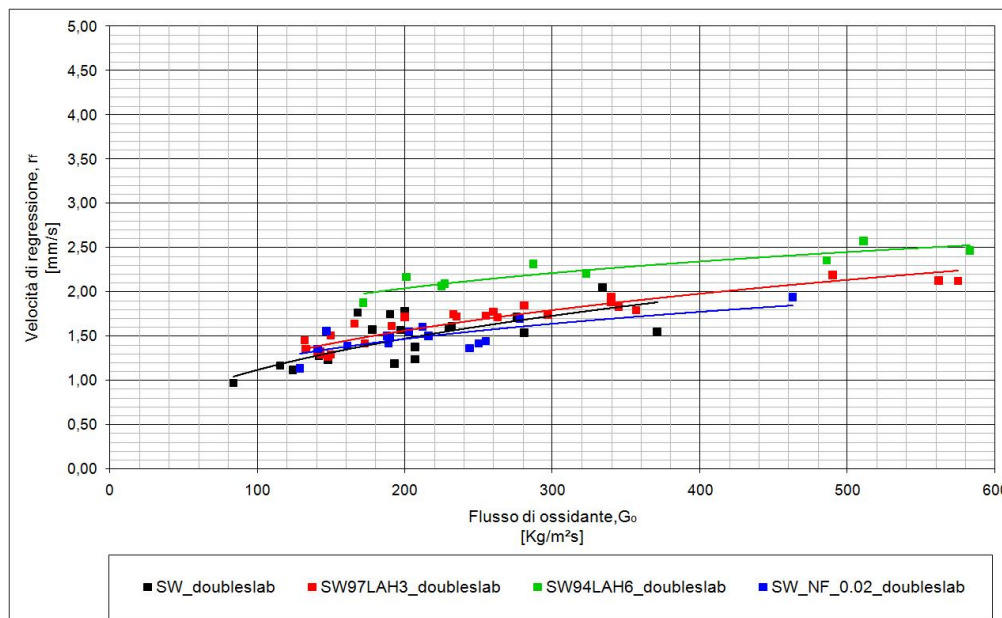


Figura 5.1: Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le diverse formulazioni a base di cera solida in geometria slab.

La figura 5.1 mostra che le velocità di regressione  $r_f$  aumentano all'aumentare dei flussi di ossidante  $G_o$ . La figura mostra chiaramente come le formulazioni di SW additivate con  $\text{LiAlH}_4$  abbiano una velocità di regressione migliore rispetto alle altre formulazioni confrontate nello stesso grafico 5.1. I combustibili con il 6% di  $\text{LiAlH}_4$  hanno una velocità di regressione di  $2 \text{ mm/s}$  circa per flussi di ossidante pari a  $200 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ , quando le altre formulazioni presentano una velocità di circa  $1,5 \text{ mm/s}$  per lo stesso flusso. Essendo la geometria identica, l'incremento di velocità di regressione è da attribuirsi all'additivo  $\text{LiAlH}_4$ .



(Litio-Alluminio-Idruro) ed alla percentuale di miscela, che aumenta l'efficacia del processo combustivo rilasciando entalpia chimica. Per quanto riguarda l'additivazione con NF, non si notano variazioni significative di  $r_f$  rispetto a SW. Per ognuna delle formulazioni indagate è stata calcolata la curva  $r_f/G_o$ . L'andamento ipotizzato per tale curva è di tipo potenza:

$$r_f = aG_o^b. \quad (5.1)$$

I coefficienti delle curve della velocità di regressione calcolate per le varie formulazioni sono riportati nella tabella 5.7 del paragrafo 5.6.

Gli istogrammi in figura 5.2 e in figura 5.3 mostrano il confronto tra le  $r_f$  ottenute per i diversi combustibili al medesimo flusso di confronto ( $150\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  nel primo caso e  $250\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  nel secondo). Si nota bene l'incremento di velocità che si verifica nella formulazione che contiene il 6% di  $\text{LiAlH}_4$  (a  $G_o$  pari a  $150\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  si ha un aumento di +47,69% rispetto alla SW pura, +36,17% rispetto alla SW additivata con l'aggiunta del 3% di  $\text{LiAlH}_4$  mentre a  $G_o$  pari a  $250\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  si ottengono incrementi di +33,33% rispetto alla SW pura e di +26,94% rispetto a quella con il 3% di  $\text{LiAlH}_4$ ). La tabella 5.1 mostra la variazione percentuale di  $r_f$  per i due flussi  $G_o$  considerati, tenendo conto anche della deviazione standard delle misure.

Come evidenziato dalle curve di figura 5.1, a flussi maggiori le  $r_f$  sono maggiori (l'incremento medio tra  $G_o = 150\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  e  $G_o = 250\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$  è di 16,49%) ed inoltre, come noto dalla teoria, se il flusso di ossidante aumenta, aumenta anche l'incremento in termini di  $r_f$  che si ottiene tra le diverse formulazioni (per i flussi considerati l'accrescimento è del 3% ed aumenta all'aumentare di  $G_o$ ).

Formulazione	Flusso $G_o$ [ $\text{Kg}/\text{m}^2\text{s}$ ]	Velocità di Regressione $r_f$ [ $\text{mm}/\text{s}$ ]	Variazione Percentuale Rispetto alla SW Pura [%]
SW (double slab)	150	$1,3 \pm 0,24$	-
SW NF 0,02 (double slab)	150	$1,35 \pm 0,09$	+3,84
SW94LAH6 (double slab)	150	$1,92 \pm 0,01$	+47,69
SW97LAH3 (double slab)	150	$1,41 \pm 0,35$	+8,46
SW (double slab)	250	$1,59 \pm 0,05$	-
SW NF 0,02 (double slab)	250	$1,55 \pm 0,20$	-2,5
SW94LAH6 (double slab)	250	$2,12 \pm 0,11$	+33,33
SW97LAH3 (double slab)	250	$1,67 \pm 0,02$	+5,03

Tabella 5.1: Variazione percentuale della  $r_f$  rispetto alla SW pura a diversi flussi  $G_o$  per i combustibili di geometria *double slab* presi in esame.

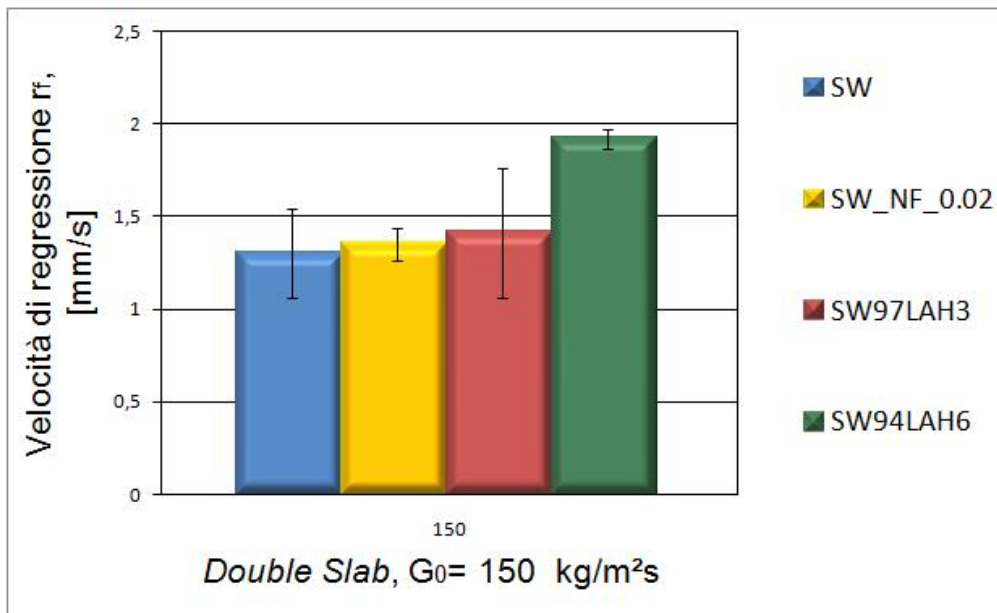


Figura 5.2: Istogramma di confronto tra le velocità di regressione  $r_f$  delle diverse formulazioni a base di paraffina solida in geometria slab a flusso  $G_o$  pari a  $150 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

### 5.2.2 Formulazioni a Base Paraffinica in Geometria Radiale

Anche in questo caso, con lo scopo di determinare la legge della  $r_f$  in funzione del flusso di ossidante  $G_o$  sono state condotte delle prove a pressione ambiente circa ( $1 \div 1,5 \text{ bar}$ ), con flussi che variano da circa  $80 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  a circa  $420 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  (non potendo a priori determinare con precisione i flussi di ossidante, i quali dipendono dalla pressione che si sviluppa in camera durante la combustione e che è imprevedibile, il range che ne è venuto fuori è un po' diverso da quello del caso DS).

In figura 5.4 sono riportati i risultati ottenuti e le curve di velocità di regressione per le formulazioni indagate.

Dalla figura si nota come tutte le formulazioni indagate hanno una velocità di regressione più elevata nella configurazione radiale rispetto a quella slab (si veda figura 5.1).

La ragione dell'incremento di  $r_f$  ottenuto, a parità di formulazione indagata, in geometria radiale, è da ricercarsi nell'aumentato scambio termico radiativo rispetto al caso double slab. Inoltre la distanza fra gli slab, non essendo fissa come nel caso dei provini di geometria radiale, molto spesso è stata diversa dal diametro del foro iniziale presente nei cilindri, rendendo così la luce di

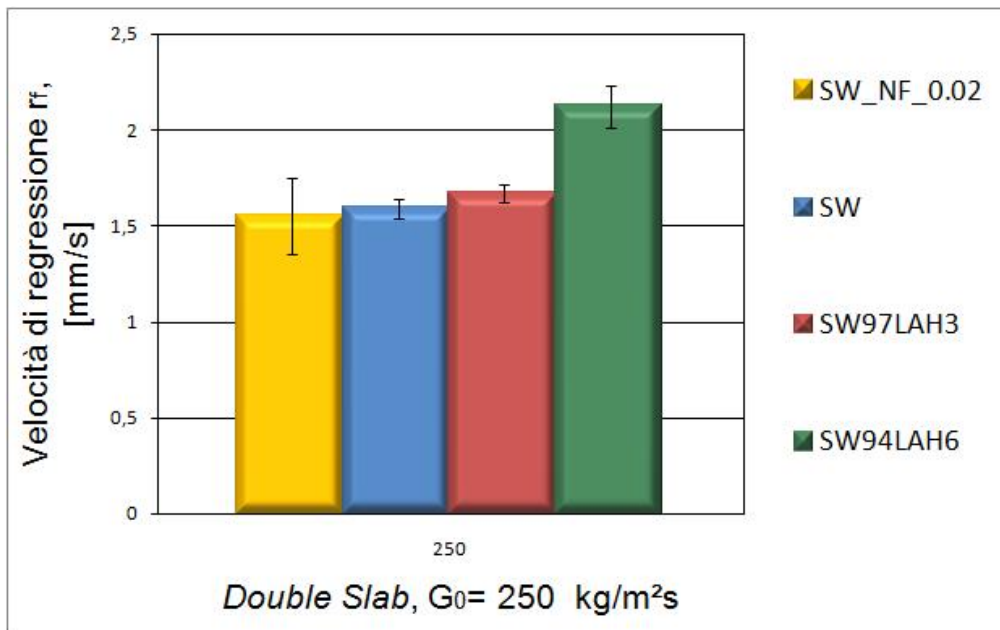


Figura 5.3: Istogramma di confronto tra le velocità di regressione  $r_f$  delle diverse formulazioni di cera solida in geometria slab a flusso  $G_o$  pari a  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

passaggio dell'ossidante differente per le due geometrie.

Per quanto riguarda l'effetto degli additivi, anche in geometria radiale non si osservano variazioni rilevanti di velocità di regressione quando la paraffina è additivata con NF. Le variazioni rilevate si collocano infatti all'interno dell'incertezza sperimentale (si veda la tabella 5.2).

Intorno a flussi di ossidante di  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  la velocità di regressione per le SW drogate con NF è di quasi  $3,9 \text{ mm/s}$ , mentre per le altre formulazioni si attesta intorno a  $3,7 \text{ mm/s}$  per SW e di  $3 \text{ mm/s}$  per il combustibile prodotto con l'aggiunta di  $\text{MgH}_2$ .

Si nota come l'andamento della velocità di regressione per la SW additivata con idruro di magnesio, sia quello più basso: la spiegazione è da ricercarsi nell'aumento della viscosità dei provini dato dall'aggiunta del 5% di  $\text{MgH}_2$ , che riduce fortemente l'effetto dell'*entrainment*. Questa circostanza evidenzia l'importanza di questo fenomeno che risulta più efficace dell'aggiunta di additivi energetici per quel che riguarda l'aumento delle prestazioni balistiche.

I coefficienti delle curve della velocità di regressione calcolate per le varie formulazioni sono riportati anch'essi nella tabella 5.7 del paragrafo 5.6.

Come è anche chiaro la geometria radiale presenta delle velocità  $r_f$  a parità

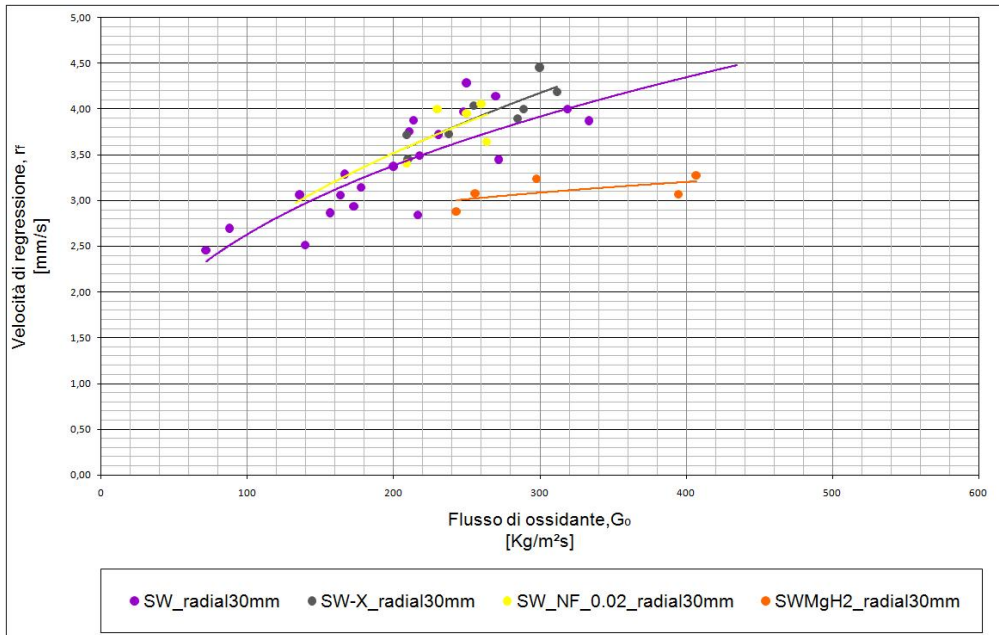


Figura 5.4: Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le diverse formulazioni di paraffina solida in geometria radiale (cilindri da 30 mm).

di flusso  $G_o$  (250  $Kg/m^2s$ ) di gran lunga più elevate: vi è un guadagno addirittura di circa 142% (di SW-X radiale rispetto a SW pura in geometria double slab). Questo sarà argomento dei confronti del prossimo paragrafo.

Formulazione	Flusso $G_o$ [ $Kg/m^2s$ ]	Velocità di Regressione $r_f$ [ $mm/s$ ]	Variazione Percentuale Rispetto alla SW Pura [%]
SW radial 30 mm	250	$3,65 \pm 0,19$	–
SW NF 0,02 radial 30 mm	250	$3,84 \pm 0,16$	+5,21
SW-X radial 30 mm	250	$3,85 \pm 0,15$	+5,48
SWMgH <sub>2</sub> radial 30 mm	250	$3,01 \pm 0,14$	-21,26

Tabella 5.2: Variazione percentuale della  $r_f$  rispetto alla SW pura ad un determinato flusso  $G_o$  per i combustibili di geometria radiale presi in esame.

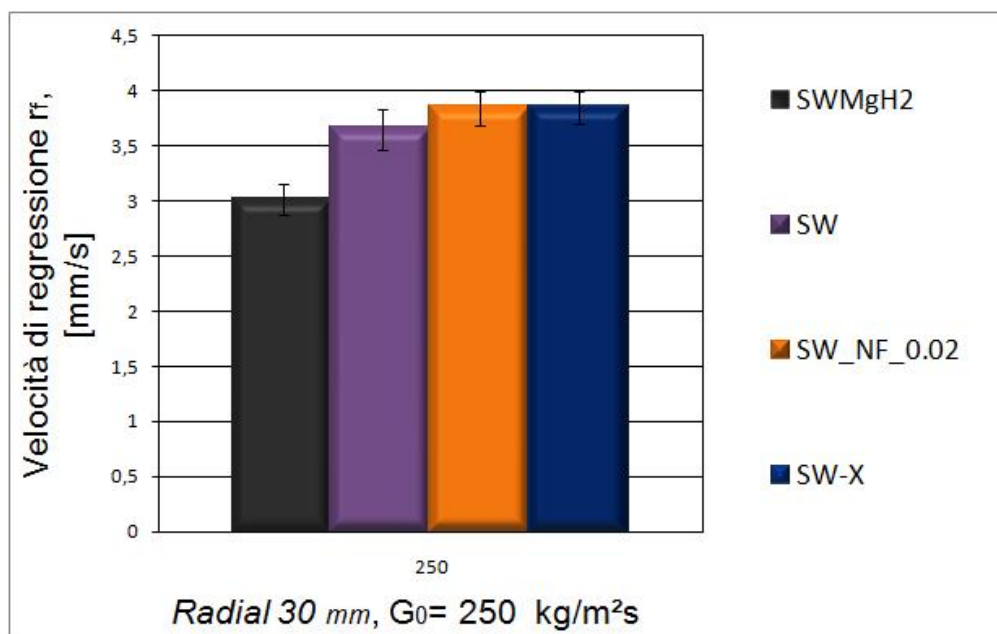


Figura 5.5: Istogramma di confronto tra le velocità di regressione  $r_f$  delle diverse formulazioni a base di paraffina solida in geometria radiale a flusso  $G_o$  pari a  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

## 5.3 Effetto della Geometria

### 5.3.1 Formulazione SW

In questo paragrafo sono messi a confronto gli andamenti delle curve di velocità  $r_f$  di regressione della SW pura nelle geometrie radiale da  $30 \text{ mm}$  e DS. Le curve sono mostrate in figura 5.6.

Si nota una grande differenza di velocità di regressione, la quale raggiunge, nel caso radiale, i  $3,54 \text{ mm/s}$  per un flusso  $G_o$  pari a  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ , contro l' $1,6 \text{ mm/s}$  della geometria slab. La differenza è di ben il 122,11% ed un tale incremento è in questo caso da attribuirsi esclusivamente alla geometria.

La radialità dell'area di combustione  $A_b$  favorisce lo scambio termico tra le superfici molto più che nel caso della geometria slab. I motivi sono da ricercarsi nei seguenti due effetti:

- lo scambio termico fiamma/superficie è incrementato, grazie al maggior contributo radiativo della geometria radiale;
- l'interazione tra gli strati limite (fluidodinamico e termico) è probabilmente maggiore.

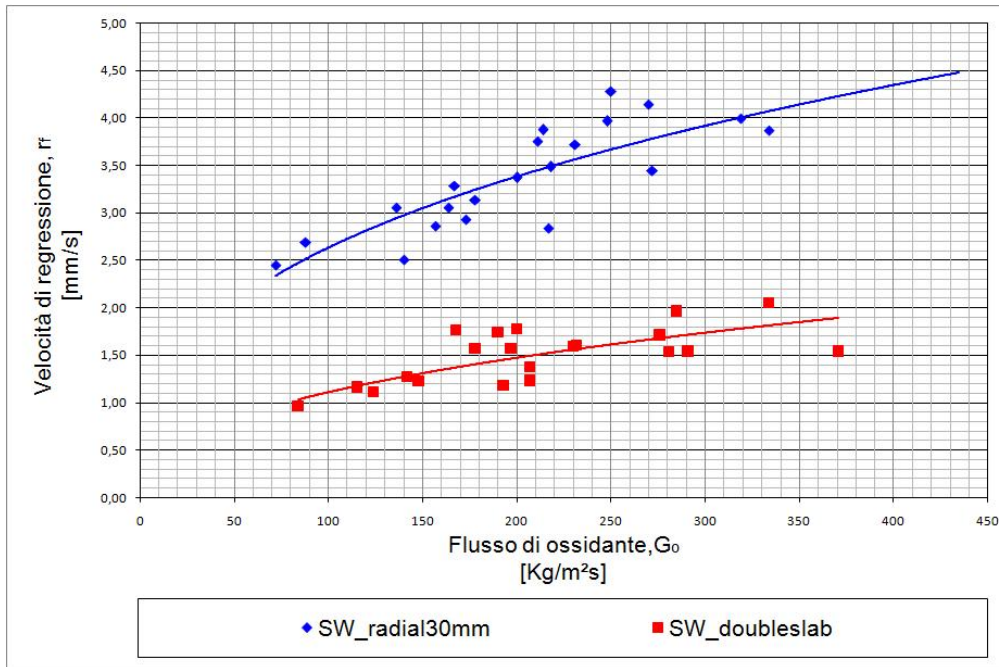


Figura 5.6: Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le diverse geometrie a base di paraffina solida (slab e radiale da 30 mm).

La tabella 5.3 riporta i dati relativi alle due velocità di regressione  $r_f$  delle due geometrie, ottenute con un flusso di ossidante  $G_o$  di 250 Kg/m<sup>2</sup>s le quali sono graficamente rappresentate nell'istogramma 5.7.

Formulazione	Geometria	Velocità di Regressione $r_f$ [mm/s]	Variazione Percentuale Rispetto alla SW Pura [%]
SW	double slab	1,59 ± 0,13	–
SW	radial 30 mm	3,65 ± 0,04	+129,56%

Tabella 5.3: Variazione percentuale della  $r_f$  delle formulazioni di SW in geometria radiale e double slab.

## 5.4 Formulazione SW-X

Anche nel caso della SW-X si nota un notevole incremento di velocità di regressione: a flusso  $G_o$  pari a 250 Kg/m<sup>2</sup>s si riscontra una velocità di 1,51 mm/s contro i 3,85 mm/s.

In figura 5.8 è mostrato il confronto tra le due geometrie di SW-X. L'incremento di  $r_f$ , al flusso sopraindicato, in questo caso si può quantificare in +154,96%.

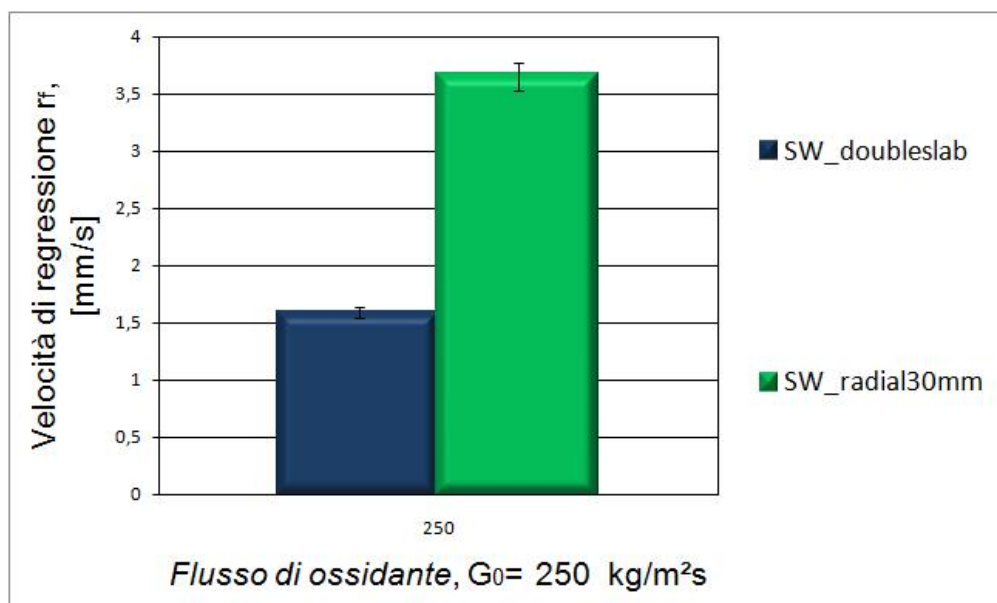


Figura 5.7: Confronto tra la velocità di regressione  $r_f$  per le diverse geometrie di provini a base di SW (slab e radiale da 30 mm).

Come per le formulazioni a base di cera solida pura i vantaggi sono da attribuirsi a:

- l'incremento dello scambio termico fiamma/superficie dovuto all'aumentato contributo radiativo della geometria radiale;
- l'incremento dello scambio termico fiamma/superficie dovuto al maggior coefficiente d'assorbimento, ottenuto grazie all'additivazione con NF;
- l'interazione degli strati limite fluidodinamico e termico.

L'istogramma 5.9 mostra la differenza di  $r_f$  che si ottiene a  $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  per le due geometrie considerate ed in tabella 5.4 sono riportate le velocità di regressione al medesimo flusso. Si nota anche come sia maggiore la velocità ottenuta da SW-X rispetto alla SW pura (+5,4%)(tabella 5.6).

## 5.5 Formulazione SW di Diversa Lunghezza

In questa sezione, riguardante gli effetti della geometria sulla velocità di regressione, è presentato un confronto tra provini a base di paraffina solida, entrambi di geometria radiale ma di diversa lunghezza: in un caso 30 mm e

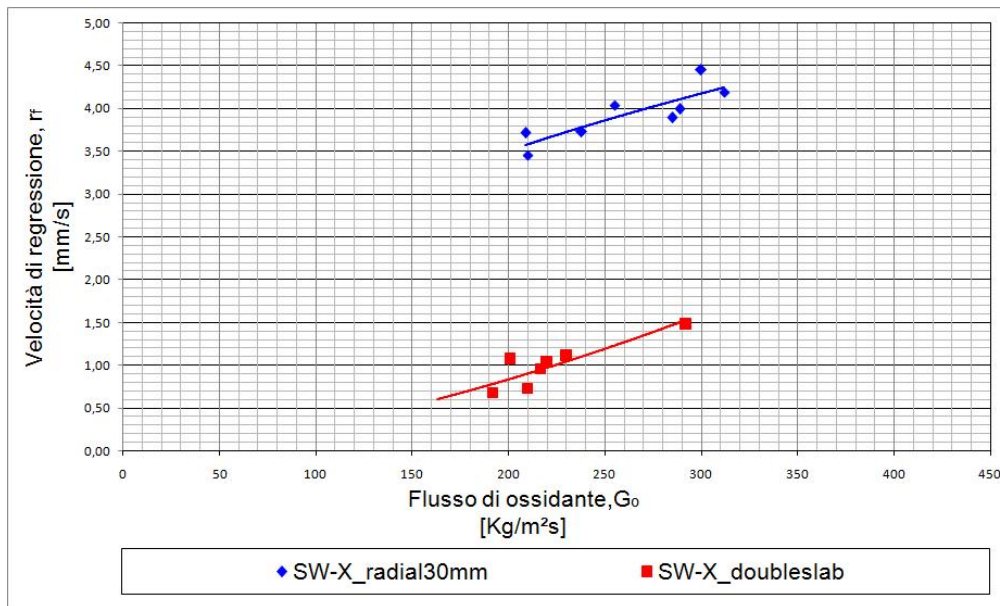


Figura 5.8: Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le diverse formulazioni a base di paraffina solida SW-X (slab e radiale da 30 mm).

Formulazione	Geometria	Velocità di Regressione $r_f$ [mm/s]	Variazione Percentuale Rispetto alla SW Pura [%]
SW-X	double slab	$1,51 \pm 0,03$	-
SW-X	radial 30 mm	$3,85 \pm 0,15$	+154,96%

Tabella 5.4: Variazione percentuale della  $r_f$  delle formulazioni di SW-X in geometria radiale e double slab.

nell'altro 56 mm (figura 5.10).

In questo caso è interessante vedere come un aumento di 26 mm della lunghezza del provino cilindrico porti dei benefici, in termini di proprietà balistiche, notevoli: a parità di flusso ( $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ ) la  $r_f$  aumenta del +27,12% (tabella 5.5).

Questo beneficio è da ricercarsi nel fatto che per provini di lunghezza maggiore vi è, durante la combustione, un aumento della temperatura (rispetto al caso con provini radiali più corti) e del rapporto O/F (che si avvicina a quello stechiometrico).

L'istogramma di figura 5.11 visualizza l'aumento della  $r_f$  che si ottiene con un provino cilindrico lungo 56 mm.



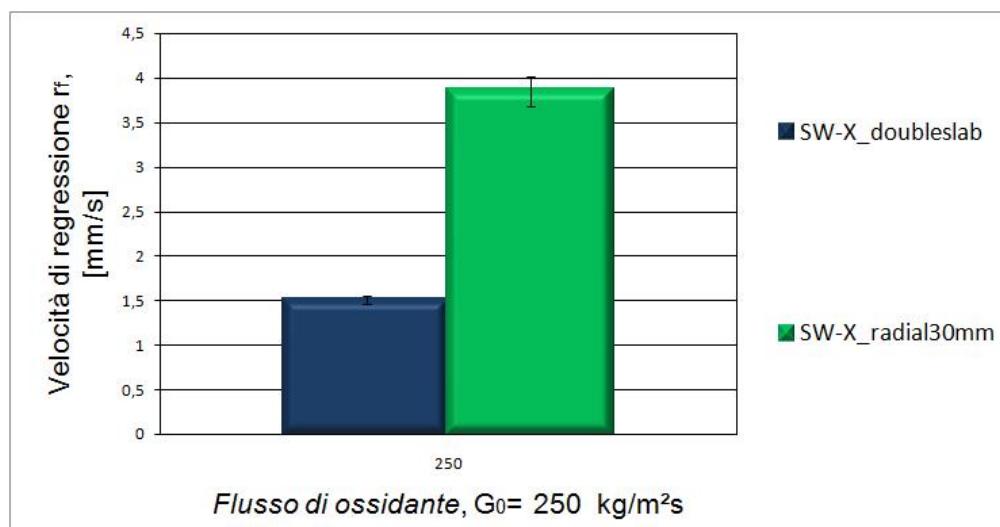


Figura 5.9: Confronto tra la velocità di regressione  $r_f$  per le diverse geometrie di provini a base di paraffina solida SW-X (slab e radiale da 30 mm).

Formulazione	Geometria	Velocità di Regressione $r_f$ [mm/s]	Variazione Percentuale Rispetto alla SW Pura [%]
SW	radial 56 mm	$3,65 \pm 0,04$	–
SW	radial 30 mm	$4,64 \pm 0,18$	+27,12%

Tabella 5.5: Variazione percentuale della  $r_f$  dei provini cilindrici a base SW-X di lunghezza 30 mm e 56 mm.

Nella tabella 5.6, con lo scopo di dare una panoramica complessiva, sono confrontate le  $r_f$  delle geometrie cilindriche descritte nei tre paragrafi immediatamente precedenti.

## 5.6 Coefficienti delle Curve di Velocità di Regressione

### $r_f$

Le curve della velocità di regressione  $r_f$  sono state ottenute interpolando i dati sperimentali con una curva di potenza del tipo indicato dalla 5.2:

$$r_f = aG_o^b \quad (5.2)$$

i cui coefficienti sono riportati nella tabella 5.7.

Si nota come ci sia una grande differenza tra i coefficienti e gli esponenti dell'equazioni delle curve di  $r_f$  ottenuti dall'attività sperimentale in laboratorio:

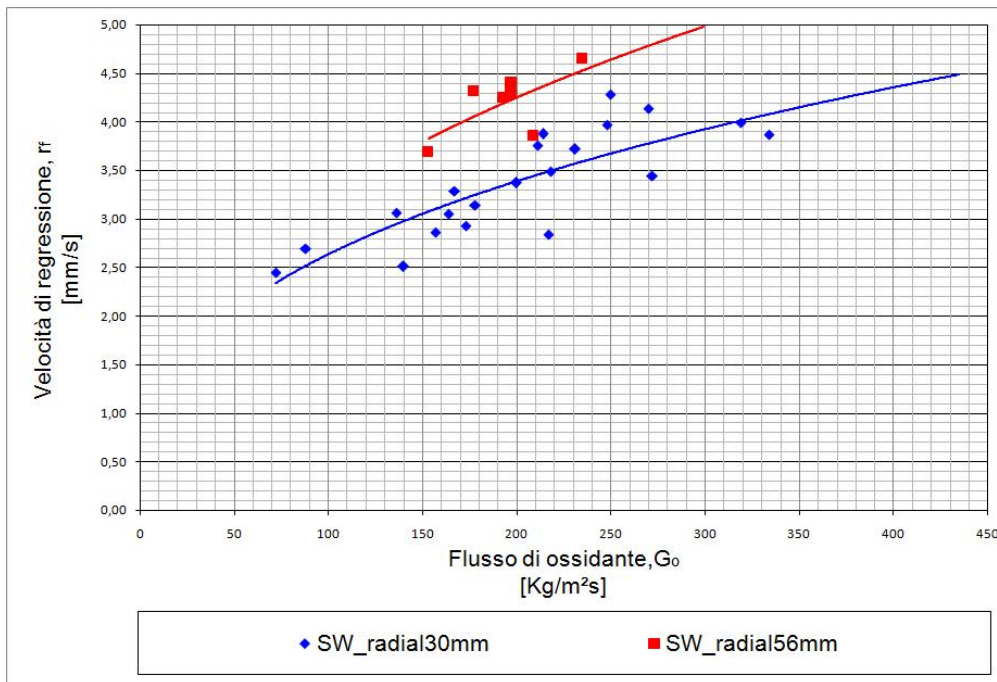


Figura 5.10: Confronto tra la velocità di regressione  $r_f$  per i provini cilindrici a base di SW di lunghezza 30 mm e 56 mm.

anche materiali identici ma con geometria diversa presentano grandi differenze di coefficienti nell'espressioni delle curve. In particolare i coefficienti "a" delle curve dei provini di geometria radiale sono maggiori degli altri (+129,33%), il che denota la tendenza delle curve di velocità di  $r_f$  ad essere più alte rispetto a quelle dei provini di geometria slab (la  $a_{media}$  per i combustibili cilindrici è di 0,679 contro lo 0,296 di quelli a geometria double slab).

Per quel che riguarda invece gli esponenti "b" delle curve, si nota come invece siano quelli relativi alla geometria double slab ad essere mediamente maggiori (+69,7%), il che è indice di una divergenza maggiore delle curve dei provini DS

Formulazione	Geometria	Velocità di Regressione $r_f$ [mm/s]	Variazione Percentuale Rispetto le altre formulazioni [%]
SW	radial 30 mm	3,65 ± 0,13	-
SW-X	radial 30 mm	3,85 ± 0,15	+5,48% -20,51%
SW	radial 56 mm	4,64 ± 0,18	+27,12% +20,51%

Tabella 5.6: Variazione percentuale della  $r_f$  delle formulazioni a base di SW e SW-X con geometria radiale a flusso  $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

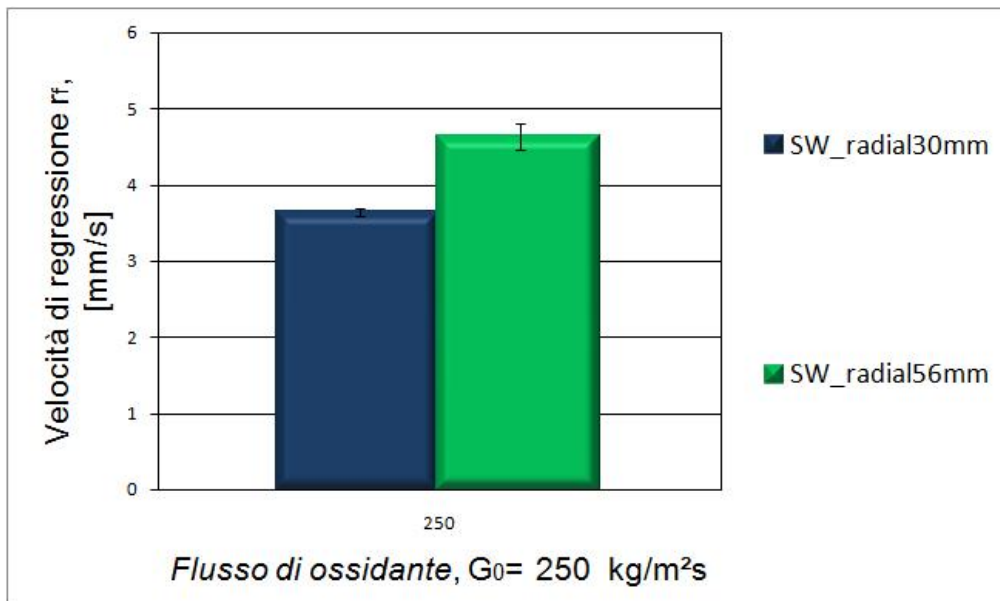


Figura 5.11: Confronto tra la velocità di regressione  $r_f$  per i provini cilindrici a base di SW di lunghezza 30 mm e 56 mm.

( $b_{medio} = 0,56$ ) che tenderanno quindi ad avere un'aumento maggiore dei valori di  $r_f$  con piccoli aumenti di flusso di ossidante rispetto agli incrementi che si verificano per i provini di geometria radiale ( $b_{medio} = 0,33$ ).

## 5.7 Discussione dei Risultati

In questo paragrafo si riporta un confronto complessivo di tutte le formulazioni indagate.

In figura 5.12 sono messi a confronto gli andamenti delle curve di velocità di regressione di tutti i combustibili investigati in questo lavoro. Il grafico riporta l'andamento della  $r_f$  in funzione del flusso di ossigeno gassoso  $G_o$ .

In figura 5.13 è mostrato l'istogramma che mette a confronto le velocità di regressione raggiunte dai grani combustibili al variare della formulazione e della forma geometrica ad un  $G_o$  di  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ .

La tabella 5.8 riporta il valore delle  $r_f$  a flusso di ossidante apri a  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  e la variazione percentuale rispetto alla formulazione di riferimento (SW pura).

Confrontando i dati presentati si possono trarre le seguenti conclusioni:

- le formulazioni di geometria radiale presentano delle velocità di regressioni di molto maggiori rispetto a quelle di geometria slab, con un incremento che, prendendo come base per il confronto la SW in geometria DS, va

Formulazione	Geometria	Coefficiente $a$	Esponente $b$
<i>SW</i>	double slab	$0,179 \pm 0,760$	$0,396 \pm 0,083$
<i>SW nero fumo 0,02%</i>	double slab	$0,336 \pm 0,125$	$0,277 \pm 0,069$
<i>SW94LAH6</i>	double slab	$0,711 \pm 0,143$	$0,198 \pm 0,034$
<i>SW97LAH3</i>	double slab	$0,256 \pm 0,037$	$0,340 \pm 0,026$
<i>SW-X</i>	double slab	$0,0002 \pm 0,0004$	$1,618 \pm 0,490$
<i>SW</i>	radiale 30mm	$0,495 \pm 0,144$	$0,362 \pm 0,055$
<i>SW NF 0,02</i>	radiale 30mm	$0,397 \pm 0,125$	$0,411 \pm 0,069$
<i>SW-X</i>	radiale 30mm	$0,368 \pm 0,699$	$0,425 \pm 0,113$
<i>SWMgH<sub>2</sub></i>	radiale 30mm	$1,459 \pm 0,821$	$0,131 \pm 0,096$

Tabella 5.7: Coefficienti delle rette di velocità di regressione per le diverse formulazioni e le diverse geometrie sperimentate.

da circa 87,5% (*SW* con  $MgH_2$  in geometria radiale) a 140,6% (*SW-X* in geometria radiale);

- tra le formulazioni di geometria *double slab* quella che presenta una  $r_f$  maggiore è la *SW* additivata con  $LiAlH_4$  al 6% che rispetto alla *SW* pura da' un aumento di circa il 40% ( $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ );
- tra le formulazioni di geometria radiale non si sono ottenute significative variazioni con l'aggiunta di *NF*. Rispetto alla *SW* pura, la *SW-X* presenta un incremento, a  $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ , pari a circa 8,45%.

Formulazione	Geometria	Velocità di Regressione $r_f$ [mm/s]	Variazione Percentuale Rispetto alla <i>SW</i> Pura [%]
<i>SW</i>	<i>double slab</i>	$1,59 \pm 0,05$	–
<i>SW97LAH3</i>	<i>double slab</i>	$1,77 \pm 0,02$	+11,32
<i>SW94LAH6</i>	<i>double slab</i>	$2,12 \pm 0,11$	+33,3
<i>SWMgH<sub>2</sub></i>	<i>radiale 30mm</i>	$3,01 \pm 0,19$	+89,31
<i>SW</i>	<i>radial 30mm</i>	$3,65 \pm 0,14$	+129,55
<i>SW NF 0,02</i>	<i>radiale 30mm</i>	$3,84 \pm 0,16$	+141,5
<i>SW-X</i>	<i>radiale 30mm</i>	$3,85 \pm 0,15$	+142,14

Tabella 5.8: Variazione percentuale della  $r_f$  rispetto alla *SW* pura in geometria *double slab* per combustibili di differente geometria e composizione ( $G_o = 250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$ ).

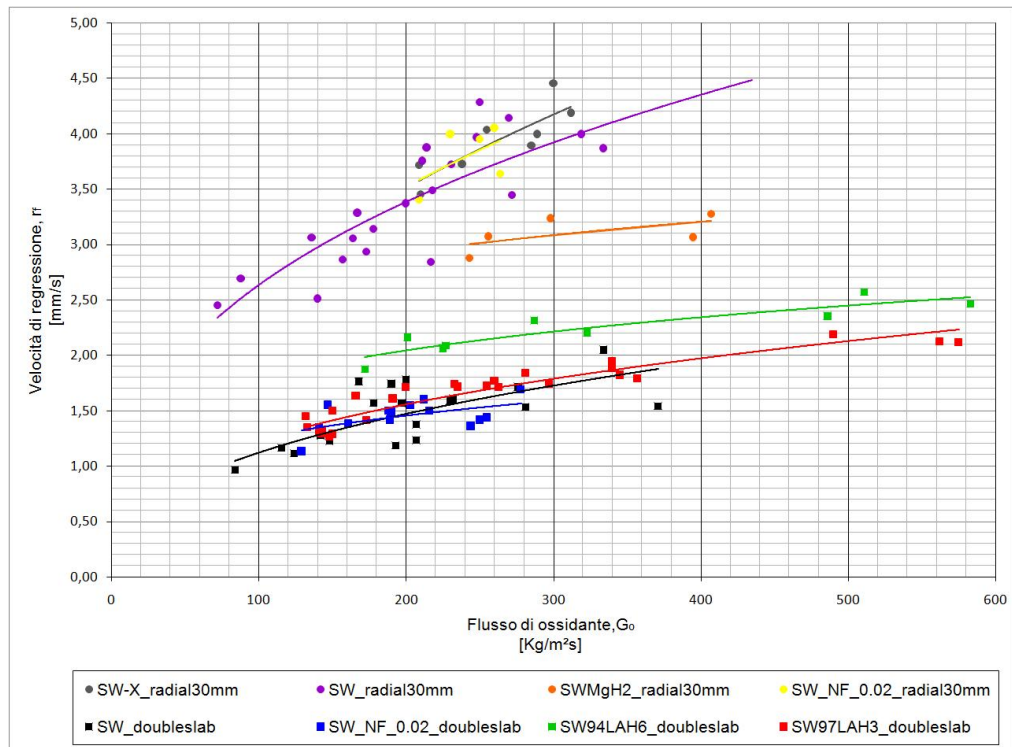


Figura 5.12: Confronto tra gli andamenti della velocità di regressione  $r_f$  per le diverse formulazioni di paraffina solida e per le diverse geometrie, slab e radiale da  $30\text{mm}$ .

Si possono quindi trarre delle conclusioni generali dei dati sperimentali ottenuti in questo lavoro di tesi che sono le seguenti:

- per le formulazioni DS, si è dimostrata efficace l'aggiunta di  $\text{LiAlH}_4$ , il quale grazie all'elevata reattività permette di incrementare anche in questo caso lo scambio di energia tra la superficie del combustibile e la zona di fiamma, accelerando la combustione del grano solido;
- le formulazioni di geometria radiale hanno mostrato di poter raggiungere delle  $r_f$  di gran lunga più elevate: questo è da imputarsi proprio alla forma cilindrica dell'area di combustione  $A_b$  che permette un coefficiente d'irraggiamento elevato e che presenta delle interazioni dello strato limite termico tali da accelerare la combustione del combustibile solido.

In conclusione, i risultati ottenuti nel presente lavoro hanno permesso di quantificare l'incremento di  $r_f$  ottenibile grazie ad una diversa geometria del provino. Questo studio costituisce un primo passo nell'indagine volta a una piena com-

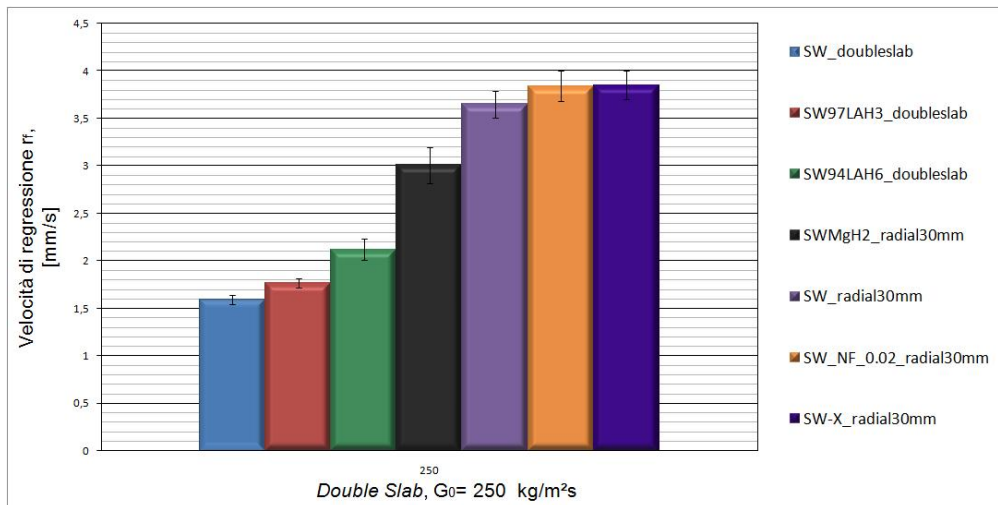


Figura 5.13: Istogramma di confronto tra le velocità di regressione  $r_f$  ad un flusso  $G_0$  di  $250 \text{ Kg/m}^2\text{s}$  di tutti i combustibili indagati considerando diverse geometrie e formulazioni.

preensione dei processi di combustione caratteristici della propulsione ibrida. In particolare, si è evidenziato come il contributo della geometria all'incremento di prestazione ( $87,5\% \div 140,62\%$  a seconda delle formulazioni) sia molto maggiore del contributo dovuto alla presenza di additivi (fino a  $+31,25\%$ ). Si suggerisce quindi per la prosecuzione di quest'indagine:

- misura della radiazione in provini di tipo slab e radiale al fine di quantificare il contributo termico della radiazione;
- confronto di lunghezze diverse;
- ricerca di uno *scale factor*. Un importante problema messo in luce dall'indagine sperimentale condotta riguarda l'influenza della geometria. Uno stesso combustibile presenta valori diversi della velocità di regressione se la misura è riferita a geometrie diverse. Questo è un aspetto peculiare dell'endoreattore ibrido, nel quale i processi di combustione sono caratterizzati da una fiamma di natura essenzialmente diffusiva, fortemente condizionata dal campo fluidodinamico presente in camera di combustione, a sua volta fortemente correlato alla configurazione geometrica. Diviene pertanto essenziale, ai fini della trasposizione dei risultati ottenuti in scala di laboratorio alla scala del motore reale, l'esatta conoscenza di un fattore di scala. La determinazione del fattore di scala costituisce pertanto il naturale successivo sviluppo di questo lavoro di tesi; per la sua

determinazione occorre estendere l'indagine sperimentale a scale diverse, considerando non solo scale di laboratorio ma anche quelle di motori in piccola scala, la cui effettuazione richiede evidentemente banchi sperimentali, spazi e misure di sicurezza non compatibili con le disponibilità di un laboratorio universitario.

# Conclusioni

## 6.1 Conclusioni

L'attività sperimentale svolta durante questo lavoro di tesi si è concentrata sull'investigazione di diverse formulazioni di combustibili solidi per la propulsione spaziale di tipo ibrido. Sono state effettuate diverse campagne di prova su campioni di combustibile di diversa formulazione e diversa geometria, con specifica attenzione alla misura della la velocità di regressione  $r_f$  del combustibile.

Il presenta lavoro si è concentrato su combustibili a base paraffinica di diversa geometria (configurazioni radiale e doppio slab), i cui risultati sono stati messi a confronto con l'intento di quantificare gli eventuali vantaggi per quel che concerne le prestazioni balistiche (velocità di regressione) attribuibili agli additivi utilizzati (idruro di magnesio, litio alluminio idruro e *nero fumo*) e all'utilizzo della geometria radiale.

I risultati ricavati dall'investigazione dei provini hanno permesso di trarre la conclusione che l'additivazione di paraffina solida SW con idruri metallici o con *nero fumo* produce significativi incrementi delle prestazioni balistiche: in particolare per ciò che riguarda la geometria doppio slab i risultati migliori si sono ottenuti con l'aggiunta di litio alluminio idruro ( $\text{LiAlH}_4$ ) mentre per i provini radiali il comportamento migliore è stato evidenziato dai provini prodotti con introduzione di nero fumo.

Nel primo caso il vantaggio deriva dall'elevata reattività dell'idruro metallico che grazie alla deidrogenazione e alla conseguente combustione dell'idrogeno in prossimità della superficie del combustibile solido, incrementa lo scambio di



energia tra l'area di combustione  $A_b$  e la zona di fiamma, aumentando così la velocità di regressione del provino.

Nel secondo caso, il miglioramento delle proprietà balistiche dei provini è da attribuire alla polvere di nero fumo NF, che aumenta il coefficiente di assorbimento durante il processo di pirolisi, e quindi l'energia assorbita alla superficie e nello strato di sottosuperficie del campione, modificando le caratteristiche del materiale in questione verso quelle di un corpo nero.

Un ulteriore importante risultato emerso dall'attività di laboratorio è legato alla sperimentazione della geometria radiale in sostituzione di quella doppio slab, la quale, proprio per la natura cilindrica dell'area di combustione  $A_b$  favorisce lo scambio termico di tipo radiativo, parametro importante per aumentare la regressione del combustibile solido.

L'impiego di paraffina additivata con NF e di geometria radiale risulta quindi il miglior compromesso in termini di incremento di velocità di regressione, risultato che conferma e consolida per le diverse condizioni operative indagate risultati ottenuti in altri lavori. I combustibili di tipo paraffinico presentano velocità di regressione maggiori rispetto agli altri combustibili solidi tipici per la propulsione ibrida (HTPB) grazie al già citato fenomeno di *entrainment* e si nota come nella configurazione che ha mostrato la più elevata velocità di regressione, si riescano ad ottenere incrementi dell'ordine addirittura del 150% rispetto alle altre formulazioni studiate. Il risultato è significativo ed esalta in questo caso l'aggiunta di un additivo non energetico (NF) piuttosto che di uno energetico (idrato di magnesio).

## 6.2 Sviluppi Futuri

I possibili sviluppi futuri di questo lavoro possono essere orientati in diverse direzioni, di seguito descritte.

- i buoni risultati ottenuti additivando la paraffina solida con 3% e 6% di  $\text{LiAlH}_4$  spingono a investigare gli effetti dell'additivazione con percentuali diverse di questo particolare idruro, risultato particolarmente efficace per l'ottenimento di elevate velocità di regressione del grano combustibile;

- L'indagine della velocità di regressione a pressioni più elevate sarebbe interessante per quantificare l'effetto della pressione in camera di combustione sulle prestazioni balistiche;
- l'introduzione di termocoppie per registrare la distribuzione di temperatura nel grano combustibile e in camera di combustione durante il processo di combustione consentirebbe di disporre di un'informazione molto utile per lo sviluppo e la convalida di modelli di combustione;
- ugualmente, visualizzazioni della struttura di fiamma consentirebbero un maggiore comprensione dei fenomeni fisico-chimici che hanno luogo ed interagiscono nella complessa insorgenza e sviluppo della fiamma di diffusione che interessa la combustione in un endoreattore ibrido, con significative ricadute negli sviluppi modellistici.

---

# Bibliografia

- [1] D. Altman (1991), *Hybrid Rocket Development History*, AIAA 91-2515.
- [2] G.E. Moore and K. Berman, A solid liquid rocket propellant system. *Jet Propulsion*, 26(11) 1956.
- [3] L. Green Jr., *Introductory Considerations on Hybrid Rocket Combustion*, Vol. 15, 451-484. Academic Press, New York, NY, USA, 1964.
- [4] J.W. Turley and H.W. Rinn, *The crystal structure of aluminum hydride*, *Inorganic Chemistry*, 8(1):18-22, 1969.
- [5] C. Oiknine, *New Perspectives for Hybrid Propulsion*, AIAA 2006-4674. 2006.
- [6] M.A. Karabeyoglu, B.J. Cantwell and D. Altman, *Development and Testing of Paraffin based Hybrid Rocket Fuels*, AIAA 2006-4674. 2006.
- [7] M.A. Karabeyoglu, G. Zilliac, B.J. Cantwell, S. De Zilwa and P. Castelluci, *Scale-up Tests of High Regression Rate Liquefying Hybrid Rocket Fuels*, AIAA 2003-1162. 2003.
- [8] M.A. Karabeyoglu, B.J. Cantwell and D. Altman, *Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: part 1, General Theory*, *Journal of Propulsion and Power*, 18(3): 610-620. 2002.
- [9] G.A. Marxman, C.E. Wooldridge and R.J. Muzzy, *Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion*, AIAA 63-505. 1963.
- [10] M.J. Chiaverini, K.K. Kuo, A. Peretz and G.C. Harting, *Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion*, *AIAA Journal*, 17(1): 99-110, 2001.

- [11] R.A. Gater and M.R.L. L'Ecuyer, *A Fundamental Investigation of the Phenomena that Characterize Liquid Film Cooling*, International Journal of Heat and Mass Transfer, 13(3):1925-1939, 1970.
- [12] M. Boiocchi, *Formulazioni innovative di combustibili per endoreattori ibridi: caratterizzazione balistica e meccanica*, tesi di Dottorato in corso presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano.
- [13] M.J. Chiaverini, K.K. Kuo, A. Peretz and G.C. Harting, *Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion*, AIAA Journal, 17(1): 99-110, 2001.
- [14] G.A. Risha, E. Boyer R.B. Wehrman, *Performance Comparison of HTPB based Solid Fuels Containing Nano-sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor*, AIAA 2002-3576, 2002.
- [15] G.A. Risha, B.J. Evans, E. Boyer, R.B. Wehrman and K.K. Kuo, *Nano-sized Aluminum- and Boron-based Solid Fuel Characterization in a Hybrid Rocket Engine*, AIAA 2003-4593, 2003.
- [16] B. Evans, et. al., *Hybrid Rocket Investigations at Penn State University's High Pressure Combustion Laboratory: Overview and Recent Results*, AIAA 2009-5349, 2009.
- [17] B. Evans, N.A. Favorito and K.K. Kuo, *Oxidizer-Type and Aluminum-Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior*, AIAA 2006-4676, 2006.
- [18] C. Carmicino and A. Russo Sorge, *Investigation of the Fuel Regression Rate Dependence on Oxidizer Injection and Chamber Pressure in a Hybrid Rocket*, AIAA 2003-4591, 2003.
- [19] C. Carmicino and A. Russo Sorge, *Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behavior*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 4, 2005.
- [20] C. Carmicino and A. Russo Sorge, *The Effects of Oxidizer Injection Design on Hybrid Rockets Combustion Stability*, AIAA 2006-4677, 2006.
- [21] C. Carmicino and A. Russo Sorge, *Influence of a Conical Axial Injector on Hybrid Rocket Performance*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 5, 2006.
- [22] L.T. De Luca, *Problemi energetici in propulsione aerospaziale*, Politecnico di Milano, Prima Edizione, 1997.

- [23] R.W. Humble, G.N. Henry and W.J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, 1995.
- [24] L.D. Smoot, C.F. Price and C.M. Muhlfeith, *The Pressure Dependence of Hybrid Fuels Regression Rates*, AIAA 66-113, 1966.
- [25] J.W. Turley and H.W. Rinn, *The crystal structure of aluminum hydride*, *Inorganic Chemistry*, 8(1):18-22, 1969.
- [26] G.C. Sinke, L.C. Walker, F.L. Oetting and D.R. Stull, *Thermodynamic properties of aluminum hydride*, *The Journal of Chemical Physics*, 47(8):2759-2761, 1967.
- [27] O.M. Lovvik, S.M. Opalka, H.W. Brinks and B.C. Hauback, *Crystal structure and thermodynamic stability of the lithium alanates  $\text{LiAlH}_4$  and  $\text{Li}_3\text{AlH}_6$* , *Physical Review B*, 69(134117):1-9, 2004.
- [28] F.H. Ellinger, C.E. Holley Jr., B.B. McInteer, D. Pavone, R.M. Potter, E. Staritzky and W.H. Zachariasen, *The preparation and some properties of Magnesium Hydride*, *Journal of American Chemical Society*, 77:2647-2648, 1955.
- [29] B. Bogdanovic, K. Bohmhammel, B. Christ, A. Reiser, K. Schlichte, R. Vehlen and U. Wolf, *Thermodynamic investigation of the Magnesium Hydrogen system*, *Journal of Alloys and Compounds*, 282:84-92, 1999.
- [30] C.E. Messer, *A survey report on Lithium hydride*, Technical Report NYO-9470, Atomic Energy Commission (USA), 1960.
- [31] S.R. Gunn and L.G. Green, *The heats of formation at 25 of the crystalline hydrides and deuterides and aqueous hydroxides of Lithium, Sodium and Potassium*, *Journal of the Chemical Society*, 80(18):4782-4786, September 1958.
- [32] A. Zuttel, P. Wenger, S. Rentsch, P. Sudan, Ph. Mauron and C. Emmenegger,  *$\text{LiBH}_4$  a new hydrogen storage material*, *Journal of Power Sources*, 118:1-7, 2003.
- [33] S. Orimo, Y. Nakamori, J.R. Eliseo, A. Zuttel and C.M. Jensen, *Complex hydrides for Hydrogen storage*, *Chem. Rev.*, 107:4111-4132, 2007.
- [34] J.S. Kasper, C.M. Lucht and D. Harker, *The crystal structure of decaborane,  $\text{B}_{10}\text{H}_{14}$* , *Acta Crystallographica*, 3(6):436-455, Nov. 1950.
- [35] M.W. Chase Jr., *NIST-JANAF Thermochemical Tables*, *J. Phys. Chem. Ref. Data*, Monograph, 9, 1988.

---

# Appendici

# Cenni Sulla Trasmissione del Calore per Irraggiamento

## A.1 Introduzione

L'irraggiamento differisce dagli altri due fenomeni di trasmissione del calore (conduzione e convezione), in quanto non richiede la presenza di un mezzo materiale per compiersi. La trasmissione del calore per irraggiamento è inoltre la più veloce (avviene alla velocità della luce), non ha attenuazione nel *vuoto* e si può verificare nei solidi, nei liquidi e nei gas.

Le onde elettromagnetiche che rendono possibile questo tipo di propagazione del calore viaggiano alla velocità della luce, indicata con  $c$ , e sono caratterizzate dalla frequenza  $\nu$  e dalla lunghezza d'onda  $\lambda$ , proprietà legate assieme dalla relazione A.1:

$$\lambda = \frac{c}{\nu}. \quad (\text{A.1})$$

La velocità della luce in un mezzo è legata alla velocità della luce nel vuoto dalla relazione A.2:

$$c = \frac{c_0}{n} \quad (\text{A.2})$$

con  $n$  che è l'*indice di rifrazione* del mezzo (solitamente pari ad 1 per i gas), e  $c_0 = 2,998 \times 10^8 \text{ m/s}$  è la velocità della luce nel vuoto.

La radiazione elettromagnetica che corrisponde alla trasmissione del calore è la *radiazione termica*, emessa a causa dei moti vibratorii e rotatori delle molecole,

atomi ed elettroni di una sostanza. All'aumentare della temperatura (che è proprio la misura dell'intensità di questi processi) si ha un aumento dell'emissione della radiazione termica.

La Luce è la parte visibile dello spettro elettromagnetico, compresa tra  $0,40 \mu m$  e  $0,76 \mu m$  (figura A.1) ed è composta da ristrette bande di colore che vanno dal violetto ( $0,40 \div 0,44 \mu m$ ) al rosso ( $0,63 \div 0,76 \mu m$ ). Il colore di una superficie dipende dalla sua attitudine a riflettere: una superficie appare bianca se riflette tutta la luce, mentre è nera se assorbe tutta la luce incidente.

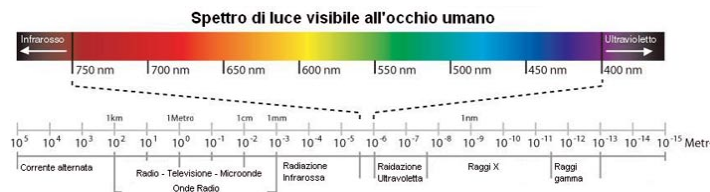


Figura A.1: Spettro della luce visibile all'occhio umano).

## A.2 La Radiazione di Corpo Nero

Ogni corpo avente temperatura superiore allo zero assoluto emette radiazione in tutte le direzioni ed in un vasto campo di lunghezze d'onda. Il *corpo nero* è quindi un corpo ideale che serve come riferimento, rispetto al quale confrontare le proprietà radiative delle superfici reali.

Un *corpo nero* è un perfetto *emettitore* ed *assorbitore* di radiazione, visto che emette la massima radiazione per ogni temperatura e lunghezza d'onda ed assorbe tutta la radiazione incidente indipendentemente dalla direzione e dalla lunghezza d'onda. Poiché emette energia radiante in modo uniforme in tutte le direzioni, viene definito emettitore *diffuso*.

La potenza radiante emessa da un corpo nero per unità di superficie è espressa dalla relazione A.3:

$$E_n = \sigma T^4 \quad (W/m^2) \quad (A.3)$$

dove  $\sigma = 5,67 \times 10^{-8} W(m^2 \cdot K^4)$  è la costante di *Boltzmann*, mentre  $T$  è la temperatura assoluta della superficie in gradi Kelvin.

A volte invece è necessario prendere in considerazione il potere emissivo monocromatico (o spettrale) del corpo nero, cioè la potenza radiante emessa dal corpo nero alla temperatura assoluta  $T$  per unità di area superficiale e per unità di lunghezza d'onda nell'intorno della lunghezza d'onda  $\lambda$ . La relazione per il potere



emissivo monocromatico del corpo nero  $E_{n\lambda}$  è nota come *legge di distribuzione di Plank*:

$$E_{n\lambda}(T) = \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2/\lambda T) - 1]} \quad W/(m^2 \cdot \mu m) \quad (A.4)$$

dove  $C_1 = 3,742 \text{ W} \cdot \mu m^4/m^2$ ,  $C_2 = 1,439 \times 10^4 \mu m \cdot K$ ,  $T$  è la temperatura assoluta della superficie,  $\lambda$  è la lunghezza d'onda della radiazione emessa e  $k = 1,3805 \times 10^{-23} \text{ J/K}$  è la costante di *Boltzmann*. Questa relazione vale nel vuoto o in gas che si avvicinano alle caratteristiche del vuoto: per gli altri mezzi bisogna sostituire la  $C_1$  con  $C_1/n^2$ , con  $n$  indice di rifrazione.

La lunghezza d'onda alla quale si verifica il picco delle curve riportate in figura A.2 è data dalla legge A.5 dello spostamento di *Wien*:

$$(\lambda T)_{maxpotenza} = 2897,8 \quad \mu m \cdot K \quad (A.5)$$

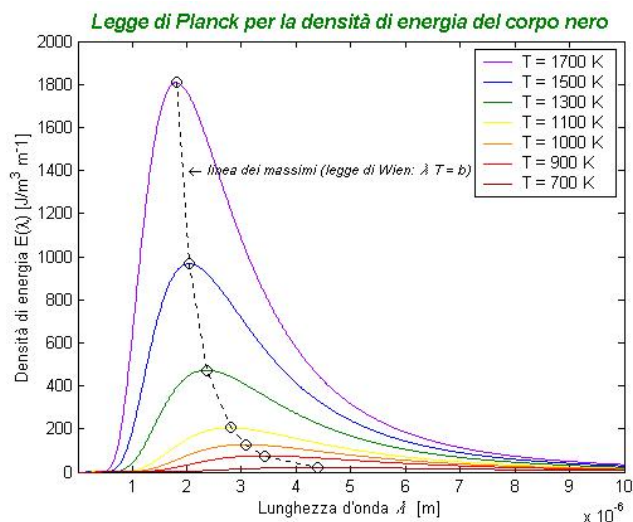


Figura A.2: Il grafico mostra la Legge di Planck e tratteggiata la Legge di Wien (linea dei massimi).

Mentre il picco di radiazione solare ha luogo a  $\lambda = 0,50 \mu m$ , che si colloca quasi al centro del campo visibile, l'equivalente per una superficie a temperatura ambiente ( $T = 298 \text{ K}$ ) si trova a  $\lambda = 9,72 \mu m$ , nel campo infrarosso dello spettro. E' chiaro quindi come il colore di un oggetto è legato alle sue caratteristiche di assorbimento e riflessione della radiazione visibile incidente proveniente da una sorgente di luce e non dall'emissione che avviene principalmente nella regione dell'infrarosso.

Un'altra grandezza importante ai fini della caratterizzazione di un oggetto dal punto di vista dell'irraggiamento è il *potere emissivo totale* che si ottiene facendo l'integrale del potere emissivo monocromatico:

$$E_n(T) = \int_0^{\infty} E_{n\lambda}(T) d\lambda = \sigma T^4 \quad (W/m^2) \quad (A.6)$$

mentre si definisce *funzione di radiazione di corpo nero* (funzione A.7) la frazione di radiazione emessa dal corpo nero a temperatura  $T$  nella banda di lunghezza d'onda da 0 a  $\lambda$ :

$$f_\lambda(T) = \frac{\int_0^{\lambda} E_{n\lambda}(T) d\lambda}{\sigma T^4} \quad (A.7)$$

### A.3 Le Proprietà Radiative

La radiazione termica è considerata un fenomeno superficiale per la maggior parte dei materiali cosiddetti *opachi* (metalli, legno ...) mentre non può essere considerata un proprietà superficiale per materiali semitrasparenti (vetro, acqua ...) nei quali l'intero volume interagisce con la radiazione. Poiché i materiali si comportano in modo diverso a lunghezze d'onda differenti, la dipendenza dalla lunghezza d'onda è importante nello studio delle proprietà radiative dei materiali come l'emissività e i coefficienti di assorbimento, riflessione e trasmissione.

#### A.3.1 Emissività

Si definisce *emissività* di una superficie il rapporto tra la radiazione emessa dalla superficie e la radiazione emessa dal corpo nero alla stessa temperatura. Si indica con  $\varepsilon$  e varia tra zero ed uno ( $0 \leq \varepsilon \leq 1$ ) e misura quanto una superficie reale si approssima un corpo nero (per il quale  $\varepsilon = 1$ ).

L'emissività di una superficie varia con la temperatura, la lunghezza d'onda e la direzione della radiazione emessa. L'*emissività emisferica totale*  $\varepsilon$  di una superficie è l'emissività media in tutte le direzioni e per tutte le lunghezze d'onda e si esprime tramite la A.8

$$\varepsilon(T) = \frac{E(T)}{E_n(T)} = \frac{E(T)}{\sigma T^4} \quad (A.8)$$

con  $E(T) = \varepsilon(T)\sigma T^4$  che è il potere emissivo totale della superficie reale (misurato in  $W/m^2$ ). Si può quindi definire l'emissività monocromatica come indicato dalla relazione A.9:

$$\varepsilon(T) = \frac{E_\lambda(T)}{E_{n\lambda}(T)} \quad (\text{A.9})$$

dove  $E_\lambda(T)$  è il potere emissivo monocromatico della superficie reale. La figura A.3 mostra il valori di  $\varepsilon_\lambda$  a confronto per diverse tipologie di superficie:

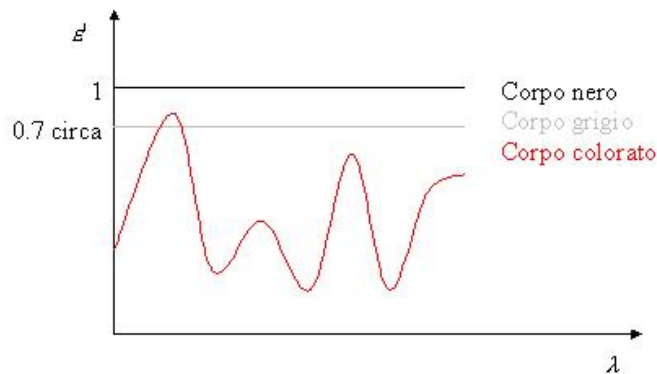


Figura A.3: Confronto dell'emissività di una superficie reale con quella di una superficie grigia e di una superficie nera.

Essendo l'irraggiamento un fenomeno complesso, nei calcoli si utilizzano comunemente l'approssimazione di superficie *grigia* e *diffondente*. Una superficie si dice *diffondente* se le sue proprietà sono indipendenti dalla direzione e *grigia* se le sue proprietà sono indipendenti dalla lunghezza d'onda.

Siccome una superficie grigia dovrà emettere la stessa potenza radiante della superficie reale che rappresenta, a parità di temperatura le aree sottese dalle curve di emissione delle superfici, reale e grigia, dovranno avere lo stesso valore:

$$\varepsilon(T)\sigma T^4 = \int_0^\infty \varepsilon_\lambda(T)E_{n\lambda}(T)d\lambda \quad (\text{A.10})$$

e questo vincolo porta all'espressione A.11

$$\varepsilon(T) = \frac{\int_0^\infty \varepsilon_\lambda(T)E_{n\lambda}(T)d\lambda}{\sigma T^4} \quad (\text{A.11})$$

### A.3.2 Coefficienti di Assorbimento, Riflessione e Trasmissione

Conseguentemente al fatto che tutti i corpi emettono costantemente radiazione in relazione alla loro emissività, ogni oggetto è costantemente colpito dalla radiazione che arriva da tutte le direzioni. La radiazione incidente su una superficie per unità di area e per unità di tempo è detta *irradiazione* e viene

indicata con  $G$  (Questa simbologia è valida solo nell'ambito delle appendici: in questo lavoro di tesi con la lettera  $G$  è stato indicato il flusso di ossidante). Quando una radiazione colpisce una superficie parte di essa viene assorbita, parte riflessa e parte viene trasmessa (si veda figura A.4).

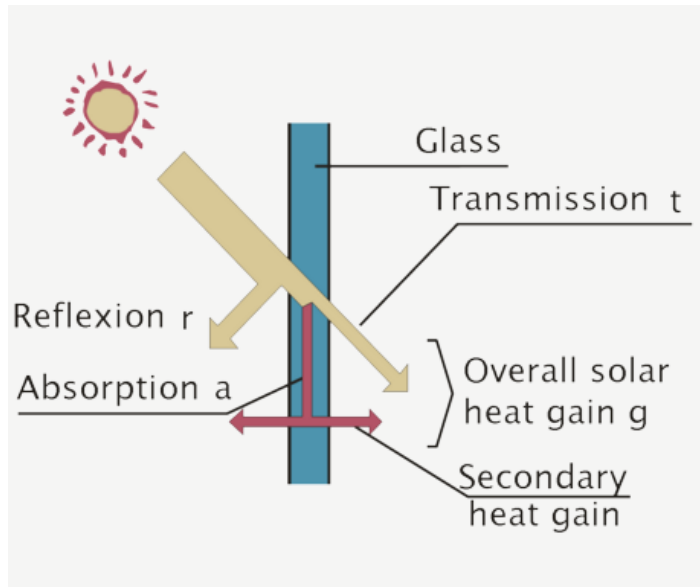


Figura A.4: Assorbimento, riflessione e trasmissione di una radiazione incidente da parte di un materiale semitrasparente.

La frazione di irradiazione assorbita dalla superficie è detta *coefficiente di assorbimento*  $\alpha$ , la frazione riflessa è detta *coefficiente di riflessione*  $\rho$  e la frazione trasmessa è detta *coefficiente di trasmissione*  $\tau$ . Questi coefficienti li possiamo quindi definire come:

$$\text{coefficiente di assorbimento: } \alpha = \frac{\text{radiazione assorbita}}{\text{radiazione incidente}} = \frac{G_{ass}}{G}, \quad 0 \leq \alpha \leq 1$$

$$\text{coefficiente di riflessione: } \rho = \frac{\text{radiazione riflessa}}{\text{radiazione incidente}} = \frac{G_{rif}}{G}, \quad 0 \leq \rho \leq 1$$

$$\text{coefficiente di trasmissione: } \tau = \frac{\text{radiazione trasmessa}}{\text{radiazione incidente}} = \frac{G_{tr}}{G}, \quad 0 \leq \tau \leq 1$$

Per il primo principio della termodinamica la somma della radiazione assorbita, riflessa e trasmessa deve essere uguale alla radiazione incidente, per cui vale la relazione A.12:

$$G_{ass} + G_{rif} + G_{tr} = G \quad (\text{A.12})$$

e dividendo il tutto per l'irradiazione si ha la A.13:

$$\alpha + \rho + \tau = 1. \quad (\text{A.13})$$

Le superfici in pratica riflettono la radiazione in modo perfettamente *speculare* o *diffuso*. Nel primo caso l'angolo di riflessione uguaglia l'angolo di incidenza del fascio di radiazione, mentre nel secondo la radiazione viene riflessa uniformemente in tutte le direzioni.

Contrariamente all'emissività, il coefficiente di assorbimento di un materiale risulta praticamente indipendente alla temperatura della superficie ma dipende dalla temperatura della sorgente radiante.

#### A.4 Fattore di Vista

Per tenere conto dell'effetto dell'orientamento sulla trasmissione del calore per irraggiamento tra due superfici, viene definita una grandezza puramente geometrica ed indipendente dalle proprietà superficiali: il *fattore di vista*. Il fattore di vista tra una superficie  $i$  ed una superficie  $j$  si chiama  $F_{i \rightarrow j}$ :

$F_{i \rightarrow j}$  = frazione della radiazione emessa dalla superficie  $i$  che incide direttamente sulla superficie  $j$

$F_{i \rightarrow i}$  = frazione della radiazione uscente dalla superficie  $i$  che colpisce direttamente la stessa superficie

Il fattore di vista  $F_{1 \rightarrow 1}$  rappresenta quindi la frazione della radiazione emessa dalla superficie 1 che incide direttamente sulla superficie 2, mentre  $F_{2 \rightarrow 1}$  rappresenta la frazione della radiazione emessa dalla superficie 2 che incide direttamente sulla superficie 1.

Di seguito sono riportati i grafici con cui ricavare il fattore di vista nel caso di due cilindrici concentrici, come per il caso di provini di combustibile in geometria radiale (figura A.5) e di due rettangoli affacciati ed allineati, come per il caso di provini combustibili in configurazione double slab (figura A.6).

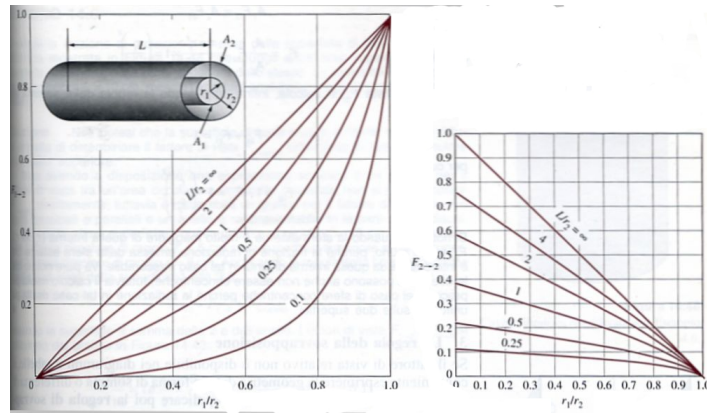


Figura A.5: Fattore di vista fra due cilindri concentrici della stessa lunghezza  $L$  (tratto da *Termodinamica e Trasmissione del Calore*, di A.Y.Cengel).

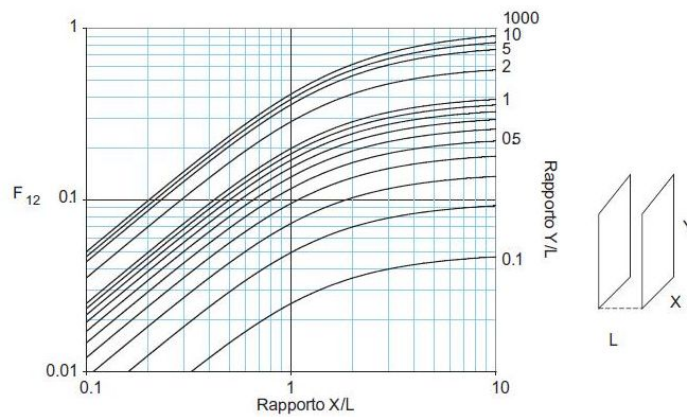


Figura A.6: Fattore di vista fra due rettangoli uguali, paralleli e allineati a distanza  $L$  (tratto da *Fisica Tecnica Ambientale*, di G.V.Fracastoro).

---

# Appendice **B**

## Codice Matlab

### **B.1** `voltaggiDSLAB.m`

Codice sorgente del programma *MATLAB* utilizzato per il calcolo della velocità di regressione, della pressione media in camera durante la combustione e del tempo di combustione. Riceve in ingresso un file `.txt`, contenente l'andamento della pressione della camera di combustione in funzione del tempo durante le prove effettuate, e restituisce un grafico da rielaborare per ottenere la  $r_f$  scegliendo opportunamente l'offset, la pressione iniziale in camera, il tempo iniziale e quello finale di combustione.

```

%-----
%CARICAMENTO FILE SORGENTE DELL'OSCILLOSCOPIO
%-----

dati = input('Dare nome file sorgente: ','s');
fid = fopen(dati);
while fid == -1
    dati = input('Nome file errato! Controllare e riprovare: ','s');
    fid = fopen(dati);
end
disp('Caricamento file...')
fseek(fid,0,-1);
line1=fgets(fid); % Legge prima riga file
line2=fgets(fid); % Legge seconda riga file
line3=fgets(fid); % Legge terza riga file
line4=fgets(fid); % Legge quarta riga file
line5=fgets(fid); % Legge quinta riga file
line6=fgets(fid); % Tempo del primo campione (offset temporale dell'oscilloscopio)
line7=fgets(fid); % Legge settima riga file
line8=fgets(fid); % Intervallo di campionamento dell'oscilloscopio
line9=fgets(fid); % Legge nona riga file
line10=fgets(fid); % Legge decima riga file
line11=fgets(fid); % Legge undicesima riga file
line12=fgets(fid); % Numero di campioni dell'oscilloscopio
line13=fgets(fid); % Legge tredicesima riga file
trigger_t=sscanf(line6,'%g',1);
delta_t=sscanf(line8,'%g',1);
n_samples=sscanf(line12,'%g',1);
% La funzione sscanf permette di leggere i dati da una variabile
% stringa di matlab (in questo caso 'line6', 'line8', 'line12').
volt=fscanf(fid,'%f'); % Variabile temporanea che assume il valore della riga letta attualmente
% La funzione fscanf permette di leggere i dati direttamente dal file
% specificato (fid). '%f' permetee di acquisire solo i dati float
fclose(fid);
disp('File caricato!')
disp('-----')
%-----

```



```

%-----
%ANDAMENTI DELLA TENSIONE E DELLA PRESSIONE IN CAMERA
%-----

t=[0:delta_t:n_samples*delta_t-delta_t]; % Tempo di acquisizione dati dell'oscilloscopio

%Dati ottenuti con la bilancia ad olio per la calibrazione del trasduttore

%di pressione in camera (prove 9 Marzo 2009, file Cali.txt).

volt_cali=[0.216 0.374 0.694 1.334 1.973 1.337 7 .383 .225]; %[V]

p_bilancia=[1 2 4 8 12 8 4 2 1]; %[bar]

volt_cali_fine=[0:0.01:2];

coeff=polyfit(volt_cali,p_bilancia,1); %valutazione dei coefficienti della retta di regressione

p_bilancia_plot=polyval(coeff,volt_cali_fine);

%Pressione in camera rilevata tramite il trasduttore di pressione

p_camera_osc=coeff(1)*volt+coeff(2); %[bar]

k=100; %frequenza di campionamento per la pulizia

delta_t_pulizia=delta_t*k;

t_pulizia=[0:delta_t_pulizia:n_samples*delta_t-delta_t];

p_camera_pulizia=p_camera_osc(1:k:end);

%Plottaggio delle pressioni in camera (tensioni lette dall'oscilloscopio

%e portate in pressione tramite calibrazione del trasduttore).

figure(3)

hold on

grid on

zoom on

plot(t_pulizia,p_camera_pulizia,'r','linewidth',2)

xlabel('Time [s]')

ylabel('relative chamber pressure [bar]')

%-----
%ELABORAZIONE DATI
%-----

t_iniziale_grafico=input('Istante iniziale del grafico [s]: ');

t_finale_grafico=input('Istante finale del grafico [s]: ');

i_t_iniziale_grafico=t_iniziale_grafico/delta_t_pulizia;

i_t_finale_grafico=t_finale_grafico/delta_t_pulizia;

t_new=[0:delta_t_pulizia:t_finale_grafico-t_iniziale_grafico];

p_camera_pulizia=p_camera_pulizia(i_t_iniziale_grafico:i_t_finale_grafico);

disp('.....')

p_camera_offset=input('Inserire l'offset di pressione [bar]: ');

```

```

name=input('Inserire titolo grafico: ','s');
disp('.....')
p_camera=p_camera_pulizia+p_camera_offset;
p_iniziale=input('Pressione in camera prima dell'accensione [bar]: ');
p_combustione_iniziale=(max(p_camera)-p_iniziale)*0.5+p_iniziale;
p_combustione_finale=(max(p_camera)-p_iniziale)*0.8+p_iniziale;
figure(4)
plot(t_new,p_camera,'b','linewidth',2)
hold on
zoom on
plot([0,t_finale_grafico],[p_combustione_finale,p_combustione_finale])
hold on
plot([0,t_finale_grafico],[p_combustione_iniziale,p_combustione_iniziale])
grid on
xlabel('Time [s]')
ylabel('Relative chamber pressure [bar]')
title(name)
disp('Stabilire l'istante iniziale e quello finale della combustione.')
t_iniziale=input('Istante iniziale della combustione [s]: ');
t_finale=input('Istante finale della combustione [s]: ');
figure(5)
plot(t_new,p_camera,'b','linewidth',2)
hold on
zoom on
plot([t_iniziale,t_iniziale],[0,max(p_camera)],'k--')
hold on
plot([t_finale,t_finale],[0,max(p_camera)],'k--')
xlabel('Time [s]')
ylabel('Relative chamber pressure [bar]')
axis ([0 t_new(end)+delta_t_pulizia min(p_camera)-0.2*abs(min(p_camera)) max(p_camera)+0.2*max(p_camera)])
title(name)
grid on
disp('.....')
for i=round(t_iniziale/delta_t_pulizia):round(t_finale/delta_t_pulizia)
    A(i)=(p_camera(i)+p_camera(i+1))*delta_t_pulizia/2;
end
densita=input('Densità del provino[g/mm^3]:');

```

```
A_b=950; %area superficiale di combustione
delta_massa= input('Massa consumata [g]: ');
r_b=delta_massa/(densita*A_b*(t_finale-t_iniziale)) %[mm/s] velocità di combustione media massica
disp('Pressione media in camera di combustione [bar]:')
p_camera_media=sum(A)/(t_finale-t_iniziale) %[bar] pressione in camera media
figure(5)
hold on
plot([t_iniziale,t_finale],[p_camera_media,p_camera_media], 'r-')
p_media_all_orifizio_psi=(1.049*p_camera_media+0.329)*14.5;
p_iniziale_all_orifizio_psi=(1.049*p_iniziale+0.329)*14.5;
p_media_su_p_iniziale=p_camera_media/p_iniziale;
disp('.....')
%.....
```