

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea Magistrale
in
Ingegneria Aeronautica



Misura della velocità di regressione
di combustibili a base paraffinica
per endoreattori ibridi

Relatore: Prof. Luciano GALFETTI

Co-relatore: Ing. Laura MEROTTO

Tesi di Laurea di:

Massimo LATTUADA

Matr. 720118

Anno Accademico 2011 - 2012

*Vedere un mondo in un granello di sabbia
e un paradiso in un fiore selvatico,
tenere l'infinito nel palmo della mano
e l'eternità in un'ora.*

William Blake

Ringraziamenti

Il primo ringraziamento va ai miei genitori per avermi consentito di scegliere sempre ciò che ritenevo più giusto supportandomi e aiutandomi nel conseguimento dei miei obiettivi, per avermi donato una visione del mondo libera da ogni pregiudizio e per avermi insegnato a combattere per ciò in cui credo.

Un ringraziamento particolare va a mio padre, che oggi non c'è più, per avermi insegnato col suo attaccamento alla vita quanto sia importante non arrendersi mai di fronte alle avversità.

Ringrazio mia madre per esserci sempre stata nei momenti importanti, per aver pianto con me, riso con me e per non aver mai smesso di credere in me.

Desidero inoltre ringraziare il Professor Luciano Galfetti, in cui ripongo grandissima stima, per la disponibilità e cortesia dimostratami nel corso degli anni e insieme all'ingegnere Laura Merotto per tutto l'aiuto fornito durante la stesura della tesi.

Un ultimo ringraziamento va a tutte le persone che mi vogliono bene e mi sono state vicine in tutte le circostanze che negli ultimi anni hanno cambiato la mia vita, consentendomi di arrivare con serenità a questo importante risultato.

Indice generale

Elenco delle Figure	v
Elenco Tabelle.....	vi
Sommario	vii
Abstract	viii
Nomenclatura e lista degli acronimi	ix
Capitolo 1 : Motivazioni e obiettivi	1
1.1 Motivazioni	1
1.2 Obiettivi.....	2
1.3 Piano di presentazione della tesi	2
Capitolo 2 : Introduzione e cenni teorici.....	4
2.1 Introduzione.....	4
2.2 Cenni Storici.....	6
2.3 Scelta dei combustibili	10
2.3.1 Introduzione ai combustibili tradizionali.....	11
2.3.2 Introduzione ai combustibili basso-fondenti	12
Capitolo 3 : Metodi per incrementare la velocità di regressione	17
3.1 Influenza dello scambio termico	18
3.2 Soffiamento dello strato limite	20
3.3 Effetto della pressione	21
3.4 Effetto del flusso ossidante.....	23
3.5 Aggiunta di additivi energetici	24
Capitolo 4 : Apparato sperimentale.....	25
4.1 Descrizione della linea sperimentale.....	25
4.1.1 Camera di combustione	26
4.1.2 Sistema di alimentazione di ossigeno e azoto	29
4.1.3 Accenditore.....	29

4.1.4 Ugello di scarico	31
4.2 Regolazione e misura del flusso di ossidante(Mass Flow Meter).....	32
4.3 Acquisizione dati ed elaborazione	35
4.4 Misure di pressione e velocità	36
4.4.1 Pressione in camera di combustione	36
4.4.2 Velocità di regressione.....	40
4.4.3 Misure di velocità di regressione: Andamento sperimentale..	
.....	42
4.5 Incertezze di misura	43
4.5.1 Calcolo delle incertezze di misura	44
Capitolo 5 : Formulazioni investigate.....	46
5.1 Manifattura combustibili.....	46
5.2 Dimensionamento provini.....	49
Capitolo 6 : Risultati sperimentali: elaborazione e confronto	52
6.1 Elaborazione	53
6.2 Confronto risultati.....	57
Capitolo 7 : Conclusioni e sviluppi futuri	59
7.1 Conclusioni	59
7.2 Sviluppi futuri	60
Appendice : Listati Matlab	62
Bibliografia.....	68

Elenco delle Figure

Figura 1 : Sistema di propulsione ibrida Vulcan 28K.....	4
Figura 2 : Il lanciatore suborbitale SpaceShipOne, costruito da Scaled Composites con materiali compositi, utilizza un motore a razzo ibrido costruito da SpaceDev. Primo volo di un veicolo spaziale commerciale alla quota massima di 100.124 km in data 21 giugno 2004 (Rif.: De Luca [1]).	8
Figura 3 : Tre razzi bersaglio a propulsione ibrida sviluppati da UTC-CSD. (Rif.: De Luca [1]).....	9
Figura 4 : Struttura della fiamma di diffusione in combustione ibrida. (Rif. : Altman [3]).....	11
Figura 5 : Meccanismo di instabilizzazione di combustibili basso-fondenti.	13
Figura 6 : Velocità di regressione del combustibile a base di paraffina in funzione del flusso di massa medio dell'ossidante mediata nello spazio e nel tempo (Rif.: [3]).	16
Figura 7 : Dipendenza del bloccaggio di trasferimento termico convettivo dal coefficiente di soffiamento B (Altman - 2003).	21
Figura 8 : Velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante.....	22
Figura 9 : Andamento della velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante[13].	23
Figura 10 : Linea ibrida.....	26
Figura 11 : Portafinestra a chiudere la camera di combustione.	27
Figura 12 : Camera di combustione.	27
Figura 13 : Linea sperimentale ripresa da videocamera.....	28
Figura 14 : Alimentazione Azoto e Ossigeno.	29
Figura 15 : Accenditore mentre viene inserito nel suo alloggiamento.....	30
Figura 16 : “Candy Propellant”.....	31
Figura 17 : Ugello di scarico, vista laterale e frontale in uscita.	32
Figura 18 : Mass flow meter e relativo controllore Bronkhorst.....	33
Figura 19 : Prova a doppio scalino di portata, regolata con il MassFlow Meter.....	34
Figura 20 : Schema di regolazione della portata da parte del Mass Flow Meter (Tratta da [19]).	35
Figura 21 : Schema trasduttore di pressione in precamera (Kulite XTM 190).....	36
Figura 22 : Manometro meccanico e trasduttore piezoelettrico.....	37
Figura 23 : Datasheet Kulite XTM 190.....	38
Figura 24 : Andamento di pressione in funzione del tempo di combustione ottenuto durante una delle prove in camera di combustione con la formulazione	

a base di SEBS. Pressione media intorno ai 6 bar, flusso di ossidante 25 Kg/m ² s.	39
Figura 25 : Esempio di combustione in motore ibrido LOX/HTPB da 24 in, esibisce fluttuazioni di pressione, livello di ruvidezza del 1.3% rispetto alla pressione media in camera di combustione [1]. p_{max} 900 psi.	40
Figura 26 : Metamorfosi geometrica del provino in camera di combustione.....	43
Figura 27 : Polystyrene – block – polysoprene – block - polystyrene (SIS).	47
Figura 28 : Mixer automatico con combustibile a bagno nell'olio e.....	48
Figura 29 : Alcune fasi della manifattura.	49
Figura 30 : Provino di combustibile prima dell'inserimento in camera a).....	51
Figura 31 : Andamento sperimentale della velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante, ottenuta per diversi flussi per il “combustibile 1” a base di SEBS al 30% sulla massa totale.	54
Figura 32 : Andamento combustibile a base di SIS 30%.	55
Figura 33 : Andamenti a confronto.....	57

Elenco Tabelle

Tabella 1 : Quadro sintetico degli inizi della sperimentazione sulla propulsione ibrida (Ref.: De Luca [1]).	6
Tabella 2 : Effetto della radiazione sulla velocità di regressione (De Luca - 1997).	19
Tabella 3 : Effetto della convezione sulla velocità di regressione (De Luca - 1997).	19
Tabella 4 : Dimensioni della camera di combustione sulla linea sperimentale utilizzata.....	28
Tabella 5 : Densità componenti dei combustibili analizzati.....	42
Tabella 6 : Percentuali in massa dei componenti utilizzati.....	46
Tabella 7 : Dimensioni nominali provini in relazione al flusso di ossidante.....	51
Tabella 8 : Sintesi della campagna sperimentale.....	52
Tabella 9 : Risultati sperimentali per le nove prove condotte sulla formulazione “combustibile 1” a base di SEBS al 30% sulla massa totale.	53
Tabella 10 : Risultati sperimentali per le nove prove condotte sulla formulazione “combustibile 2” a base di SIS al 30% sulla massa totale.	55
Tabella 11 : Incertezze di misura per le due formulazioni considerate.	56
Tabella 12 : Coefficienti a ed n a confronto.	58

Sommario

La propulsione di tipo ibrido offre numerosi vantaggi rispetto a sistemi di propulsione termochimica più tradizionali, tra questi: modulabilità della spinta, sicurezza intrinseca, riduzione dei costi e basso impatto ambientale. Grazie ad essi la comunità scientifica internazionale e le aziende che lavorano nel settore della propulsione aerospaziale considerano questa tecnologia come la miglior candidata alternativa ai sistemi a propellente liquido e solido. Vi sono però svantaggi che inficiano tali potenzialità; tra questi il limite principale è rappresentato dalla bassa velocità di regressione. Per eliminare o quantomeno ridurre il gap che ancora esiste rispetto alla propulsione liquida e solida, si stanno compiendo molti sforzi. La fiamma di diffusione di combustibili polimerici, usati nella propulsione ibrida, regredendo porta a una velocità di regressione di circa un ordine di grandezza inferiore se raffrontata a quella dei propellenti solidi. Il presente lavoro di tesi si pone l'obbiettivo di misurare, attraverso un'estesa campagna sperimentale, la velocità di regressione media di formulazioni paraffiniche, innovative per la combustione ibrida.

Il confronto delle prestazioni balistiche di tali combustibili permette di quantificare il peso relativo, in termini di prestazioni propulsive, di alcuni tra i principali fenomeni chimico/fisici caratterizzanti la combustione delle formulazioni più innovative (quale ad esempio l'effetto dell'entrainment).

Parole chiave: propulsione ibrida, combustibili basso fondenti, velocità di regressione, entrainment.

Abstract

Hybrid propulsion for rocket applications shows a large number of advantages with respect to traditional thermochemical propulsion systems, which are: thrust modulation, inherent safety, low cost and environmental friendliness. Thanks to them, the international scientific community and companies working in the field of aerospace propulsion consider this technology as the best candidate to the alternative of liquid and solid fuels. There are however a number of disadvantages that disrupt this potential, among these the main limitation is the low regression rate. To eliminate or at least reduce the gap that still existing with respect to the liquid and solid propulsion, many efforts are being taken place. The diffusion flame of fuels such as polymers, used in the hybrid propulsion, is responsible for a regression rate by about an order of magnitude less when compared to solid fuels. The following thesis has the objective of measuring, through an extensive experimental campaign, the average regression rate of formulations based on wax, innovative for combustion in hybrid rockets.

The comparison of the ballistic performance of such fuels allows to quantify the relative weight, in terms of propulsive performances, of some of the main chemical/physical phenomena characterizing the combustion of the most innovative formulations (such as the entrainment effect).

Keywords: hybrid propulsion, hybrid fuel, regression rate, entrainment.

Nomenclatura e lista degli acronimi

Acronimi

CB	= Carbon Black
CSD	= Chemical System Division
DDE	= Dynamic Data Exchange
FLOX	= Miscela di fluoro e ossigeno
HTPB	= Polibutadiene a terminazione idrossilica
LO _x	= Liquid Oxygen
NASA	= National Aeronautics and Space Administration
ONERA	= Office National d'Études et de Recherches Aéropatiales
SW	= Solid Wax
SIS	= Styrene-Isoprene-Styrene
SEBS	= Styrene - Etilene - Butilene - Styrene
USA	= United State of America
UTC	= United Technology Center

Simboli Latini

b_c	= Profondità della camera di combustione
c_f	= Coefficiente di attrito
c_p	= Calore specifico a pressione costante, J/kgK
h	= Coefficiente di scambio termico convettivo, W/m ² K
h_f	= Entalpia di fusione, J/kg
h_{luce}	= Altezza di passaggio del flusso ossidante
h_{tot}	= Altezza totale
k	= Coefficiente di scambio termico conduttivo, W/mK
\dot{m}_{ent}	= Componente dovuta all'entrainment del flusso di massa dalla superficie del combustibile, kg/m ² s
\dot{m}_l	= Portata massica di liquido attraverso lo strato fuso, per unità di larghezza, kg/ms
\dot{m}_o	= Portata in massa id ossidante
\dot{m}_f	= Portata in massa di combustibile
\dot{q}	= Potenza termica scambiata per unità di superficie, W/m ²
r_f	= Velocità di regressione, mm/s
t_b	= Tempo di combustione, s

x	= spessore strato limite
z	= Frazione molare
A_{comb}	= Area di combustione iniziale, mm^2
A_{luce}	= Area di passaggio del flusso ossidante
B	= Fattore di bloccaggio
Da	= Numero di Damköhler
F	= Flusso di ossidante, Kg/m s
G_{ox}	= Flusso di massa di ossidante, $\text{kg/m}^2 \text{ s}$
Nu	= Numero di Nusselt
P_d	= Pressione dinamica, Pa
Pr	= Numero di Prandtl
Re	= Numero di Reynolds
S	= Tensione superficiale, mN/m
St	= Numero di Stanton
T_f	= Temperatura flusso esterno, K
T_g	= Temperatura media della fase gas, K
T_s	= Temperatura parete, K
T_v	= Temperatura di vaporizzazione, K
X_e	= Parametro di entrainment, $N^{-1/2}$

Simboli Greci

ε	= Emissività, m^2/s^3
φ_m	= Flusso di massa, Kg /m s
μ	= Viscosità dinamica, $\text{Pa}\cdot\text{s}$
ρ	= Densità, g/mm^3
ν	= Viscosità cinematica, m^2/s
σ	= Costante di Stefan Boltzman
σ_a	= Massimo scostamento dal coefficiente balistico a
σ_n	= Massimo scostamento dal coefficiente balistico n
Δm	= Differenza tra la massa di combustibile incombusta finale e del combustibile all'istante iniziale, g
Δt_{comb}	= Differenza tra il tempo di combustione iniziale e finale, s

Capitolo 1

Motivazioni e obiettivi

1.1 Motivazioni

Lo studio della propulsione ibrida prende avvio dalla opportunità di coniugare la semplicità dei motori a solido con la versatilità di impiego dei motori a liquido. Nonostante essa abbia dato prova di notevoli vantaggi, non ha mai trovato una affermazione nel campo propulsivo a causa di una serie di problematiche, tra le quali si segnala prioritariamente la bassa velocità di regressione del grano combustibile, a confronto con la velocità di combustione del grano di propellente solido, che impone elevate superfici di combustione con evidenti aggravi di volume e di massa.

Attualmente i fronti di interesse per aumentare la velocità di regressione si basano su tre diverse tipologie di approccio: chimico, fisico e fluidodinamico.

Il primo prevede l'aggiunta di materiali energetici, il secondo prevede l'utilizzo di combustibili bassofondenti che sfruttano il fenomeno dell'entrainment, ovvero il trascinamento di gocce di combustibile nella corrente di ossidante all'interno del quale avviene la combustione. Il terzo cerca di aumentare il coefficiente di scambio termico aumentando il tempo di residenza del flusso ossidante a contatto con la superficie del combustibile attraverso generatori di turbolenza, combustibili di geometria elicoidale e simili.

La tesi prende in considerazione la seconda modalità, mettendo a confronto il comportamento dei combustibili oggetto della campagna sperimentale, con gli andamenti di alcune tipologie di combustibili tradizionali.

Più avanti si tratteranno altresì le differenze tra queste due tipologie di combustibili, ovvero tradizionali e bassofondenti, sottolineando i punti forti e le debolezze di una e dell'altra tipologia.

1.2 Obiettivi

L'obiettivo sperimentale del presente lavoro di tesi, è quello di caratterizzare il comportamento balistico di due combustibili bassofondenti con differenti formulazioni, a diversi valori del flusso ossidante all'interno della camera di combustione presente sulla linea ibrida all'interno del laboratorio SPLab.

La campagna sperimentale sarà costituita da nove prove per ognuna delle due formulazioni analizzate, tre prove per tre condizioni differenti di flusso ossidante, portando all'ottenimento di due leggi di velocità di regressione in funzione del flusso ossidante.

Questi saranno, come già accennato nel paragrafo precedente, confrontati con le leggi di velocità di combustibili tradizionali a base di HTPB.

1.3 Piano di presentazione della tesi

Dopo la descrizione delle motivazioni del lavoro di tesi e degli obiettivi perseguiti, si illustra il piano di presentazione suddiviso per capitoli:

Il **capitolo 2** introduce alla propulsione ibrida per applicazioni spaziali, delineandone le sue caratteristiche principali e descrivendone i vantaggi e gli svantaggi con precisione. Si prosegue con una breve rassegna storica, con cui si approfondiscono le fasi di sviluppo di tale tecnologia. Successivamente si trattano i modelli di combustione per combustibili tradizionali e bassofondenti.

Il **capitolo 3** analizza i parametri di maggiore importanza nella determinazione della velocità di regressione del combustibile solido, evidenziandone la loro importanza e il loro ruolo.

Il **capitolo 4** ha lo scopo di fornire una descrizione generale dell'apparato sperimentale utilizzato per la caratterizzazione balistica dei combustibili investigati. Particolare attenzione verrà data alle caratteristiche, alla geometria della camera di combustione e alla strumentazione utilizzata per l'ottenimento dei dati sperimentali.

Si prosegue con una breve trattazione della tecnica di misura della velocità di regressione mediata sulle pesate dei provini di combustibile prima e dopo la

combustione in camera. Infine si introducono le incertezze sulla misura riscontrate durante l'attività sperimentale.

Nel **capitolo 5** verranno descritte la procedura di manifattura dei combustibili, le formulazioni investigate e il dimensionamento dei provini grazie ai quali è stato possibile testare le formulazioni in esame.

Nel **capitolo 6** vengono presentati e discussi i risultati ottenuti durante il lavoro di tesi. Le prestazioni balistiche dei combustibili a base paraffinica vengono confrontate con quelle dei combustibili a base HTPB. Il contributo alla velocità di regressione viene analizzato criticamente per ciascuna delle tipologie di combustibile oggetto di caratterizzazione.

Nel **capitolo 7** si traggono le conclusioni del lavoro di tesi, conseguenti all'analisi critica, cercando anche di proporre alcuni utili sviluppi futuri.

Capitolo 2

Introduzione e cenni teorici

2.1 Introduzione

In questo capitolo si vogliono trattare le problematiche legate alle prestazioni e al progetto di propulsori ibridi per applicazioni spaziali che si caratterizzano e definiscono per la presenza di combustibile/ossidante in diverse fasi di aggregazione. La configurazione classica prende il nome di ibrido diretto e prevede un combustibile solido a geometria cilindrica con il quale viene fatta reagire la specie ossidante in fase gassosa o di spray liquido. Non mancano casi opposti in cui l'ossidante è allo stato solido mentre il combustibile allo stato liquido (ibrido inverso).

Il motore risultante mostra caratteristiche miste tra quelle tipiche della propulsione a propellente solido e quelle della propulsione a combustibile/ossidante liquido, cosa che garantisce potenzialmente una maggiore versatilità sia in fase di progetto sia in fase operativa.

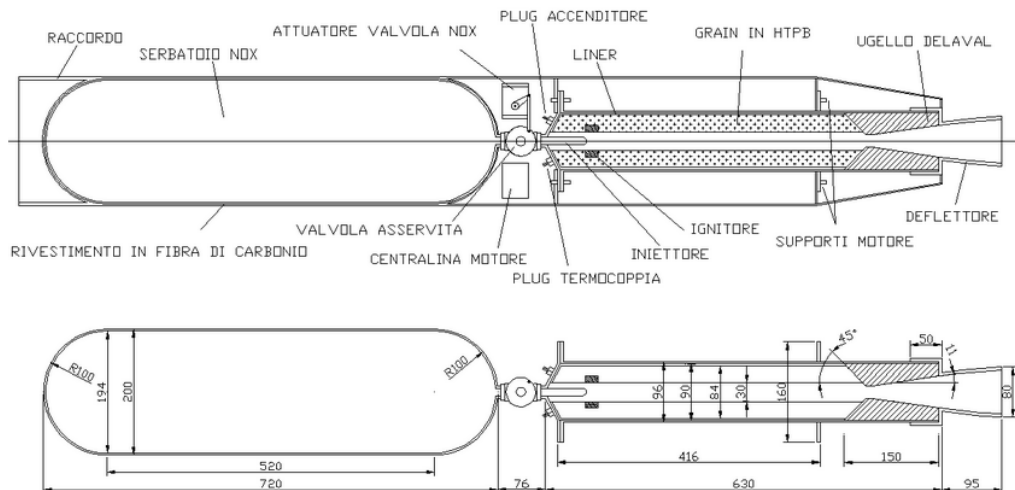


Figura 1 : Sistema di propulsione ibrida Vulcan 28K.

La fig. 1 rappresenta lo schema classico di un propulsore ibrido diretto, in cui l'ossidante liquido (o gassoso) viene iniettato sul combustibile in fase solida tramite un sistema valvola iniettore.

Per semplicità, in figura è stato omesso il sistema di pressurizzazione della specie ossidante, in quanto può variare a seconda della sua natura e delle specifiche richieste di missione, così come la geometria della perforazione del combustibile, al fine di mostrare uno schema a validità generale. I propulsori ibridi possiedono alcuni vantaggi sia nei confronti dei propulsori a propellente liquido che di quelli a propellente solido in termini di semplicità, sicurezza e costi. Di seguito se ne riassumono dunque le principali caratteristiche.

Vantaggi

- *Sicurezza intrinseca*: La separazione fisica di combustibile e ossidante elimina i rischi di esplosione e la possibilità di accensioni accidentali causate da vibrazioni o urti, infatti in caso di emergenza è possibile lo spegnimento tramite semplice chiusura del flusso di ossidante;
- *Flessibilità operativa*: Sono possibili spegnimento ed eventuale riaccensione agendo solamente sulla valvola di controllo dell'ossidante;
- *Affidabilità operativa*: Notevole semplicità di realizzazione rispetto alla propulsione a liquido. Inoltre la fiamma è di tipo diffusivo, il che garantisce elevata tolleranza alle imperfezioni o a danneggiamenti del grano combustibile, eliminando così i rischi di frattura catastrofica presenti nella propulsione a solido;
- *Ampia scelta di combustibili ed ossidanti*: Ogni sostanza combustibile ed ogni specie altamente ossidante potenzialmente possono essere impiegate in questo tipo di propulsione;
- *Ridotti costi ed impatto ambientale*: La maggiore semplicità costruttiva rispetto alla propulsione a liquido e l'ampia gamma di scelta per la coppia combustibile/ossidante consentono una riduzione dei costi operativi e di progetto; inoltre un'opportuna scelta della coppia combustibile ossidante consente di limitare l'impatto ambientale;
- *Buone prestazioni propulsive*: La propulsione ibrida consente di avere un livello energetico paragonabile a quella a liquido grazie all'uso dei medesimi ossidanti e un impulso specifico paragonabile, superiore a quello tipico della propulsione a solido, e paragonabile a quello della propulsione a liquido.

Svantaggi

- *Bassa velocità di regressione:* La lenta pirolisi del grano solido per combustibili ibridi tradizionali determina una bassa velocità di regressione.
- *Bassa sensibilità della velocità di regressione alle condizioni operative:* La pressione e le altre condizioni operative sono poco influenti sulla velocità di regressione r_f e ciò conduce alla necessità di realizzare ampie superfici di regressione.
- *Bassa qualità di combustione:* La combustione è inefficiente e più ruvida rispetto alle soluzioni a solido e a liquido.
- *Difficoltà di realizzazione su grandi scale:* Per contrastare la bassa velocità di regressione, i combustibili ibridi richiedono elevate aree di combustione, le quali rendono necessario adottare volumi maggiori, con il conseguente aumento delle masse inerti.

2.2 Cenni Storici

Le origini della propulsione ibrida affondano le loro radici negli anni '30 del secolo scorso, ma i risultati più significativi si ebbero negli anni '40, utilizzando combustibili come legno, cera caricata con polvere di carbone ed infine, combustibili a base di gomme.

Autore	Combustibile	Ossidante
Noegerrath(1937) e Lutz (1943)	Carbone	N_2O ovvero gas esilarante
Smith(1938-1941)	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 (90%)
Ordhal(1956)	A base di metalli	Composti alogeni
Moutet e Barrère	Plastiche organiche	HNO_3

Tabella 1 : Quadro sintetico degli inizi della sperimentazione sulla propulsione ibrida (Ref.: De Luca [1]).

In seguito a questi esperimenti furono conseguiti impulsi specifici fino a 160 s con pressioni in camera di combustione fino a 20 atm, inoltre la combinazione LOX-gomma ebbe il maggiore successo permettendo, nel giugno del 1951, a un razzo di raggiungere una quota di circa 9 km.

Come sottolineato da Altman, gli sperimentatori capirono il concetto base della propulsione ibrida: "La pressione in camera di combustione di un motore solido-liquido è proporzionale alla portata di ossidante e non all'area della superficie esposta alla fiamma. Quindi, non c'è nessun pericolo di esplosione a causa di rotture o fessure nella carica di propellente come accade per i motori a propellente solido".[1]

Le prime indagini sperimentali di tipo analitico, condotte nel 1956 da parte di Moore e K. Berman, presso la General Electric, sulla coppia di propellenti costituita da acqua ossigenata al 90% e polietilene in un grano a tubo con barra, permisero inoltre di verificare alcune importanti caratteristiche di questo tipo di propulsione, già viste nel paragrafo precedente, quali: uniformità longitudinale nella combustione, trascurabilità di eventuali cricche o fessurazioni del grano combustibile, assenza o rarità di accensioni brusche, stabilità di combustione, facilità di regolazione.

Con gli anni '50 e '60 iniziarono poi a svilupparsi interessanti studi sugli ibridi inversi.

Nel 1952 Dembrow e Pompa (Applied Physics Laboratory, USA) sperimentarono il primo ibrido a configurazione inversa usando JP come combustibile liquido e vari solidi (NH_4NO_3 , NH_4ClO_4 , KClO_4) come ossidanti, soprattutto per motivi di basso costo. Altre versioni di ibrido inverso furono studiate separatamente a metà degli anni '60, da Thiokol e United Technology Center - Chemical System Division (UTC - CSD), utilizzando combustibili liquidi a base di idrazina e ulteriori ossidanti solidi (come perclorato di nitronio, diperclorato di idrazina). Queste cariche solide venivano ottenute per compressione, solitamente con un legante non reattivo a base di fluorocarburi. In generale, la configurazione ibrido inverso è stata considerata non attraente a causa della scarsa qualità della combustione (ruvida) e prestazioni insufficienti a giustificare le difficoltà incontrate nella compressione delle cariche.

Successivamente una serie di studi NASA basati sull'uso di combustibile HTPB additivato con litio e FLOX (miscela di fluoro e ossigeno) diedero risultati promettenti in termini di impulso specifico (380 – 400 s) e di regolarità ed

efficienza della combustione; non mancarono però significativi problemi di conducibilità dovuti all'alto contenuto di litio.

Durante gli anni '60 in Europa, ONERA in Francia e Volvo Flygmotor in Svezia si occuparono di propulsione ibrida pervenendo al lancio di razzi sonda.

Infatti è a metà degli anni '60 che negli USA, si manifestò la necessità di un bersaglio che potesse volare ad alte quote e durate fino a cinque minuti. Questa missione richiedeva una doppia fase propulsa, ovvero una prima fase di accelerazione e successivamente una seconda fase di sostentamento a bassa spinta, che guarda caso era facilmente ottenibile con un propulsore ibrido.

UTC - CSD propose il Sandpiper, ovvero un propulsore ibrido che si serviva di una combinazione di propellenti stivabili composta di MON-25 come ossidante liquido (25% NO + 75% N₂O₄) e PMM + Mg come combustibile solido. Il primo di sei voli ebbe luogo nel gennaio 1968.



Figura 2 : Il lanciatore suborbitale SpaceShipOne, costruito da Scaled Composites con materiali compositi, utilizza un motore a razzo ibrido costruito da SpaceDev. Primo volo di un veicolo spaziale commerciale alla quota massima di 100.124 km in data 21 giugno 2004 (Rif.: De Luca [1]).

In Fig. 3 si riportano le caratteristiche di tre razzi bersaglio a propulsione ibrida sviluppati da UTC-CSD.

A causa però di diversi fattori, quali condizionamenti storici e abitudini consolidate, solo i sistemi a solido e a liquido divennero di fatto operativi.

Agli inizi degli anni '80, l'interesse verso questa tecnologia fu risvegliata dall'incremento delle richieste di satelliti ad uso commerciale, incremento che però non fu così evidente.

Una seconda opportunità arrivò nel 1986 dopo l'esplosione del Challenger e quindi il fallimento della missione con la conseguente perdita dell'intero equipaggio. In seguito a questo drammatico avvenimento, nacquero studi di fattibilità per rimpiazzare i boosters solidi dello shuttle con boosters ibridi.

In anni più recenti invece, si sta facendo sempre più strada una nuova prospettiva d'impiego di questa tecnologia in seguito al successo del volo spaziale suborbitale commerciale dello Space Ship One (giugno 2004); volo che ne ha evidenziato una certa sicurezza ed economia di esercizio.

Hybrid Flight Vehicles

Sandpiper	<ul style="list-style-type: none"> • NO/N₂O₄ oxidizer—PMM/Mg fuel • 13" outside case diameter • 6 flights in 1968 • Burn times to 300 sec. • Throttleable over 8:1 range
High Altitude Supersonic Target (HAST)	<ul style="list-style-type: none"> • IRFNA oxidizer—PMM/PB fuel • 13" outside case diameter • 38 built in 1970s • Ram-air pressurization of oxidizer • Recoverable • Throttleable over 10:1 range
Firebolt	<ul style="list-style-type: none"> • 40 built, early 1980s • Launch at 40k ft, M=1.5 • Ram-air pressurization • Cruise at 100k ft, M=4.0 • Recoverable • Throttleable over 10:1 range

Figure 1. Description of the three drone programs at UTC (CSD)

These three target drone programs cover a span of about fifteen years and were the only hybrid propulsion systems built to satisfy military specifications.

Figura 3 : Tre razzi bersaglio a propulsione ibrida sviluppati da UTC-CSD. (Rif.: De Luca [1]).

2.3 Scelta dei combustibili

La scelta dei combustibili, è risaputo giocare un ruolo fondamentale nella combustione ibrida nel determinare le caratteristiche della combustione e, di conseguenza, le prestazioni finali del motore.

Come è noto alcune delle proprietà desiderabili dei combustibili ibridi, ad esempio la scarsa sensibilità a difetti meccanici del grano, dipendono direttamente dalla struttura della fiamma che si instaura quando il combustibile e l'ossidante, mantenuti in fasi distinte, vengono a contatto.

Risulta quindi necessario, al fine di comprendere appieno le peculiarità di funzionamento di un propulsore di tipo ibrido, studiarne il modello di fiamma.

Il processo reale di combustione è estremamente complesso, perché coinvolge trasferimenti di calore e di massa accoppiati reciprocamente. Tale accoppiamento determina una forte influenza delle caratteristiche del flusso sull'intero processo di combustione.

Come già accennato, in teoria qualunque sostanza combustibile può essere utilizzata per la propulsione termochimica di tipo ibrido. In pratica però vi sono particolari famiglie di polimeri che si sono affermate per lungo tempo come una buona soluzione di compromesso tra prestazioni balistiche e proprietà meccaniche, tra queste i combustibili a base di polibutadiene a terminazione idrossilica (HTPB), il cui meccanismo di combustione è stato studiato in alcuni lavori fondamentali; si veda Karabeyoglu [2].

Una delle più recenti frontiere della ricerca propulsiva però è costituita dai materiali cosiddetti *bassofondenti*, facenti parte della famiglia delle paraffine, in grado di generare uno strato superficiale liquido e aventi ottime potenzialità in termini di aumento della velocità di regressione; si veda M.A. Karabeyoglu [3]. Tali combustibili presentano meccanismi di combustione diversi da quelli tipici dei combustibili solidi tradizionali, che includono la determinazione delle condizioni necessarie per lo sviluppo del fenomeno di *entrainment*; si veda il par. 2.3.2.

Nel seguito si esamineranno nel dettaglio i meccanismi di combustione nei combustibili tradizionali e bassofondenti, mettendone in evidenza le caratteristiche peculiari delle due famiglie.

2.3.1 Introduzione ai combustibili tradizionali

Per combustibili tradizionali si intendono i combustibili a base di polibutadiene a terminazione ossidrilica (HTPB). Il meccanismo di combustione in questo tipo di combustibili si può schematizzare considerando la presenza di uno strato limite fluidodinamico al di sopra della superficie del combustibile, generato dal flusso fluidodinamico a sua volta generato dal flusso di ossidante gassoso che scorre sopra il grano solido.

All'interno dello strato limite si trova il cosiddetto fronte di fiamma, schematizzato in fig. 4.

In seguito all'ignizione, per effetto degli scambi termici convettivo e radiativo tra la zona di fiamma e la superficie, il combustibile sublima progressivamente. In conseguenza di ciò, la massa vaporizzata di combustibile si mescola con l'ossidante in forma gassosa all'interno dello strato limite, originando una sottile zona di fiamma in corrispondenza delle condizioni stechiometriche.

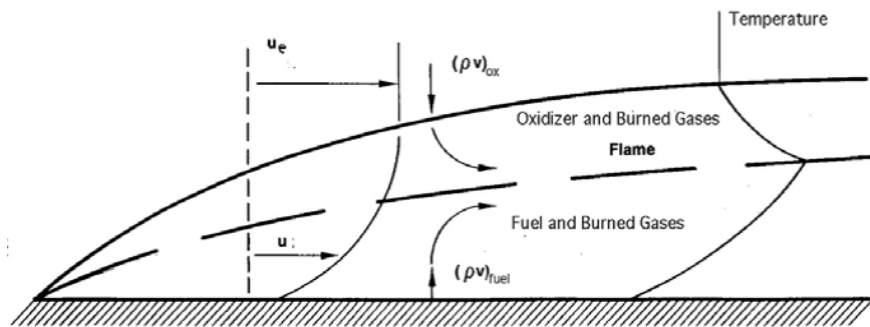


Figura 4 : Struttura della fiamma di diffusione in combustione ibrida. (Rif. : Altman [3]).

Lo scambio di calore alimenta la vaporizzazione del combustibile, generando così una fiamma auto-sostenuta. La fiamma risultante è quindi tipicamente diffusiva, con fronte posizionato nella regione interna allo strato limite in cui combustibile e ossidante si trovano in rapporto stechiometrico.

I meccanismi presenti, ovvero la sublimazione del combustibile, la diffusione all'interno dello strato limite, il miscelamento ossidante/combustibile, le reazioni chimiche nella fiamma e l'onda termica di ritorno alla superficie sono dunque meccanismi interdipendenti ed eterogenei.

Inoltre, il combustibile in sublimazione genera un flusso di gas che crea un effetto di blowing o “soffiamento”, fenomeno che provoca raffreddamento della superficie sfavorendo il ritorno termico verso di essa, effetto noto con il nome di “bloccaggio”. Ad esso si aggiunge un allontanamento del fronte di fiamma dovuto proprio alla presenza di questa massa di gas soffiati.

Dunque se ne deduce che i processi di combustione in un propulsore ibrido sono molto più complessi e articolati di quelli che si possono osservare in presenza di propellenti solidi o liquidi.

E' quindi fondamentale comprendere questi processi, che governano la velocità di combustione, allo scopo di predire e poter sviluppare propulsori dalle prestazioni sempre migliori.

Questo può però avvenire, come noto, attraverso differenti livelli di approssimazione.

Una delle teorie più influenti si basa sullo studio della combustione turbolenta su una superficie piana, si veda Marxman et al [4].

Questi studi portarono ad individuare il trasferimento convettivo, dalla fiamma alla superficie del combustibile, quale elemento primario e dominante sulla velocità di regressione del combustibile solido stesso. Venne individuato inoltre un parametro operativo principale sul quale agire per governare la velocità di regressione, ossia il flusso di massa locale G .

Recentemente, studi effettuati da Chiaverini et al. [5] basati su HTPB come combustibile e ossigeno come ossidante, hanno portato a leggi semi-empiriche per correlare le velocità di regressione misurate ai processi di trasferimento termico.

2.3.2 Introduzione ai combustibili basso-fondenti

Come già anticipato in precedenza, una delle più recenti frontiere della ricerca propulsiva è costituita dai materiali cosiddetti bassofondenti, ovvero una delle famiglie di sostanze potenzialmente più promettenti per l'utilizzo come combustibile in endoreattori di tipo ibrido.

Si caratterizzano, per la generazione di un sottile strato liquido superficiale a bassa viscosità durante la pirolisi: l'interazione con il flusso gassoso di ossidante in arrivo instabilizza la superficie, con la conseguente formazione di gocce a partire dalle estremità delle onde risultanti dall'instabilizzazione stessa.

Le gocce formatesi danno luogo al cosiddetto fenomeno di entrainment, ossia al trascinamento delle gocce nella corrente di ossidante, all'interno della quale avviene la combustione. Questo effetto di atomizzazione, che viene a sostituirsi al processo di sublimazione, garantisce una velocità di regressione più elevata, in seguito a due motivi principali:

- le gocce assorbono una quantità minore di energia (calore di evaporazione e non di sublimazione);
- l'effetto di bloccaggio è minore, con conseguenze meno negative sulla trasmissione di calore per convezione.

Tali effetti vantaggiosi, sono stati ampiamente studiati e documentati, si veda Karabeyoglu et al. [3], approfondendo la teoria relativa ai combustibili solidi in grado di formare uno strato liquido sulla loro superficie di combustione.



Figura 5 : Meccanismo di instabilizzazione di combustibili basso-fondenti.

Si riportano di seguito delle relazioni empiriche [6], che permettono di correlare i parametri d'instabilità al fenomeno dell'entrainment. Si identifica infatti un trasferimento di massa dovuto all'entrainment pari a:

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

Dove:

$$e_0 = \tilde{e}_0(X_e)$$

Esiste però un valore critico al di sotto del quale non si verifica il fenomeno di entrainment, essendo l'equazione che esprime il trasferimento di massa per tale fenomeno valida esclusivamente per valori di X_e maggiori di 2109.

La funzione di proporzionalità dimensionale dipende dalla pressione dinamica P_d , dalla tensione superficiale S e da un rapporto di temperature:

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

Da un successivo bilancio delle forze di taglio all'interfaccia liquido-gas è poi possibile ricavare la seguente scrittura:

$$\dot{m}_l = \frac{P_d c_f H^2 \rho_l}{2\mu_l S}$$

Relazione ottenuta in condizioni sperimentali in cui non vi era iniezione di liquido in direzione assiale, dunque nel caso di elevati trasferimenti di massa in cui la riduzione dello spessore dello strato limite liquido fosse significativa, potrebbe essere affetta da errore. Inoltre si può facilmente dedurre che la pressione gasdinamica al contrario della tensione e viscosità superficiale, risulta instabilizzante.

Ricapitolando, si è visto che i combustibili basso fondenti formano uno strato liquido superficiale durante la combustione. Questo strato liquido sotto determinate condizioni si instabilizza e queste instabilità possono indurre un trascinamento di gocce di liquido combustibile nel flusso di gas. Tenendo conto del trasferimento di massa che avviene a causa del trascinamento del grano combustibile liquefatto, la teoria classica della combustione ibrida viene modificata. Le tre maggiori modifiche riguardano:

- L'effettiva entalpia di gassificazione la quale deve essere ridotta, poiché l'energia di evaporazione richiesta per il trasferimento di massa di combustibile dalla superficie del grano, è parzialmente sostituita dal trascinamento meccanico del liquido (entrainment).
- Il fattore di bloccaggio il quale cambia a causa della presenza del flusso bifase dovuto alla presenza di goccioline liquide. E' possibile dunque considerare un fattore di bloccaggio di evaporazione dipendente esclusivamente dal trasferimento di massa della fase gas; ipotesi

ragionevole se si considera che la combustione ibrida è generalmente caratterizzata da ratei di velocità di soffiamiento elevati, che a loro volta danno luogo a ridotti tempi di residenza delle goccioline al di sotto del flame sheet diffusivo.

- Le increspature che si formano sulla superficie dello strato liquido le quali aumentano la rugosità superficiale influenzando il trasferimento di calore dal fronte di fiamma alla superficie.

In seguito a queste considerazioni è possibile affermare che la velocità di regressione di un combustibile ibrido può essere scritta come somma di due contributi, il primo derivante dalla vaporizzazione del liquido nel flusso gassoso ed il secondo derivante dal fenomeno di entrainment.

La teoria dell'entrainment di goccioline liquide è stata dimostrata (Karabeyoglu et al.) come valida, oltre che per combustibili solidi criogenici, anche per alcani con numero di atomi di carbonio compreso tra 16 e 50, tra cui si evidenziano cere paraffiniche e polietileniche.

Queste tipologie fanno parte dei combustibili bassofondenti, i quali risultano estremamente interessanti dal punto di vista delle prestazioni propulsive in quanto la teoria dello strato liquido sottile afferma che essi si caratterizzano per il ridotto calore effettivo di gasificazione, ridotto fattore di bloccaggio e una maggiore rugosità superficiale. Tre importanti proprietà che consentirebbero di ottenere velocità di regressione di un ordine di grandezza superiore rispetto a quelle della teoria classica.

In fig. 6 si riportano gli andamenti delle velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante ottenuti alla Stanford University per paraffina pura, e per HTPB puro.

Come si evince dalla figura, le paraffine possono fornire un notevole incremento della velocità di regressione se paragonate ai combustibili classici come l'HTPB ed inoltre mantengono invariati tutti i vantaggi associati alla combustione ibrida. Non è dunque sbagliato credere che questo tipo di combustibili a base di paraffina giocherà un ruolo importante nei prossimi anni, nello sviluppo di nuove tecnologie associate alla propulsione ibrida che permetteranno di soddisfare un largo range di requisiti di missione, nonostante essi presentino proprietà meccaniche insufficienti ai fini pratici.

Le espressioni che approssimano gli andamenti dei dati sperimentali di seguito riportati rispettivamente per Wax/Gox e HTPB puro sono date da:

$$r_{fWAX} = 0.091 \cdot G_o^{0.69}$$

$$r_{fHTPB} = 0.0264 \cdot G_o^{0.6388}$$

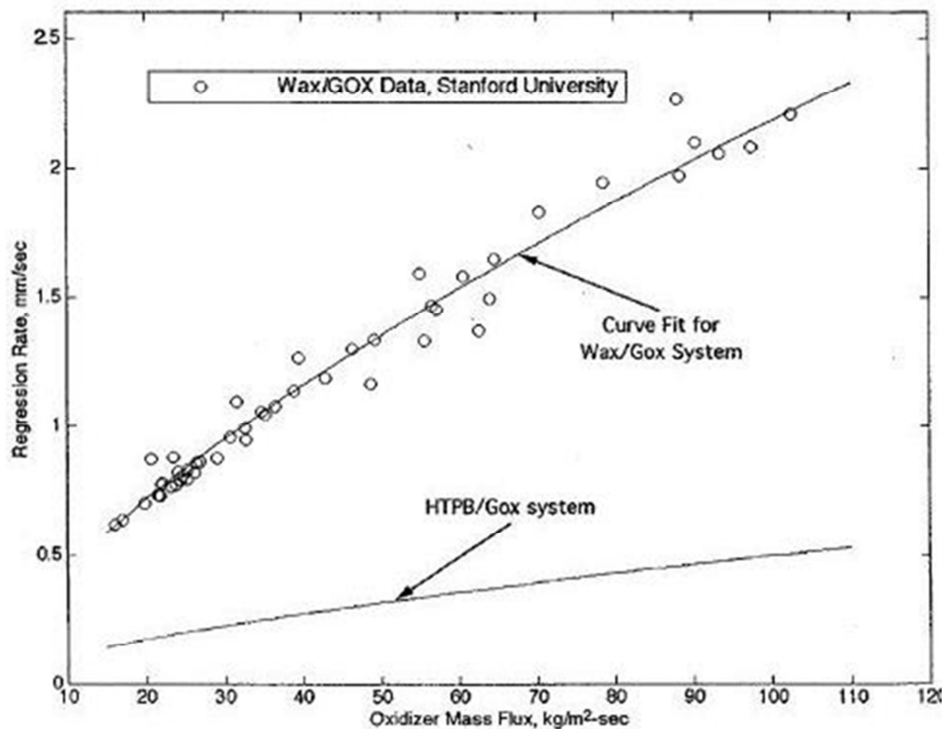


Figura 6 : Velocità di regressione del combustibile a base di paraffina in funzione del flusso di massa medio dell'ossidante mediata nello spazio e nel tempo (Rif.: [3]).

Tuttavia ad oggi sono in atto ricerche al fine di correggere questa limitazione, rinforzando i combustibili paraffinici con una schiuma poliuretanic [7] allo scopo di ottenere buone proprietà meccaniche mantenendo delle prestazioni balistiche più elevate di quelle tipiche dei combustibili tradizionali.

In questo lavoro di tesi si indagheranno appunto due combustibili appartenenti alla categoria dei bassofondenti con formulazioni simili ma diverso polimero, come già detto precedentemente, allo scopo di osservare rispettivamente l'andamento della velocità di regressione al variare della percentuale di flusso ossidante. Verranno messi poi a confronto tali andamenti con quelli della teoria classica.

Capitolo 3

Metodi per incrementare la velocità di regressione

Come già accennato nel par. 2.3.1, la zona di combustione si concentra nello strato limite che si forma in seguito all'incrocio del flusso di combustibile solido gasificato e il flusso di ossidante liquido iniettato. Tale fiamma è macroscopicamente diffusiva ed è poco sensibile alle condizioni operative, essendo controllata dalle leggi della fluidodinamica piuttosto che della cinetica chimica.

Il processo di combustione ibrida è alimentato dal ritorno di energia termica, per convezione e radiazione, dalla fiamma diffusiva alla superficie del grano solido. Tale ritorno energetico permette la gasificazione di massa fresca di combustibile e quindi il sostentamento della fiamma, assieme alla continua e contemporanea iniezione di liquido ossidante.

Nel seguente capitolo si analizzeranno i parametri di maggiore importanza nella determinazione della velocità di regressione del combustibile solido, evidenziandone la loro importanza e il loro ruolo.

Essi possono essere riassunti come segue [1]:

1. lo scambio termico conduttivo, convettivo e per irraggiamento;
2. il soffiamento dello strato limite;
3. l'effetto della pressione sulla velocità di regressione;
4. l'effetto del flusso di ossidante sulla velocità di regressione;
5. la presenza di additivi energetici quali polveri metalliche e idruri.

Come si è visto, i combustibili ibridi hanno notevoli vantaggi che li porterebbero ad essere impiegati in molti settori della propulsione aerospaziale, se non fosse per alcune caratteristiche negative a cui la ricerca odierna sta cercando di porre rimedio, come per esempio la bassa velocità di regressione.

I filoni di indagine più promettenti sono sostanzialmente tre. Il primo riguarda l'utilizzo di combustibili bassofondenti, i quali sfruttano il processo dell'entrainment (si vedano [2], [3], [8], [9], [10]), il secondo è un approccio più chimico che fisico e riguarda l'introduzione di additivi energetici (si vedano [5], [11], [12], [13]), infine esiste anche l'approccio fluidodinamico che sfrutta la

possibilità di poter generare o aumentare la turbolenza per aumentare il coefficiente di scambio termico(come in [14], [15], [16]).

3.1 Influenza dello scambio termico

Un'analisi approssimata dello scambio termico alla superficie di regressione può essere svolta come in [3] e [5], tramite l'applicazione di un bilancio del tipo:

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

Dove \dot{q}_s è il flusso termico della parte solida del combustibile, ρ_s , r_f , h_f sono rispettivamente densità, velocità di regressione ed entalpia di gassificazione del combustibile solido(ovvero l'energia per unità di massa richiesta per ottenere lo stato gassoso del combustibile solido a temperatura ambiente); $k |dT/dy|$ è il flusso termico convettivo nello strato limite dalla parte del gas.

In questo modo è possibile un confronto tra le potenze scambiate per conduzione e per convezione che a loro volta sono legate alla velocità di regressione.

L'ipotesi ulteriore di considerare di uguale entità i parametri dell'energia e di diffusione della quantità di moto, consente di introdurre l'analogia di Reynolds, ovvero la soluzione approssimata dello strato limite su lastra piana secondo cui:

$$Nu_x = \frac{C_f}{2} Re_x$$

Introducendo inoltre i seguenti legami:

$$St = \frac{Nu}{Re \cdot Pr}$$

$$St = \frac{\dot{q}_{gs}}{\rho_e v_e \Delta h} = \frac{1}{2} C_f Pr^{-2/3}$$

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

È possibile esprimere la velocità di regressione mediante la seguente relazione:

$$r_f = \frac{\dot{q}_{gs}}{\rho_f h_f} = \frac{1}{2} C_f Pr^{-2/3} \cdot \frac{\rho_e v_e \Delta h}{\rho_f h_f}$$

Il flusso termico della parte solida del combustibile è esprimibile d'altro canto come contributo dello scambio termico per convezione in accoppiamento allo scambio termico per irraggiamento come da [4] e [17]:

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

Essendo lo scambio termico per irraggiamento dato dalla seguente espressione:

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

$\dot{q}_{rad}/\dot{q}_{con}$	$r_f/r_{f,con}$	$r_f/r_{f,con}$
0.0/1.0	1.000	1.000
0.5/1.0	1.187	1.203
1.0/1.0	1.472	1.448
1.5/1.0	1.825	1.742

Tabella 2 : Effetto della radiazione sulla velocità di regressione (De Luca - 1997).

$\dot{q}_{con}/\dot{q}_{con,ref}$	$r_f/r_{f,con ref}$
1.0/1.0	1.000
1.5/1.0	1.139
2.0/1.0	1.248
2.5/1.0	1.341

Tabella 3 : Effetto della convezione sulla velocità di regressione (De Luca - 1997).

Ne consegue una maggiore efficacia del contributo termico di tipo radiante rispetto al contributo convettivo nell'aumentare la velocità di regressione del solido. Il confronto fra le due tabelle qui riportate, conferma che l'effetto è tanto più forte quanto più grande è il flusso termico entrante in superficie di combustione, a parità di flusso termico totale.

3.2 Soffiamento dello strato limite

Introduciamo ora il parametro di soffiamento, tenendo conto della gassificazione del combustibile dalla superficie del grano solido ovvero dell'iniezione di massa nella parte sottostante la zona di fiamma interna allo strato limite. Questo effetto detto di bloccaggio ha come conseguenza la riduzione dei coefficienti di merito, ovvero del coefficiente di attrito superficiale e del coefficiente di attrito termico.

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

Si arriva così ad ottenere una relazione approssimata della r_f [5], per numeri di Reynolds (basati sulla distanza x) dell'ordine di 10^6 , pari a:

$$r_f \approx Re_x^{-0.2} B^{0.23} \frac{\rho_e v_e}{\rho_f}$$

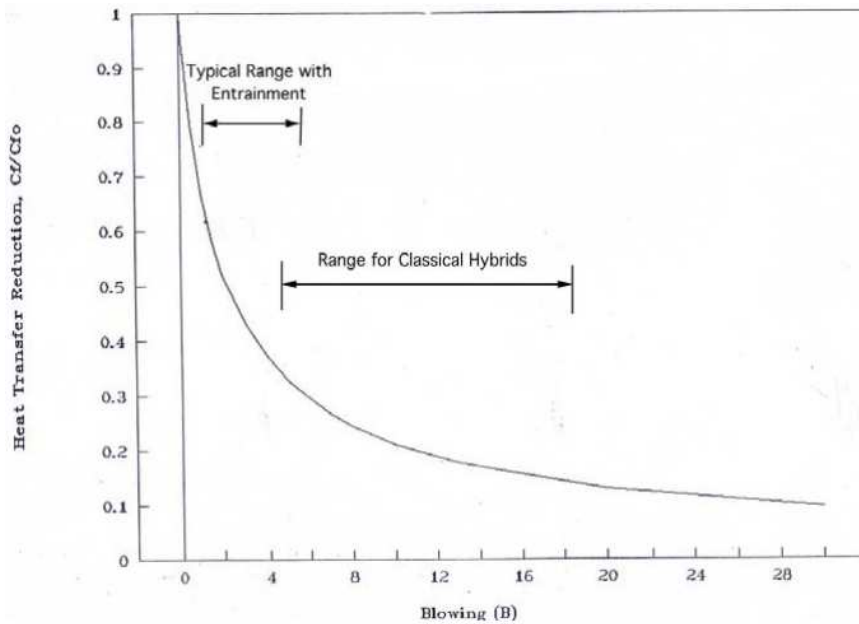


Figura 7 : Dipendenza del bloccaggio di trasferimento termico convettivo dal coefficiente di soffiamento B (Altman - 2003).

3.3 Effetto della pressione

Ricordando che la portata massica unitaria totale è definita come $G = \rho_e v_e$, dove $G = G_0 + G_f(x)$ è combinazione dell'ossidante iniettato e del combustibile generato a monte della posizione x , la velocità di regressione nella combustione ibrida, a differenza della combustione solida, risulterebbe essere indipendente dalla pressione e sembrerebbe dipendere dal solo flusso di massa G . In realtà taluni esperimenti hanno evidenziato che tale comportamento viene rispettato solo all'interno di un ben definito intervallo di valori di flusso di massa, come si può notare in fig. 8.

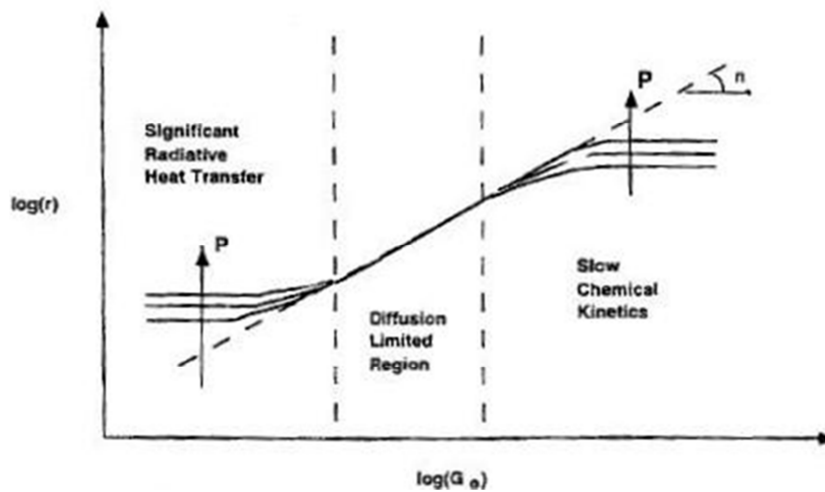


Figura 8 : Velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante al variare della pressione in camera di combustione (Rif.: [18]).

Le ragioni fisiche di questo comportamento sono le seguenti:

- Per bassi flussi di massa il trasferimento termico convettivo non è grande abbastanza se paragonato al trasferimento termico radiativo, perciò in questa zona l'assunzione di puro regime convettivo non basta e bisogna introdurre nel modello anche il contributo radiativo.
- Per valori di flusso di massa elevati invece i tempi di trasporto dello strato limite diventano troppo elevati rispetto ai tempi di reazione della fase gassosa, quindi gli effetti cinetici daranno luogo ad una dipendenza dalla pressione.

In entrambi i casi comunque, un aumento della pressione aumenta i valori della velocità di regressione. Comportamento ancora più evidente nella figura seguente, dove in presenza di scambi termici per pura convezione, il legame tra velocità di regressione e flusso di ossidante è lineare su scale logaritmiche per entrambi i parametri ma 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 radiativi hanno invece l'effetto di ridurre la pendenza della curva r_f/G_{ox} ai flussi più bassi, a causa del fatto che l'esponente della relazione

$r_f G_{Ox}$ stessa si riduce a causa della minore influenza della convezione in presenza di scambi termici per irraggiamento.

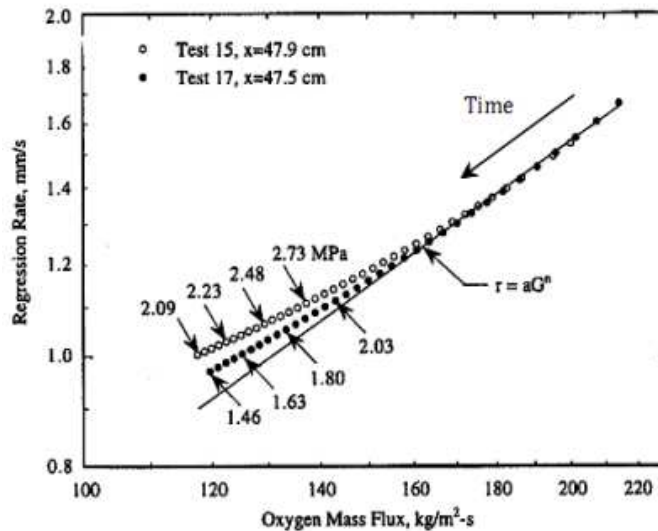


Figura 9 : Andamento della velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante[13].

3.4 Effetto del flusso ossidante

L'effetto del flusso ossidante invece è quello di aumentare il tasso di pirolisi del combustibile, inducendo un aumento della velocità di regressione.

A titolo di esempio, si riprenda in considerazione la fig. 6 del par. 2.3.2, nella quale sono messe a confronto le prestazioni di un combustibile classico(HTPB) con uno paraffinico.

La figura permette due osservazioni:

- I combustibili paraffinici e tradizionali presentano un incremento di velocità di regressione direttamente proporzionale al flusso di ossidante;
- I combustibili paraffinici presentano valori di velocità di regressione nettamente superiori a quelli relativi a combustibili tradizionali a maggiore viscosità, in accordo con quanto anticipato nella trattazione teorica descritta in precedenza.

3.5 Aggiunta di additivi energetici

In ultima analisi, come è intuibile, l'aggiunta di additivi energetici come ad esempio polveri metalliche o idruri metallici porta ad avere sia una diversa densità del materiale che una diversa entalpia di evaporazione. Equazioni che danno un'indicazione sulla variazione di entalpia e densità dovute all'aggiunta di particolato metallico sono rispettivamente:

$$h_{f,eff} = (1 - z)h_{f,leg} + zh_{f,met} = (1 - z)h_{f,leg} + zC_{p,met}(T_s - T_i)$$

$$\rho_f = \frac{1}{\left(\frac{z}{\rho_{met}} + \frac{1-z}{\rho_{leg}}\right)}$$

dove z indica la frazione molare, h_f l'entalpia di evaporazione del legante, $C_{p,met}$ il calore specifico a pressione costante del particolato metallico, T_i la temperatura iniziale del particolato metallico e T_s la temperatura raggiunta dallo stesso durante la combustione, ρ_{met} la densità del particolato metallico e ρ_{leg} la densità del legante.

Il regime di combustione di un combustibile ibrido additivato con particolato metallico può essere controllato con reazioni omogenee nella fase gassosa o reazioni eterogenee alla superficie del particolato rispettivamente a seconda della sua dimensione tipica. Per definire quale sia il regime di combustione in atto durante la combustione, è possibile confrontare le scale temporali proprie dei processi di diffusione della quantità di moto e dell'energia con la scala temporale della cinetica chimica servendosi del numero di Damköhler (Da):

$$Da = \frac{t_{b,diff}}{t_{b,ch}}$$

Da un confronto con questo numero è possibile identificare immediatamente se il processo di combustione è dominato dalla cinetica chimica ($Da \ll 1$) e allora, la scala temporale associata ($t_{b,ch}$) sarà proporzionale al diametro del particolato (nanometrico) e la temperatura di combustione sarà inversamente proporzionale alla pressione in camera.

Nel caso in cui il processo di combustione risultasse dominato dalla diffusione ($Da \gg 1$), la scala temporale associata ($t_{b,diff}$) sarà proporzionale al quadrato del diametro del particolato (micrometrico) e la temperatura di combustione sarà indipendente dalla pressione in camera.

Capitolo 4

Apparato sperimentale

Il presente capitolo ha lo scopo di fornire una descrizione generale dell'apparato sperimentale utilizzato per la caratterizzazione balistica dei combustibili investigati.

Si porrà particolare attenzione alle caratteristiche, alla geometria della camera di combustione e alla strumentazione utilizzata per l'ottenimento dei dati sperimentali.

Infine verrà trattata brevemente la tecnica di misura della velocità di regressione mediata sulle pesate dei provini di combustibile prima e dopo la combustione in camera.

4.1 Descrizione della linea sperimentale

La linea sperimentale utilizzata risulta costituita essenzialmente da una precamera, una camera di combustione che permette l'alloggiamento di un provino di tipo monoslab, una postcamera e un ugello di scarico convergente-divergente.

Nello specifico vi sono inoltre una valvola di sovrappressione settata sui 24 bar allo scopo di evitare un aumento eccessivo della pressione in postcamera, preceduta da un filtro centrifugo, visibile in fig. 10 sulla sinistra, allo scopo di evitare che i residui di combustione vadano ad otturare la valvola di sicurezza, un manometro meccanico per agevolare la lettura della pressione in precamera, un trasduttore di pressione Kulite, accessi per termocoppie e un accenditore.

Con questa dotazione è possibile l'analisi della combustione su propellenti con formulazioni di tipo ibrido, sia in condizioni transitorie che in condizioni stazionarie. Le prove in oggetto sono state effettuate in condizioni stazionarie.

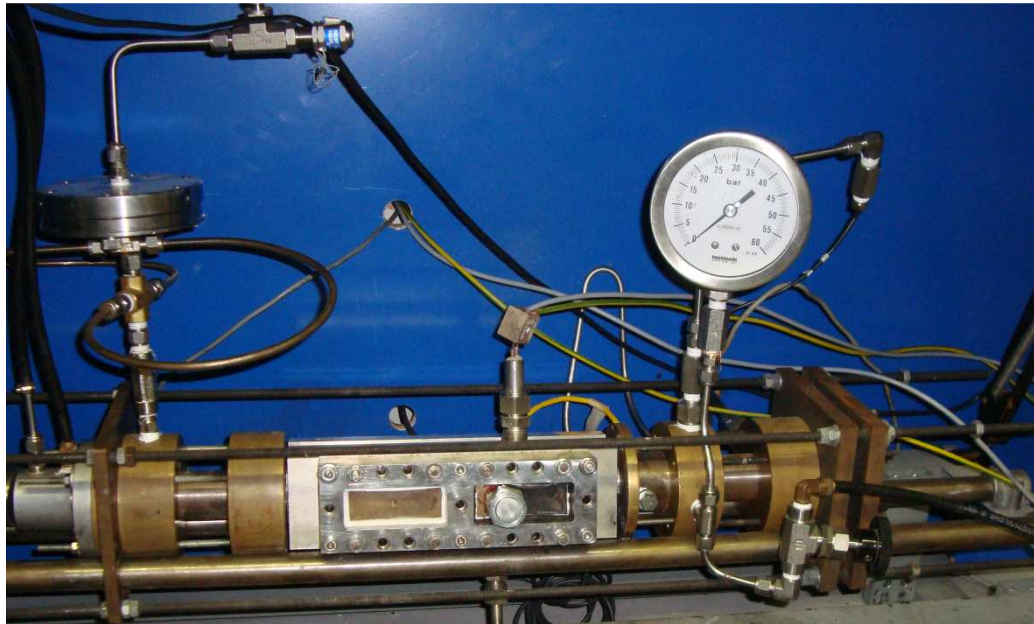


Figura 10 : Linea ibrida.

4.1.1 Camera di combustione

La camera di combustione è una struttura modulare la cui parte più esterna, a sezione quadrata, è realizzata tramite saldatura di quattro piastre d'acciaio inossidabile AISI 316-L e costituisce l'involucro protettivo del combustore, responsabile della tenuta in pressione del sistema; in essa sono ricavati i fori per il sistema di alimentazione dell'ossidante, per l'introduzione della strumentazione di misura, per il sistema d'accensione, per l'ugello di scarico e per le viti di chiusura.

In fig. 12 si riporta il disegno della camera di combustione accompagnato dalla tab. 4 in cui sono state riportate alcune dimensioni nominali. Nelle fig. 11 e 10 rispettivamente si possono osservare invece uno schizzo del portafinestra con cui viene chiusa la camera e la posizione che essa ha sulla linea sperimentale ultimata.

Precede la camera di combustione la precamera, nella quale avviene l'immissione dell'ossidante gassoso (Ossigeno puro O_2) e in cui si trovano degli accessi attraverso i quali è possibile alloggiare un trasduttore di

pressione(Kulite) ed una termocoppia che permettono la misura di pressione e temperatura a monte della camera durante le prove.

A valle della camera si trova una postcamera nella quale sono completate le reazioni di ossidoriduzione; anche qui sono possibili misure di pressione e temperatura attraverso la stessa procedura della precamera.

La tenuta di pressione viene assicurata attraverso il serraggio del portafinestra alla camera, mediante delle viti e bulloni.

La lettura diretta della pressione in camera come confronto con i dati che arrivano dai trasduttori può essere effettuata tramite un manometro meccanico montato direttamente sulla camera di combustione la cui lettura è possibile anche in remoto grazie ad una telecamera ed un apposito schermo montato nella sala computer.

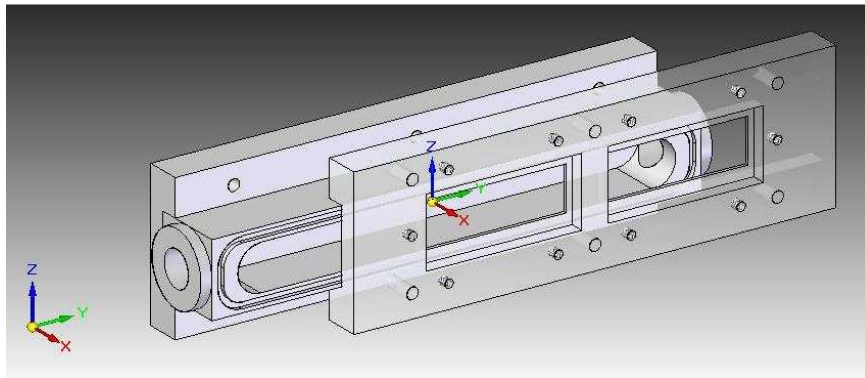


Figura 11 : Portafinestra a chiudere la camera di combustione.

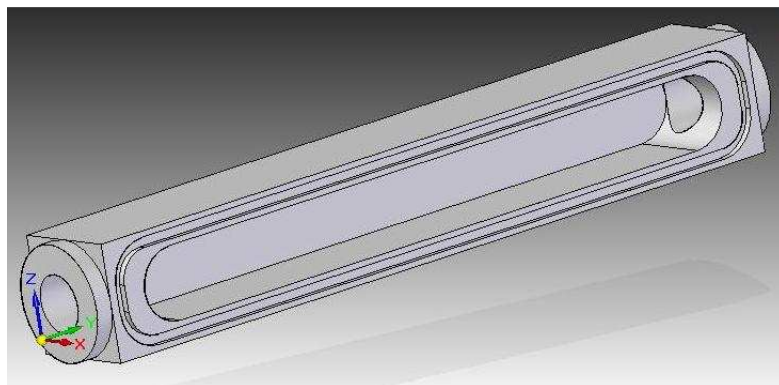


Figura 12 : Camera di combustione.

Altezza [mm]	Lunghezza [mm]	Profondità [mm]
21	137	12.5

Tabella 4 : Dimensioni della camera di combustione sulla linea sperimentale utilizzata.

La camera di combustione è stata dotata di un “pressaprovino”, così chiamato perché la sua funzione è quella di consentire l’alloggiamento del provino nella camera mantenendo lo stesso nella posizione desiderata ai fini della prova. Il pressaprovino si inserisce tra la camera e il portafinestra.

Tutto ciò allo scopo di evitare che il provino spostandosi durante la prova infici i risultati sperimentali; per far sì che questo avvenga deve risultare un minimo di interferenza, dunque il provino dovrà essere largo almeno 13 mm.

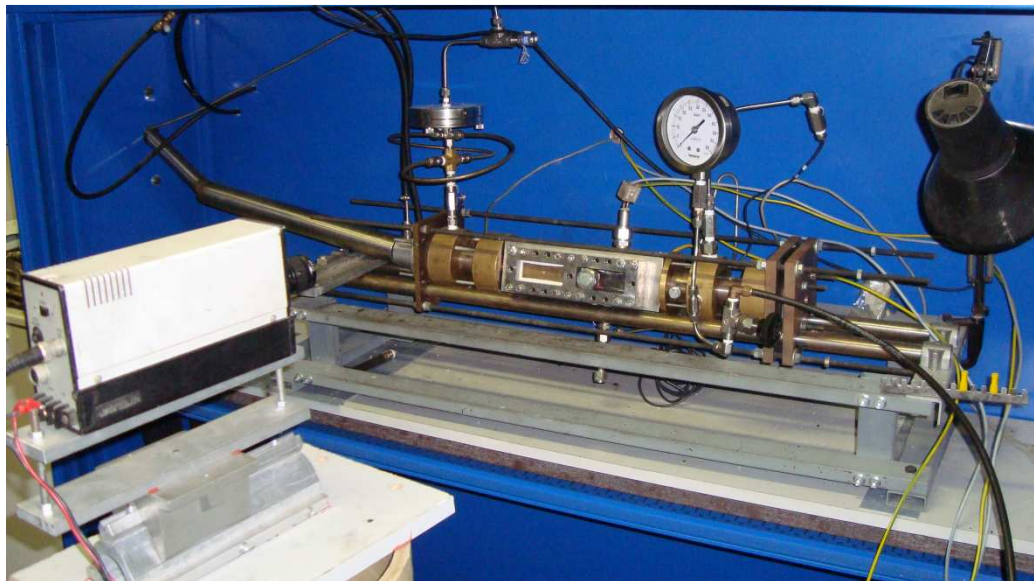


Figura 13 : Linea sperimentale ripresa da videocamera collocata su di un supporto in posizione frontale.

4.1.2 Sistema di alimentazione di ossigeno e azoto

Il sistema di alimentazione della camera di combustione è dotato di una bombola di azoto, di una bombola di ossigeno puro e di un sistema di regolazione della portata di tipo Mass Flow Meter che immette l'ossigeno attraverso una tubazione in acciaio posta in direzione trasversale all'asse della camera.

In questo modo viene generato un moto swirlato con il quale è possibile incrementare l'efficienza di combustione.

Infine, per consentire un facile spegnimento della combustione al termine di una prova di combustione è presente una bombola di azoto, anch'esso immesso radialmente alla testa della camera. L'immissione di azoto è comandata tramite un semplice rubinetto.



Figura 14 : Alimentazione Azoto e Ossigeno.

4.1.3 Accenditore

L'accensione del combustibile posto in camera di combustione è resa possibile attraverso un accenditore comandato ad effetto joule, ossia mediante il

surriscaldamento di un filo metallico (Nichel-Cromo) visibile in fig. 15, a seguito del comando dato dall'operatore in saletta computer. Sul filamento metallico, viene spalmato del propellente non reticolato (HTPB e Perclorato d'ammonio NH_4ClO_4).

L'accenditore viene testato all'inizio di ogni prova prima di essere inserito nell'apposito alloggiamento. L'alloggiamento presenta un piccolo foro di accesso alla camera, nel quale viene inserito il "Candy propellant", ossia un composto a base di zucchero e nitrato di potassio KNO_3 .

Quando l'operatore dà il comando di accensione, il propellente non reticolato si accende andando di conseguenza ad ignire il composto; questo processo crea una fiamma nella camera di combustione nella quale è già presente il flusso di ossidante, dando così il via alla combustione del provino.



Figura 15 : Accenditore mentre viene inserito nel suo alloggiamento nel quale si trova il "Candy propellant".



Figura 16 : “Candy Propellant”.

4.1.4 Ugello di scarico

La camera di combustione è dotata di un ugello convergente divergente, avente il diametro della sezione di gola di 2,5 mm. Tale diametro consente di raggiungere pressioni in camera abbastanza elevate. Per evitare la fusione dell'ugello che potrebbe essere provocata da una temperatura troppo elevata in camera di combustione, esso è stato progettato in modo da disporre di un raffreddamento ad acqua.

Tale tipo di raffreddamento deve essere continuo durante le prove più lunghe, in cui lo stress termico della sezione di gola, raggiunge valori che possono compromettere l'integrità dell'ugello stesso. Nelle prove, come le seguenti, non è stato necessario l'utilizzo di tale modalità, in seguito alla breve durata dei transitori analizzati.

Altra problematica che può incorrere durante l'esecuzione delle prove è la possibile ostruzione nonché otturazione, causata da residui carboniosi, facilmente risolvibile mediante smontaggio periodico e pulizia.

Tale procedura è stata necessaria più volte durante il seguente lavoro di tesi, in quanto i combustibili analizzati sono paraffinici.

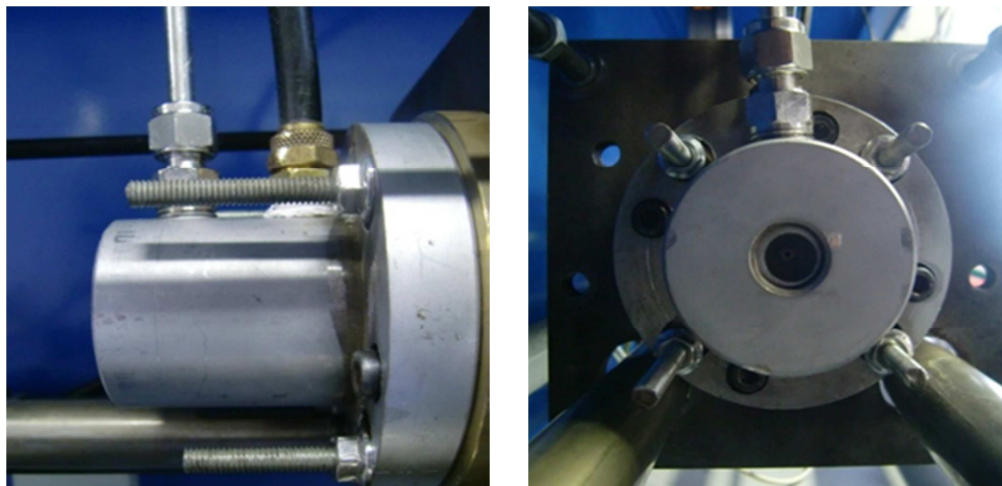


Figura 17 : Ugello di scarico, vista laterale e frontale in uscita.

4.2 Regolazione e misura del flusso di ossidante (Mass Flow Meter)

Caratteristica principale della linea sperimentale è sicuramente la possibilità di controllo e regolazione del flusso ossidante, immesso nella precamera durante le prove effettuate. La regolazione e il controllo di tale flusso è reso possibile da un flussimetro Bronkhorst.

Il controllore di portata utilizzato, visibile in fig. 18, fa parte di una più ampia gamma di strumenti per la misurazione e il controllo di flussi liquidi o gassosi, nello specifico della serie EL-FLOW di Bronkhorst High Tech.

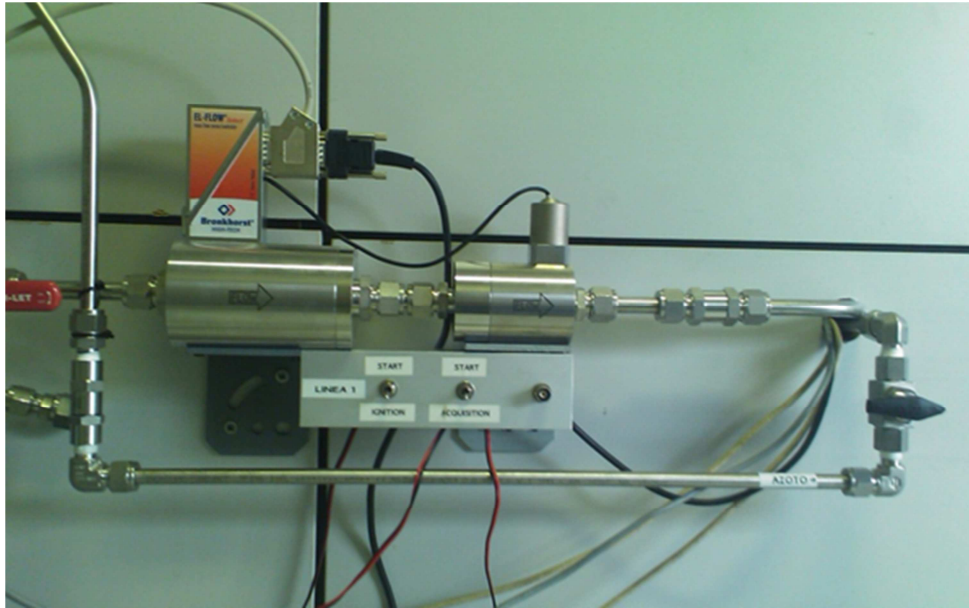


Figura 18 : Mass flow meter e relativo controllore Bronkhorst.

Questo modello in particolare è stato progettato appositamente per la regolazione dei flussi di massa gassosi attraverso una valvola di controllo con pilota, azionabile elettronicamente.

Il flussimetro, è collegato ad un calcolatore che ne governa il funzionamento tramite dei software dedicati, quali il Flow Plot e il FLOWDDE.

Il FlowDDE (Dynamic Data Exchange), mette in contatto computer e Mass Flow Controller, fungendo da server per uno scambio dinamico di dati tra essi. Detti dati possono quindi essere inviati o richiesti allo strumento.

Una volta connesso lo strumento e configurato secondo le proprie esigenze, si può procedere all'apertura del FlowPlot.

Questo software è quello che concretamente governa l'acquisizione dal regolatore di portata e il suo controllo.

Per ulteriori approfondimenti si rimanda alla tesi di M. Riccaboni [19].

Attraverso poi un tubo capillare, è possibile deviare e riscaldare una parte di gas, creando una differenza di temperatura all'interno del flusso che sarà proporzionale alla portata di ossidante, come descritto dall'equazione seguente:

$$\Delta T = k \cdot c_p \cdot \varphi_m$$

O equivalentemente, in termini di tensione:

$$V_{signal} = K \cdot c_p \cdot \varphi_m$$

Dove c_p è il calore specifico del gas utilizzato, φ_m è il flusso di massa, k e K sono fattori costanti propri dello strumento.

Il segnale in uscita, ossia l'output indicato in fig. 19, viene continuamente comparato al segnale di portata desiderato, il segnale di setpoint. La differenza tra i due segnali viene trasmessa alla valvola di controllo, la quale modifica il flusso finché i due non risultino identici.

I segnali di pressione, temperatura e portata in massa, acquisiti rispettivamente mediante trasduttori di pressione, termocoppie, e regolatore di portata, vengono recepiti da un calcolatore e processati in ambiente Labview.

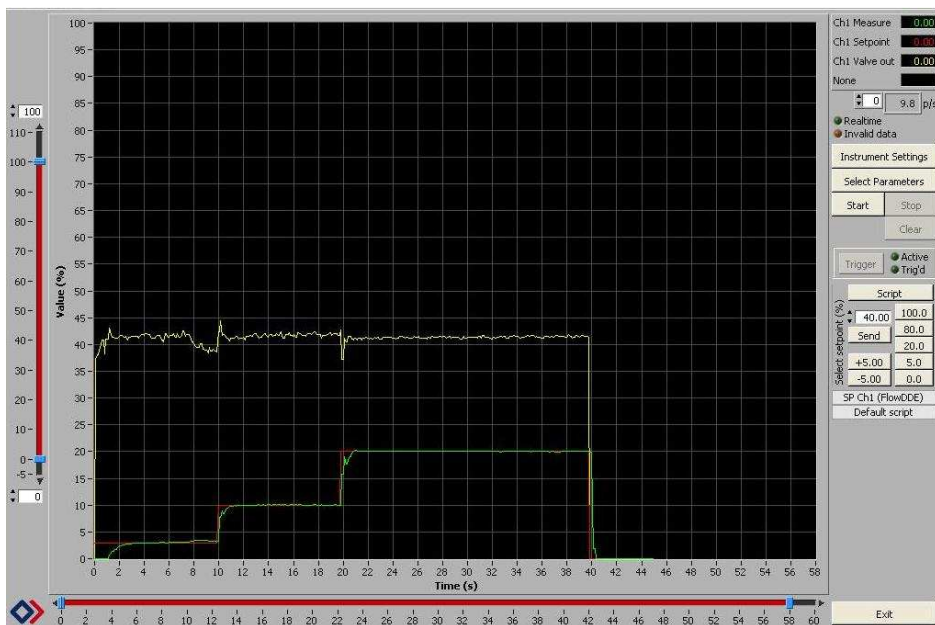


Figura 19 : Prova a doppio scalino di portata, regolata con il MassFlow Meter.

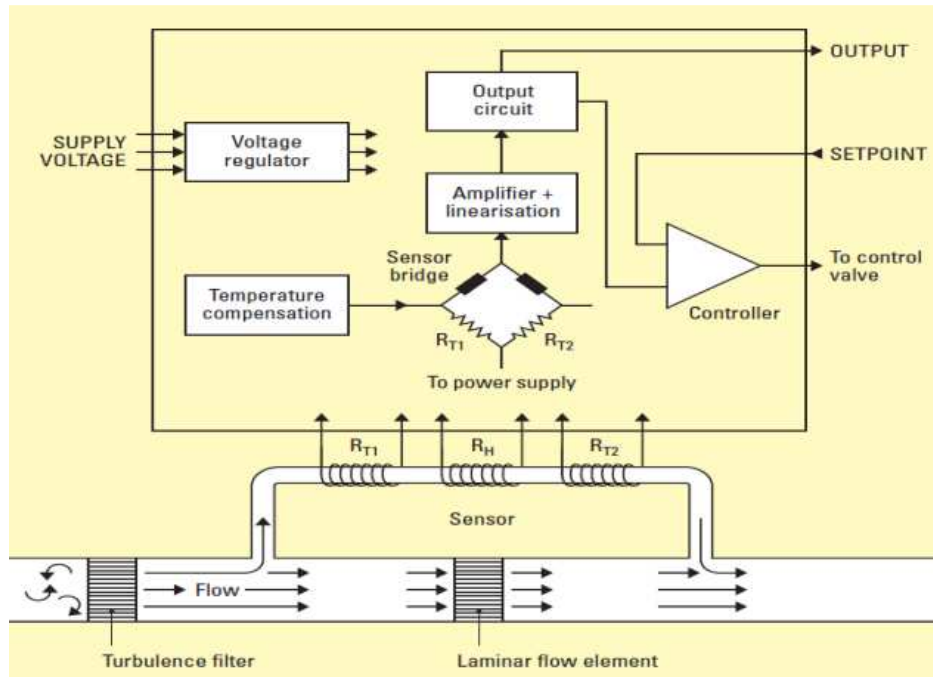


Figura 20 : Schema di regolazione della portata da parte del Mass Flow Meter (Tratta da [19]).

4.3 Acquisizione dati ed elaborazione

Il Mass Flow Controller e i corrispondenti programmi di interfaccia gestiscono unicamente la portata di ossidante, acquisendone l'andamento durante le sperimentazioni.

I dati sperimentali vengono dunque elaborati tramite dei software scritti in ambiente Labview, tali software permettono l'acquisizione dei segnali provenienti dai trasduttori di pressione e dalle termocoppie presenti in pre e post-camera di combustione (ed eventualmente di tre micro-termocoppie) ed il successivo post-processing che permette di correlare i dati di pressione e temperatura nel tempo con l'andamento del flusso di ossidante.

I programmi utilizzati sono Acq-8-CAN-2 e Post-8-CAN-tar.

Una successiva elaborazione dei dati viene completata in ambiente Matlab (Vengono riportati in Appendice gli script di questi ultimi).

La scheda di acquisizione utilizzata permette di avere 8 canali nei quali arrivano i segnali dei trasduttori di pressione, delle termocoppie e delle micro-termocoppie. Per ulteriori dettagli vedere [19].

Il post processing permette di accoppiare le misure di pressione e di flusso e di calcolare il tempo medio di combustione e la pressione media mantenuta nella camera durante la prova nonché la velocità di regressione in relazione al flusso di ossidante in camera di combustione.

4.4 Misure di pressione e velocità

Nel seguente paragrafo, vengono affrontate le problematiche riscontrabili nella misura della pressione durante l'esecuzione di una prova e successivamente della velocità di regressione, sia da un punto di vista teorico che pratico.

4.4.1 Pressione in camera di combustione

Come visto precedentemente la linea sperimentale è dotata di accessi in cui è possibile alloggiare trasduttori di pressione (Kulite) e termocoppie allo scopo di effettuare misure di pressione e temperatura. Tali accessi si trovano appunto in pre-camera e post-camera.

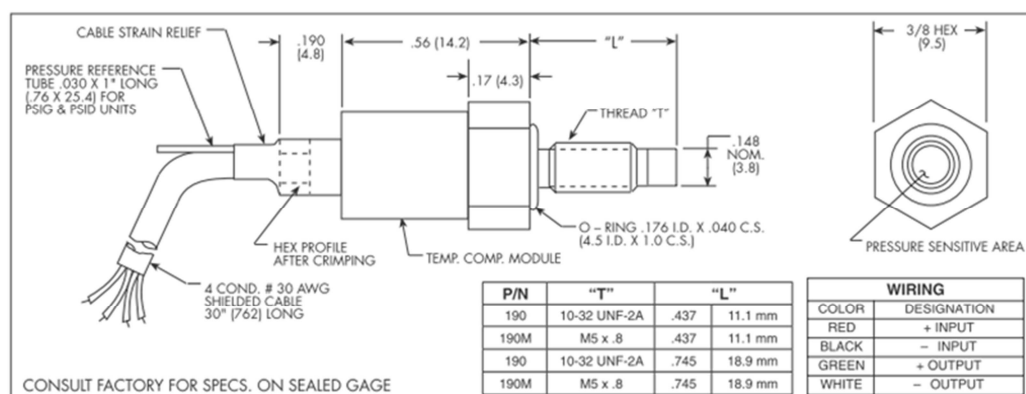


Figura 21 : Schema trasduttore di pressione in precamera (Kulite XTM 190).

Le misure in pre-camera permettono di misurare con una determinata accuratezza la temperatura e la pressione del gas ossidante prima dell'immissione in camera di combustione, ovvero quando l'ossigeno puro non ha ancora reagito con il combustibile.

Le misure di temperatura e pressione in post-camera, ovvero prima dell'espansione nell'ugello, permettono la misura della temperatura dei gas combusti e dunque dell'efficienza di combustione (eventuale completamento delle reazioni di ossidoriduzione avviene nella post-camera di combustione) e di eventuali perdite di pressione dovute ad irreversibilità indotte nell'attraversamento della camera di combustione da parte dei gas combusti.

E' inoltre possibile un riscontro immediato di sovrappressioni indesiderate dovute ad esempio ad un eventuale blocco dell'ugello, grazie ad un manometro meccanico montato sulla precamera di combustione, fig. 22.



Figura 22 : Manometro meccanico e trasduttore piezoelettrico.

INPUT	1.7	3.5	7	17	35	70	170	350 BAR
Pressure Range	25	50	100	250	500	1000	2500	5000 PSI
Operational Mode	Absolute, Gage, Sealed Gage, Differential							
Over Pressure	3.5	7	14	35	70	140	210	420 BAR
	50	100	200	500	1000	2000	3000	6000 PSI
Burst Pressure	3 Times Rated Pressure to a Maximum of 6500 PSI (450 BAR)							
Pressure Media	Any Liquid or Gas Compatible With 17-4 PH or 316 Stainless Steel							
Rated Electrical Excitation	10 VDC							
Maximum Electrical Excitation	15 VDC							
Input Impedance	650 Ohms (Min.)							
OUTPUT								
Output Impedance	1000 Ohms (Nom.)							
Full Scale Output (FSO)	75 mV (Nom.)							
Residual Unbalance	± 5 mV (Typ.)							
Combined Non-Linearity, Hysteresis and Repeatability	±1% FSO BFSL (Typ.)							
Resolution	Infinitesimal							
Natural Frequency (KHz) (Typ.)	120	210	285	425	550	720	910	1120
Acceleration Sensitivity % FS/g Perpendicular	1.9x10 ⁻³	1.0x10 ⁻³	5.2x10 ⁻⁴	2.2x10 ⁻⁴	1.1x10 ⁻⁴	6.2x10 ⁻⁵	2.6x10 ⁻⁵	1.5x10 ⁻⁵
Transverse	5.0x10 ⁻⁵	3.1x10 ⁻⁵	2.0x10 ⁻⁵	1.0x10 ⁻⁵	7.0x10 ⁻⁶	4.3x10 ⁻⁶	2.3x10 ⁻⁶	1.5x10 ⁻⁶
Insulation Resistance	100 Megohm Min. @ 50 VDC							
ENVIRONMENTAL								
Operating Temperature Range	-65°F to +350°F (-55°C to +175°C)							
Compensated Temperature Range	80°F to 180°F (25°C to 80°C) Any 100°F Range Within The Operating Range on Request							
Thermal Zero Shift	± 2% FS/100°F (Typ.)							
Thermal Sensitivity Shift	± 2% 100°F (Typ.)							
Linear Vibration	100g Peak, Sine Up to 5000 Hz							
Humidity	100% Relative Humidity							
PHYSICAL								
Electrical Connection	4 Conductor 30 AWG Shielded Cable 30" Long							
Weight	8 Grams (Nom.) Excluding Cable							
Pressure Sensing Principle	Inorganically Bonded Piezoresistive Sensor							
Mounting Torque	15 Inch-Pounds (Max.)							

Figura 23 : Datasheet Kulite XTM 190.

La lettura di quest'ultimo può avvenire anche in remoto, attraverso un monitor posto nella saletta computer adiacente a quella in cui è installata la camera di combustione.

In corso d'opera viene visualizzata su di un monitor la ripresa del manometro mediante una telecamera posizionata di fronte ad esso.

Si noti che ai fini del seguente lavoro di tesi non sono stati utilizzati gli accessi delle termocoppie e si è deciso di appoggiarsi semplicemente alla misura della pressione in pre-camera, da affiancare alla misura del flusso di ossidante e alla velocità di regressione media basata sulle pesate.

A titolo puramente esemplificativo vengono riportati di seguito uno degli andamenti di pressione in funzione del tempo di combustione, ottenuti durante una delle prove effettuate con la formulazione a base di SEBS, a confronto con un andamento ottenuto per un motore ibrido LOX/HTPB.

Da notare la ruvidezza della combustione tipica nei propellenti ibridi.

Le rette di intersezione con la curva indicano semplicemente gli istanti di inizio e fine della combustione valutati rispettivamente al 50% e all'80% del tempo totale.

E' possibile riscontrare una certa accordanza tra i due andamenti riportati, nonostante in fig. 25 la pressione media di combustione risulti maggiore di quella rilevata in fig. 24 e, nel caso del laboratorio, la curva impieghi più tempo a raggiungere il punto di massima pressione rilevata in camera di combustione. Si assiste dunque, ad una combustione più lenta.

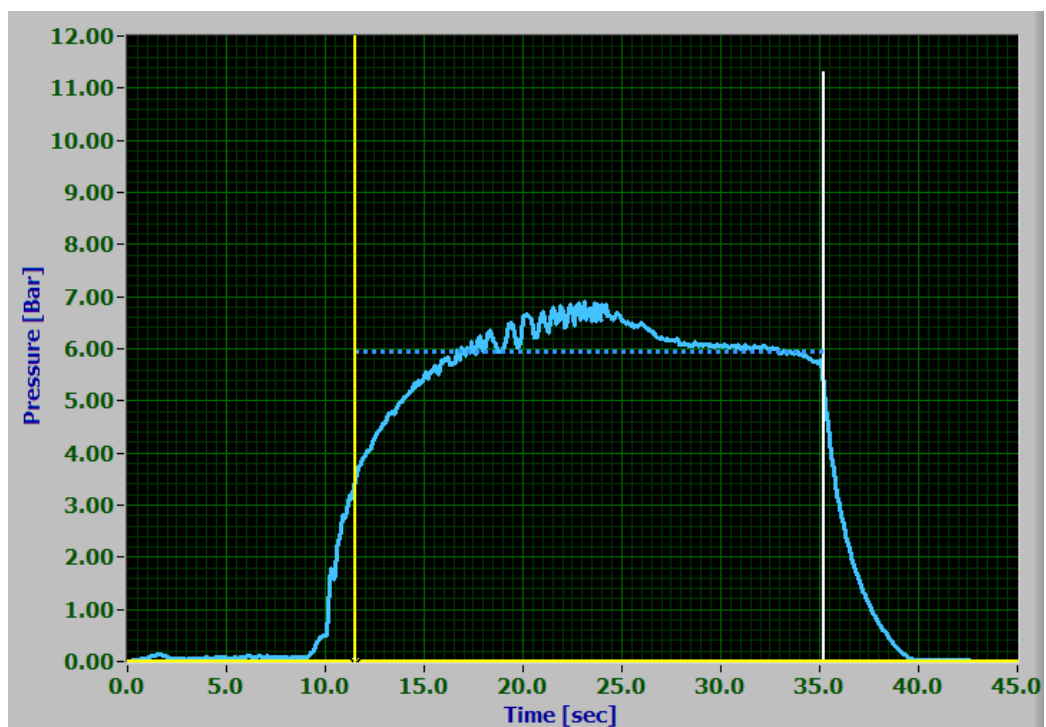


Figura 24 : Andamento di pressione in funzione del tempo di combustione ottenuto durante una delle prove in camera di combustione con la formulazione a base di SEBS. Pressione media intorno ai 6 bar, flusso di ossidante 25 Kg/m²s.

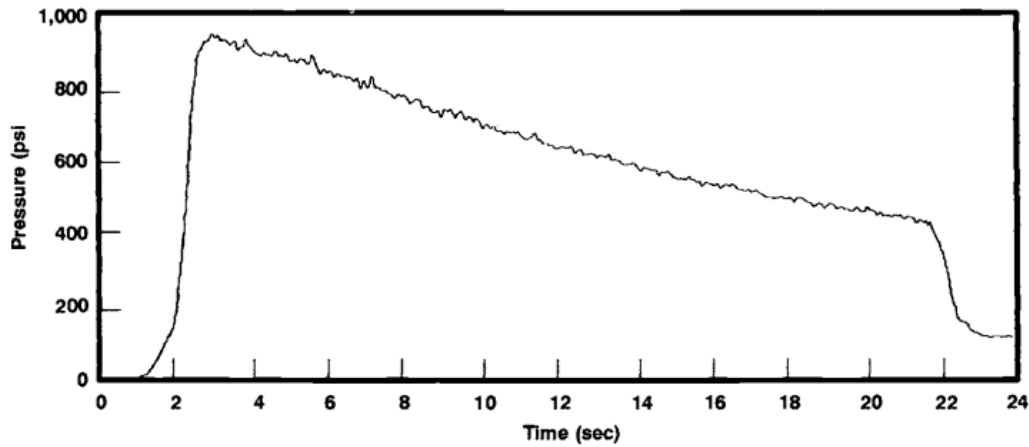


Figura 25 : Esempio di combustione in motore ibrido LOX/HTPB da 24 in, esibisce fluttuazioni di pressione, livello di ruvidezza del 1.3% rispetto alla pressione media in camera di combustione [1]. p_{\max} 900 psi.

4.4.2 Velocità di regressione

La conoscenza dei processi di regressione è alla base del dimensionamento e controllo dei processi nei propulsori ibridi. In applicazioni pratiche viene utilizzata la seguente forma compatta:

$$r_f(x) = ax^m G^n$$

Dove:

$$G = [G_0 + G_f(x)]^n$$

le costanti a, n, m sono valutate sperimentalmente. In generale in motori ibridi, la velocità di regressione varia lungo la perforazione del combustibile solido dando luogo a processi di combustione non uniformi in direzione assiale, a causa dell'aumento del contributo della portata massica unitaria G_f di combustibile sul valore totale di portata massica unitaria G .

Di contro lo spessore dello strato limite x^m con $m = -0.2$ si trova a crescere e questo effetto contrasta col precedente; i due contributi però tendono comunque

a bilanciarsi producendo in definitiva una regressione assiale del grano solido abbastanza uniforme.

Questa tendenza viene confermata sperimentalmente e ciò consente di utilizzare nella pratica una legge di velocità di regressione molto semplice, mediata sulla lunghezza L della perforazione:

$$\bar{r}_f = aL^m \bar{G}^n$$

dove \bar{G} è la portata massica unitaria media, valutata come massa totale / area media della perforazione [1].

Tutte le espressioni fin qui considerate necessitano però della conoscenza di G_f a sua volta dipendente dal valore della portata totale massica unitaria G.

Limite che crea un processo iterativo che rallenta di molto il calcolo della velocità di regressione.

E' possibile però utilizzare, come ulteriore comoda semplificazione, in motori di lunghezza assegnata la seguente espressione della velocità di regressione del grano solido:

$$r_f = a_0 G_0^n$$

dove a_0 ed n dovrebbero essere valutate sperimentalmente dalla specifica configurazione ibrida in esame sull'atteso ventaglio di condizioni operative della sola G_0 , ossia della portata massica unitaria del solo ossidante.

Tutte le altre dipendenze, inclusa quella dalla lunghezza del grano solido, sono così state incorporate nella costante a_0 , che varia molto più lentamente di G_0 . Da notare che esiste una relazione che considera l'influenza della pressione allo scopo di metterne in evidenza il suo effetto in quei processi in cui la somiglianza con i propulsori allo stato solido non siano più così trascurabili.

La relazione in oggetto è la seguente:

$$r_f = a_0 G_0^n p_c^l$$

Anche qui le "costanti" a_0 , n ed l vengono valutate sperimentalmente. Tipicamente, si trova $n = 0.4 - 0.8$ per la sensibilità alla portata massica unitaria di ossidante e $l = 0 - 0.25$ per la sensibilità alla pressione.

4.4.3 Misure di velocità di regressione: Andamento sperimentale

Una volta acquisito il tracciato di pressione utilizzato per determinare il flusso di ossidante con cui confrontare la velocità di regressione, si rende necessario calcolare quest'ultima come valore medio ricavato sulla base di una differenza di pesate, prima e dopo la prova in camera di combustione, attraverso la seguente relazione:

$$\bar{r}_f = \frac{\Delta m}{\rho_{comb} \Delta t_{comb} A_{comb}}$$

In cui \bar{r}_f è la velocità media di combustione in cm/s, $\Delta m = m_{in} - m_{fin}$ è la differenza di massa tra la pesata iniziale e finale al termine della combustione in grammi, ΔT_{comb} la differenza tra il tempo di combustione iniziale e finale in secondi (rispettivamente al 50% e 80% della pressione di combustione), A_{comb} l'area di combustione iniziale in cm^2 e ρ_{comb} la densità del combustibile ricavato per approssimazione mediante la relazione:

$$\rho_{comb} = 70\% \cdot \rho_{SW} + 30\% \cdot \rho_{SEBS/SIS}$$

In cui ρ_{SW} è la densità del Solid Wax presente al 69% di quella totale, ma approssimabile al 70% trascurando l'1% di Carbon Black e $\rho_{SEBS/SIS}$ la densità di SEBS o SIS presenti nel combustibile sempre al 30% in massa.

Componenti	$\rho [g/cm^3]$
SEBS	0.91
SW	0.89
SIS	0.92

Tabella 5 : Densità componenti dei combustibili analizzati.

Al termine della combustione i provini si trovano ad avere una geometria e una massa differenti da quelle iniziali, è per questo motivo che prima di procedere

con l'esperimento e quindi con il loro inserimento in camera essi vengono pesati e misurati.

In fig. 26, è osservabile la metamorfosi geometrica a cui il provino è sottoposto durante la combustione; sono presenti inoltre sul lato inferiore della camera di combustione gli accessi per le termocoppie a disposizione per il rilevamento della temperatura e l'accesso per l'accenditore sul lato superiore.

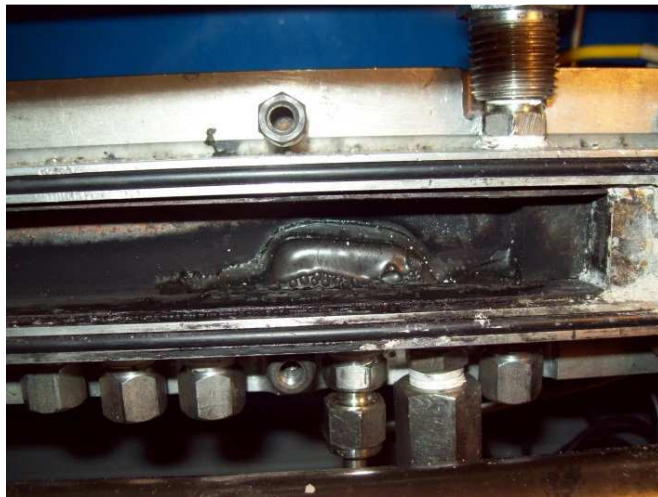


Figura 26 : Metamorfosi geometrica del provino in camera di combustione con accessi per termocoppie e accesso per accenditore.

4.5 Incertezze di misura

Prima di procedere con l'elaborazione dei dati, bisogna porre però l'accento sulle principali incertezze riscontrate durante la campagna sperimentale.

Queste sono riassumibili come segue:

Strumenti di misura

Le operazioni di dimensionamento e pesate dei provini descritte nel par. 5.2 richiedono l'utilizzo di strumenti di precisione; nella fattispecie di un calibro digitale e di una bilancia digitale ad alta precisione.

Nonostante la precisione che è possibile ottenere, tali strumenti presentano delle incertezze tipiche di ogni strumento di misura .

Metamorfosi dimensionale

Come visto in precedenza, ogni provino a seguito della combustione presenta una metamorfosi dimensionale.

Come per il tempo di combustione e per la massa anche l'area di combustione è soggetta a una variazione. Tale variazione però è impossibile da misurare in quanto risulta impossibile misurare l'area di combustione finale $A_{\text{comb F}}$.

Per questo motivo nella relazione che consente di valutare la velocità di regressione mediata sulle pesate, par. 4.4.3, si tiene conto della sola area iniziale trascurando la sua variazione allo stato finale e ponendola per semplicità costante.

Raccolta materiale combusto

Per determinare la variazione di massa Δm che consente la valutazione della velocità di regressione media, è necessario pesare i residui di combustione al termine di ogni prova.

Al termine della combustione, come già detto, risulta difficile riuscire a prelevare con precisione i residui di combustione differenziandoli dai residui incombusti.

Tempo di combustione

In fig. 24 è possibile vedere un esempio dell'andamento della pressione in camera in funzione del tempo durante una delle prove effettuate.

Si nota come sia difficile stabilire con precisione il tempo di combustione iniziale e finale. Di conseguenza si avrà un'incertezza sulla variazione Δt_b .

4.5.1 Calcolo delle incertezze di misura

Le incertezze sulle misure sono state ricavate mediante il calcolatore Matlab.

In appendice è possibile visionare i listati per le due formulazioni analizzate; per entrambi gli andamenti della velocità di regressione rispetto al flusso di ossidante sono state ricavate le incertezze relative ai dati sperimentali, corrispondenti ai massimi scostamenti dai coefficienti balistici nominali e sono

poi state ricavate le bande di incertezza entro cui si vuole cada la misura della velocità di regressione.

Le bande di incertezza sono state determinate utilizzando la deviazione standard dell'errore di misura rispetto al valore che la curva della velocità di regressione media ha in corrispondenza del flusso di ossidante che si sta considerando, si veda il par. 6.1.

Capitolo 5

Formulazioni investigate

Nel seguente capitolo verranno trattate brevemente la procedura di manifattura dei combustibili, le formulazioni investigate e il dimensionamento dei provini, grazie ai quali è stato possibile testare le formulazioni in esame.

Le prove effettuate durante il seguente lavoro di tesi hanno riguardato provini di diversa costituzione; come già anticipato in capitoli precedenti, i combustibili utilizzati sono della famiglia dei bassofondenti:

- Paraffina+SEBS+CB
- Paraffina+SIS+CB

Alla paraffina sono stati aggiunti dei polimeri differenti, SEBS e SIS, in percentuali equivalenti, allo scopo di incrementarne le proprietà meccaniche e studiarne le differenti prestazioni in termini di velocità di regressione.

I combustibili testati con SIS e SEBS sono stati poi analizzati in relazione a diverse percentuali di flusso ossidante così da ottenere degli andamenti velocità di regressione - flusso ossidante caratteristici e consentire una valutazione balistica delle diverse formulazioni.

Nelle tabelle qui di seguito si riportano le percentuali in massa dei componenti utilizzati e le dimensioni nominali dei provini utilizzati in camera di combustione:

Combustibile 1	Solid Wax 69%	SEBS 30%	Carbon Black 1%
Combustibile 2	Solid Wax 69%	SIS 30%	Carbon Black 1%

Tabella 6 : Percentuali in massa dei componenti utilizzati nei combustibili analizzati.

5.1 Manifattura combustibili

Passiamo ora a trattare la procedura utilizzata per la manifattura del combustibile a base di SIS, valida per entrambe le formulazioni analizzate.

Dopo aver calcolato il peso in grammi dei vari componenti il combustibile, si procede nella manifattura secondo la seguente modalità:

- 1) Versare il Polystyrene – block – polysoprene – block - polystyrene (SIS) dal barattolo in un misurino, e porlo su di una bilancia per ottenere il peso desiderato; nella fig. 21 è possibile visionare come si presenta il SIS in barattolo.



Figura 27 : Polystyrene – block – polysoprene – block - polystyrene (SIS).

- 2) Avendo cura che il SIS non si attacchi alle pareti, porlo all'interno di un recipiente posto a bagno d'olio in un secondo recipiente di cotto, a sua volta posizionato su di un riscaldatore elettrico settato su di una temperatura tra 300 - 370 °C. Il livello di olio deve essere superiore al livello degli altri componenti all'interno del mixer.
- 3) Rompere la paraffina precedentemente pesata e versarne metà nel recipiente con il SIS ancora solido. E' importante che non si venga a creare un battente di paraffina pura sulla superficie durante la trasformazione di fase da solido a liquido, altrimenti la pala del mixer automatico non riuscirà a mescolare omogeneamente gli ingredienti essendo essi di diverse viscosità.

- 4) Lasciare riscaldare l'olio e porre il CB(Carbon Black) su di un foglio, in quanto è elettrostaticamente sensibile. Successivamente, pesarlo avendo cura che la cappa sia spenta.



Figura 28 : Mixer automatico con combustibile a bagno nell'olio e posto sul riscaldatore elettrico.

- 5) Una volta che la metà della paraffina già inserita insieme al SIS sarà passata dallo stato solido a liquido e le palline di SIS presentano un aspetto più dilatato, attendere circa 15 – 20 minuti. Dopodiché procedere all'accensione del mixer. A mixer in funzione, immergere le pale nel combustibile fuso. Lasciare mescolare per circa 5 – 10 min e successivamente inserire la parte rimanente di paraffina.
- 6) Dopo circa 40 minuti aggiungere il CB e lasciare mescolare finché non si ottiene un composto omogeneo e cremoso.

- 7) Sollevare le palette e lasciare che il combustibile ad esse attaccato coli nel recipiente. Infine colare in uno stampo.

In fig. 29 si riportano alcune delle fasi in cui si trova il combustibile durante la procedura qui trattata.



Figura 29 : Alcune fasi della manifattura.

5.2 Dimensionamento provini

Durante la messa a punto della linea sperimentale utilizzata, si è visto come sia necessario, a prescindere dalla composizione che si vuole testare, che i provini abbiano tutti delle ben determinate dimensioni, allo scopo di favorirne il corretto alloggiamento all'interno della camera di combustione.

A questo scopo successivamente alla manifattura del combustibile si procede col colaggio in uno stampo di lunghezza 150 mm larghezza 19 mm e profondità di 13 mm circa.

Inoltre essi devono disporre di un'altezza iniziale che riduca o aumenti la sezione di passaggio del flusso di ossidante, allo scopo di ottenere le condizioni di flusso desiderate durante la prova.

E' risultato utile da esperimenti precedenti smussare in testa il provino, in modo da favorire un più facile e uniforme convogliamento del flusso di ossidante nella

luce di passaggio, la quale prima della combustione, deve essere molto piccola in modo da incrementare il flusso nominale di ossidante valutato all'inizio della combustione e dunque una regressione più regolare.

In fig 30 - a) è possibile osservare la caratteristica forma di uno dei provini utilizzati durante le prove, con lo smusso sulla parte anteriore.

Tali provini sono stati ricavati dividendo in parti uguali il parallelepipedo risultante dal colaggio del combustibile liquido all'interno di uno stampo.

Le dimensioni in altezza inoltre devono essere determinate in funzione della condizione di flusso di ossidante che si vuole analizzare; in tab. 7 si riportano le dimensioni nominali che i provini devono avere in relazione ai tre tipi di flusso considerato durante le prove.

La portata che vogliamo impostare con FlowPlot è ottenibile con la seguente relazione:

$$\dot{m} = \%_{setpoint} \cdot \dot{m}_{fmax}$$

In cui $\%_{setpoint}$ è la percentuale di flusso di ossidante impostabile e \dot{m}_{fmax} la massima portata raggiungibile col Mass Flow Meter.

Una volta nota la portata, dato il flusso, si ricava l'area di passaggio del flusso ossidante che chiameremo A_{luce} , e successivamente h_{luce} , ovvero la dimensione verticale di passaggio da sottrarre alla larghezza della camera di combustione. In questo modo è così possibile ricavare le altezze dei provini.

$$F_i = \frac{\dot{m}}{A_{i\ luce}}$$

$$h_{i\ luce} = \frac{A_{i\ luce}}{b_c}$$

$$h_{i\ prov} = h_{tot} - h_{i\ luce}$$

Dove b_c è la profondità della camera di combustione.

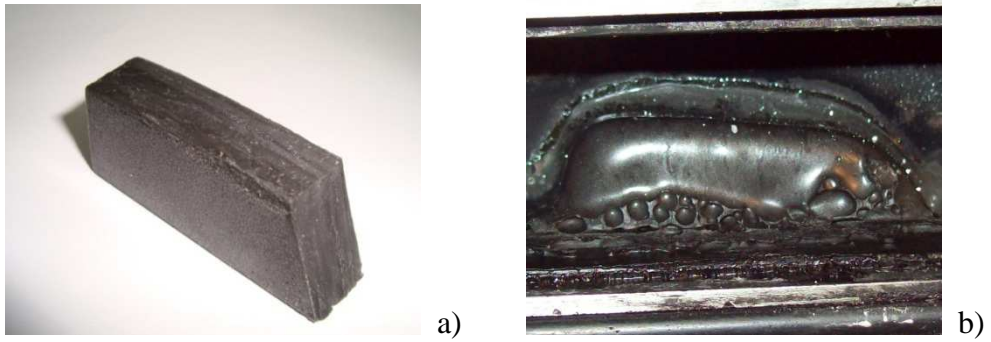


Figura 30 : Provino di combustibile prima dell'inserimento in camera a) e dopo la combustione all'interno della camera b).

Flusso di ossidante analizzato [Kg/s•m ²]	Larghezza [mm]	Altezza [mm]	Lunghezza base [mm]	Lunghezza superficie di regressione [mm]	Massa iniziale [g]
25	13	16.5	48-50	39-41	8-10
50	13	18.7	48-50	39-41	8-10
90	13	19.7	48-50	39-41	8-10

Tabella 7 : Dimensioni nominali provini in relazione al flusso di ossidante.

Capitolo 6

Risultati sperimentali: elaborazione e confronto

Successivamente alla pesata al termine della combustione, si può procedere al calcolo della velocità di regressione mediante la relazione vista nel par. 4.4.3.

Data	Test	Formulazione	Flusso [Kg/m ² s]
16/10/2012	1A	SW69%SIS30%CB1%	87.94
26/10/2012	1A	SW69%SEBS30%CB1%	87.94
26/10/2012	2A		87.94
26/10/2012	3A		87.94
29/10/2012	1A		49.71
29/10/2012	3A		49.71
30/10/2012	2A		26.28
31/10/2012	3A		49.71
31/10/2012	4A		24.85
31/10/2012	5A		24.85
08/11/2012	1A		SW69%SIS30%CB1%
09/11/2012	1A	24.85	
09/11/2012	2A	25.98	
09/11/2012	3A	50.81	
12/11/2012	2A	49.71	
14/11/2012	2A	87.94	
14/11/2012	3A	87.94	

Tabella 8 : Sintesi della campagna sperimentale.

Le velocità di regressione ricavate per ognuna delle prove, verranno messe in relazione ai corrispondenti flussi di ossidante allo scopo di ricavare i coefficienti balistici a ed n della relazione citata nel par. 4.4.2 per i motori di lunghezza nota. Le rette di regressione dei due combustibili in esame verranno messe dunque a confronto.

Durante l'esecuzione della campagna sperimentale alcune prove sono state abortite per problemi di eccessi di pressione in camera di combustione derivanti dall'otturazione dell'ugello a causa di residui di combustione da prove precedenti. Infatti è bene notare che dopo un certo numero di prove è necessario provvedere alla pulizia della post-camera e dell'ugello. Altre prove sono invece

state trascurate per privilegiare una dispersione dei dati contenuta e mantenere una certa coerenza nei risultati.

Nel rispetto degli obiettivi esposti in 1.2, di tutte le prove effettuate durante l'intera attività di tesi sono state prese in considerazione esclusivamente nove prove per ognuna delle due formulazioni analizzate, tre prove per tre condizioni differenti di flusso ossidante; vedi tab. 8. Su queste si baserà l'elaborazione dei dati sperimentali ottenuti.

6.1 Elaborazione

Si riordinano per chiarezza di lettura in tab. 9 e 10, i dati e i risultati ottenuti per ognuno dei due combustibili caratterizzati.

Chiameremo inoltre per semplicità di lettura "combustibile 1", il combustibile con la formulazione "SW 69% - SEBS 30% - CB 1%" e "combustibile 2" il combustibile con formulazione "SW 69% - SIS 30% - CB 1%".

Test	Δm [g]	Δt_{comb} [s]	A_{comb} [mm ²]	\bar{r}_f [mm/s]	f_{O_2} [Kg/sm ²]	\bar{p} [bar]
2A	2.44	23.5	512.5	0.60	24.85	5.21
4A	6.24	23.3	500	0.60	24.85	5.75
5A	6.27	23.7	500	0.59	24.85	5.93
1A	8.2	28.6	500	0.64	49.71	9.07
3A	8.46	28.8	500	0.66	49.71	6.15
3A	7.82	28.2	500	0.62	49.71	5.98
1A	6.18	17.9	512.5	0.75	87.94	6.67
2A	7.6	23.7	506.25	0.71	87.94	5.71
3A	6.96	23.6	500	0.66	87.94	6.31

Tabella 9 : Risultati sperimentali per le nove prove condotte sulla formulazione "combustibile 1" a base di SEBS al 30% sulla massa totale.

I risultati ottenuti sono poi stati elaborati mediante il calcolatore Matlab; in appendice è possibile visionare gli script dei programmi.

Si riporta dunque l'andamento relativo alla velocità di regressione media in funzione del flusso ossidante.

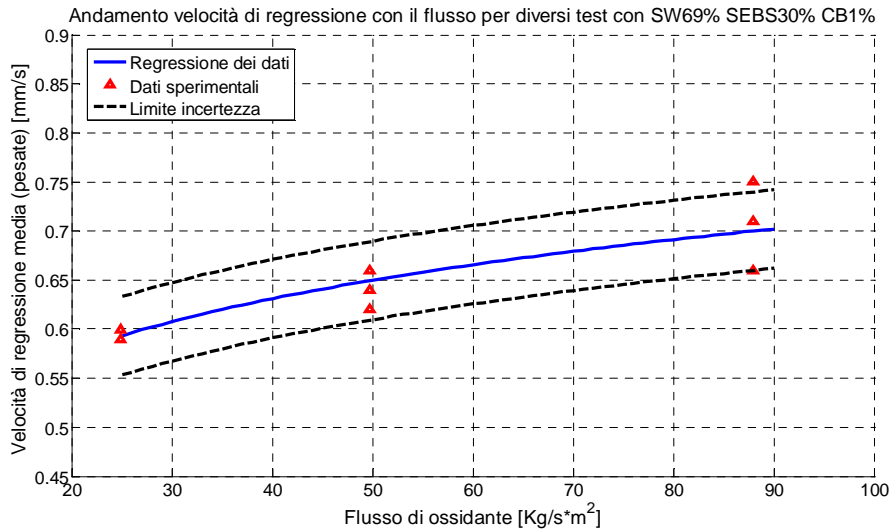


Figura 31 : Andamento sperimentale della velocità di regressione in funzione del flusso di ossidante, ottenuta per diversi flussi per il “combustibile 1” a base di SEBS al 30% sulla massa totale.

L’andamento ottenuto per la velocità di regressione media del combustibile 1 in relazione al flusso di ossidante, è il seguente:

$$\bar{r}_f = (0.39 \pm 0.041) \cdot G_o^{(0.135 \pm 0.026)}$$

Come si può osservare dalla relazione qui riportata, la caratterizzazione del combustibile con la prima formulazione porta all’ottenimento di un coefficiente $a = 0.39$ ed $n = 0.135$, sorprendentemente rispettivamente più alto e più basso delle aspettative.

Di seguito si riportano invece i risultati ottenuti per la caratterizzazione del combustibile con la seconda formulazione a base di SIS 30% e a seguire, l’andamento corrispondente della velocità di regressione in funzione del flusso ossidante.

Test	Δm [g]	Δt_{comb} [s]	A_{comb} [mm ²]	\bar{r}_f [mm/s]	f_{O_2} [Kg/sm ²]	\bar{p} [bar]
1A	4.57	18.9	500	0.54	25.98	5.28
1A	4.29	18.9	491	0.52	25.98	5.28
2A	4.50	18.8	512.5	0.50	25.98	5.54
3A	8.03	23.6	500	0.76	50.81	6.73
1A	8.52	23.4	510	0.80	50.81	7.03
2A	7.73	23.6	500	0.73	50.81	6.47
2A	8.64	18.4	504.13	1.04	87.94	7.55
3A	8.34	18.6	516.25	0.97	87.94	7.16
1A	9.3	17.9	506.25	1.14	87.94	7.27

Tabella 10 : Risultati sperimentali per le nove prove condotte sulla formulazione “combustibile 2” a base di SIS al 30% sulla massa totale.

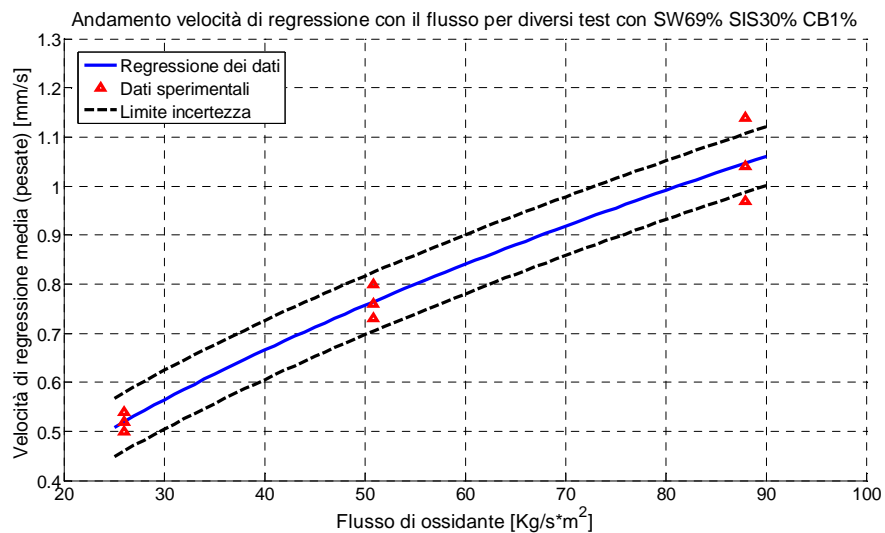


Figura 32 : Andamento combustibile a base di SIS 30%.

L'andamento ottenuto per la velocità di regressione media del combustibile 2 in relazione al flusso di ossidante, è il seguente:

$$\bar{r}_f = (0.083 \pm 0.013) \cdot G_o^{(0.567 \pm 0.037)}$$

In entrambi i casi, sia per il combustibile 1 che per il combustibile 2, si riscontra una maggiore dispersione dei dati per elevato flusso di ossidante. Per flusso di ossidante sempre più piccolo i dati tendono ad avvicinarsi fino a una quasi totale sovrapposizione intorno a 25 Kg/ s m^2 .

In tab. 11, si riportano invece le incertezze di misura ottenute col programma elaborato in Matlab sui coefficienti balistici e sulla velocità di regressione media per le due formulazioni.

Formulazione	σ_a	σ_n	σ_{r_f}
Combustibile 1	0.041	0.026	0.04
Combustibile 2	0.013	0.037	0.06

Tabella 11 : Incertezze di misura per le due formulazioni considerate.

Le bande di incertezza sono state determinate utilizzando la deviazione standard dell'errore di misura, rispetto al valore che la curva della velocità di regressione media ha in corrispondenza del flusso di ossidante che si sta considerando.

Rispettivamente le curve tratteggiate superiore e inferiore, rispetto all'andamento della velocità di regressione media, sono state ricavate con le relazioni:

$$r_{f \max} = \bar{r}_f + \sigma_{r_f}$$

$$r_{f \min} = \bar{r}_f - \sigma_{r_f}$$

Dove:

$$\sigma_{r_f} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (r_{f i} - r_{f \text{val}})^2}{N - 2}}$$

$r_{f i}$ ed $r_{f \text{val}}$ sono rispettivamente il valore misurato nel punto rosso della figura e il valore valutato sulla curva in corrispondenza dello stesso flusso di ossidante. Il fattore $1/N - 2$ è dovuto al fatto che nel calcolo della deviazione standard si deve tener conto dei due coefficienti a ed n calcolati per la velocità di regressione media.

Come si può notare inoltre in fig. 31 la banda d'incertezza risulta più ampia rispetto a quella della fig. 32.

6.2 Confronto risultati

Gli andamenti ricavati per le due formulazioni d'interesse possono essere confrontati con quello ottenuto dalla Stanford University (Wax/ G_{ox}) riportato in fig. 6 a cui è stato sovrapposto l'andamento relativo all'HTPB puro in ossidante gassoso.

Come si può notare dal seguente diagramma, gli andamenti delle due formulazioni analizzate sono intermedi a quelli ottenuti per paraffina pura e per HTPB puro. Si evidenzia inoltre una sovrapposizione dei due andamenti per bassi flussi di ossidante e un andamento della formulazione a base di SIS simile a quello ricavato dalla Stanford University. Comportamento riscontrabile anche da un confronto tra i coefficienti balistici a ed n , cosa che non si può affatto dire per la formulazione a base di SEBS.

In tabella 12 si riportano a confronto i coefficienti a ed n per le quattro curve riportate in fig. 33.

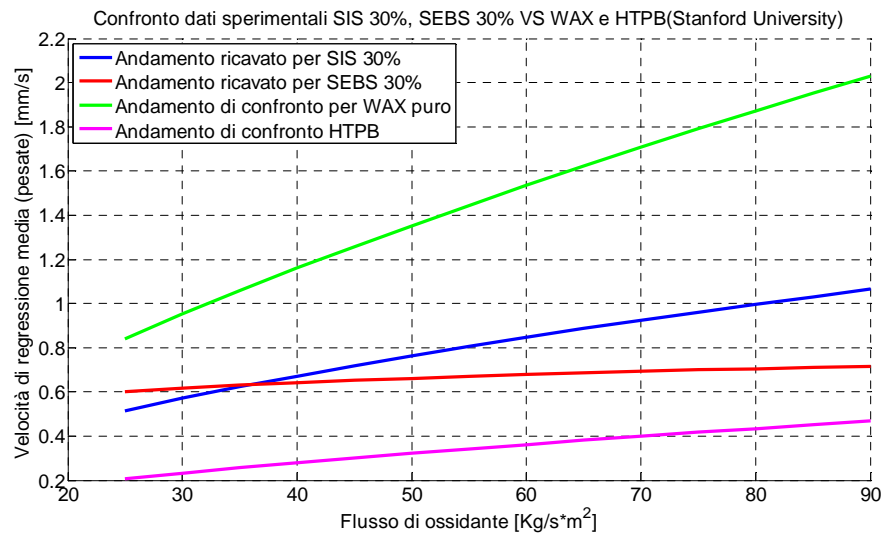


Figura 33 : Andamenti a confronto.

Coefficienti	HTPB	Comb. 1	Comb. 2	Wax
a	0.026	0.39	0.083	0.091
n	0.638	0.135	0.567	0.69

Tabella 12 : Coefficienti a ed n a confronto.

Capitolo 7

Conclusioni e sviluppi futuri

Nel presente capitolo si traggono le conclusioni del lavoro di tesi e si suggeriscono alcuni utili sviluppi futuri.

7.1 Conclusioni

Il presente lavoro di tesi è stato dedicato all'indagine sperimentale di formulazioni di combustibile solido per propulsione ibrida.

Sono state condotte prove di combustione su provini di combustibile di geometria slab, in configurazione *single slab*. Tali prove hanno permesso di misurare la velocità di regressione del combustibile al variare del flusso di ossidante. L'intervallo di flussi indagato, per i quali l'ossidante è costituito da ossigeno gassoso, va da 25 a 90 kg/s m².

L'analisi è stata condotta per combustibili a base paraffinica e i risultati sono stati messi a confronto allo scopo di quantificare il vantaggio, in termini di incremento della velocità di regressione, imputabile all'utilizzo di paraffine e all'utilizzo dei polimeri SEBS e SIS.

I risultati hanno permesso di concludere che l'aggiunta dei polimeri nelle formulazioni analizzate incrementa le prestazioni balistiche del combustibile, in entrambi i casi, rispetto alla configurazione di riferimento a base di HTPB. Gli andamenti della velocità di regressione per le due formulazioni risultano intermedi rispetto a quelli ottenuti dalla Stanford University per paraffina pura e per HTPB puro come mostrato in fig. 33.

L'utilizzo di cere paraffiniche risulta essere vantaggioso rispetto al combustibile tradizionale a base HTPB. In particolare, come è possibile osservare dal confronto tra gli andamenti della velocità di regressione media, la cera solida mostra prestazioni più elevate delle due formulazioni in esame, grazie probabilmente al maggiore contributo di entrainment.

Si può quindi constatare una acquisizione ormai consolidata in letteratura, relativa al positivo apporto dei fenomeni di entrainment, evidenziando l'influenza delle proprietà dello strato fuso superficiale.

Sempre in fig. 33, si evidenzia una sovrapposizione dei due andamenti per bassi flussi di ossidante.

Da un punto di vista qualitativo si nota che, confrontando il coefficiente n delle due formulazioni analizzate con quello relativo all'andamento ricavato per Wax puro, nel caso della formulazione a base di SEBS questo è molto più basso di quello della formulazione a base di SIS. Quindi il combustibile 1 è meno influenzato dal flusso di ossidante e maggiormente insensibile all'effetto di entrainment per questo motivo si comporta come l'HTPB puro.

In entrambe le formulazioni considerate si riscontra inoltre una maggiore dispersione dei dati per elevato flusso di ossidante. Per flusso di ossidante sempre più piccolo i dati tendono ad avvicinarsi fino a una quasi totale sovrapposizione intorno a 25 Kg/s m^2 . La condizione di flusso viene definita in riferimento al dimensionamento dei provini. Ogni imperfezione nel dimensionamento incide sull'area di passaggio del flusso ossidante. A flussi più elevati, l'area di passaggio è minore che a flussi piccoli; si può dunque ipotizzare una maggiore influenza delle imperfezioni e quindi una dispersione dei dati maggiore per area di passaggio minore.

Si constata inoltre che, all'aumentare del flusso di ossidante l'incremento di prestazione ottenuto tende ad aumentare, per tutte le formulazioni indagate.

7.2 Sviluppi futuri

Tra gli sviluppi futuri che si possono suggerire per questo lavoro, due appaiono particolarmente promettenti:

- Sarebbe utile la misura della temperatura sfruttando l'introduzione di micro-termocoppie all'interno del combustibile, per stabilire una correlazione tra velocità di regressione e temperatura superficiale del provino.
- Sarebbe inoltre di particolare interesse l'indagine delle proprietà meccaniche dei combustibili a base paraffinica, notoriamente penalizzati dalle scarse proprietà meccaniche che li caratterizzano, per una completa caratterizzazione balistico-meccanica di questa promettente classe di

combustibili, atta a supportare lo sviluppo della propulsione ibrida nel prossimo futuro.

Appendice : Listati Matlab

```
clear all
close all
clc

%% Diagramma Flusso-rb per combustibile 1(SW 69% - SEBS 30% - CB
1%)
load rb.dat

F_O2=rb(:,1);
rb_media_comb=rb(:,2);
P=rb(:,3);

%% Vettori flusso [Kg/sm^2]

Flux_vect=[25:1:90];

%% Regressione lineare
log_Flux=log10(F_O2);
log_Flux_vect=log10(Flux_vect);
log_rb=log10(rb_media_comb);
P_rb=polyfit(log_Flux,log_rb,1);

%% Coefficienti balistici
n=P_rb(1);
a_log10=P_rb(2);
a=10^a_log10;

%% Regressione Pressione-Velocità di regressione
log_P=log10(P);
P_vect=[4.5:1:10];
log_P_vect=log10(P_vect);
P_P_rb=polyfit(log_P,log_rb,1);
n_P=P_P_rb(1);
a_P=P_P_rb(2);

%% Incertezza
for i=1:length(F_O2)
sgm(i)=(log_rb(i)-a_log10-n*log_Flux(i))^2;
end

N=length(log_Flux);

delta=(N*sum(log_Flux.^2))-(sum(log_Flux)^2);
sigma_y=sqrt(sum(sgm)/(N-2));
sigma_n=sigma_y*sqrt(N/delta);
sigma_log_a=sigma_y*sqrt(sum(log_Flux.^2)/delta);
```

```

a_sup_log=a_log10+sigma_log_a;
a_sup=10^a_sup_log;
sigma_a=a_sup-a;

%% Bande di incertezza
rf_max=(a+sigma_a)*Flux_vect.^(n+sigma_n);
rf_min=(a-sigma_a)*Flux_vect.^(n-sigma_n);

%% Andamento rb con il flusso

log_rb_val=polyval(P_rb,log_Flux_vect);
rb_val=10.^(log_rb_val)

%% Andamento rb con la pressione
log_rb_val_P=polyval(P_P_rb,log_P_vect);
rb_val_P=10.^(log_rb_val_P);

figure(1)
hold on
plot(Flux_vect,rb_val,'b',F_O2,rb_media_comb,'r^','linewidth',3)
plot(Flux_vect,rf_max,'k--',Flux_vect,rf_min,'k--
','linewidth',3)
xlabel('Flusso di ossidante [Kg/s*m^2]')
ylabel('Velocità di regressione media (pesate) [mm/s]')
title('Andamento velocità di regressione con il flusso per
diversi test con SW69% SEBS30% CB1%')
legend('Regressione dei dati','Dati sperimentali','Limite
incertezza')
grid on

figure(2)
plot(F_O2,P,'r^','linewidth',3)
xlabel('Flusso di ossidante [Kg/s*m^2]')
ylabel('Pressione [bar]')
title('Andamento pressione con flusso SW69% SEBS30% CB1%')
grid on

figure(3)
hold on
plot(P,rb_media_comb,'r^','linewidth',3)
plot(P_vect,rb_val_P,'b','linewidth',3)
xlabel('Pressione [bar]')
ylabel('Velocità di regressione [mm/s]')
title('Andamento Velocità di regressione con pressione SW69%
SEBS30% CB1%')
legend('Dati sperimentali','Regressione dei dati')
grid on

figure(4)

```

```

loglog(Flux_vect,rb_val,'b',Flux_vect,rf_max,'k--
',Flux_vect,rf_min,'k--','linewidth',3)
xlabel('Flusso Ox [Kg/sm^2]')
ylabel('Velocità di regressione [mm/s]')
title('Andamento velocità di regressione al variare del flusso
scala logaritmica SW69% SEBS30% CB1%')
grid on

```

```

-----

clear all
close all
clc

```

```

%% Diagramma Flusso-rb per combustione 2(SW 69% - SIS 30% - CB
1%)

```

```

load rb.dat

```

```

F_O2=rb(:,1);
rb_media_comb=rb(:,2);
P=rb(:,3);

```

```

%% Vettori flusso [Kg/sm^2]

```

```

Flux_vect=[25:1:90];

```

```

%% Regressione lineare
log_Flux=log10(F_O2);
log_Flux_vect=log10(Flux_vect);
log_rb=log10(rb_media_comb);
P_rb=polyfit(log_Flux,log_rb,1);

```

```

%% Coefficienti balistici

```

```

n=P_rb(1);
a_log10=P_rb(2);
a=10^a_log10;

```

```

%% Incertezza

```

```

for i=1:length(F_O2)
sgm(i)=(log_rb(i)-a_log10-n*log_Flux(i))^2;
end

```

```

N=length(log_Flux);

```

```

delta=(N*sum(log_Flux.^2))-(sum(log_Flux)^2);
sigma_y=sqrt(sum(sgm)/(N-2));
sigma_n=sigma_y*sqrt(N/delta);

```

```

sigma_log_a=sigma_y*sqrt(sum(log_Flux.^2)/delta);
a_sup_log=a_log10+sigma_log_a;
a_sup=10^a_sup_log;
sigma_a=a_sup-a;

%% Bande di incertezza
rf_max=(a+sigma_a)*Flux_vect.^(n+sigma_n);
rf_min=(a-sigma_a)*Flux_vect.^(n-sigma_n);

%% Andamento rb
log_rb_val=polyval(P_rb,log_Flux_vect);
rb_val=10.^(log_rb_val)

figure(1)
hold on
plot(Flux_vect,rb_val,'b',F_O2,rb_media_comb,'r^','linewidth',3)
plot(Flux_vect,rf_max,'k--',Flux_vect,rf_min,'k--',
'linewidth',3)
xlabel('Flusso di ossidante [Kg/s*m^2]')
ylabel('Velocità di regressione media (pesate) [mm/s]')
title('Andamento velocità di regressione con il flusso per
diversi test con SW69% SIS30% CB1%')
legend('Regressione dei dati','Dati sperimentali','Limite
incertezza')
grid on

figure(2)
plot(F_O2,P,'r^','linewidth',3)
xlabel('Flusso di ossidante [Kg/s*m^2]')
ylabel('Pressione [bar]')
title('Andamento pressione con flusso SW69% SIS30% CB1%')
grid on

figure(3)
plot(P,rb_media_comb,'r^','linewidth',3)
xlabel('Pressione [bar]')
ylabel('Velocità di regressione [mm/s]')
title('Andamento Velocità di regressione con pressione SW69%
SIS30% CB1%')
grid on

figure(4)
loglog(Flux_vect,rb_val,'b',Flux_vect,rf_max,'k--',
,Flux_vect,rf_min,'k--','linewidth',3)
xlabel('Flusso Ox [Kg/sm^2]')
ylabel('Velocità di regressione [mm/s]')
title('Andamento velocità di regressione al variare del flusso
scala logaritmica SW69% SIS30% CB1%')
grid on

```

```

-----

clear all
close all
clc

%% Confronto dati combustibile a base di SEBS con curva
sperimentale ricavata per combustibile a base di SIS 30%

a_SIS_30=0.083;
n_SIS_30=0.567;

a_SEBS_30=0.39;
n_SEBS_30=0.135;

a_WAX=0.091;
n_WAX=0.69;

a_HTPB=0.0264;
n_HTPB=0.6388;

%%Flusso valutabile

Flux=[25:5:90]; %%{kg/sm^2}

rf_TH_SIS_30=a_SIS_30.*Flux.^n_SIS_30; %Andamento teorico per il
sis30%

rf_TH_SEBS_30=a_SEBS_30.*Flux.^n_SEBS_30; %Andamento teorico per
il sebs30%

rf_TH_WAX=a_WAX.*Flux.^n_WAX; %Andamento teorico per il WAX puro
dati stanford university

rf_TH_HTPB=a_HTPB.*Flux.^n_HTPB; %Andamento teorico per l'HTPB
puro

figure(1)
hold on
plot(Flux,rf_TH_SIS_30,'b','linewidth',3)
plot(Flux,rf_TH_SEBS_30,'r','linewidth',3)
plot(Flux,rf_TH_WAX,'g','linewidth',3)
plot(Flux,rf_TH_HTPB,'m','linewidth',3)
xlabel('Flusso di ossidante [Kg/s*m^2]')
ylabel('Velocità di regressione media (pesate) [mm/s]')

```

```
title('Confronto dati sperimentali SIS 30%, SEBS 30% VS WAX e  
HTPB(Stanford University)')  
legend('Andamento ricavato per SIS 30%', 'Andamento ricavato per  
SEBS 30%', 'Andamento di confronto per WAX puro', 'Andamento di  
confronto HTPB')  
grid on
```

Bibliografia

- [1] L.T. De Luca, *Problemi energetici in propulsione aerospaziale*, Politecnico di Milano, Prima Edizione 1997.
- [2] M.A. Karabeyoglu, G. Ziliac, B. J. Cantwell, S. De Zilwa and P. Castelluci, *Scale-up Tests of High Regression Rate Liquefying Hybrid Rocket Fuels*, 2003. AIAA 2003-1162.
- [3] M.A. Karabeyoglu, D. Altman and B.J. Cantwell, *Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: part 1, General Theory*, Journal of Propulsion and Power, 18(3): 610-620, 2002.
- [4] G.A. Marxman, C.E. Wooldridge and R.J. Muzzy, *Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion*, 1963. AIAA 63-505.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] M. Boiocchi, *Formulazioni innovative di combustibili per endoreattori ibridi: caratterizzazione balistica e meccanica*, tesi di Dottorato presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano, 2012.
- [8] M.A. Karabeyoglu, B.J. Cantwell, and D. Altman, *Development and Testing of Paraffin-based Hybrid Rocket Fuels*, 2001. AIAA 2001-4503.
- [9] B.J. Evans, N.A. Favorito, and K.K. Kuo, *Oxidizer-Type and Aluminum-Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior*, 2006. AIAA 2006-4676.

- [10] C. Carmicino, and A. Russo Sorge, *Investigation of the Fuel Regression Rate Dependence on Oxidizer Injection and Chamber Pressure in a Hybrid Rocket*, 2003. AIAA 2003-4591.
- [11] G.A. Risha, E. Boyer, R.B. Wehrman, and K.K. Kuo, *Performance Comparison of HTPB-based Solid Fuels Containing Nano-sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor*, 2002. AIAA 2002-3576.
- [12] 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*, 2003. AIAA 2003-4593.
- [13] B. Evans, et. al., *Hybrid Rocket Investigations at Penn State University's High Pressure Combustion Laboratory: Overview and Recent Results*, 2009. AIAA 2009-5349.
- [14] 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.
- [15] C. Carmicino, and A. Russo Sorge, *The Effects of Oxidizer Injection Design on Hybrid Rockets Combustion Stability*, 2006. AIAA 2006-4677.
- [16] 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.
- [17] R.W. Humble, G.N. Henry, and W.J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, 1995.
- [18] D. Altman, R. Humble, "Hybrid Rocket Propulsion System" in Space Propulsion Analysis and Design, Cap. 7, Mc Graw Hill 1995.
- [19] M. Riccaboni, *Strumentazione di una linea sperimentale per lo studio di processi di combustione transitoria in endoreattori ibridi*, Tesi di Laurea in Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, a.a. 2011 – 2012.