

---

# Capitolo I

---

## Introduzione

### 1.1 Propellenti “verdi”

Recentemente nell'ingegneria spaziale si nota un rinnovato interesse verso i propellenti definiti “verdi” (*green propellant*), caratterizzati da una bassa tossicità e da una certa facilità nello stoccaggio, per la possibilità di ridurre in modo sostanzioso i costi legati alla loro manipolazione, soprattutto nello sviluppo di motori con bassa o media spinta. I propellenti “verdi”, infatti, hanno come principale vantaggio rispetto a propellenti più pericolosi, come ad esempio il tetrossido di azoto e l'idrazina, quello di semplificare in modo rilevante tutte le procedure di produzione, manipolazione e stoccaggio per quanto riguarda la sicurezza e l'incolumità del personale che se ne occupa. Tra questi propellenti, il perossido di idrogeno possiede alcune caratteristiche che lo rendono particolarmente attraente. Può essere utilizzato sia come monopropellente, con impulsi specifici non particolarmente elevati, sia come comburente in razzi bipropellente (gli impulsi specifici in questo caso dipendono dal tipo di combustibile utilizzato e possono essere paragonabili agli impulsi specifici della coppia tetrossido di azoto e idrazina). Nel caso di utilizzo come monopropellente, le temperature raggiunte in camera di combustione non sono eccessivamente elevate: questo permette l'utilizzo di materiali e di processi di produzione non complicati e costosi. Altri propellenti “verdi” caratterizzati da una maggiore energia, come l'ADN e l'HAN, raggiungono temperature più elevate complicando in modo sostanziale la progettazione e la realizzazione della camera di spinta del motore. Nei propulsori monopropellenti a perossido di idrogeno, il propellente solitamente viene decomposto in un catalizzatore. Questo elemento del motore determina il corretto funzionamento di tutto il sistema e per questo i principali sforzi tecnologici sono orientati alla realizzazione di letti catalitici in grado di garantire una vita operativa lunga e delle prestazioni efficienti e ripetibili.

### 1.2 Obiettivi della tesi

Lo sviluppo di modelli capaci di predire le performance dei letti catalitici e degli interi propulsori è di particolare interesse perché può permettere di avere indicazioni di disegno preliminare in breve tempo. Nonostante questo, non sono stati proposti in letteratura molti modelli, probabilmente per la difficoltà di descrivere adeguatamente un problema complesso che coinvolge un flusso bifase liquido-gas-

vapore chimicamente reagente attraverso un letto catalitico. Specialmente nel caso di propulsori che utilizzano letti catalitici a sfere, non sono presenti adeguati modelli in letteratura. Per questo motivo in [1] è stato proposto un modello stazionario per letti catalitici a sfere in grado di predire con sufficiente accuratezza l'evoluzione lungo l'asse del letto delle variabili fluidodinamiche e chimiche fondamentali (temperatura, pressione e parametro di avanzamento della reazione), al fine di ricavare utili informazioni di progetto preliminare. La campagna sperimentale di ALTA [1] ha verificato il buon accordo fra le predizioni del modello e le reali condizioni di regime. Può risultare interessante anche interrogarsi sull'evoluzione temporale (dall'accensione alla condizione di regime) del flusso all'interno del letto catalitico e della camera di spinta. Il ritardo di accensione, che è una misura del tempo di risposta del sistema rispetto al suo ingresso, deve essere minimizzato in quanto un suo elevato valore può comportare errori di traiettoria, instabilità del veicolo spaziale, oppure un ampio consumo di propellente. Un buon progetto deve mirare a ridurre il tempo necessario a raggiungere le condizioni stazionarie almeno al di sotto del secondo.

All'avvio il letto catalitico può "accendersi" o essere "allagato". Le tipiche richieste sul transitorio di avviamento sono l'assenza del fenomeno dell'allagamento, la minimizzazione del transitorio di accensione e la ripetibilità delle operazioni. La concentrazione del perossido d'idrogeno, la configurazione geometrica dell'endoreattore, la temperatura e la pressione in camera di combustione, l'iniezione del propellente possono influire sul ritardo di accensione. Anche la degradazione del catalizzatore influisce sul ritardo di accensione. Il pre-riscaldamento del letto catalitico garantisce una maggiore riproducibilità ed un transitorio minore nella fase di accensione.

Gli esperimenti effettuati da ALTA nell'ambito della campagna sperimentale su prototipi di propulsori monopropellenti a perossido d'idrogeno da 5N con catalizzatore FC-LR-87 ed illustrati in [2] hanno mostrato transitori di accensione relativamente lunghi. In Figura 1.1 e in Figura 1.2 si riportano i grafici delle quantità misurate in fase sperimentale. In questi esperimenti la valvola di sparo è rimasta aperta per 175 s ma il flusso di massa è stato controllato per 145 s. Nelle figure si nota un transitorio di avviamento di circa 25 s, dopodiché viene raggiunto il funzionamento stazionario per circa 115 s. La caduta di pressione lungo il letto catalitico è bassa e la temperatura in camera di combustione raggiunge 831 K. La Figura 1.2 mostra che il relativamente lungo transiente iniziale è dovuto al tempo necessario a far evaporare la miscela di perossido e acqua alla pressione locale. Una volta completamente evaporata la temperatura cresce bruscamente.

L'obiettivo della tesi è quello di capire quali fattori influiscono sul relativamente lungo transitorio iniziale sviluppando dei modelli predittivi e dei codici numerici non stazionari applicabili al caso in esame.

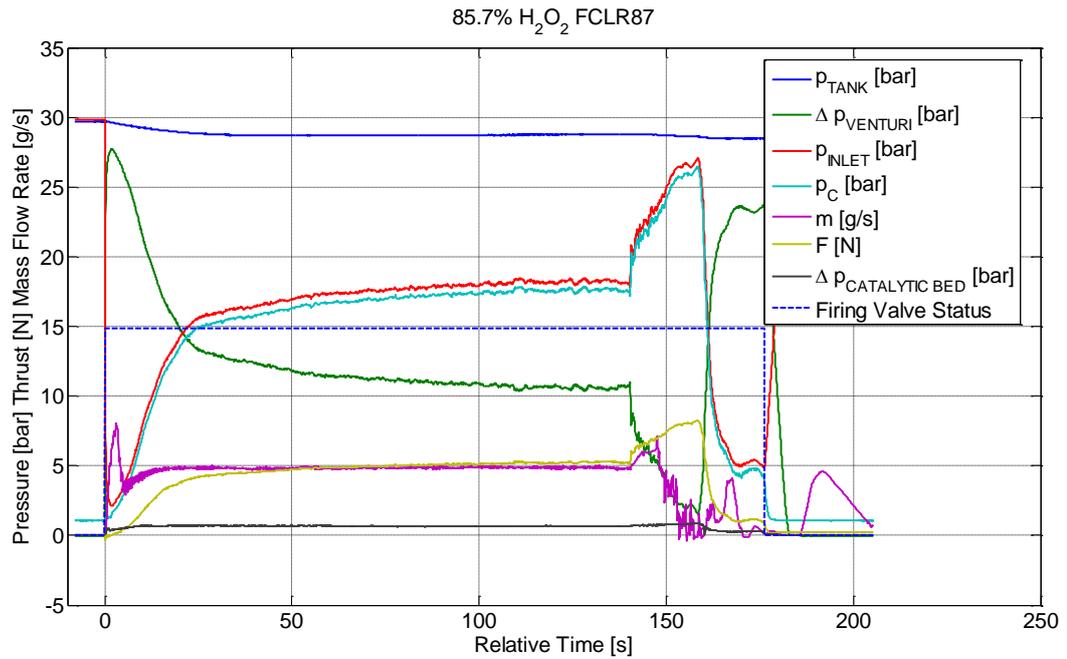


Figura 1.1-Risultati sperimentali per il catalizzatore FC-LR-87 testato con 85.7 HP,  $G = 19.02 \text{ kg/s m}^2$  and  $\tau = 4.34 \text{ s}$ .

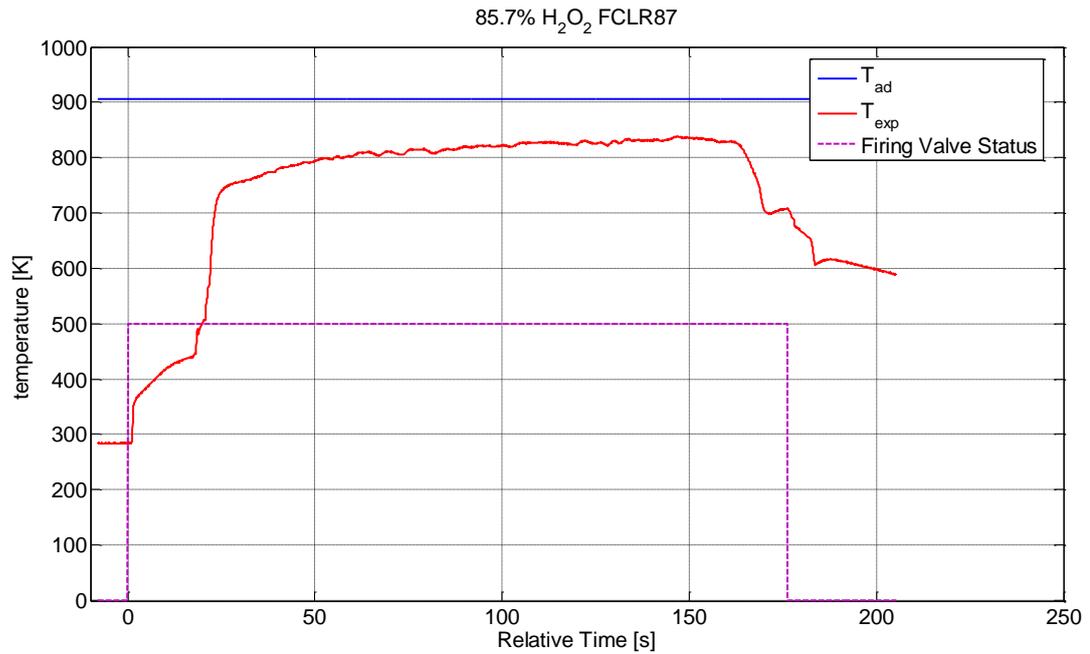


Figura 1.2- Temperatura in camera di combustione (rosso) per il catalizzatore FC-LR-87 testato con 85.7 HP,  $G = 19.02 \text{ kg/s m}^2$  and  $\tau = 4.34 \text{ s}$  e temperatura adiabatica di decomposizione (blu).

## 1.3 Organizzazione della tesi

Di seguito si riassumono i contenuti principali dei capitoli della tesi.

Al Capitolo 2 vengono brevemente commentati i principali sistemi di propulsione spaziale con particolare interesse alla propulsione monopropellente a perossido d'idrogeno, di cui si elencano le principali caratteristiche termofisiche.

Al Capitolo 3 si descrive la tipica architettura dei propulsori monopropellente a perossido d'idrogeno e si introduce il problema della catalisi e dei letti catalitici, riassumendo vari esperimenti eseguiti in diversi laboratori. Infine si discutono inoltre i requisiti dei letti catalitici e le loro condizioni operative.

Al Capitolo 4 si riassume il modello stazionario per l'analisi unidimensionale di letti catalitici a sfere proposto in [1] e viene elaborato un modello non stazionario unidimensionale per l'analisi di propulsori con letti a sfere. Il sistema di equazioni PDE ricavato viene adimensionalizzato e riarrangiato con l'intenzione di essere trattato da un punto di vista numerico.

Al Capitolo 5 vengono fornite alcune generalità sulle equazioni differenziali alle derivate parziali e vengono introdotti i metodi alle differenze finite, ai volumi finiti ed agli elementi finiti con particolare attenzione ai primi. Si discutono inoltre i problemi di flussi conservativi al valore iniziale scalari e si analizzano lo schema FCTS con correzione di Lax ed altri schemi numerici noti in letteratura. Infine viene analizzato il problema delle condizioni al contorno per schemi numerici alle differenze finite.

Al Capitolo 6 viene discusso il problema dei flussi isoentropici in ugelli e si sviluppa un codice numerico alle differenze finite non stazionario per la soluzione delle equazioni di Eulero della gasdinamica unidimensionale applicate ad ugelli convergenti-divergenti come studio propedeutico alla soluzione del modello presentato al Capitolo 4. Al termine del Capitolo vengono presentate e commentate alcune esperienze numeriche sulla geometria del motore da 5N sviluppato da ALTA. Il codice inoltre calcola le prestazioni del propulsore e valuta il tempo necessario al raggiungimento della pressione di equilibrio in camera di combustione supponendo che la decomposizione del propellente nel letto catalitico sia completa e a temperatura fissata e pari alla temperatura adiabatica di decomposizione dell' $\text{H}_2\text{O}_2$ .

Al Capitolo 7 viene commentato il codice numerico alle differenze finite con schema di Lax elaborato in ambiente *Matlab* che risolve il modello non stazionario 1-D per l'analisi del transitorio di avviamento di propulsori a perossido d'idrogeno con letti catalitici a sfere presentato nel Capitolo 4. Alla fine del Capitolo vengono mostrati alcuni risultati delle simulazioni condotte e vengono discusse le principali problematiche connesse con il buon funzionamento del codice numerico.

Al Capitolo 8 viene elaborato un modello quasi-stazionario basato sul modello stazionario riportato al Capitolo 3. In questo modello si assume che la pressione nel letto catalitico sia costante trascurando quindi la caduta di pressione nel letto (ipotesi di zero-dimensionalità). Alla fine del Capitolo vengono mostrati e commentati i risultati del modello traendo le conclusioni sul transitorio di avviamento

osservato nelle campagne sperimentali di ALTA [2] ed individuando i parametri che influiscono sul relativamente lungo transitorio di avviamento osservato in fase sperimentale.

Al Capitolo 9 si riassumono le principali conclusioni del lavoro.

### **Riferimenti**

- [1] A. Pasini, L. Torre, L. Romeo, L. d'Agostino, "*Performance Modeling and Analysis of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Catalytic Pellet Reactor*", AIAA Paper 1-12 ,44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, USA, July 2008.
- [2] A. Pasini, L. Torre, L. Romeo, L. d'Agostino, "*Firing Performance of Advanced Hydrogen Peroxide Catalytic Beds in a Monopropellant Thruster Prototype*", AIAA Paper 1-12 ,44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, USA, July 2008.
- [3] M. Ventura, P. Mullens, "*The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power*", AIAA Paper 99-2880, , 35<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Los Angeles, USA, June 1999.
- [4] V. Bombelli, T. Marée, J.L. Moerel, D. Simon, "*Economic Benefits of the Use of Non-Toxic Monopropellants for Spacecraft Applications*", AIAA Paper 2003-47, 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, USA, July 2003.