

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica



**Simulazione numerica di processi
di combustione in endoreattori ibridi durante
il transitorio di regolazione del motore**

Relatore: Prof. L. Galfetti

Co-relatore: Ing. F. Maggi

Tesi di Laurea di:

Calogero Spoto

Mat: 766055

Anno Accademico 2012/13

Indice

1	Introduzione	3
1.1	Motivazioni	4
1.2	Obiettivi	5
1.3	Piano di Presentazione	6
2	Propulsione a razzo ibrida	8
2.1	Cenni storici	9
2.1.1	Turismo spaziale e non solo, l'accesso allo spazio nell'era moderna	10
2.1.2	Stato dell'arte degli endoreattori ibridi	11
2.2	Punti di forza e campi d'applicazione	12
2.2.1	Campi di applicazione	14
2.2.2	Peculiarità della propulsione ibrida	15
2.3	Dettagli costruttivi sugli endoreattori ibridi	16
2.3.1	Sistema di pressurizzazione	16
2.3.2	Ossidanti per endoreattori ibridi	17
2.3.3	Testata d'iniezione	18
2.3.4	Configurazione del grano	19
2.3.5	Combustibili per endoreattori ibridi	20
3	Fisica dell'endoreattore ibrido	23
3.1	Principi di funzionamento dell'endoreattore ibrido	23
3.1.1	La fiamma di diffusione turbolenta	24
3.1.2	Bilancio termico in superficie	24
3.1.3	Il blowing e il fenomeno dell'entrainment	25
3.2	Modello di combustione di Marxman	27
3.2.1	Effetto della radiazione sulla velocità di regressione	31

4	HybridFOAM	33
4.1	Modelli numerici per simulazioni di HRM, una panoramica . . .	34
4.1.1	Modello numerico di Cheng e Farmer	35
4.1.2	Modello numerico di Lin e Chiu	36
4.1.3	Modello di Serin e Gogus	37
4.2	Modello di combustione ibrida in HF	38
4.2.1	Equazioni di governo	38
4.2.2	Modelli numerici utilizzati	43
4.2.3	Geometria e mesh della camera di combustione	46
4.2.4	Condizioni iniziali e al contorno	51
4.2.5	Risultati tipici in HybridFOAM	53
5	Analisi del comportamento stazionario del codice	57
5.1	Analisi di sensibilità ai parametri geometrici	58
5.1.1	Sensibilità della combustione alla lunghezza della post-camera	58
5.2	Analisi di sensibilità della mesh	61
5.2.1	Aumento degli elementi della mesh della post-camera . .	62
5.2.2	Infittimento della mesh in direzioni caratteristiche . . .	64
5.3	Analisi di sensibilità alle condizioni al contorno di pre e post-camera	71
5.4	Analisi di sensibilità al coefficiente di conducibilità termica λ .	74
5.5	Analisi di sensibilità ai parametri del modello di pirolisi	76
5.6	Analisi di sensibilità al coefficiente di emissività ϵ	78
6	Analisi del comportamento instazionario	85
6.1	Inquadramento del problema e motivazioni	85
6.1.1	Inerzia termica nell'endoreattore ibrido	86
6.2	Metodologie di analisi	87
6.2.1	Definizione degli input	88
6.2.2	Matrice della sperimentazione numerica	91
6.2.3	Definizione delle storie di input operative	92
6.2.4	Definizione dei tempi di rilassamento	92
7	Discussione e analisi dei risultati	95
7.1	Risposte al throttling	95
7.1.1	Effetto del coefficiente di conducibilità λ sulla dinamica della combustione	96
7.1.2	Discussione dei risultati dinamici sulla conducibilità . .	103

7.1.3	Effetto delle condizioni di camera $T_{pre-post}$ e L_{post-c} sulla dinamica della combustione	111
7.1.4	Effetto della pressione in camera sulla dinamica della combustione	117
8	Conclusioni e sviluppi futuri	127

Sommario

Il rinnovato interesse internazionale volto in anni recenti alla propulsione a razzo di tipo ibrido spinge le attività di ricerca correlate a questo settore disciplinare allo studio, predizione e caratterizzazione di sistemi ad alte prestazioni. Le prospettive del turismo spaziale e i primi successi conseguiti in questo ambito confermano come la tecnologia ibrida costituisca un ottimo compromesso per il sistema propulsivo tra sicurezza, versatilità di utilizzo e prestazioni. Restano tutt'oggi irrisolti il problema della scalabilità dei risultati ottenuti in scala di laboratorio e i problemi legati ai transitori di combustione associati alla regolazione della spinta, alle fasi di spegnimento e riaccensione del motore, all'iniezione dell'ossidante. Una accurata modellazione numerica di tali fenomeni potrebbe generare una forte accelerazione verso la piena comprensione di tali problematiche, fornendo indicazioni da impiegare quali linee guida per indagini sperimentali. In questo lavoro di tesi viene presentato il processo che ha portato alla validazione del codice di calcolo HybridFOAM realizzato presso SPLab (Space Propulsion Laboratory) del Politecnico di Milano, come strumento per la previsione del comportamento transitorio dei processi di combustione in endoreattori ibridi. Il codice risolve il processo di combustione, che si sviluppa nello strato limite sovrastante il grano combustibile, attraverso una serie di opportuni sotto-modelli per la simulazione dei fenomeni di cinetica chimica, turbolenza, radiazione, pirolisi del grano solido combustibile, scambio termico alla superficie tra le fasi condensata e gassosa. L'approccio numerico sviluppato, estensivamente indagato nel presente lavoro di tesi, permette di superare alcuni limiti presenti nella competente letteratura, permettendo di predire comportamenti e tendenze più rappresentative della realtà fisica.

Abstract

The renewed interest to hybrid rocket propulsion drives the research activities related to this subject area to study, prediction and characterization of high-performance systems. The challenges of space tourism and the early successes achieved in this area confirm that the hybrid technology makes a very good compromise for the propulsion system in order of safety, versatility and performance. Still remane unsolved the problem of scalability of the results obtained in laboratory scale and problems related to the transient combustion associated with the thrust adjustment, to the phases of shutdown and restart of the engine. An accurate numerical modeling of these phenomena could generate a strong acceleration towards the full understanding of these issues, providing guidance to be used as guidelines for experimental investigations. In this thesis work is presented the process that led to the validation of the software HybridFOAM developed at the SPLab (Space Propulsion Laboratory) of the Politecnico di Milano, as a tool for predicting the transient behavior of the combustion processes in hybrid rocket motors. The code solves the combustion process, which develops in the boundary layer over the grain fuel, through a series of appropriate sub-models for simulation of the phenomena of chemical kinetics, turbulence, radiation, pyrolysis of the solid grain fuel, heat exchange to the surface between the gaseous and condensed phases. The numerical approach developed, investigated in the present work, allows to overcome some limitations in the relevant literature, allowing to predict behaviors and trends representative of physical reality.

Capitolo 1

Introduzione

Nell'ultimo decennio l'accesso allo spazio sta assistendo ad una svolta epocale e non sembra essere utopica la visione di un futuro in cui gran parte dei lanci spaziali saranno effettuati da compagnie private. Quello che è accaduto negli USA ne è un'esempio, il programma Commercial Crew Development (CCDev2) della NASA, ufficialmente iniziato nel 2009 chiude contratti per 300 milioni di \$ per l'appalto a 4 società private¹ statunitensi, per lo studio e sviluppo di nuovi concept di lanciatori e navette in grado trasportare CREW e/o rifornimenti in orbite LEO.

Ma per comprendere meglio il fenomeno bisogna tornare nel 2002 quando cominciano a nascere le prime società private per l'accesso allo spazio che in soli 7 anni hanno creato un mercato di circa 300 miliardi di \$ e generato oltre 1,2 milioni di nuovi posti di lavoro solo negli States.

Nel 2012 i voli commerciali autorizzati dalla FAA (Federal Aviation Administration) [1] americana sono stati 12 . I voli commerciali si distinguono per diverse tipologie di applicazioni, da lanci-cargo come quello del lanciatore Falcon 9 della Space-X diretti alla Stazione Spaziale Internazionale, fino a lanci di turismo spaziale come quello dello Space Ship Two della Virgin Galactic. Nel mezzo stanno una moltitudine di applicazioni, come lanciatori di piccole dimensioni per lanci di piccoli satelliti, la possibilità di effettuare combinazioni di lanci turistici in grado di lasciare piccoli payload per applicazioni scientifiche durante il volo.

Nella voce lanci commerciali è possibile racchiudere anche i voli di turismo spaziale che hanno avuto inizio con il biglietto da 20Milioni di \$ acquistato da Dennis Tito nel 2001 il quale a bordo di una Soyuz ha raggiunto e poi albergato per 8 giorni sulla ISS. Dopo di lui altri 6 facoltosi milionari da tutto il mondo hanno preso parte a esperienze analoghe tra cui ricordiamo

¹Blue Origin, Sierra Nevada Corporation , Space Exploration Technologies (SpaceX), The Boeing Company

la famosa Ansari, fondatrice poi dell'Ansari X-Price. La nascita della Virgin Galactic ha poi rivoluzionato il concetto di turismo spaziale offrendo viaggi sub-orbitali al costo di 200 mila \$. Ad oggi la Virgin ha in prevendita oltre 250 biglietti [2] acquistati da facoltosi turisti di 30 diverse nazioni. Stime della FAA prevedono che entro i prossimi 10 anni i voli spaziali potrebbero trasportare tra i 500 e i 4000 turisti-astronauti nello spazio, il che vorrebbe dire che nella migliore delle ipotesi il numero di lanci all'anno potrebbe aggirarsi intorno al migliaio. I concept odierni di navette per turismo spaziale seguono la direzione tracciata da Virgin Galactic, ovvero lo sviluppo di navette riutilizzabili per viaggi suborbitali dette Suborbital Reusable Vehicles (SRVs).

Gli SRVs sono sostanzialmente dei piccoli velivoli in grado di effettuare un volo fino a quote comprese tra i 100 e i 160 Km di altezza, rimanendo per 5 / 7 minuti in assenza di gravità atterrando in seguito ad un volo veleggiato. Tali veicoli sono propulsi da motori a razzo di medie dimensioni con spinte fino a 600KN. La tecnologia più utilizzata in questo ambito è l'endoreattore ibrido, che è in grado di fornire caratteristiche di sicurezza e regolazione della spinta necessarie a missioni di questo tipo. Il lavoro presente concentrerà pertanto l'attenzione su questa tipologia di motori a razzo che per la loro versatilità potranno in futuro essere adottati anche per missioni di allunaggio o di trasporto di piccoli payload in orbite LEO.

1.1 Motivazioni

La realizzazione di endoreattori ibridi di grandi dimensioni presenta sostanzialmente 2 grossi tipi di problematiche, la prima legata alle instabilità dinamiche del sistema motore (linee di alimentazione, testata d'iniezione, e combustione) e la seconda legata ai ritardi nei transitori di ignizione trhotting ed estinzione [3].

La piena comprensione di queste problematiche può essere affrontata per via sperimentale o numerica. L'approccio sperimentale richiede una comprensione di base dei fenomeni fisici coinvolti e la disponibilità ad ottenere prove rappresentative dei fenomeni di combustione. Il grosso limite dei test sperimentali effettuati su combustori di piccole dimensioni è legato alla difficile scalabilità delle misurazioni effettuate. I test su piccoli motori sono comunque in grado di indagare aspetti molto importanti al fine di caratterizzare formulazioni di combustibile, ed apprendere meglio struttura e comportamento del complesso fenomeno della combustione ibrida. Va da sé che indagini su motori in scala 1:1 rappresenterebbero l'ottimo per la valutazione delle caratteristiche di funzionamento del motore, ma come in tutte le

applicazioni di questo tipo i costi proibitivi di una prova dal vero ne limitano il numero e le confinano alle sole fasi terminali del progetto del sistema propulsivo.

L'approccio numerico al problema richiede una quasi completa comprensione dei fenomeni di aerotermochimica che prendono vita all'interno di un motore ibrido. Inoltre richiede la conoscenza dei metodi di discretizzazione numerica, dei modelli messi a disposizione da ambienti di calcolo già esistenti, ed una corposa base di dati sperimentali per validazione successiva dei modelli. A fronte di queste difficoltà le simulazioni numeriche, una volta validati i modelli fisici con dati sperimentali disponibili, possono portare a prevedere il comportamento di motori di grosse dimensioni, al costo di qualche giorno/macchina.

Numerosi modelli per il calcolo delle combustioni ibride sono stati messi a punto da importanti nomi del settore da Marxmann a Karabeyoglu. Il codice HybridFOAM realizzato presso SPLab del Politecnico di Milano da F.Maggi e G.Gariani, si pone come possibile strumento utile alla previsione del comportamento instazionario della combustione ibrida. Il codice HybridFOAM è stato sviluppato a partire dalle librerie messe a disposizione dell'ambiente opensource OpenFOAM (Open Field Operation And Manipulation). La capacità di svolgere simulazioni complete di una combustione con strato limite turbolento e reagente in condizioni transitorie è la peculiarità di questo codice di calcolo.

L'indagine dei transitori di combustione in HF² e dell'influenza di alcuni parametri sui ritardi termici e fluidodinamici saranno oggetto del presente lavoro. Ci si avvarrà quindi delle simulazioni numeriche per predire trend caratteristici dei transitori di combustione in funzione di alcune proprietà delle formulazioni chimico-fisiche del combustibile.

1.2 Obiettivi

Lo scopo del lavoro sarà quello di arrivare a comprendere meglio i fenomeni coinvolti all'interno della combustione ibrida in condizioni transitorie. L'analisi dei ritardi dovuti all'inerzia termica della fase solida rispetto a quella gassosa, e la variazione di questo con parametri caratteristici del combustibile come possono essere la sua conducibilità termica, o la sua energia d'attivazione.

L'indagine verrà condotta interamente mediante simulazioni numeriche con il codice di calcolo HybridFOAM, che tramite la mediazione alla Reynolds delle equazioni di Navier Stokes (RANS), un modello di cinetica chimica

²La sigla HF nel testo sta ad indicare il codice di calcolo HybridFOAM.

a 6 reazioni, un modello $k-\epsilon$ per la turbolenza, e un modello per la radiazione saranno in grado di fornirci istante per istante l'andamento delle varie quantità termo-fluidodinamiche, nella fase gassosa e all'interno del combustibile solido.

Per giungere agli obiettivi sopracitati si procederà per passi. Ognuno di questi step sarà necessario al consolidamento di un modello consistente in grado di rappresentare correttamente fenomeni transitori. E' utile fare presente che il codice di calcolo implementa già un modello non stazionario, ma che la validità dei risultati fuori dalle condizioni di regime non era mai stata provata fino ad oggi. Sarà scopo di questo lavoro assicurare che il funzionamento del codice fuori dalle condizioni di regime sia congruente con la fisica in atto. In sintesi si procederà come segue:

1. In prima istanza sarà necessario mettere a punto un modello geometrico e quindi definire una mesh per un caso di riferimento di cui siano presenti dati sperimentali. Il modello numerico sarà da confrontarsi con l'apparato sperimentale SLab dell'SPlab.
2. In secondo luogo sarà necessario andare a verificare se i vari modelli numerici utilizzati siano validi e quali siano i limiti di utilizzo.
3. Come terzo punto si vorrà capire come il software risenta, in fase di combustione a regime, della modifica di alcuni parametri e se tali trend trovino spiegazione fisica.
4. Ultimo sarà messa a punto una campagna di simulazioni forzate tenendo conto della natura fortemente non lineare del problema. Si troveranno quindi opportune storie temporali per poter cogliere la risposta transitoria del sistema in condizioni nominali.
5. Tali prove verranno poi ripetute parametrizzate rispetto a caratteristiche quali conducibilità termica e energia di attivazione.

1.3 Piano di Presentazione

Il lavoro di tesi in questione sarà articolato da una panoramica generale sulla propulsione a razzo ibrida Capitolo2, dove verranno presentate le punte di diamante del settore e le possibili applicazioni; al termine del capitolo verrà esposta una breve panoramica sui modelli numerici per i calcoli di combustioni ibride. Nel terzo capitolo sarà discussa la fisica dei fenomeni coinvolti in una fiamma di diffusione con strato limite soffiato com'è quella del motore ibrido, verranno esposti dettagli impiantistici e configurazioni presenti ad

oggi di combustibili/ossidanti. Seguirà una rassegna bibliografica dei modelli di combustione dei più famosi autori in ambito di propulsione ibrida. Nel capitolo quarto si entrerà nel merito del codice HybridFOAM, l'algoritmo, i metodi numerici utilizzati e la modellazione del problema. Nel capitolo 5 si presenteranno tutte le analisi in stazionario del codice atte al miglioramento, verifica di funzionalità e comprensione della sensibilità del codice da alcuni parametri. Il capitolo sei sarà il fulcro della trattazione dove si esporranno modalità operative, la matrice della sperimentazione numerica, e i risultati in transitori del sistema al variare di alcuni parametri. Il capitolo settimo tratterà dei risultati ottenuti in precedenza ed esporrà andamenti dedotti dalle risposte al throttling, e della possibilità di generalizzazioni a cui si prestano i risultati ottenuti. L'ultima sezione sarà dedicata alla sintesi del lavoro svolto e ai possibili sviluppi di HybridFOAM.

Capitolo 2

Propulsione a razzo ibrida

L'endoreattore ibrido detto anche Hybrid Rocket Motor, nasce dal compromesso propulsivo tra gli endoreattori liquidi e solidi. La configurazione risulta molto semplice: un serbatoio per il liquido, una camera di combustione che ospiti il reagente solido, una valvola tra il primo serbatoio e il secondo, e un'ugello convergente-divergente.

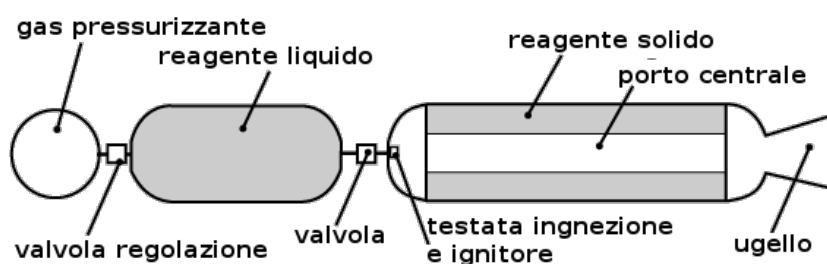


Figura 2.1: *Rappresentazione schematica di un endoreattore ibrido.*

I due reagenti ossidante e combustibile risultano quindi fisicamente separati e si trovano in fasi differenti.

Si è parlato di reagenti in maniera del tutto generale poiché è possibile che il combustibile sia in fase solida oppure liquida. La distinzione che generalmente viene fatta è tra ibrido diretto o inverso. Per convenzione l'ibrido diretto è quello con combustibile in fase solida ed ossidante in fase liquida, mentre per ibrido inverso si intende il contrario. I motori ibridi più diffusi sono quelli diretti. Il principio di funzionamento è molto semplice: l'ossidante, una volta aperta la valvola del serbatoio pressurizzato fluisce all'interno della camera di combustione attraverso il porto centrale del combustibile. Avviata la combustione si instaura una fiamma diffusiva in prossimità dello strato limite della superficie del combustibile. Il calore emesso dalla superficie di fiamma porta a vaporizzare il combustibile, che quindi ritorna ad alimentare

la fiamma. I gas caldi accelerano verso la post-camera di combustione dove si cerca di portare a termine le reazioni chimiche e poi vengono accelerati attraverso un ugello convergente-divergente.

Nel prossimo paragrafo sarà presentata una breve panoramica storica della propulsione ibrida, dagli albori ad oggi.

2.1 Cenni storici

Il concetto di propulsione ibrida non è qualcosa di recente, possiamo ritrovarne le radici nel 1933 quando i russi Korolev e Tikhonravov lanciarono il razzo GRID-09. Il composto da loro utilizzato era formato da colophonium, una resina naturale, che veniva disciolta in una sostanza benzenica e fatta risolidificare su una struttura a rete metallica. Il risultato era un blocco solido di combustibile su cui veniva fatto fluire dell'ossigeno ad alta pressione. Nelle decadi successive molti esperimenti furono condotti, furono testati a fuoco decine di motori con le più disparate composizioni dal carbone/ossigeno fino a composti a base di gomme. La prima indagine veramente scientifica in materia è da attribuirsi a H. Bartel e W. Rannie. Il loro lavoro presso il Jet Propulsion Laboratory NASA di Pasadena, si concentrò sullo studio della struttura di fiamma tra grafite e aria. Anche se la loro indagine era finalizzata al progetto di motori ramjet, i loro studi furono utili a comprendere quali fenomeni partecipavano in una combustione che avveniva tra un flusso incanalato di ossidante ed un combustibile solido. Nell'ambito di un progetto NASA degli anni '60 si era studiata la possibilità di utilizzare questa tipologia di motori, sfruttando come combustibile, materiali organici di scarto dalle stazioni orbitanti. L'idea sembrava molto accattivante, ma non prese piede a causa della difficile riproducibilità delle proprietà chimiche del combustibile a partire da generici scarti organici e non. Tra gli anni '60 e i primi anni '90 una serie di progetti furono avviati e completati con successo nell'ambito dello sviluppo di razzi ibridi. Enti come UTC, Beech Aircraft, o la US.Navy furono protagonisti dello sviluppo di missili e droni bersaglio, che sfruttavano le potenzialità di regolazione della spinta e lunghi tempi di combustione (fase sustainer) necessari per tali applicazioni. In Europa si assistette a diversi progetti, uno tra tutti quello portato avanti dall'ONERA in collaborazione con la francese SNECMA e la svedese Volvo le cui energie portarono a 10 lanci di successo di missili sonda tra il '64 e il '67 in grado di raggiungere quote di 100Km. Tali sistemi utilizzavano una miscela ipergolica ad alta pressione che investiva in camera di combustione un combustibile a base di cianacrilato.

Tornando agli USA , bisognerà attendere la metà degli anni '90 per vedere nascere e svilupparsi il progetto della Enviromental Aeroscience Corp che sviluppò e lanciò con successo 3 razzi sonda per scopi metereologici capaci di trasportare 30 kG di strumentazione a 36 Km di altezza. Un grande passo fu segnato poichè i loro razzi utilizzavano come combustibile HTPB e come ossidante il protossido d'azoto, combinazione ancora oggi in uso.

2.1.1 Turismo spaziale e non solo, l'accesso allo spazio nell'era moderna

Nell'era moderna lo studio di soluzioni ibride come buon compromesso tra sicurezza-prestazioni e costi, ha portato alla nascita di decine di programmi in tutto il mondo. Un passo importante è stato segnato dalla Virgin Galactic che concorrendo al concorso Ansari-X prize realizzando il concept vincente di un veicolo riutilizzabile per voli turistici suborbitali, lo Space Ship One. Il turismo spaziale ha inizio negli anni '80 ma già si prevedono futuri sviluppi e ingenti investimenti in tale ambito danno motivo di credere che alberghi spaziali e viaggi lunari diverranno presto materia di discussione scientifica. Come documenta l'apertura della NASA alle agenzie private il futuro è sicuramente più privatizzato. Si conta che in america oltre 30 compagnie private siano nate e stiano concorrendo ad appalti governativi per voli commerciali spaziali e non solo. In questo fermento nuove realtà si stanno sviluppando ma un altro aspetto interessante è rilevabile. Il fatto stesso che compagnie private impieghino risorse per giungere in breve tempo a risultati come rendezvous con la ISS (vedi progetti Space-X e Boeing) o viaggi suborbitali porta delle costrizioni temporali limitanti. La ragione stessa di non essere un ente come NASA, come Know-How e struttura, porta spesso tali compagnie ad utilizzare tecnologie ben consolidate. In rari casi si assiste a sviluppi veramente innovativi. Ma questo è del resto il percorso storico dell'aeronautica e dell'astronautica, che a obiettivi ambiziosi ha sempre dovuto correlare ampi margini di sicurezza. Questo è senz'altro uno dei motivi che ha destato maggiore interesse per tecnologie come quella ibrida, che nel lento ma progressivo guadagno in termine di prestazioni non ha perso le sue caratteristiche di sicurezza.

Recenti programmi come il Commercial Orbital Transportation Services (COTS) avviato dalla NASA, hanno stanziato oltre 700 milioni di \$ per la costruzione di navette utili al trasporto di crew o materiale verso la ISS. A causa di questi investimenti 19 compagnie private operanti nell'ambito aerospaziale hanno cominciato a sviluppare i loro concept. Tra queste ci sono Boeing, Orbital Sciences Corporation , Space-X e altre non da meno come LockHeed Martin.

2.1.2 Stato dell'arte degli endoreattori ibridi

Ad oggi i migliori sistemi propulsivi basati su combustione ibrida sono frutto di alcune delle competizioni internazionali come l'Ansari X-Prize o di progetti di enti governativi. Tra i propulsori per razzi sonda va sicuramente ricordato il lavoro svolto dalla società AMROC americana, che ha sviluppato il più potente sistema ibrido $LO_2 - HTPB$ che vanta una spinta da 1.13 MN. I sistemi propulsivi ibridi più maturi per navette sono sicuramente quelli realizzati dalla Sierra Nevada Corporation. La Sierra Nevada Corporation nasce nel 1999 dall'acquisizione della Space Dev che solo un anno prima aveva acquistato tutti i disegni, brevetti e diritti intellettuali di oltre 200 test a fuoco effettuati dalla American Rocket Company. La Sierra Nevada è stata la produttrice del motore ibrido per lo Space Ship One, ed oggi produce il propulsore RocketMotorTwo un endoreattore ibrido che funziona con la combinazione $HTPB/N_2O$ capace di sviluppare 270KN di spinta. Tale motore sarà il propulsore a spinta regolabile dello Space Ship Two (vedi figura 2.2,a). Un simile sistema è quello che motorizzerà il Dream Chaser, navetta portata in quota da un lanciatore Atlas V, con sistema ibrido autonomo e capace di raggiungere la ISS trasportando 7 astronauti e capace di rientrare autonomamente (vedi figura 2.2,b). Sul versante europeo vale la pena citare la Copenhagen Suborbitals, una vera e propria compagnia spaziale no-profit che dal 2008 ha messo a punto diversi design di capsule e lanciatori per voli suborbitali umani. La Suborbitals utilizza come propulsori motori a razzo ibridi a base di resine epossidiche e perossido d'azoto.



(a) Virgin Galactic Space Ship Two



(b) Sierra Nevada Corp. Dream Chaser

Figura 2.2: *Due esempi di Reusable Vehicle che sfruttano la propulsione ibrida*



Figura 2.3: *HATV Endoreattore ibrido della Copenhagen Suborbitals, con 220 mm diametro produce una spinta 12 kN*



Figura 2.4: *Sierra Nevada Corporation, Dream Chaeser Hybrid Rocket Motor Test*

2.2 Punti di forza e campi d'applicazione

La propulsione termochimica a razzo è ancora oggi la tecnologia più utilizzata per il lancio di vettori nello spazio. Grandi passi sono stati fatti dall'inizio del secolo scorso, e ad oggi sia la propulsione solida (Solid Rocket Motors) sia quella liquida (Liquid Rocket Engines), hanno raggiunto livelli di efficienza dei processi termo-fluidodinamici vicini all'unità. Nuovi campi di ricerca hanno cominciato a prendere piede negli ultimi anni, dai combustibili gellificati al concept di ibridi inversi criogenici. I propulsori a reazione oggi

presenti sul mercato, come già accennato, presentano prestazioni elevatissime. Gli impulsi specifici degli endoreattori termochimici variano tra i 250 e i 370s, fatto salvo le coppie criogeniche $LH_2 - LOX$ e $F - LOX$, e alcuni combustibili HDM (High Density Matter), i cui impulsi specifici raggiungono e superano i 500s.

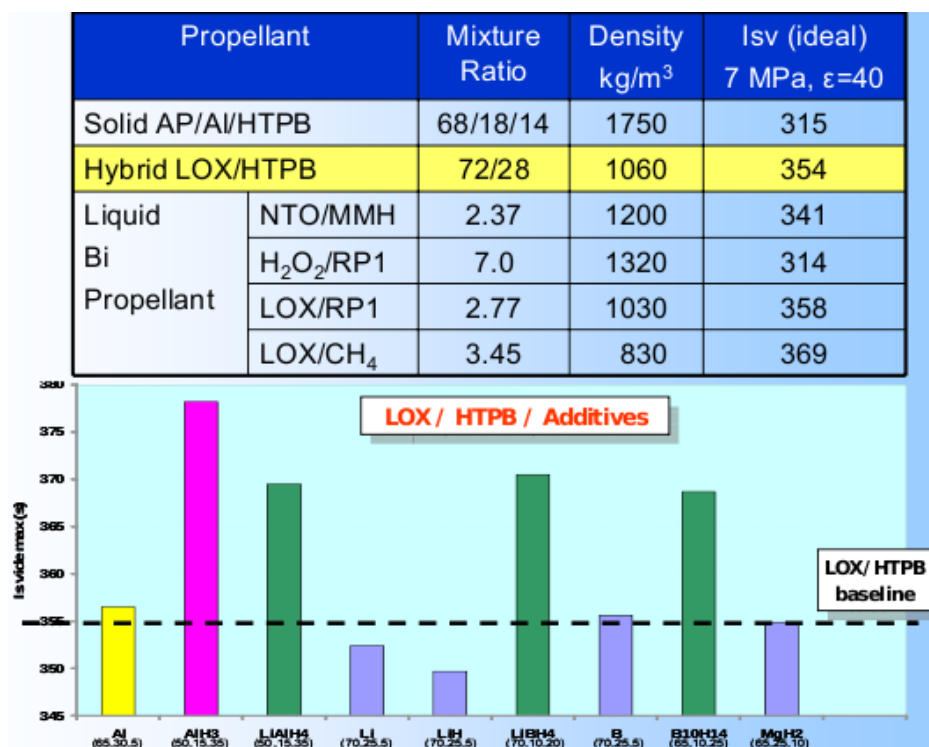


Figura 2.5: Impulsi specifici a confronto per diverse tipologie di endoreattori e coppie di combustibile-comburente.

L'impulso specifico ponderale quantifica il rapporto tra l'unità di spinta generata a livello del mare e la massa di combustibile consumata per generarla. Tale rapporto risulta essere vantaggioso per gli endoreattori ibridi, che in linea teorica possono avvicinarsi alle prestazioni della coppia $LOX - RP1$ ancora molto utilizzata nei LRE come ad esempio nei vari lanciatori Falcon, e primo stadio di Atlas.

Oltre a questo motivo, molteplici aspetti portano a considerare la propulsione ibrida come un buon compromesso propulsivo:

- capacità di regolazione della spinta fino a livelli di 1:8 (provata da UTC);
- buone caratteristiche di sicurezza: il combustibile può essere inerte, e la coppia combustibile ossidante risiedono in due diversi serbatoi;

- impulsi specifici elevati;
- relativa semplicità impiantistica.

Un'ulteriore vantaggio è dato dalla possibilità di poter modificare con discreta facilità la composizione del combustibile e degli additivi metallici tipo nAl, Mg, B .

2.2.1 Campi di applicazione

Le possibili applicazioni a cui si presta un endoreattore ibrido possono essere molto diverse. La semplicità impiantistica e la capacità di poterne regolare la spinta mediante l'apertura di una semplice servovalvola, gli garantisce estrema flessibilità.

- booster per grossi lanciatori;
- propulsori per navette di turismo spaziale;
- motori a spinta regolabile per droni-bersaglio;
- motori per razzi sonda;
- motori per cambio di orbita;
- Lunar/Mars landers.

Si è prima discusso del successo ottenuto nel campo del turismo spaziale, ma è da notare che altre applicazioni sono possibili. Nel 1987 L.R.Zurawsky & D.C. Rapp presentano alla NASA uno studio di fattibilità per sostituire i SSRB booster solidi dello Space Shuttle, con due equivalenti ibridi [6]. Gli ingombri sarebbero stati leggermente maggiorati, ma i guadagni in termini economici sarebbero stati notevoli, a fronte di prestazioni leggermente inferiori ai boosters originali. La possibilità di utilizzo si estende anche a piccoli velivoli senza pilota come il Firebolt Target Drone realizzato dalla Systems Division della UTC. In queste applicazioni la capacità di effettuare voli propulsi in modalità Sustainer (basse spinte per tempi lunghi) è una peculiarità della propulsione ibrida. Razzi sonda come il Dolphin della Starstrack poi acquisita da AMROC, hanno comprovato la possibilità di realizzare lanciatori con spinte molto elevate e con costi molto competitivi. La semplicità impiantistica, potrebbe aprire a nuovi campi come lunar landers o per missioni anche su altri pianeti. Prevedendo un ugello regolabile, e alloggiando i serbatoi dell'ossidante attorno al case della camera di combustione, sarebbe possibile realizzare moduli per atterraggio e decollo in pieno stile LEM. L'ampiezza degli intervalli di throttling permetterebbero un utilizzo per questo tipo di applicazioni.

2.2.2 Peculiarità della propulsione ibrida

Per la natura della combustione che si sviluppa all'interno di un motore ibrido e per le tipologie di combustibili utilizzati i motori ibridi sono suscettibili di ampie indagini e margini di miglioramento. Anticipiamo che nella combustione dell'ibrido la fiamma che si genera è di tipo diffusivo, quindi strutturalmente differente da quelle premiscelate degli endoreattori solidi e liquidi. Si parlerà più avanti del fenomeno del Blowing che è il soffiaggio di massa dalla superficie solida. Tale fenomeno ha l'effetto di rallentare il flusso di calore verso la superficie solida, riducendone quindi la velocità di vaporizzazione. Le più importanti sfide tecniche che la propulsione ibrida si trova ad affrontare sono [7]:

- basse velocità di regressione, soprattutto per le convenzionali composizioni;
- costi elevati degli ossidanti $LO_2 - F_2 \dots$;
- problema O/F shift, ovvero della variazione del rapporto di miscela con l'avanzare della combustione;
- studio delle instabilità bassa frequenza;
- studio dei comportamenti in transitorio.

Un rinnovato interesse nel campo sta concentrando le forze di numerosi ricercatori ed agenzie private. Il problema delle basse velocità di regressione ha portato allo studio di molteplici configurazioni come quella proposta da Lockheed con una configurazione di grano perforato a 43 porti. Innumerevoli combinazioni di combustibili-ossidanti sono state testate per innalzare le velocità. Una particolare propensione all'additivazione con particelle di materiali energizzanti ha permesso l'analisi di combustibili solidi delle più disparate tipologie. Per tale ragione sono stati impiegati anche combustibili liquefanti come le paraffine. Sul fronte delle oscillazioni di pressione rimangono tuttora non ben compresi i fenomeni di instabilità di bassa frequenza all'interno di tali motori. Le principali cause sono legate alla chimica del problema, alle linee di alimentazione e geometria di pre e post camera e testata d'ignizione giocano un ruolo importante. Notevole rilievo rivestono le indagini sulla risposta del motore ibrido alla variazione della portata, al fine di regolare la spinta. Il grosso problema dell'inerzia termica che introduce ritardi di risposta, e il ruolo che giocano rispetto a questo le proprietà termochimiche del combustibile saranno in parte affrontate in questo lavoro. Questi ultimi due problemi sono sicuramente i più complessi, sia in termini

di tempo che di conoscenza dei fenomeni coinvolti. Importanti strumenti come la simulazione numerica potrebbero indirizzare gli studi futuri, indicando quali caratteristiche chimiche del propellente / ossidante siano importanti nell'aumento delle prestazioni e quali meno. Nel paragrafo a seguire verranno pertanto elencati alcuni dei modelli per la simulazione numerica ad oggi utilizzati.

2.3 Dettagli costruttivi sugli endoreattori ibridi

Entrando più nello specifico se osserviamo la figura 2.1, prendiamo come esempio una classico ibrido in configurazione diretta ad esempio con la coppia $LO_2/HTPB$. Possiamo osservare i seguenti componenti all'interno di un endoreattore ibrido:

1. sistema di pressurizzazione;
2. valvola di regolazione primaria;
3. serbatoio dell'ossidante;
4. valvola della testata di iniezione;
5. testata d'iniezione, e ignitore;
6. camera di combustione e combustibile solido;
7. porto centrale;
8. ugello.

2.3.1 Sistema di pressurizzazione

Vedendo il sistema rappresentato in figura è possibile intuire che siano possibili differenti configurazioni. Una prima differenziazione si può fare per la tecnica di immissione dell'ossidante in camera di combustione. A differenza dei grossi endoreattori a propellente liquido monopropellenti, o bi-prop, per la propulsione ibrida, l'utilizzo di turbopompe non essendo necessarie altissime portate, resta ancora poco usata. Le configurazioni in assoluto più utilizzate sono quindi la pressurizzazione diretta del serbatoio dell'ossidante mediante un gas inerte tipo elio oppure quella che sfrutta serbatoi pressurizzanti separati contenenti CO_2 o gas simili. Il primo vantaggio di quest'ultima

soluzione è di possedere un doppio controllo sulle pressioni. L'altro vantaggio di tale sistema risiede in una riduzione degli ingombri, potendo alloggiare più serbatoi sferici di dimensioni differenti anche nell'ogiva del lanciatore. L'utilizzo di serbatoi sferici permette di raggiungere pressioni molto elevate.

2.3.2 Ossidanti per endoreattori ibridi

La scelta dell'ossidante è un argomento molto importante nello studio del sistema ibrido. Tale componente avrà ricadute sia sulle prestazioni di combustione ma allo stesso modo sulle scelte impiantistiche. Se ad esempio avremo un ossidante criogenico come LOX sarà necessario una struttura in grado di resistere oltre agli sforzi di pressione anche alle bassissime temperature. Basti pensare che generalmente un composto criogenico come LOX viene mantenuto a temperature di -180°C . Offriremo a seguire una breve panoramica delle varie famiglie di ossidanti e in seguito alcune indicazioni di merito che hanno condotto a preferirne alcuni nella propulsione ibrida. Possiamo fare una prima suddivisione tra ossidanti monocomponente o miscele di ossidanti. I monocomponenti li potremo dividere in solidi, liquidi e gassosi. La scelta negli endoreattori ibridi ricade spesso su liquidi storable o in alcuni casi su gas ad alta pressione. Gli ossidanti solidi vengono utilizzati per ibridi inversi, o in alcune rarissime eccezioni composti nel grano combustibile (scelta in controtendenza alle idee alla base dell'ibrido).

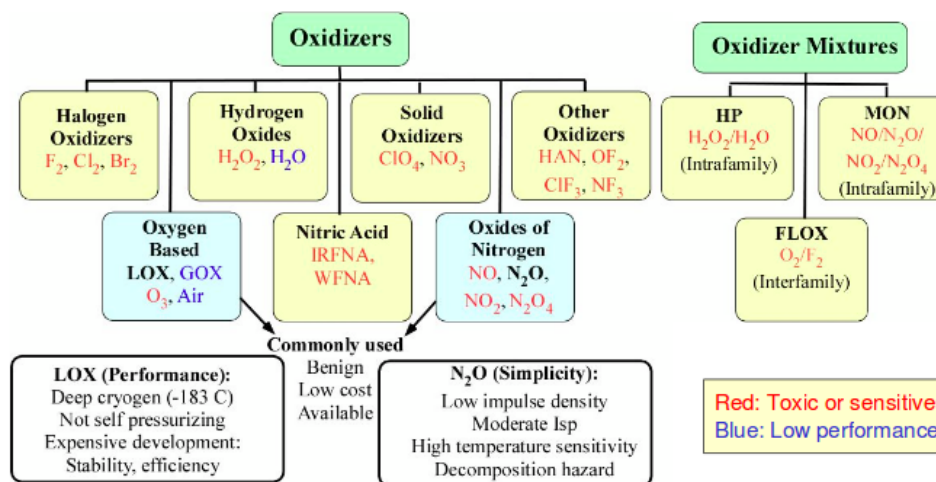


Figura 2.6: Schema riassuntivo tipologie di ossidanti.

A loro volta gli ossidanti monocomponente potranno essere divisi per famiglie dagli Ossidi Alogeni come F_2, Cl_2, Br_2 fino ad arrivare ai composti a base di Acido Citrico IRFNA, WFNA. I tipi di ossidanti più utilizzati per

endoreattori ibridi sono ossigeno liquido LOX, gassoso GOX, e a volte anche aria. Un'altra tipologia molto consolidata è quella degli ossidi di azoto come il protossido di azoto N_2O , peraltro utilizzato sia nello Space Ship One, che in molti lanciatori sonda. Ciò che fa preferire molto spesso il protossido d'azoto all'ossigeno sono le seguenti ragioni:

- autopressurizzante, liquido a 20°C e 50 atm;
- reazione di decomposizione N_2O fortemente esotermica;
- minori emissioni inquinanti.

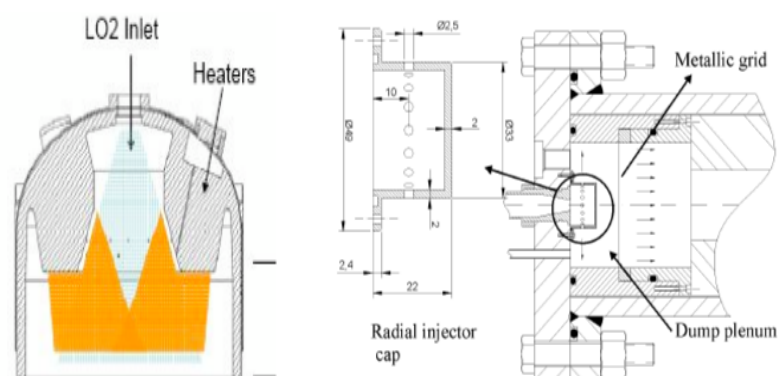
Per contro la reazione di decomposizione del protossido essendo fortemente esotermica può diventare difficilmente controllabile nella testata d'iniezione. A testimonianza di questo fatto si ricordi il tragico incidente del 2007 occorso durante uno dei test della Virgin Galactic, proprio durante le prove della testata d'iniezione.

Altre tipologie di ossidanti fortemente reattivi vengono impiegati come ad esempio il perossido d'idrogeno H_2O_2 generalmente bruciato con materiali come cianacrilato, o composti di resine. Ciononostante, gli ossidanti di questo tipo risultano molto tossici e la loro forte reattività gioca a discapito della sicurezza, aspetto vincente della propulsione ibrida.

2.3.3 Testata d'iniezione

Una delle componenti più delicate dal punto di vista progettuale è il sistema di iniezione dell'ossidante in camera di combustione. Il sistema di iniezione è composto da una valvola che separa i due serbatoi e permette la regolazione della portata di ossidante, e da una testa di iniezione. La valvola di iniezione è generalmente una servovalvola attuata elettricamente e regolata tramite input di apertura e retroazione su misure di pressione in camera di combustione. La testata d'iniezione può assumere le più disparate configurazioni. Lo studio di questo componente è strettamente legato alla forma della pre-camera di combustione e alla forma delle perforazioni nel grano combustibile. Sarà molto importante prevedere zone di ricircolo, possibilità di iniezione swirlata o metodologie di impinging dei vari getti. Lo studio della testata va correlato ad un'attenta analisi preliminare delle instabilità di combustione. Bisognerà pertanto evitare l'instaurarsi di oscillazioni fluidodinamiche nella zona iniziale della camera di combustione. L'ignitore è il componente che permette l'accensione del motore. Le tipologie di ingitori sono sostanzialmente quelle utilizzate nei comuni motori a razzo e si differenziano in ignitori pirogeni e pirotecnici. Nelle applicazioni di laboratorio

vengono spesso utilizzate soluzioni più semplici come fili in Nichel incandescenti in grado di fornire un quantitativo adeguato alla vaporizzazione del combustibile e alla generazione di un nucleo di fiamma. Un componente non menzionato in precedenza sono i cosiddetti Heaters, o surriscaldatori, che sono generalmente fasci laser o flussi ad alta temperatura di altri liquidi molto reattivi (vedi figura 2.7(a)). L'AMROC decise di adottare l'iniezione in testata di (TEA) Triethylalluminio, un composto liquido fortemente reagente che porta al surriscaldamento e vaporizzazione dell'ossidante una volta a contatto.



(a) Testata d'iniezione con surriscaldatori

(b) Testata ad iniezione radiale

2.3.4 Configurazione del grano

In configurazione convenzionale il grano, termine acquisito dalla propulsione a razzo solida, sta ad indicare il volume del combustibile. Il foro o porto centrale del grano può essere composto da una a molte perforazioni (fig:2.7). Le perforazioni lungo la cordianta longilinea al motore devono essere studiate in funzione della superficie che si vuole mantenere esposta alla fiamma. In linea teorica essendo una delle limitazioni principali dell'ibrido la sua bassa velocità di regressione, la tendenza è quella di massimizzare la superficie esposta.

La scelta del numero di perforazioni, della loro geometria e quindi della sezione esposta alla combustione andrà selezionata opportunamente al fine di ottenere combustioni stabili. Questo porta spesso alla scelta di perforazioni multiple in quanto limitano le sezioni nei porti in cui fluisce il gas. Essendo le strutture delle cavità ridotte in diametro diminuirà la possibilità dell'instaurarsi di oscillazioni di bassa frequenza, molto pericolose per questi tipi di motori. L'aumento del numero di porti implica alcune complicazioni tecniche al fine di garantire una buona resistenza strutturale del grano. La

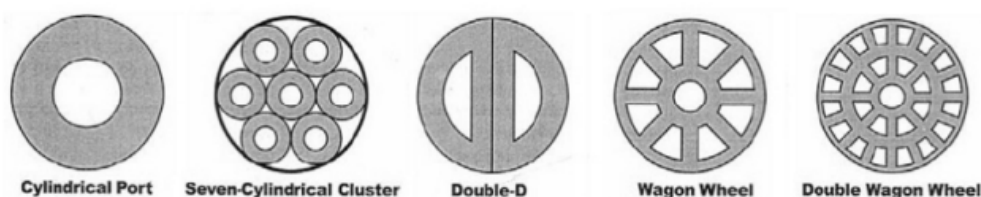


Figura 2.7: *Panoramica di alcune tipologie tipiche di perforazioni per combustibili HRM*

rigidezza del combustibile è tipicamente bassa trattandosi nella maggioranza dei casi di HTPB, magari additivato o da altri materiali plastici. Trattandosi di gomme in molti casi necessitano di rinforzi strutturali interni come piastre metalliche, in composito o reti. Tali componenti portano ad un aggravio delle masse inerti e di grano incombusto che possono raggiungere fino al 10% del peso totale del combustibile.

2.3.5 Combustibili per endoreattori ibridi

Già dagli albori Thiokol individuò nei materiali plastici una possibile classe di combustibili. La ragione sostanziale della sua scelta risiede nella struttura polimerica della resina che utilizzò. La naturale evoluzione fu identificata in materiali plastici dei più disparati tipi tra cui anche leganti come HTPB, o materiali HDM high density materials. La scelta dei materiali combustibili per endoreattori ibridi deve essere fatta coerentemente con i pregi della propulsione ibrida e quindi:

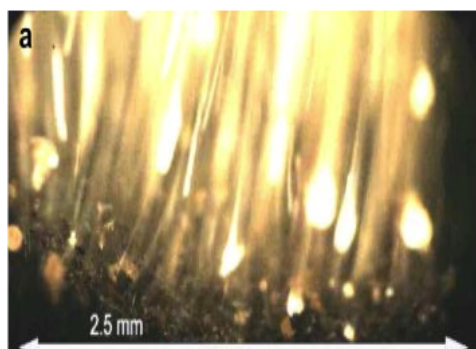
- sicurezza: scelta di materiali difficilmente innescabili senza un grande apporto di energia;
- rispetto dell'ambiente: si prediligeranno materiali in grado di completare il più possibile le reazioni di combustione;
- economicità: è uno delle principali potenziali di un propulsore ibrido.

Dati questi obiettivi, le scelte si orienteranno su materiali non esplosivi, composti o monocomponente, con alti calori specifici, entalpie di vaporizzazione più basse possibile, e buona resistenza strutturale. Negli anni è andata quindi affermandosi la scelta di materiali come PVC, PLEXIGLASS, resine epossidiche e gomme, materie di facile reperimento e dai costi relativamente bassi. Un'altra classe di combustibili molto in voga è quella dei combustibili

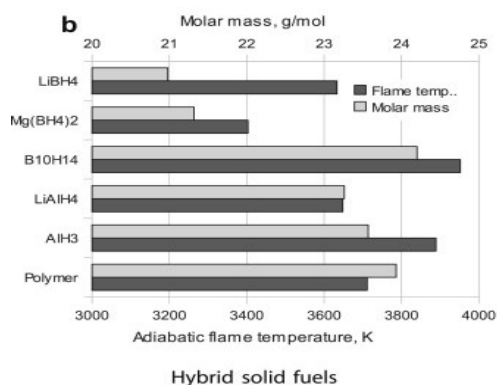
liquefanti, che sfruttando il fenomeno dell'entraînement aumentano notevolmente le velocità di regressione. Quello che accomuna maggiormente tali materiali plastici e cere, è che a temperatura ambiente si mantengono allo stato solido, ma esiste una certa temperatura o una fase della preparazione nella quale si presentano in fase liquida. Questo comune comportamento è molto apprezzato poichè permette l'inclusione in fase di preparazione con altre sostanze e si prestano molto bene all'additivazione con polveri metalliche come alluminio *Al* boro *B*, magnesio *Mg*, litio *Li* o altri metalli idrogenati come l'idruro di magnesio, boro o titanio. Le polveri metalliche vengono impiegate poichè hanno la peculiarità di rilasciare un grande quantitativo di energia durante le reazioni di ossidoriduzione. Una buona parte del contributo del flusso termico proveniente dalla combustione dei metalli è di tipo radiativo. Un primo effetto benefico è legato al fatto che le polveri metalliche sono molto energetiche e quindi aumentando la T_f temperatura di fiamma, aumentano l'impulso specifico [8], [9]. Se guardiamo la seguente relazione per l'impulso specifico ponderale :

$$I_{sp} \propto \sqrt{\frac{T_f}{M_m}} \quad (2.1)$$

si nota una dipendenza inversamente proporzionale dalla massa molare gas, che includendo particelle solide potrebbe crescere. Possiamo osservare come per una base HTPB additivata con polveri metalliche [10], la temperatura adiabatica di fiamma e la massa molare del gas si modifichino (vedi figura:2.8(b)).



(a) Dettaglio di combustione HTPB con particolato di alluminio micrometrico



(b) Temperature adiabatiche di fiamma e massa molare media per combustibili ibridi polimerici additivati con idruri metallici

Un altro problema è legato alle temperature di fusione dei metalli, a parità di materiale più il diametro delle particelle è piccolo più la temperatura

di fusione risulta bassa. Tale comportamento va oculatamente monitorato poichè essendo la fiamma dell'ibrido una fiamma di diffusione si potrebbe incorrere in parziale combustione o non combustione delle particelle solide che sottraendo troppa energia, ma non sufficiente alla loro combustione si presentino allo scarico avendo sottratto energia ma non combuste.

Altri materiali che vengono utilizzati sono composti idro organici come RDX ed HMX. In conclusione possiamo affermare che in linea teorica qualsiasi materiale inerte capace di rilasciare in maniera veloce grandi quantitativi di energia in una fiamma diffusiva è un buon combustibile per endoreattori ibridi. Le osservazioni sperimentali mostrano che le più alte prestazioni si ottengono con polimeri additivati con polveri metalliche o idruri di metallo di diametri micro o nanometrici. Si trova che combustibili liquefanti quali le paraffine hanno velocità di regressione molto superiori a quelle dei polimeri grazie al fenomeno dell'entraînement. Paraffine additivate mostrano velocità di regressione anche del 400% superiori alla base HTPB ma resta tutt'oggi parzialmente irrisolto il problema legato alla loro bassissima resistenza strutturale.

Capitolo 3

Fisica dell'endoreattore ibrido

La combustione in un endoreattore ibrido è un fenomeno che racchiude in sé una molteplicità di fenomeni fisici intercorrelati. Quando si parla di combustione ibrida si fa quindi riferimento ad una struttura di fiamma di diffusione che si sviluppa generalmente in uno strato limite turbolento e reagente. Nel seguente capitolo sarà discussa la fenomenologia coinvolta in questo tipo di combustione e verranno presentati i modelli matematici che meglio si prestano alla determinazione del parametro principale, ovvero la velocità di regressione del combustibile. Sarà poi posta l'attenzione sui modelli in grado di predire il comportamento transitorio della combustione.

3.1 Principi di funzionamento dell'endoreattore ibrido

Il meccanismo di combustione che si instaura in un endoreattore ibrido è schematizzabile con la seguente successione di fenomeni. Un flusso di ossidante scorre in direzione parallela alla superficie solida del combustibile. Una volta fornita una sufficiente quantità di energia in grado di gassificare localmente il combustibile si creerà un primo nucleo di fiamma che trascinato dalla corrente asintotica, darà vita alla fiamma diffusiva. La fiamma si stabilizzerà all'interno dello strato limite fluidodinamico e cederà calore alla superficie solida. Il calore assorbito dalla superficie porterà a pirolizzare il combustibile che nel suo moto convettivo intercetterà la zona dove si trovano condizioni stechiometriche e sostenterà nuovamente la fiamma.

$$r_f = aG_o^n \quad (3.1)$$

Il parametro che maggiormente influenzerà la velocità di regressione è la portata specifica di immissione dell'ossidante G_o che è calcolata dalla divi-

sione della portata di ossidante per la sezione del porto centrale. Valori tipici saranno $a \simeq 0.2$ e $n \simeq 0.8$. Quello che balza subito all'occhio è che se l'area del porto cresce con il consumarsi progressivo del combustibile la portata specifica aumenterà. Dal punto di vista analitico per ottenere una velocità di regressione costante bisognerà avere che il fattore esponenziale annulli la crescita a denominatore del modulo dell'area di combustione. E' facilmente dimostrabile che il valore che ci consente di ottenere una combustione di tipo neutro è per $n = 0.5$. Leggi semplici come quelle sopra saranno descrittive del fenomeno all'interno di certi intervalli di pressioni, e portate ed alcune esprimeranno meglio di altre comportamenti per combustibili differenti. Si tenga quindi presente che i numeri a, n verranno via via valutati da prove sperimentali. Altri parametri come la pressione avranno effetto sulla velocità di regressione ma tali dipendenze saranno discusse più avanti.

3.1.1 La fiamma di diffusione turbolenta

Con il nome fiamma descriveremo la sottile zona superiore ed inferiore dove la specie del combustibile incrocia l'ossidante nel rapporto di miscela stechiometrico.



Figura 3.1: *Fiamma set-up sperimentale ibrido Plexiglass/ GOx . Da notare il regime fortemente turbolento nel porto centrale*

La fiamma diffusiva ha uno spessore finito ed è situata all'interno dello strato limite nel quale delimita due zone distinte. La zona superiore alla fiamma è la zona ricca in ossidante dove la temperatura dei gas si avvicina a quella della corrente asintotica. La zona sottostante la superficie di fiamma è ricca in combustibile.

3.1.2 Bilancio termico in superficie

Come già accennato il motore della combustione è il flusso di calore che di ritorno dalla fiamma investe la superficie solida e porta alla gassificazione

del combustibile solido. A causa della pirolisi del solido vi sarà immissione di massa nello strato limite che sarà quindi uno strato limite soffiato, tale fenomeno viene definito *Blowing*.

Per meglio comprendere il fenomeno della combustione è possibile scrivere un bilancio termico sulla superficie del combustibile a partire dalla schematizzazione in figura 3.2.

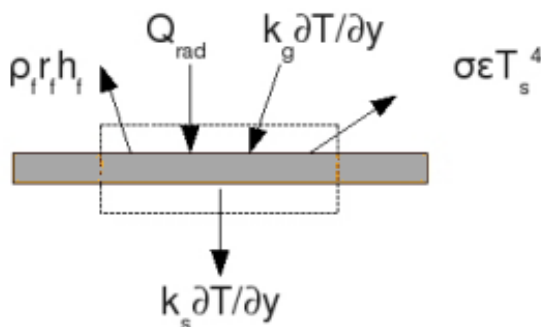


Figura 3.2: *Bilancio termico sulla superficie del combustibile solido*

Il bilancio termico può quindi essere scritto come segue:

$$Q_{rad} + k_g \frac{\partial T}{\partial y} = k_s \frac{\partial T}{\partial y} + \rho_f r_f h_f + \sigma \epsilon T^4 \quad (3.2)$$

dove abbiamo che Q_{rad} è la radiazione emessa dalla superficie di fiamma, $\sigma \epsilon T^4$ è la radiazione emessa dalla superficie solida in funzione della sua temperatura, $k_g \frac{\partial T}{\partial y}$ è il flusso termico convettivo dalla fiamma alla superficie, $k_s \frac{\partial T}{\partial y}$ rappresenta il flusso termico assorbito per conduzione dal solido e $\rho_f r_f h_f$ è l'energia legata all'entalpia di pirolisi del solido.

L'immissione di massa nello strato limite ne aumenterà lo spessore e avrà un effetto di bloccaggio per il calore di ritorno dalla fiamma.

3.1.3 Il blowing e il fenomeno dell'entrainment

E' stato accennato in precedenza che lo strato limite che si sviluppa in una fiamma ibrida è di tipo soffiato. Il termine Blowing sta ad indicare proprio il soffiaggio di combustibile che vaporizzando entra nello strato limite per poi reagire in combustione. Il blowing è la causa dominante dell'instabilizzazione dello strato limite e del suo passaggio a regime turbolento. Di fatto l'immissione di massa in direzione perpendicolare alla corrente ha l'effetto di un gradino che porta ad instabilizzare la vena fluida in prossimità

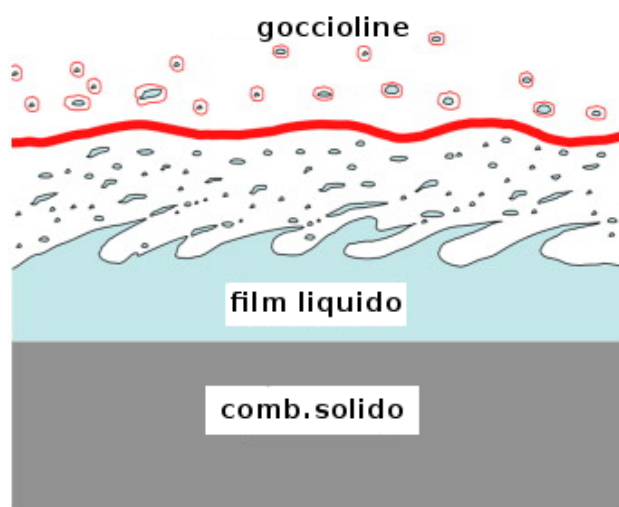


Figura 3.3: *Rappresentazione schematica del fenomeno dell'entrainment. Le goccioline di combustibile liquefatto si distaccano dalle increspature superficiali.*

della superficie. Un altro fenomeno che è possibile osservare per alcuni tipi di combustibile è quello dell'entrainment che letteralmente è traducibile come trascinamento. E' un fenomeno che si presenta maggiormente in combustibili che invece di sublimare hanno una fase transitoria liquida come gli idrocarburi. Per via della cessione di calore al combustibile da parte della fiamma si crea un film liquido in superficie. La superficie liquida in parte gassificherà, e in parte sarà soggetta al fenomeno del distacco di goccioline che per convezione verranno trascinate verso la zona di fiamma. Alcune di queste gocce brucieranno prima di raggiungere la zona di fiamma mentre altre potranno attraversarla più volte prima di consumarsi. Gli sforzi di taglio che si generano sulla superficie liquida portano ad instabilizzare il film generando dei corrugamenti. Tali corrugamenti saranno quindi soggetti a due forze la prima è la risultante degli sforzi viscosi, la seconda è l'integrale della risultante degli sforzi di pressione lungo la superficie terza ovvero la tensione superficiale. Quando gli sforzi d'attrito superficiali superano in modulo la tensione superficiale, e il flusso di calore è insufficiente a portare ad evaporazione il volumetto, esso si distacca dalla superficie formando una gocciolina di spray. Nei modelli proposti in letteratura la combustione di tali goccioline verrà trattata come quella degli spray tipici dei motori a combustione interna diesel. Nell'immagine 3.3 è visibile una rappresentazione di tale fenomeno. L'entrainment ha il vantaggio di aumentare la velocità di regressione poichè oltre alla vaporizzazione si ha separazione di gocce che nel complesso aumentano il flusso di massa verso la fase gassosa.

3.2 Modello di combustione di Marxman

Nello studio della struttura della combustione di un endoreattore ibrido, sono state formulate diverse teorie. La teoria presentata da Marxman e Gilbert nel 1962 [11] è molto valida per combustibili non metallizzati o con metalli in bassissime percentuali. Marxman individua innanzitutto la fiamma come un sottile velo che suddivide due regioni, quella superiore dove si mescolano gas combusti ed ossidante freddo mentre la zona posta inferiormente ricca in combustibile e prodotti di reazione. Prima di addentrarci nelle con-

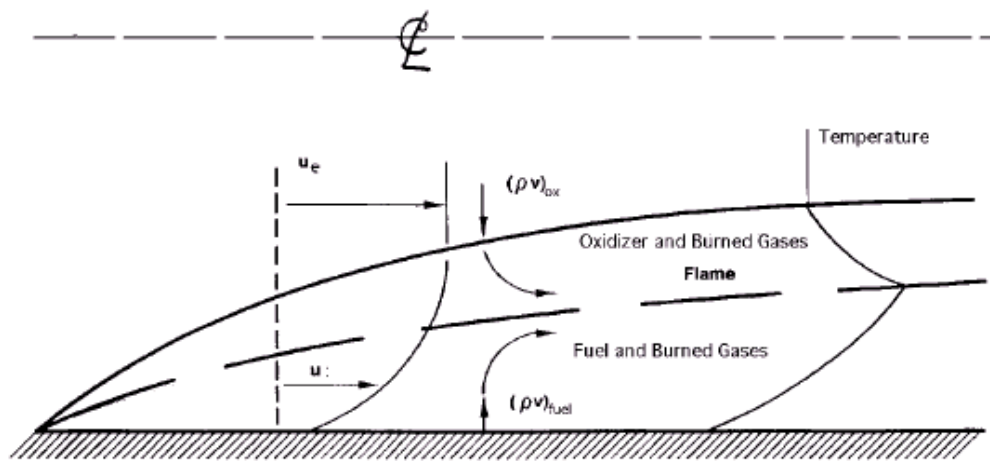


Figura 3.4: Rappresentazione schematica di una fiamma di diffusione con strato limite soffiato. Notare che si possono distinguere due zone sopra e sotto la superficie di fiamma: la prima ricca in ossidante, mentre la seconda ricca in combustibile. u_e è la velocità dell'ossidante fuori dallo strato limite.

siderazioni teoriche elenchiamo alcuni numeri adimensionali che in seguito torneranno utili:

Assunzioni e ipotesi semplificative

Il modello di Marxman prevede:

1. che il flusso termico sia solo conduttivo;
2. uno strato limite turbolento lungo tutta la superficie a causa dell'effetto instabilizzante dell'iniezione di combustibile dalla superficie;

$Nu_x = \frac{h}{k_g x}$	Nusselt	=	$\frac{\text{flusso convettivo}}{\text{flusso conduttivo}}$
$Re_x = \frac{\rho_e u_e x}{\mu}$	Reynolds	=	$\frac{\text{forze d'inerzia}}{\text{forze viscosi}}$
$Pr = \frac{c_p \mu}{k_g}$	Prandtl	=	$\frac{\text{diffusione q.tà di moto}}{\text{diffusione energia}}$
$Sc = \frac{\mu}{\rho D}$	Schmidt	=	$\frac{\text{diff. q.tà di moto}}{\text{diff. materia}}$
$Le = \frac{k}{D}$	Lewis	=	$\frac{\text{diff. energia}}{\text{diff. materia}}$
$St = \frac{\dot{q}_{g,s}}{\rho_e u_e \Delta h}$	Stanton	=	$\frac{\text{flusso termico}}{\text{entalpia assorbita}}$
$C_f = \frac{\tau_w}{1/2 \rho_e u_e^2}$	Coeff. attrito	=	$\frac{\text{sforzi viscosi}}{\text{pressione dinamica}}$

3. l'analogia di Reynolds : trasporto di energia e momento della quantità di moto dello stesso ordine di grandezza;
4. il profilo di velocità non è influenzato dall'immissione di massa nello strato limite;

La prima assunzione porta a semplificare la relazione dello scambio termico alla superficie del combustibile. Venendo considerato il solo flusso convettivo in arrivo dalla fiamma per il sostentamento della combustione il bilancio superficiale si riduce a :

$$k_g \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} = \dot{Q} = \rho_f r_f \Delta h_f \quad (3.3)$$

Dove \dot{Q} è il flusso di calore che fluisce attraverso la superficie solida, e il prodotto $\rho_f r_f$ è la massa di combustibile che viene immessa nello strato limite per via della regressione. Δh_f è l'entalpia di vaporizzazione del combustibile, che sua volta per un combustibile polimerico come HTPB può essere visto come somma di tre termini

$$\Delta h_f = c_p \Delta T + \Delta h_1 + \Delta h_2 \quad (3.4)$$

Il calore di vaporizzazione è allora la somma del prodotto del calore specifico del combustibile moltiplicato per il gradiente di temperatura, Δh_1 è il calore necessario a rompere i legami polimerici, e Δh_2 è il calore necessario al passaggio di fase da liquido a gassoso.

Assumendo che la diffusività della quantità di moto sia confrontabile con la diffusione della materia in uno strato limite turbolento si ottiene un numero di Schmidt unitario $Sc = 1$. Nel meccanismo di scambio di energia interno allo strato limite, gran parte di questa è scambiata tra strati successivi grazie al passaggio di massa. La diffusione di energia sarà allora confrontabile con la diffusione di massa. Sapendo che il numero di Lewis quantifica proprio il rapporto tra queste grandezze si avrà $Le = 1$. A questo punto le ipotesi 2 e 3

esprimono l'analogia di Reynolds dicendo che il rapporto tra il flusso termico nella fase gassosa e l'entalpia assorbita dalla superficie sarà proporzionale agli sforzi viscosi attraverso il numero di Prandtl:

$$St = \frac{\dot{Q}}{\rho_e u_e \Delta h} Pr^{-2/3} = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3} \quad (3.5)$$

Abbiamo prima detto che il flusso termico è proporzionale al flusso di massa del combustibile che vaporizza per l'energia ad essa associata $\dot{Q} = \rho_f r_f \Delta h_f$. Sarà quindi possibile riscrivere la relazione per la velocità di regressione come segue.

$$r_f = \frac{St \Delta h \rho_e u_e}{2 h_f \rho_f} \quad (3.6)$$

Dove con $\rho_e u_e$ si è indicato il prodotto della densità per il valore di velocità asintotico esterno allo strato limite.

Effetto del blowing sulla velocità di regressione

Lo strato limite che si instaura in una combustione ibrida non è convenzionale poichè vaporizzando il combustibile immette massa nello stesso. Tale condizione di soffiaggio di massa modifica il coefficiente di attrito degli sforzi viscosi a parete. Tale problema è stato ampiamente discusso in ambito aeronautico essendo gli strati limite soffiati già indagati per ottenere ipersostentazioni fluidodinamiche spillando aria dai compressori e reimmettendola nelle ali tramite apposite condotte (vedi F-104). Il soffiaggio entrerà in gioco con l'effetto di diminuzione dei coefficienti di attrito e di scambio termico $C_f/C_{f0}, S_t/S_{t0}$. Se da un lato il soffiaggio ha un effetto benefico rispetto al coefficiente di attrito che diminuendo incrementa lo scambio termico convettivo, dall'altro si assiste ad un effetto di bloccaggio termico dovuto proprio al flusso di massa che dalla superficie si muove verso la fase gassosa. Il flusso di massa si muoverà in direzione opposta al flusso termico, il quale com'è intuibile, sarà diretto dalla fiamma verso la superficie solida. Marxmann e Gilbert osservarono che la diminuzione del coefficiente di attrito e del numero di Stanton erano proporzionali e quindi $C_f/C_{f0} = S_t/S_{t0}$ da qui ricavarono il rapporto in funzione del parametro adimensionale di blowing B . L'espressione semplificata di tale rapporto è riportata di seguito

$$\frac{C_f}{C_{f0}} = \frac{S_t}{S_{t0}} = \left(\frac{\log 1 + B}{B} \right)^{1.088} \quad (3.7)$$

Dal grafico in figura 3.5 è possibile ricavare il trend dell'effetto di bloccaggio all'aumentare del parametro di blowing. Quello a cui si assiste è che ad un

aumento del parametro di blowing si ha una diminuzione del coefficiente di attrito e quindi del coefficiente di scambio termico convettivo.

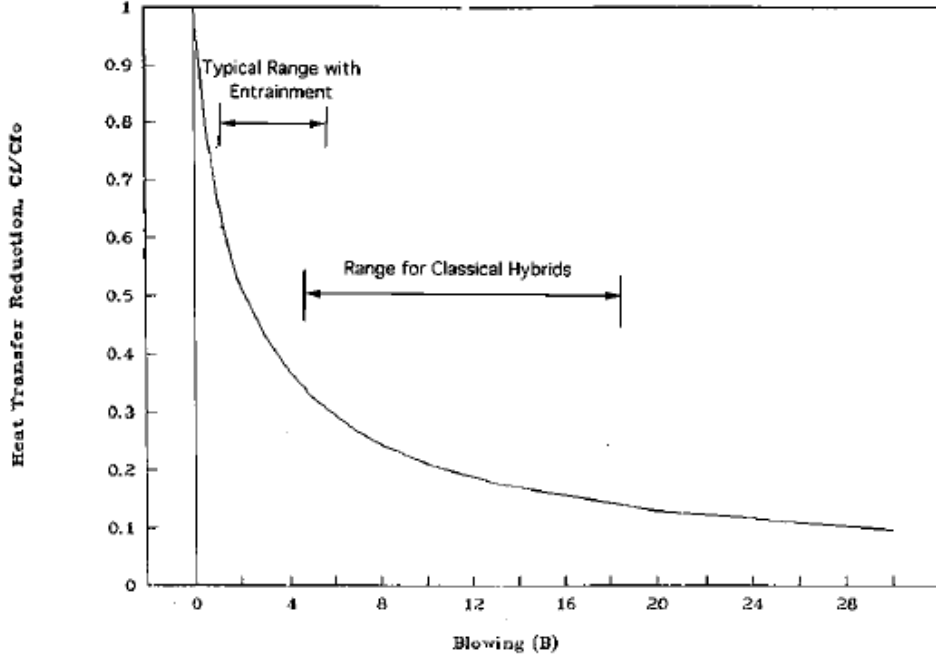


Figura 3.5: Effetto di bloccaggio dovuto al parametro B di blowing, si può notare come ad un aumento di tale parametro segua una diminuzione dell'attrito a parete. Grafici ottenuti da Altman [12]

Dalle osservazioni sperimentali si può quindi rilevare che per valori del parametro di blowing $5 < B < 100$ la legge che rappresenta l'andamento del coefficiente di attrito può essere espressa come

$$\frac{C_f}{C_{f0}} = 1.27B^{-0.77} \quad (3.8)$$

Sapendo che il coefficiente di attrito a parete per una lastra piana in condizioni di strato limite turbolento è esprimibile come $C_f/2 = 0.029Re_x^{-0.2}$ per valori di Reynolds compresi tra $0.5 \cdot 10^5 - 10^7$. Sapendo inoltre che in uno strato limite turbolento la diffusività di quantità di moto è dello stesso ordine di grandezza della diffusione di energia si avrà anche numero di Prandtl unitario $Pr = 1$. A questo punto tornando all'espressione 3.5 e sostituendo quanto trovato possiamo ricavare la formula per la velocità di regressione

$$r_f = Pr^{-2/3} \frac{C_f}{2} \frac{\Delta h}{h_f} \frac{\rho_e u_e}{\rho_f} \approx C_{f0} B^{-0.77} B \frac{\rho_e u_e}{\rho_f} \approx Re_x^{-0.2} B^{0.23} \frac{\rho_e u_e}{\rho_f} \quad (3.9)$$

La portata massica unitaria è esprimibile come il prodotto tra densità e velocità del gas $G = \rho_e u_e$ ed introducendo la definizione di numero di Reynolds e di coefficiente di attrito turbolento, visto in precedenza, giungiamo alla formula per la velocità di regressione scritta in funzione della posizione x (direzione da valle a monte in riferimento alla direzione di iniezione dell'ossidante).

$$r_f = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} B^{0.23} \quad (3.10)$$

Osservando la formulazione ottenuta da Marxman e ricordando che il fattore di blowing altro non è che il rapporto tra la portata in massa di combustibile rispetto a G , possiamo fare alcune considerazioni. Per prima cosa la velocità è condizionata dalla portata specifica di ossidante. Con l'avanzare della combustione tale numero diminuisce poichè la sezione del porto centrale cresce. Quello che si ottiene è che diminuendo il flusso la velocità di regressione diminuisce e questo è osservato anche sperimentalmente. Un secondo aspetto interessante è l'andamento della velocità di regressione lungo il combustibile in direzione x . La relazione 3.10 dice che all'aumentare della x il termine tra parentesi diminuisce e quindi ci si aspetterebbe una diminuzione monotona della velocità di regressione dal bordo d'attacco fino alla sezione terminale del combustibile. Ma tale effetto viene contrastato dalla presenza dello strato limite. Infatti all'aumentare dell'ascissa lo spessore dello strato limite aumenta e crea un'effetto di strizione fluidodinamica che porta ad accelerare il flusso e quindi ad aumentarne la portata specifica G . Esisterà quindi un punto di minimo dove questi due effetti si compenseranno e dopo il quale si assisterà ad un'inversione della curva della velocità di regressione. Concludendo possiamo affermare che la formulazione presentata precedentemente rappresenta bene la velocità di regressione in combustioni ibride con valori di blowing compresi tra 5 e 20 per. Tale legge è valida per formulazioni chimiche di combustibile per cui il contributo delle radiazioni non è troppo rilevante ed è possibile assumere che la termodinamica sia sostanzialmente dominata da conduzione e convezione.

3.2.1 Effetto della radiazione sulla velocità di regressione

La trattazione esposta precedentemente diventa poco adeguata per combustibili che presentino in combustione effetti radiativi rilevanti. E' il caso, ad esempio, dei combustibili idrocarburici come le paraffine dove la formazione di fuligine (con valori di emissività prossimi all'unità) incrementa di molto

il flusso termico radiativo. Un'altra classe di combustibili per i quali non è possibile trascurare l'effetto delle radiazioni sono i combustibili metallizzati.

Marxman e Gilbert proposero quindi un'estensione della teoria per tenere in considerazione l'accoppiamento radiativo/conduittivo:

$$\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{con} = \rho_f r_f \Delta h_f \quad (3.11)$$

Il calore che porta a gassificazione del combustibile si è esteso con il termine radiante. La quota parte di calore assorbito dalla superficie può essere stimato con la legge seguente:

$$\dot{Q}_{rad} = \sigma \epsilon_{sup} (\epsilon_{fl} T_{fl}^4 - T_{sup}^4) \quad (3.12)$$

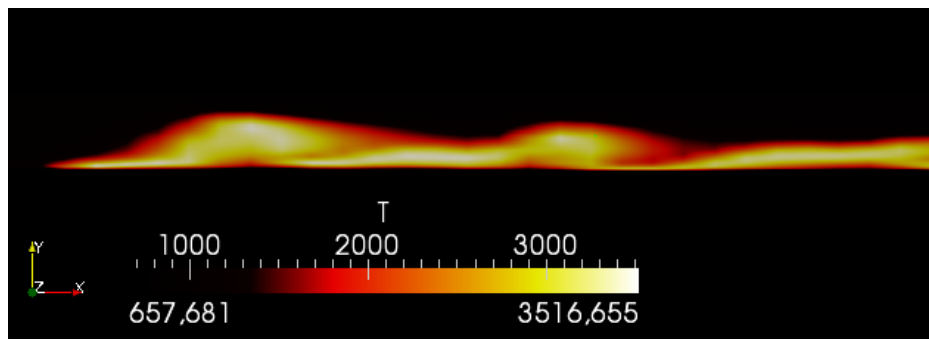
Dove σ è la costante di Stefan Boltzmann $\epsilon_{sup}, \epsilon_{fl}$ sono rispettivamente i coefficienti di emissività del combustibile e della zona di fiamma. Il primo valore di temperatura T_{fl} è la temperatura di fiamma che per un endoreattore ibrido generalmente si aggira attorno ai $3000K$. Essendo molto maggiore delle tipiche temperature di superficie, il secondo termine si può trascurare. La formula proposta in seguito fornisce quindi una stima della velocità di regressione che tiene in considerazione sia effetto radiante che del termine conduittivo.

$$r_f = r_{f,con} \left(\exp \left(0.37 \frac{\dot{Q}_{rad}}{\dot{Q}_{con}} \right) + \frac{\dot{Q}_{rad}}{\dot{Q}_{con}} \right) \quad (3.13)$$

Tramite questa relazione è possibile stimare anche la variazione percentuale della velocità di regressione in funzione del rapporto tra il flusso termico radiante e quello conduittivo. E' interessante notare che in combustibili metallizzati il forte contributo radiante innalza le velocità di regressione. A differenza del solo caso conduittivo il flusso radiante non risente se non in minima parte, dell'effetto del blowing e quindi un aumento diretto del flusso termico radiativo comporta un diretto incremento della velocità di regressione.

Capitolo 4

HybridFOAM



HybridFOAM è un software sviluppato presso l'SPLab del Politecnico di Milano il cui scopo è quello di simulare una combustione ibrida con strato limite turbolento, in presenza di reazioni chimiche e riproducendo anche il fenomeno della radiazione. HF è in grado di risolvere problemi di combustione con modelli di reazioni complessi e anche in regime instazionario. Il software basa le sue fondamenta sulle librerie messe a disposizione da OpenFOAM (Open Field And Manipulation). OpenFOAM è un vastissimo insieme di librerie che permettono di risolvere problemi dei più disparati tipi. I campi di applicazione vanno dalla fluidodinamica, fino alla dinamica strutturale ed anche a modelli statistici per lo studio delle popolazioni. L'OpenSource è concetto che sta alla base di OpenFOAM, e pertanto tutte le librerie scritte in $C++$ sono liberamente disponibili e modificabili. In realtà il linguaggio che utilizza OF è leggermente modificato essendo definiti dei tipi speciali e soprattutto delle metodologie di chiamata alle funzioni particolari. Questo è uno dei molteplici vantaggi della programmazione ad oggetti che è propria di OF e di cui ne riportiamo brevemente le peculiarità:

- incapsulamento;

- polimorfismo;
- ereditarietà.

La programmazione ad oggetti utilizza l'oggetto e le classi come entità principali e sfrutta le tre proprietà sopracitate per poter rendere questi oggetti facilmente estendibili in programmi diversi definendo altre classi derivate dalle prime(ereditarietà). Inoltre la programmazioni Object-Oriented permette di utilizzare lo stesso nome per oggetti che realizzano operazioni differenti a seconda del tipo in ingresso (polimorfismo). L'incapsulamento poi permette la separazione delle classi in parte implementativa e in parte operativa, definendo una gerarchia nella classe tra parte privata (non accessibile) e parte pubblica di cui si può avere accesso e modificarne le proprietà.

Nel seguente capitolo verranno esposti alcuni modelli capaci di simulare combustioni in endoreattori ibridi. Nella sconda parte verrà descritto il codice di calcolo HybridFOAM e verranno mostrate le potenzialità della programmazione ad oggetti e delle librerie della combustione diesel messe a disposizione da OpenFOAM utilizzate anche per il codice in oggetto.

4.1 Modelli numerici per simulazioni di HRM, una panoramica

La combustione all'interno di un endoreattore ibrido è un fenomeno molto complesso che coinvolge molteplici fenomeni dalla termochimica alla fluidodinamica. Bisogna tenere presente che in un processo di combustione tali fenomeni sono tra loro intercorrelati e per tale ragione richiedono una modellazione molto attenta dei vari fenomeni fisici in atto. Scopo del codice di calcolo è la previsione spaziale e temporale delle varie quantità termodinamiche che entrano in gioco. Le reazioni chimiche si attiveranno per calcolare a partire dalle frazioni molari dei reagenti i vari prodotti di reazione, le velocità di queste reazioni dipendono dalle proprietà termodinamiche del fluido. Il computo di tali quantità porterà a saper stimare il flusso termico che investendo la superficie di combustibile solido (nel modello in uso HTPB) ne causerà la vaporizzazione. Successivamente sarà possibile avere una stima dell'andamento nel tempo e lungo il grano, della velocità di regressione del grano. Si pone enfasi sul fatto che nella stima del flusso termico e quindi della temperatura superficiale che porta alla pirolisi del combustibile, un fortissimo peso ha la modellazione dello strato limite. Quello che ci si attende dalle simulazioni numeriche è di essere in grado, tramite l'utilizzo di modelli di turbolenza di modellare lo strato limite, la termodinamica e la chimica, affinché possa con adeguata accuratezza riprodurre quanto misurato nei test

sperimentali. Nei modelli teorici sviluppati, il primo approccio al problema dello strato limite è stato proposto da Marxman che mediante l'analogia di Reynolds propose una correlazione tra l'effetto della presenza dello strato limite e la modifica che apportava nel contributo del flusso termico conduttivo. Ancora Marxman con Altman, e in seguito Chiaverini poposero un'estensione del modello in grado di rappresentare adeguatamente anche il flusso termico radiante. Il salto alla dinamica computazionale è stato segnato da vari autori riportiamo a seguire alcuni dei più noti modelli computazionali nell'ambito della combustione degli endoreattori ibridi.

4.1.1 Modello numerico di Cheng e Farmer

Il modello implementato da Cheng, Farmer e collaboratori nel 1994 [13], fu pensato per simulare la combustione del motore AMROC DM-1 da 250klb di spinta. Il lavoro si estese poi alla simulazione di motori simili a questo. Il codice da loro implementato risolve con un metodo alle differenze finite le equazioni ellittiche della fluidodinamica. Nello specifico il codice da loro messo a punto FDNS code implementa un modello delle equazioni di Navier Stokes mediate alla Reynolds dette anche RANS. L'approccio FDNS concettualmente utilizza un approccio Lagrangiano per la discretizzazione delle particelle di combustibile che si distaccano dalla superficie per poi vaporizzare. Mentre per la fase gassosa l'approccio utilizzato è di tipo Euleriano.

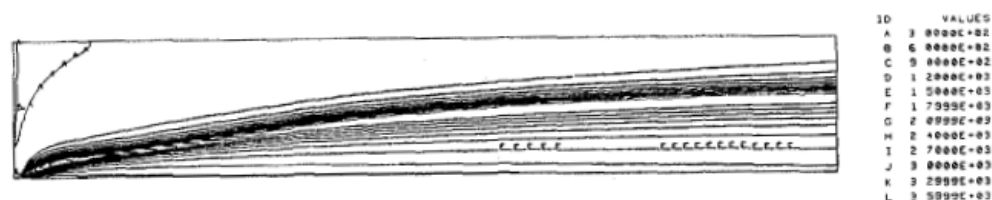


Figure 4 Temperature Contours of a Simple Port (*K, GOX, Chemistry Model #2, Temperature Correction)

Figura 4.1: *Profilo di temperature della combustione ibrida risultanti dal modello computazionale di Cheng.*

Per la turbolenza viene utilizzato un modello $k-\epsilon$ con le sue due equazioni di chiusura. Per le reazioni chimiche vengono utilizzati due modelli con reazioni chimiche a step finiti che si attivano a seconda dell'energia in gioco. Per la stima della pirolisi del combustibile viene utilizzato un modello semi-empirico che utilizza i dati provenienti dai fire-test dell' AMROC. Il loro codice di calcolo è in grado di predire il flusso 3D all'interno di un motore completo.

4.1.2 Modello numerico di Lin e Chiu

Alla base del modello implementato da Lin e Chiu presso l'università di Taiwan nel 1995 sta un approccio Euleriano Euleriano. Euleriano sia per la fase gassosa che per le droplet che si separano dalla superficie solida. Il codice risolve le equazioni della q.t.a di moto, del momento della q.tà di moto, dell'energia con schemi numerici alle differenze finite e per la turbolenza adotta anch'esso un modello $k - \epsilon$ [17]

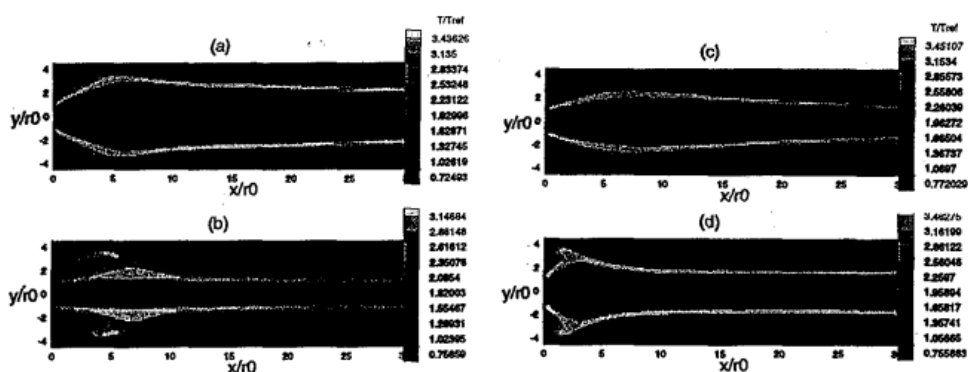


Fig. 9 temperature contours, (a) reference state, (b) effect of $D_{30,0}$ increasing, (c) effect of \dot{m}_{ox} decreasing, (d) effect of α_0 increasing.

Figura 4.2: Esempi di profili di temperatura ottenibili dal modello computazionale di Lin e Chiu.

Il modello da loro implementato è in grado di simulare l'andamento di tutte le quantità termodinamiche in fase gassosa e da queste determinare la velocità di reazione mediante un modello di gassificazione semplificato.

4.1.3 Modello di Serin e Gogus

Per il calcolo della combustione ibrida Serin e Gogus [16] decisero di utilizzare un codice numerico commerciale CFD-ACE in grado di risolvere le equazioni di Navier Stokes. Il modello da loro implementato è in grado di risolvere oltre alle equazioni del moto del fluido, il modello di pirolisi del combustibile, e un modello $k - \epsilon$ per la turbolenza, e un modello multifase per il calcolo della combustione della nube di droplets. Include inoltre la risoluzione di un modello di reazioni chimiche, scambio di calore con presenza di termine radiante. Un particolare codice da loro messo a punto è in grado di restituire l'andamento delle velocità di regressione media lungo la superficie.

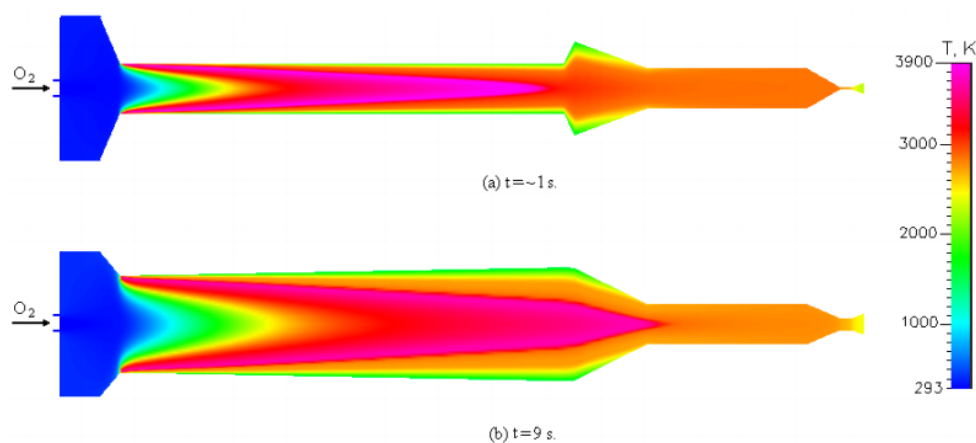


Figura 4.3: Esempi di profili di temperatura ottenibili dal modello computazionale Serin e Gogus, basato su CFD-ACE

I dati per la validazione del codice sono stati raccolti da test sperimentali condotti nel laboratorio High Pressure Combustion Laboratory (PSU-HPCL) della Pennsylvania State University. Il modello è inoltre in grado di simulare condizioni di iniezione di combustibile con swirl e l'espansione del flusso in un ugello gasdinamico.

I modelli trattati non vogliono essere esaustivi di tutto il panorama dei modelli di combustione, ma espongono filosofie differenti di approccio al medesimo problema. Lavori di rilievo sono stati svolti da numerosi autori tra cui ricordiamo il codice 2-D messo a punto da Sankaran [18] utili a valutazioni su problemi di scalatura dei motori. A conclusione si possono evidenziare alcune criticità legate ai modelli numerici utilizzati. Per quanto concerne la combustione in un endoreattore ibrido, il grosso scarto tra i modelli semplificati e l'approccio CFD sta in una più veritiera interpretazione dell'influenza

dello stato limite turbolento. Il grosso vantaggio fornito dalla modellazione numerica è quello di poter predire con un certo grado di accuratezza come il flusso termico di ritorno dalla fiamma sia ostruito dal flusso di massa. Il computo corretto delle quantità fluidodinamiche nello strato limite turbolento e reagente porta ad una stima più completa dei coefficienti di scambio termico, in modo da poter correttamente calcolare flusso termico che porta a pirolisi il combustibile.

4.2 Modello di combustione ibrida in HF

Il modello di combustione ibrida messo a punto nel SpLab del Politecnico di Milano [20], [21] si basa sul codice open source OpenFOAM. Il codice HybridFOAM è in grado di predire la struttura di una fiamma ibrida 2D instazionaria calcolando il flusso di calore responsabile della pirolisi del combustibile e tramite un codice ad-hoc la velocità di regressione del combustibile lungo la superficie. Il codice HF risolve le equazioni mediate di Navier Stokes, un modello di strato limite $k-\epsilon$ con equazioni di chiusura di Launder Sharma per la turbolenza, un modello di cinetica chimica a 6 reazioni ed un modello P1 per la radiazione. Il software è in grado di predire il comportamento di una fiamma sia in regime stazionario che in regime transitorio, fornendo in uno speciale formato la storia temporale della velocità di regressione. Il modello in questione rappresenta la combustione di HTPB in ossigeno gassoso. A seguire verranno presentate le equazioni che reggono la fisica del problema, i modelli numerici utilizzati per risolverle e infine la modellazione delle condizioni al contorno e iniziali per la geometria SLab¹.

4.2.1 Equazioni di governo

Il dominio di calcolo è separato in due sottodomini quello della fase gassosa e quello della fase solida. Per la fase gassosa verranno risolte le equazioni della fluidodinamica delle reazioni chimiche. Nella fase solida sarà risolta l'equazione di conduzione del calore. L'interazione tra le due regioni che d'ora in poi chiameremo Regione1 e Regione2, è regolata dal bilancio termico alla superficie del combustibile.

¹SLab è la geometria composta da una camera di combustione con basetta di combustibile piana. Viene utilizzata in molti studi sperimentali per indagare la struttura di fiamma ibrida. La configurazione SLab è implementata in due linee sperimentali dell'SPlab del Politecnico di Milano.

Equazioni della fase gassosa *Region1*

Nel dominio gassoso verranno risolte le equazioni di Navier Stokes mediate alla Reynolds. Il tipico set di equazioni RANS per un fluido viscoso con reazioni chimiche è composto da: equazione di conservazione della massa, della q.tà di moto, delle specie chimiche, dell'energia. Inoltre il tutto dovrà essere corredato con delle equazioni di chiusura per la stima del tensore degli sforzi turbolenti, e un modello di chiusura per le equazioni delle specie chimiche.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i}{\partial x_j} = - \frac{\partial \widetilde{\bar{\rho} u_j'' u_i''}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + \bar{F}_i \quad (4.2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_k}{\partial x_j} = - \frac{\partial \widetilde{\bar{\rho} u_j'' Y_k''}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{L}_j^k}{\partial x_j} + \bar{w}_k \quad (4.3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h}_t}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h}_t}{\partial x_j} = - \frac{\partial \widetilde{\bar{\rho} u_j'' h_t''}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{L}_j^h + u_i \tau_{ij})}{\partial x_j} + u_j F_j + \dot{Q}_{rad} \quad (4.4)$$

Le due equazioni di chiusura per l'equazione della conservazione della quantità di moto, quella per il tensore degli sforzi viscosi:

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \quad (4.5)$$

e quella per il prodotto incrociato delle fluttuazioni delle velocità:

$$- \widetilde{\bar{\rho} u_j'' u_i''} = - \frac{2}{3} \bar{\rho} k + \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) \quad (4.6)$$

Dove il coefficiente di viscosità turbolenta μ_t viene stimato mediante l'utilizzo o del modello $k - \epsilon$ o mediante il modello di Launder Sharma. In ogni caso la viscosità turbolenta che è un artificio fluidodinamico è una quantità che viene calcolata a partire da quantità significative nel problema della turbolenza. In genere le quantità che vengono usate sono l'energia cinetica turbolenta k e la funzione di dissipazione turbolenta ϵ . L'energia cinetica turbolenta è la media delle fluttuazioni delle velocità nelle tre direzioni. Le due quantità sono legate da una costante alla viscosità turbolenta. La costante C_μ è definita numericamente nel modello $k - \epsilon$ a seconda del regime di moto.

$$\mu_t = C_\mu \bar{\rho} \frac{k^2}{\epsilon} \quad (4.7)$$

I termini di chiusura per l'equazione delle specie chimiche dipendono dalla viscosità, dalla viscosità turbolenta calcolata in precedenza, e dal coefficiente di diffusività di massa D_k . Il termine sorgente \bar{w}_k delle reazioni chimiche andrà calcolato a partire da un modello di reazioni chimiche e sarà definito da una velocità di reazione per ognuna delle specie che compaiono nella combustione.

$$L_j^k = -\frac{\mu}{S_{ck}} \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \quad (4.8)$$

$$\widetilde{\bar{\rho} u_j'' Y_k''} = -\frac{\mu_t}{S_{ck}} \frac{\partial \tilde{Y}_k}{\partial x_j} \quad (4.9)$$

$$S_{ck} = \frac{\mu}{\rho D_k} \quad (4.10)$$

Le equazioni di chiusura dell'equazione dell'energia vengono espressi in funzione dei due gruppi adimensionali Pr Prandtl e S_c Schmidt.

$$L_j^h = -\frac{\mu}{Pr} \left(\frac{\partial h}{\partial x_j} + \sum_{k=1}^N \left(\frac{Pr}{S_{ck} - 1} \right) k_k \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \right) \quad (4.11)$$

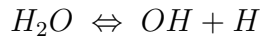
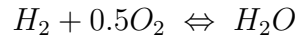
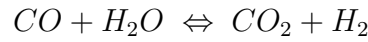
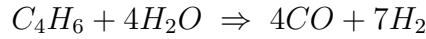
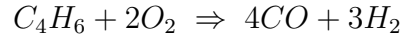
$$\widetilde{\bar{\rho} u_j'' T''} = -\frac{\mu_t}{Pr} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} \quad (4.12)$$

Il termine legato alla radiazione dell'equazione dell'energia, dovrebbe tenere conto dell'energia irradiata verso la superficie e quella assorbita da ogni volume di fluido. Il computo corretto della quota parte di radiazione emessa e assorbita dovrebbe tenere in considerazione i fattori di vista tra le superfici e quindi il calcolo diviene anche numericamente molto oneroso. Nel paragrafo sul modello numerico per la radiazione verranno esposti i dettagli metodologici atti a modellare il contributo radiante \dot{Q}_{rad} che compare nell'equazione dell'energia.

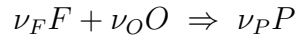
Equazioni della combustione in fase gassosa

La combustione nella fase gassosa è il meccanismo che determina la velocità di generazione e di scomparsa delle varie specie chimiche. Sarà quindi necessario contemplare un modello di reazioni in grado di rappresentare la cinetica chimica. Le equazioni di conservazione della massa saranno espresse mediante formule di reazione chimica. Una corretta rappresentazione della

cinetica chimica richiede l'utilizzo di numerosi step di reazione. Partendo da semplici reagenti, nel processo di reazione possono venirsi a creare differenti specie chimiche come i radicali che innalzano di molto le temperature in gioco e le velocità di reazione. Il modello di cinetica chimica utilizzato in HybridFOAM è un modello a 6 reazioni è un modello globale e non tiene in considerazione la dissociazione di tutte le specie.



Elencate le reazioni chimiche, le velocità con cui si comporranno le specie in avanti o all'indietro determinerà il termine sorgente \bar{w}_k . Per fare questo faremo riferimento ad una generica reazione di ossidoriduzione:



Spalding, propose di utilizzare una relazione che legasse la velocità di reazione alla frazione delle specie ma non nella forma classica di Arrhenius:

$$\bar{w}_k = -C_w \bar{\rho} \sqrt{k} \left| \frac{\partial \tilde{Y}_F}{\partial r} \right| \quad (4.13)$$

Riscrivendo l'equazione delle specie come:

$$\tilde{Y}_{OF} = \left[\tilde{Y}_O - \left(\frac{\nu_O W_O}{\nu_F W_F} \tilde{Y}_F \right) \right] \quad (4.14)$$

Sostituendo quindi quest'ultima relazione nell'equazione precedente il problema in \tilde{Y}_F è diventato lineare. L'equazione per il calcolo della frazione molare dei prodotti di reazione può essere calcolata sapendo che $\tilde{Y}_P = 1 - \tilde{Y}_O - \tilde{Y}_F$.

Equazioni della fase solida *Region2*

All'interno della fase solida (combustibile) viene risolta l'equazione di Fourier per la conduzione del calore. Le quantità che prenderemo in considerazione sono la densità del combustibile ρ_f la costante di conducibilità termica del solido k_s e il suo calore specifico C_s .

$$\frac{\partial T_s}{\partial t} - \frac{k_s}{\rho_f C_p} \nabla^2 T_s = 0 \quad (4.15)$$

Interfaccia tra Fase solida e Gassosa

All'interfaccia tra la fase solida *Regione2* e quella gassosa *Regione1* viene calcolato il bilancio termico per il flusso di calore. Supponendo che in un istante infinitesimo il calore in arrivo dalla fase gassosa e il calore uscente da quella solida, siano equilibrati, la differenza tra i due dev'essere nulla. E' quindi possibile formulare quanto detto come segue:

$$q = \left(k_g \frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0^+} + G_w - \left(k_s \frac{\partial T_s}{\partial y} \right)_{y=0^-} - \rho_f r_f h_f - \epsilon_s \sigma T_s^4 = 0 \quad (4.16)$$

Dove il primo termine è il flusso termico conduttivo nella fase gas adiacente alla superficie solida, G_w è il contributo radiante incidente sulla fase solida, il terzo termine è il flusso di calore scambiato per convezione nella fase solida. L'ultimo termine rappresenta il contributo termico radiante in arrivo dalla fase gassosa. Il calore necessario a portare a pirolisi il combustibile è rappresentato dal contributo $\rho_f r_f h_f$ dove la velocità di regressione è calcolata come la velocità con cui gassifica il combustibile che come riportato in letteratura [24], [25], [26] segue l'andamento della legge di Arrhenius:

$$r_f = A e^{-\frac{E_a}{RT_s}} \quad (4.17)$$

La gassificazione del combustibile introduce massa nella fase gassosa, tale contributo dev'essere tenuto in considerazione nel bilancio di massa che dovrà essere aggiornato ad ogni ciclo iterativo come segue

$$\rho u = \rho_f r_f \quad (4.18)$$

4.2.2 Modelli numerici utilizzati

Modello ai volumi finiti per la risoluzione delle equazioni differenziali

Esistono differenti metodi per la discretizzazione delle equazioni differenziali della dinamica dei fluidi. Si va dai metodi alle differenze finite, ai volumi finiti fino ai metodi agli elementi finiti. La stragrande maggioranza dei codici numerici per la CFD si avvalgono della discretizzazione ai volumi finiti. I volumi finiti hanno come base una suddivisione del dominio di calcolo in poligoni che vanno a definire la griglia di calcolo. La variante rispetto ai metodi alle differenze finite, risiede nel fatto che la risoluzione delle equazioni avviene non sui nodi, ma nei punti di controllo. I punti di controllo dei volumi finiti coincidono con il baricentro geometrico del volume stesso. Il FVM (Finite Volume Method) prevede che le equazioni differenziali indefinite vengano trasformate in equazioni integro differenziali ove vengano suddivisi i contributi di superficie da quelli di volume.

In OpenFOAM questo procedimento è nascosto, anche se è possibile selezionare i particolari schemi di risoluzione degli integrali come Simpson o metodi di integrazione basati su interpolazioni polinomiali lineari quadratici tipo upwind. Si prenda ad esempio l'equazione differenziale seguente:

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} \mathbf{u} - \nabla \cdot \mu \nabla \mathbf{u} = -\nabla p \quad (4.19)$$

sfruttando i comandi di OpenFOAM si potrebbe risolvere come segue:
solve

```
(
  fvm::ddt(rho, u)
  + fvm::div(phi, u)
  - fvm::laplacian(mu, u)
  ==
  - fvc::grad(p)
);
```

Possiamo notare che per ognuna delle quantità viene selezionato il metodo di discretizzazione desiderato, ad esempio sopra con la sigla *fvm* si è scelto il metodo ai volumi finiti per le quantità vettoriali e con *fvc* il metodo ai volumi finiti per le quantità scalari come la pressione.

Modello per lo strato limite turbolento

Esistono differenti approcci per la risoluzione del flusso turbolento. La modellazione della turbolenza è un problema molto complesso poiché all'in-

terno di un flusso turbolento non esiste una scala spaziale unica da prendere a riferimento per una discretizzazione. In un flusso turbolento, tipicamente quello che instaura dalla combustione su lamina piana di combustibile solido, si manifesta la presenza di vorticità con scale di diverse dimensioni. Discretizzando il problema, scegliendo ad esempio come dimensione di riferimento quella dei vortici più grandi porterebbe inevitabilmente alla perdita di informazioni. Le simulazioni della turbolenza possono essere sostanzialmente eseguite con tre tipologie di approcci:

- DNS: direct numerical simulation, che risolve direttamente, su un dominio discretizzato, le equazioni complete di Navier Stokes e quindi risolvendo con esse anche la turbolenza;
- LES: large eddy simulation, che integra le equazioni di NS mediate scegliendo come dimensione delle celle di discretizzazione quella dei vortici di medie dimensioni;
- RANS: che integra le equazioni mediate alla Reynolds delle equazioni di NS.

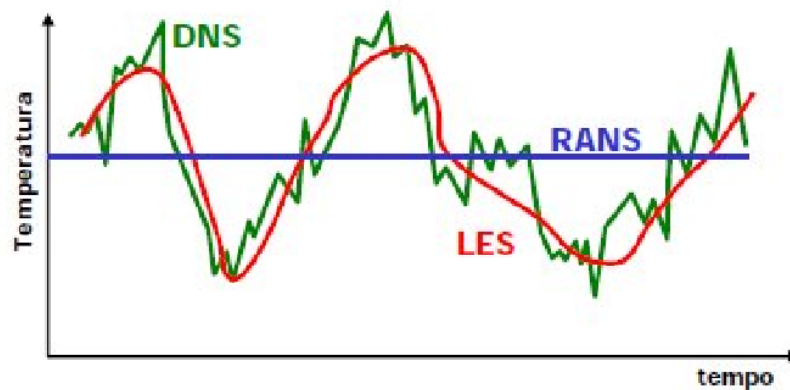


Figura 4.4: *Confronto delle fluttuazioni di una quantità termodinamica in un flusso reagente turbolento, modellato con DNS, LES e RANS.*

La DNS sta ritornando in utilizzo negli ultimi anni, favorita dalla sempre più larga presenza di calcolatori molto potenti e di tipologie di calcolo clusterizzate. Cionostante la simulazione diretta delle equazioni di NS richiede altissimi costi computazionali e non risulta adatta per problemi con geometrie complesse o domini estesi. La LES molto utilizzata in ambito meteorologico resta adatta alla simulazione di fenomeni dove l'interesse ricada sull'andamento medio e qualitativo di certe grandezze. Nel nostro caso utilizzeremo

le RANS. La velocizzazione dei calcoli è a discapito dell'accuratezza, infatti mediando le equazioni si va a perdere il contributo fluttuante proprio delle fluttuazioni dovute alla turbolenza. Sarà quindi necessario introdurre dei modelli di sottogriglia, che partendo dalla stima di alcune quantità derivate fornisca informazioni sulla turbolenza. Introdurremo quindi ulteriori equazioni come nel caso del modello $k - \epsilon$ dove verrà scritta una nuova equazione di diffusione per l'energia cinetica e per l'energia di dissipazione. Aggiungendo due nuove incognite ci si trova ad avere un problema sottodeterminato. Nascerà allora la necessità di scrivere delle equazioni di chiusura, che leghino le nuove quantità introdotte tramite delle formulazioni anche semi-empiriche.

$$L = \frac{k^{\frac{3}{2}}}{\epsilon}$$

Il modello utilizzato in HybridFOAM è il modello di strato limite con approccio $k - \epsilon$ formulato da Jones e Launder, e le cui costanti del modello vennero trovate da Launder e Sharma [27] due anni dopo. Da tale modello è possibile ricavare le relazioni di chiusura e le scale del fenomeno sia quella spaziale che quella temporale. In base a questo modello è stato stimato lo spessore delle celle adiacenti alle pareti solide della camera di combustione ed alla superficie del combustibile.

Modello di radiazione P1

Il modello di radiazione utilizzato in Hybrid foam è il modello P1 messo a disposizione dalle librerie di OpenFOAM [28]. L'ipotesi principale di tale modello è che la radiazione emessa non è dipendente dalla direzione. Tale ipotesi semplifica il problema e lo riporta alla risoluzione di una semplice equazione di diffusione per la radiazione incidente. I punti di forza di tale modello possono essere sintetizzati come segue:

- velocità di calcolo, poichè l'equazione da risolvere è semplice;
- funziona molto bene per problemi di combustione;

Tra le limitazioni ha che :

- assume che tutte le superfici diffondano radiazione in funzione della temperatura superficiale;
- perde in accuratezza se sono presenti geometrie complesse;
- tende a sovrastimare il flusso termico radiante vicino alle sorgenti o a superfici assorbenti.

All'interno del modello P1 è possibile agire sulle costanti di assorbimento ed emissività delle superfici e anche sulla generazione di radiazione per una o più superfici. Quest'ultimo termine è indicato con la lettera E all'interno del file `radiationProperties` mentre il coefficiente di assorbimento α e di emissività ϵ sono chiamati rispettivamente a e e .

Sorgente di radiazione E [W/m^3]

Coefficiente di emissività e [$1/m$]

Coefficiente di assorbimento a [$1/m$]

L'equazione generale per il calcolo del flusso termico radiante G è espressa nel modello semplificato come segue:

$$\nabla \cdot (\Gamma \nabla G) - aG + 4(e\sigma T^4 + E) = 0 \quad (4.20)$$

Il termine σ rappresenta la costante di Stefan Boltzmann mentre il termine Γ , viene calcolato come un coefficiente σ_{eff} efficace ricalcolato ad ogni ciclo di soluzione e modificato tenendo conto dell'effetto di scatter generato dal cambiamento delle proprietà del fluido:

$$\Gamma = \frac{1}{3a + \sigma_{eff}} \quad (4.21)$$

Una volta impostato correttamente il valore delle costanti, sarà necessario prevedere l'inclusione di una particolare condizione al contorno detta di Marshak da imporre su tutte le superfici del dominio gassoso e quella dove il combustibile gassifica, per il solido.

4.2.3 Geometria e mesh della camera di combustione

Geometria del problema

La geometria della camera di combustione è composta da una sezione a parallelepipedo di lunghezza 13cm, altezza 6 mm e larghezza 6 mm. La camera di combustione è divisa in 3 zone per una lunghezza totale di 13cm:

- Precamera $L = 2cm$;
- Camera di combustione $L = 5cm$;
- Postcamera $L = 8cm$.

Il combustibile è un parallelepipedo di lunghezza 5cm che si affaccia sulla parte centrale ovvero la camera di combustione. La geometria è discretizzata tramite il metodo dei volumi finiti, e la discretizzazione utilizzata è con una strutturata, isoparametrica. In realtà l'isoparametricità è caratteristica delle mesh dei volumi presi singolarmente come descritti in precedenza.

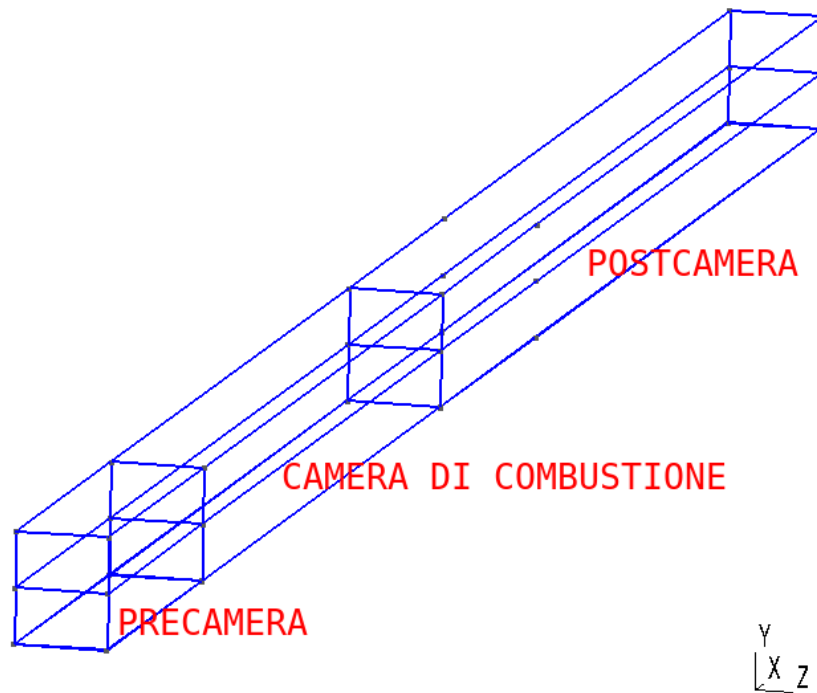
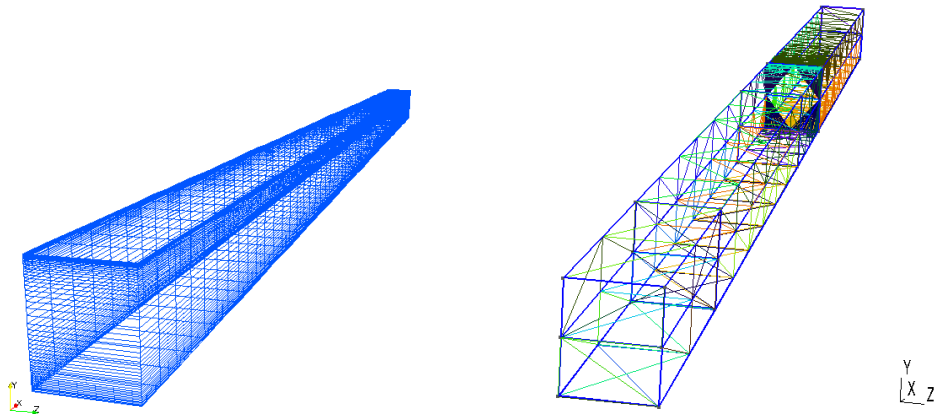


Figura 4.5: *Geometria della camera di combustione in gms.*

Costruzione della mesh

Nella nostra trattazione faremo riferimento solo a mesh di tipo strutturato, composte da esaedri regolari. Riportiamo un esempio di confronto tra mesh strutturate e non per il nostro caso:



(a) Mesh strutturata, generata con blockMesh di OF (b) Mesh non strutturata generata con Gmsh

Figura 4.6: *Confronto qualitativo tra due tipologie di mesh strutturata e non strutturata.*

E' noto che le mesh non strutturate, per via della forma dei suoi elementi comportano sforzi computazionali più elevati. Le ragioni che ci portano ad escludere la mesh di tipo non strutturato, anche se potrebbe comportare vantaggi in accuratezza di calcolo, è legata anche al metodo con cui comunicano via codice le due zone gas e solido. Di fatti come spiegato nel capitolo inerente al solutore, le due superfici affacciate debbono presentarsi con lo stesso numero di elementi nelle medesime posizioni, e questo procedimento risulta molto più complesso con due mesh non strutturate. Per la generazione della mesh della camera di combustione e del combustibile ci si è avvalsi del software *blockMesh* messo a disposizione di OF. Questo pacchetto permette di costruire la geometria partendo dalla definizione dei vertici della geometria. Definiti i vertici, è possibile definire delle superfici, che andranno a comporre le patch del nostro problema, per ognuna delle quali sarà possibile assegnare una condizione al contorno ed iniziale. Una volta definiti i vertici è possibile definire dei volumi fisici composti da 8 vertici, un esempio:

```
hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (20 1 1) simpleGrading (1 1 1)
```

L'istruzione precedente crea un volume esaedrico partendo dagli otto vertici indicati nella prima parentesi. Nella seconda parentesi viene detto in quanti

elementi si vuole discretizzare la geometria per ogni direzione ($N_x N_y N_z$). L'ultima parentesi definisce il *Grading* ossia per ogni direzione che tipo di infittimento si vuole avere. Se ad esempio al posto di (1 1 1), fosse stato imposto (5 1 1) la discretizzazione in x composta da 20 elementi avrebbe avuto l'ultimo elemento in direzione x 5 volte più grande del primo. Il grading quindi descrive il rapporto delle dimensioni tra il primo e l'ultimo elemento in una direzione.

La geometria della sola camera di combustione viene riportata in figura 4.5. Anche se difficilmente distinguibile dalla vista in prospettiva, ognuno dei blocchi precamera-camera-postcamera sono suddivisi in 3 volumi in direzione y. Questa scelta è dettata dal fatto che il primo blocco a partire dal basso necessita di un solo elemento di altezza imposta dal valore y^+ dettato dal modello di strato limite in uso. Il blocco centrale coprirà circa la metà della camera, e corrisponde alla zona in cui si stabilirà la fiamma diffusiva, il blocco superiore avrà dimensioni simili al precedente e coprirà lo spessore della camera fino alla superficie superiore.

La discretizzazione del volume di combustibile è molto più semplice e annovera la presenza di un solo volume, la cui superficie superiore sarà a contatto con quella inferiore della camera di combustione.

Nella tabella seguente viene riportata la discretizzazione appena descritta.

La discretizzazione e i valori di grading della mesh sono stati scelti in modo tale da avere una mesh più fitta in prossimità della zona di fiamma, e in prossimità delle pareti dove è presente lo stato limite turbolento. I parametri del file blockmesh a seguito dettagliano quanto appena indicato:

```
hex(0 1 2 3 4 5 6 7) (20 1 1) simpleGrading (1 1 1)
hex(8 0 3 9 10 4 7 11) (10 1 1) simpleGrading (1 1 1)
hex(1 12 13 2 5 14 15 6) (32 1 1) simpleGrading (1 1 1)
hex(3 2 17 16 7 6 18 19) (20 24 1) simpleGrading (1 5 1)
hex(9 3 16 20 11 7 19 21) (10 24 1) simpleGrading (1 5 1)
hex(2 13 22 17 6 15 23 18) (32 24 1) simpleGrading (1 5 1)
hex(16 17 25 24 19 18 26 27) (20 25 1) simpleGrading (1 0.05 1)
hex(20 16 24 28 21 19 27 29) (10 25 1) simpleGrading (1 0.05 1)
hex(17 22 30 25 18 23 31 26) (32 25 1) simpleGrading (1 0.05 1)
```

Il risultato che si ottiene è una mesh strutturata di comprovata efficacia nella risoluzione del problema di combustione sia in stazionario che in transitorio composta da 3115 elementi per la camera di combustione e 50 elementi

	Regione1			Regione2
	Precamera	Camera	Postcamera	Combustibile
Lunghezza [cm]	2	5	8	5
Altezza [cm]	0.6	0.6	0.6	0.6
Profondità[cm]	0.5	0.5	0.5	0.5
N° volumi in x	1	1	1	1
N° volumi in y	3	3	3	1
N° volumi in z	1	1	1	1
N°elementi in x	20	10	32	10
N°elementi in y	-	-	-	10
N°elementi in y vol1	1	1	1	-
N°elementi in y vol2	24	24	24	-
N°elementi in y vol3	25	25	25	-
N°elementi in z ²	1	1	1	1

Tabella 4.1: *Tabella descrittiva parametri della mesh della camera di combustione e del dominio solido, Regione1 è riferita alla camera, mentre Regione2 si riferisce al volume del combustibile solido.*

per il solido. La mesh nel complesso sarà composta da 3165 elementi. Una rappresentazione estrapolata dal programma ParaView dei laboratori di Los Alamos viene raffigurata di seguito.

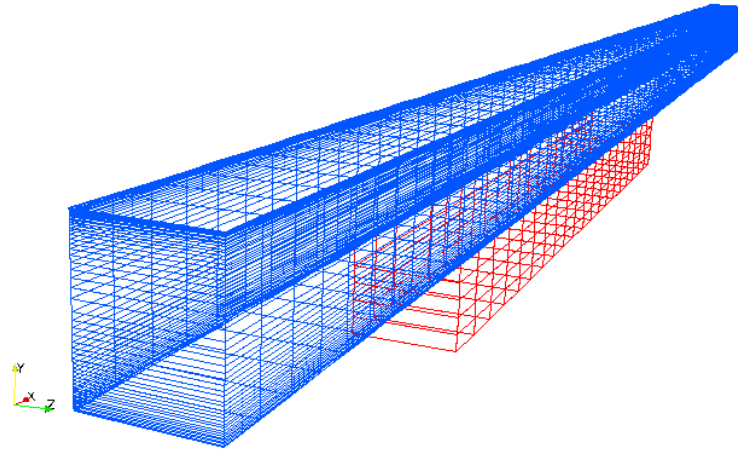


Figura 4.7: *Prospetto mesh strutturata geometria SLab. La zona in azzurro è la Regione1 relativa al dominio di calcolo della camera di combustione mentre quella in rosso è la Regione2 relativa al combustibile solido. La mesh è composta da 3165 elementi di tipo esaedro regolare.*

4.2.4 Condizioni iniziali e al contorno

Nella simulazione della combustione in un bruciatore SLab, definite le equazioni e la geometria restano da assegnare le condizioni iniziali e al contorno. Nello schema semplificato della geometria riportato in figura 4.8 i nomi vicino alle linee delle superfici corrispondono proprio ai nomi delle patch che vengono utilizzate in HF.

L'etichetta Inlet indica la zona d'ingresso del flusso di ossidante, l'etichetta Outlet è la superficie d'uscita. Le zone chiamate Pre-Ch , Post-Ch sono le pareti inferiori alla camera di combustione che unitamente al TopWall richiedono che sia imposta una condizione di perfetta adesione per il fluido e una temperatura imposta. Infine LowerInletDegas è la superficie attraverso cui gassifica il combustibile per andare a reagire in camera. Le condizioni iniziali e al contorno vengono riportate nelle tabelle (4.2.4.3-4.4) sottostanti. I valori delle condizioni al contorno per temperatura e velocità sono riferiti alla condizione iniziale poichè durante la fase di calcolo il codice modificherà tali valori in base al campo fluidodinamico consentendo l'innalzamento della temperatura per la gassificazione e la variazione della velocità causata dal flusso di combustibile che gassifica. I valori di velocità e di pressione sono indicativi di un test di riferimento. Nel capitolo 7 verranno riportati test in cui i valori di velocità e pressione saranno modificati. In particolare la condizione al contorno sulla velocità sarà modificata al fine di ottenere per il flusso in ingresso non un valore costante ma variabile nel tempo.

4.2. Modello di combustione ibrida in HF

	$p[atm]$	$T[K]$	$u[m/s]$	$\epsilon[1/m]$	$k[1/m]$
Inlet	$(p/x)_{x=a} = 0$	900	fixedValue	1000	0.0001
LowerInlet	$(p/y)_{y=0} = 0$	300	0	1000	0.0001
Outlet	2	$(T/x)_{x=c} = 0$	$(u/x)_{x=c} = 0$	$(\epsilon/x)_{x=c} = 0$	$(k/x)_{x=c} = 0$
Pre-Post Ch	$(p/y)_{y=0} = 0$	$(T/y)_{y=0} = 0$	$u_y = 0$	$(\epsilon/y)_{y=0} = 0$	$(k/y)_{y=0} = 0$
TopWall	$(p/y)_{y \rightarrow \infty} = 0$	900	0	$(\epsilon/y)_{y \rightarrow \infty} = 0$	$(k/y)_{y \rightarrow \infty} = 0$

Tabella 4.2: *Condizioni al contorno per la Regione1 riferita alla fase gassosa*

	$p[atm]$	$T[K]$	$u[m/s]$	$\epsilon[1/m]$	$k[1/m]$
volume interno	2	300	0	1000	0.01

Tabella 4.3: *Condizioni Iniziali per la Regione1*

	Degas	Left	Right	Bottom
$T[K]$	300	$(T/x)_{x=0} = 0$	$(T/x)_{x=b} = 0$	$(T/y)_{y=e} = 0$

Tabella 4.4: *Condizioni al contorno per la Regione2 dominio solido, l'unica quantità calcolata nel volume solido è la temperatura.*

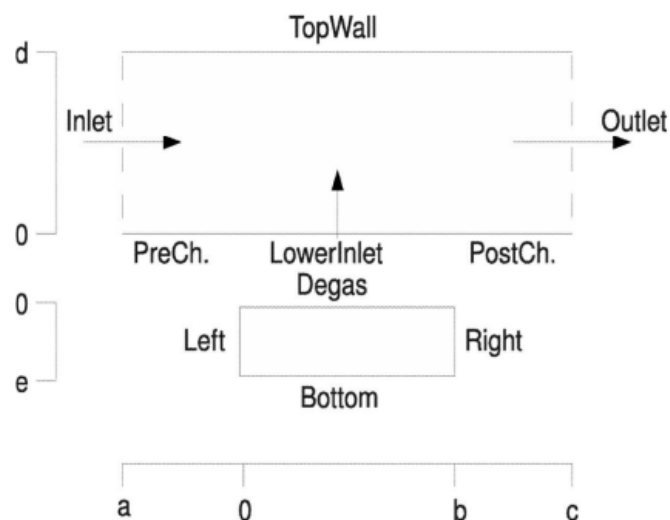


Figura 4.8: Geometria schematica delle due regioni di calcolo. La parte superiore è la Regione1 riferita al dominio gassoso, mentre quella inferiore è la Regione2 riferita alla fase solida del combustibile.

4.2.5 Risultati tipici in HybridFOAM

Utilizzando il codice di calcolo HybridFOAM, è possibile calcolare l'andamento temporale delle varie quantità in camera di combustione. Tramite il post-processing dei dati sarà possibile visualizzare andamenti della velocità media di regressione della temperatura del combustibile e dell'evoluzione dei flussi termici nel solido e nella fase gassosa. A seguire riportiamo alcuni dei risultati tipici ottenibili, per le visualizzazioni grafiche in camera viene utilizzato il software Paraview.

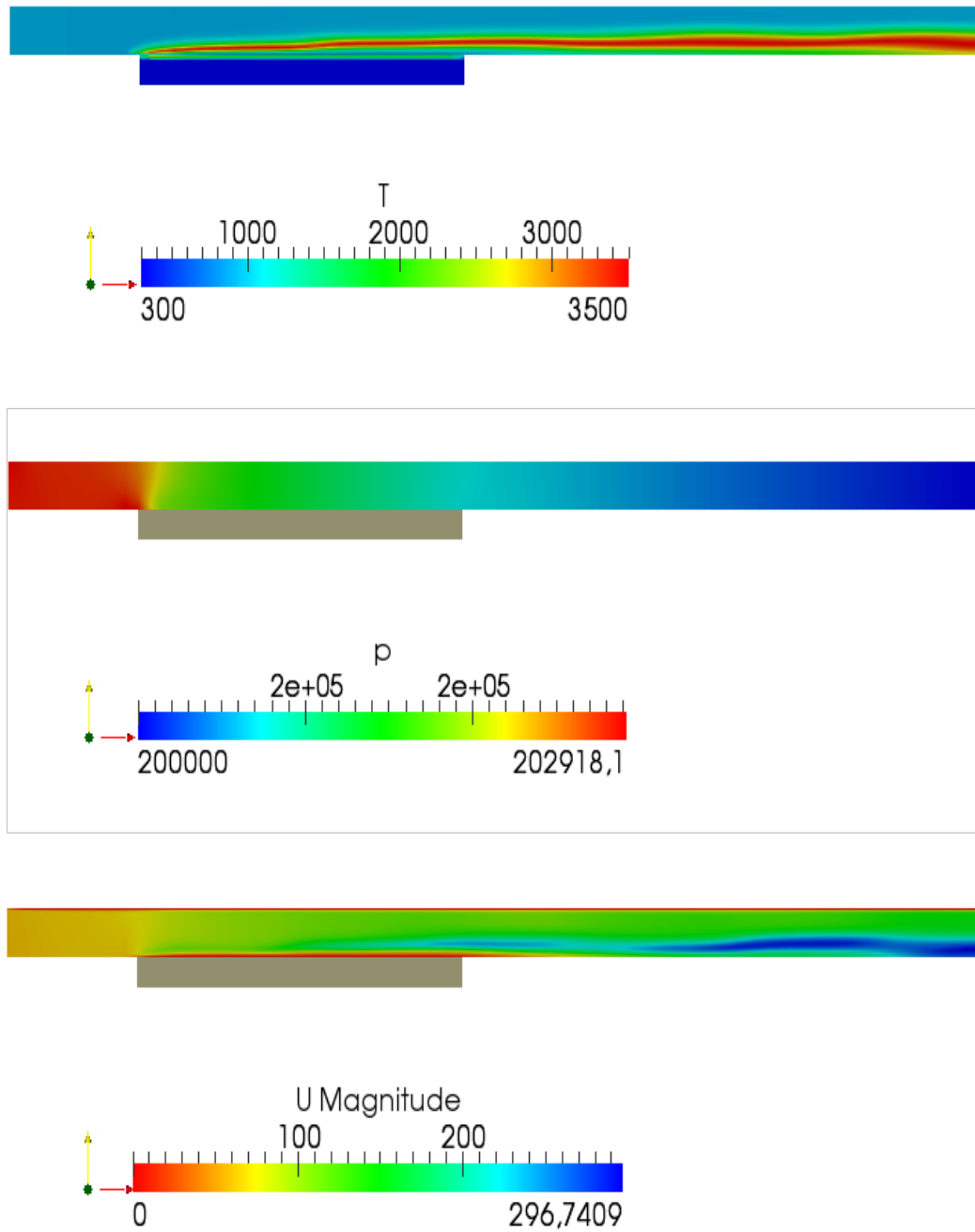


Figura 4.9: *HybridFOAM* visualizzazioni di alcune quantità per un test con $V_{in} = 60m/s$, $P = 2atm$, $t = 0.27s$.

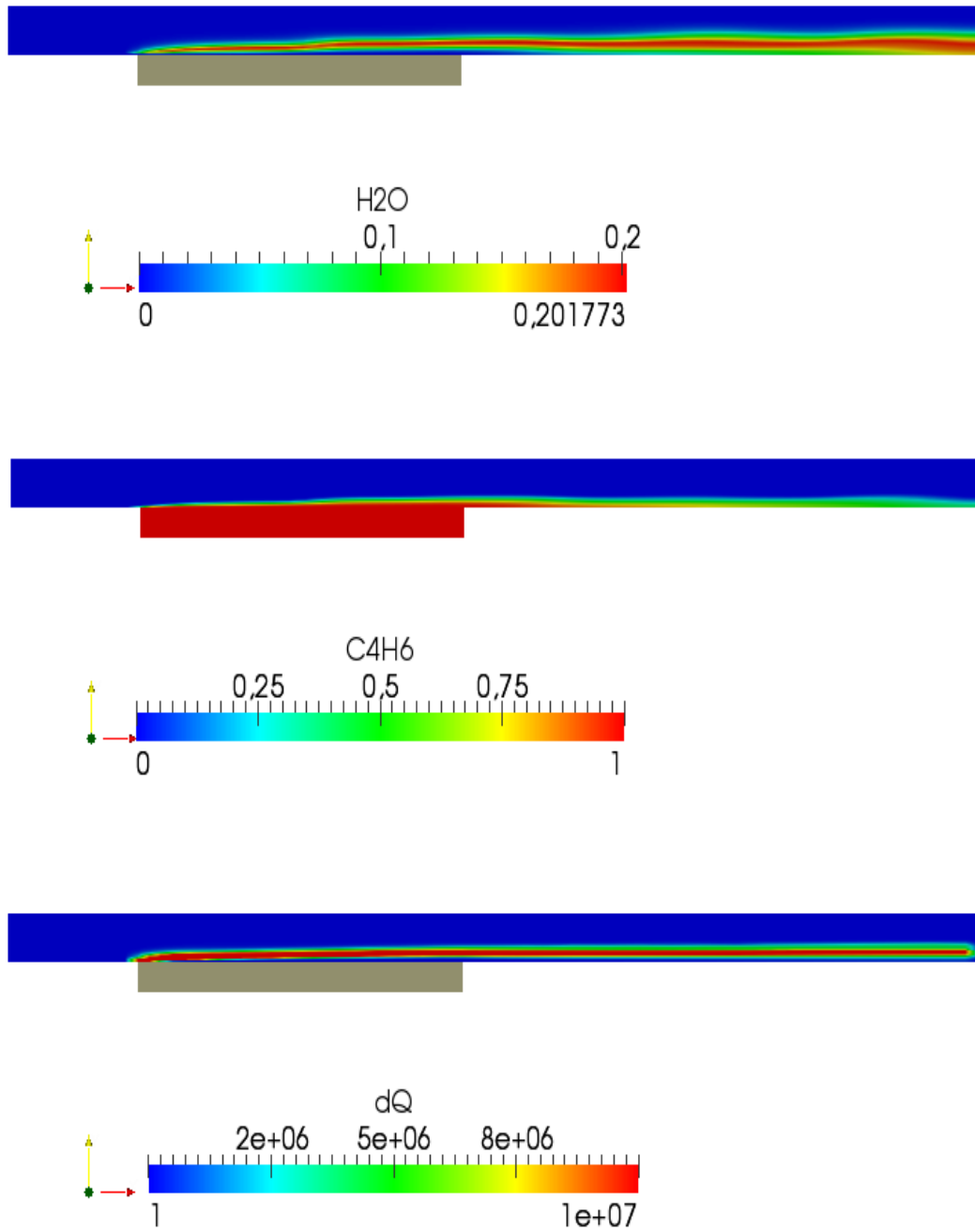
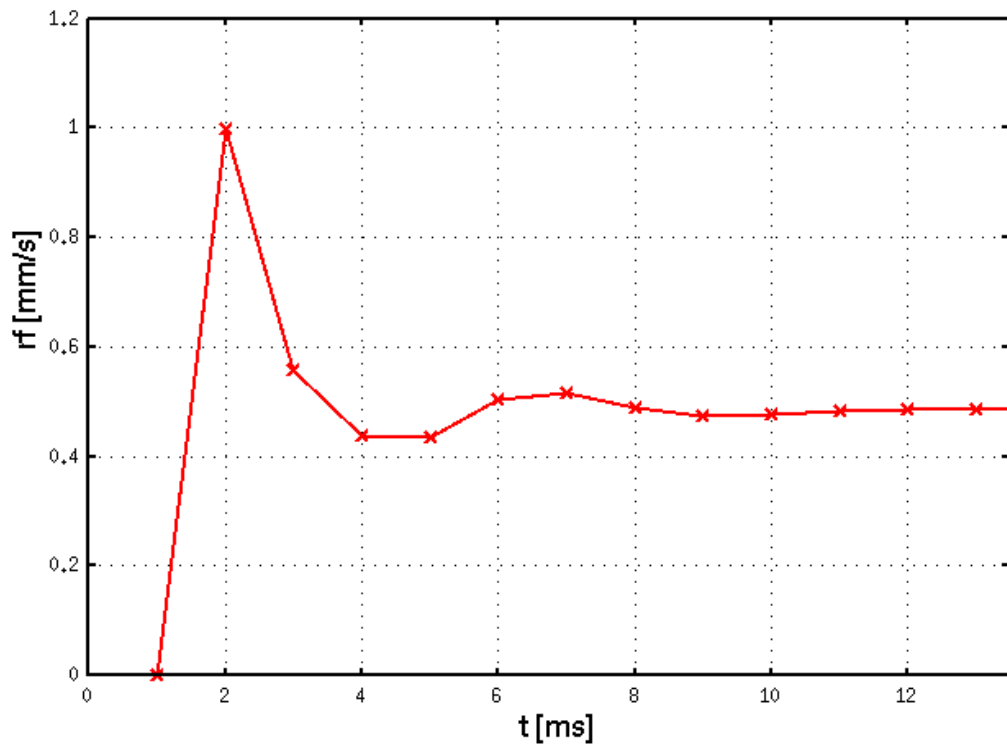
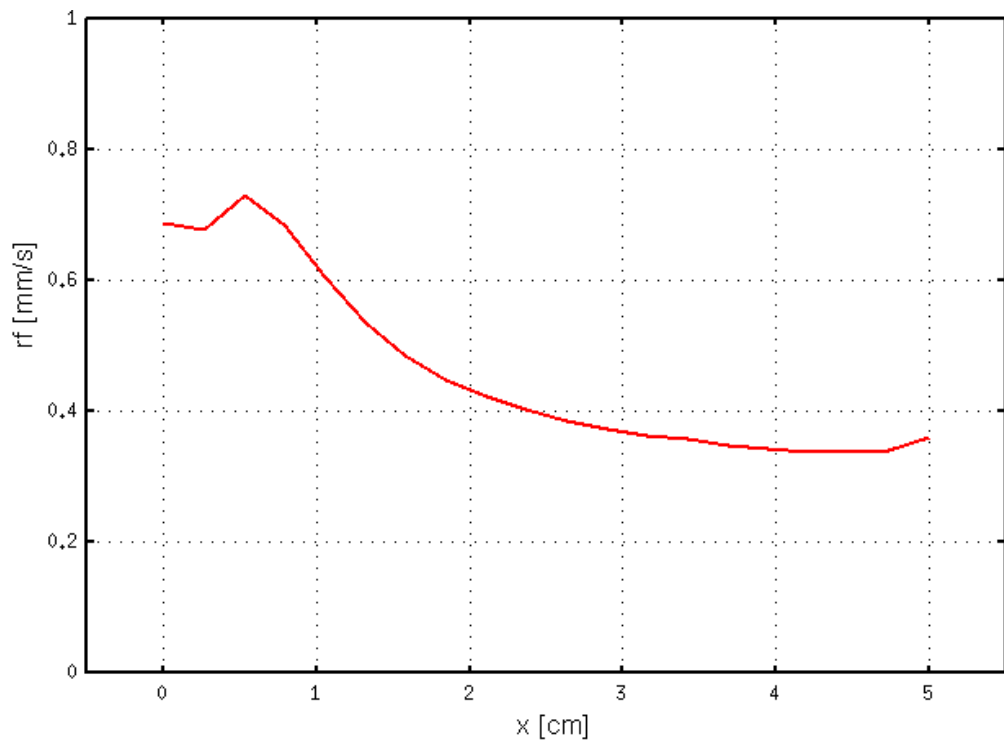


Figura 4.10: *HybridFOAM* visualizzazioni di alcune quantità per un test con $V_{in} = 60m/s$, $P = 2atm$, $t = 0.27s$.



(a) Storia temporale



(b) Andamento lungo x

Figura 4.11: *HybridFOAM* velocità di regressione, $V_{in} = 60\text{m/s}$, $P = 2\text{atm}$

Capitolo 5

Analisi del comportamento stazionario del codice

Verrà di seguito discussa una delle parti più corpose del lavoro in oggetto, per la quale sono state effettuate 85 simulazioni utilizzando HybridFOAM. Le simulazioni in questione vanno dal *test#02* al *test#86*.

Saranno esposti gli step sperimentali utili al conseguimento dei seguenti scopi:

- Valutazione dell'accuratezza dei modelli fisici;
- Valutazione della sensibilità del codice alle variazioni dei parametri aero-termo-chimici;
- Quantificazione della sensibilità del codice alle condizioni al contorno;
- Riduzione dei tempi di calcolo.

Per perseguire questi scopi, ci si è avvalsi di simulazioni in grado di raggiungere una fase stazionaria dopo transitori di breve durata i quali verranno qualificati e caratterizzati nel capitolo successivo. Concentreremo quindi l'attenzione sui valori medi della velocità di regressione del combustibile, del campo fluidodinamico, dei profili di temperatura superficiale dei flussi termici radianti a regime. Successive considerazioni ci porteranno a considerare il trade-off costi computazionali/accuratezza di calcolo al fine di definire un giusto compromesso per la geometria della camera di combustione.

Tutte le analisi che seguiranno si riferiscono ad una configurazione di camera di combustione SLab nella quale vi è un parallelepipedo di combustibile delle dimensioni di $[5l \cdot 0.5h \cdot 0.5p]cm$ investito su un solo lato dal flusso di ossidante. Il combustibile utilizzato è nominalmente HTPB, anche se nel corso delle prove ne verranno variate le caratteristiche reologiche in

maniera del tutto artificiosa (beneficio permessoci dalla simulazione numerica). L'ossidante in questione è O_2 Ossigeno allo stato gassoso, la pressione della camera è fissata nominalmente ad un valore di $P = 2atm$, e la velocità d'ingresso $Vin = 60m/s$. Le portate specifiche saranno nell'ordine di $G_O \approx 50Kg/m^2s$.

5.1 Analisi di sensibilità ai parametri geometrici

La necessita di ottenere simulazioni accurate mediante il codice HF coniugate con l'esigenza di ottenere tempi di calcolo accettabili, ha guidato i passi per la seguente indagine. L'obiettivo sarà quindi di trovare un compromesso tra accuratezza e tempi di calcolo, andando a modificare la geometria della camera di combustione. Per la validazione del codice in uso, si è preso a modello la linea sperimentale dell'SPLab. Quindi la geometria di partenza è quella descritta nel capitolo sulla modellazione della camera. Per completezza ne riportiamo i dati geometrici.

	L [m]	H [m]
Camera di combustione	1.2	0.3
Combustibile solido	0.2	0.05

Tabella 5.1: *Caratteristiche geometriche camera di combustione SLab SPLab*

Partendo da questa geometria, sono state introdotte delle semplificazioni che hanno condotto ad una modellazione geometrica simile a quella reale.

Nella figura che segue 5.2 viene illustrata la modellazione effettuata. E' possibile distinguere una pre-camera una zona centrale e una post-camera per quanto riguarda la zona in cui fluisce l'ossidante e poi avviene la combustione. Mentre una parte inferiore che è composta dal combustibile solido.

La geometria è bidimensionale e quindi si potrà agire su lunghezza ed altezza della camera nel complesso o di sottodomini.

5.1.1 Sensibilità della combustione alla lunghezza della post-camera

La lunghezza del dominio di calcolo, inizialmente impostata arbitrariamente a 47cm è stata messa in discussione al fine di vedere se e come un

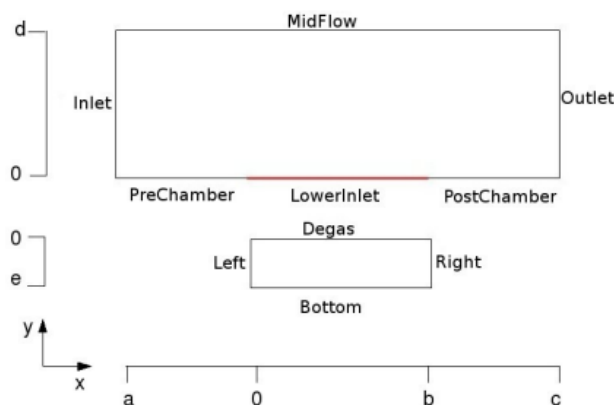


Figura 5.1: *HybridFOAM*, Modellazione geometria della camera e del combustibile. I nomi corrispondono alle patch del software HF

Nome caso	L Post-camera [cm]	Celle in x N°	T_{simulato} Tclock	rf medio [mm/s]
<i>test#06</i>	8	32	6.44e-7	0.455
<i>test#07</i>	15	60	4.42e-7	0.501
<i>test#08</i>	20	80	3.7e-7	0.519
<i>test#09</i>	30	120	2.41e-7	0.534
<i>test#10</i>	40	160	1.94e-7	0.582

Tabella 5.2: *Test eseguiti con differenti lunghezze della post-camera in HybridFOAM.*

accorciamento del dominio potesse portare a risultati congruenti. La campagna di prove si è quindi improntata sulla modulazione della lunghezza della post-camera di combustione in un range tra gli 8 e i 40 cm. La seguente tabella 5.2 elenca gli esperimenti condotti, descrivendo per ognuno l'influenza che ha comportato in termini di velocità di regressione l'accorciamento della camera. In tabella sono poi riportate il numero di celle della mesh in direzione x e un parametro molto importante per valutare la velocità di calcolo, ovvero il rapporto tra $temp_{\text{simulato}}/temp_{\text{macchina}}$.

Come si evince dai grafici, l'effetto dell'accorciamento progressivo della camera da $40 \rightarrow 30 \rightarrow 20 \rightarrow 15 \rightarrow 8\text{cm}$ comporta una diminuzione delle velocità di regressione che passano da 0.59mm/s a 0.45mm/s . Il fenomeno a cui si assiste sembra avere un'unica spiegazione fisica, ovvero che una ca-

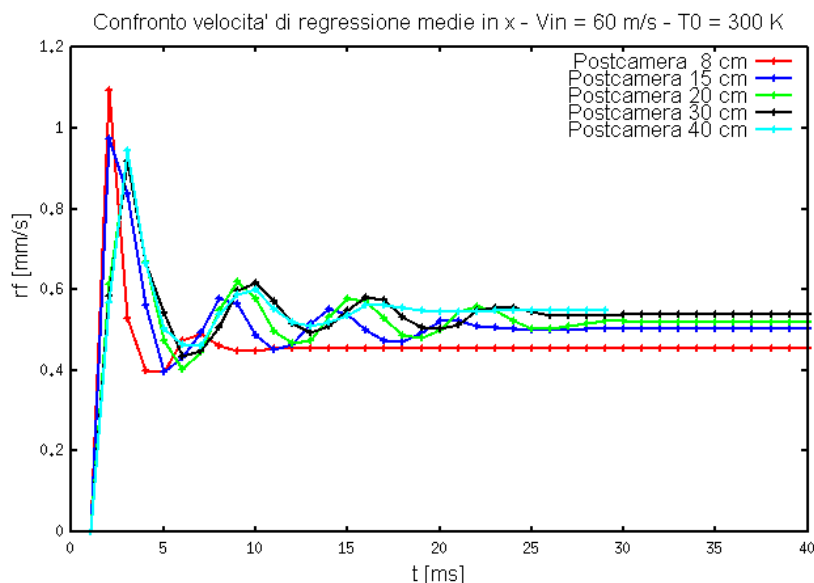
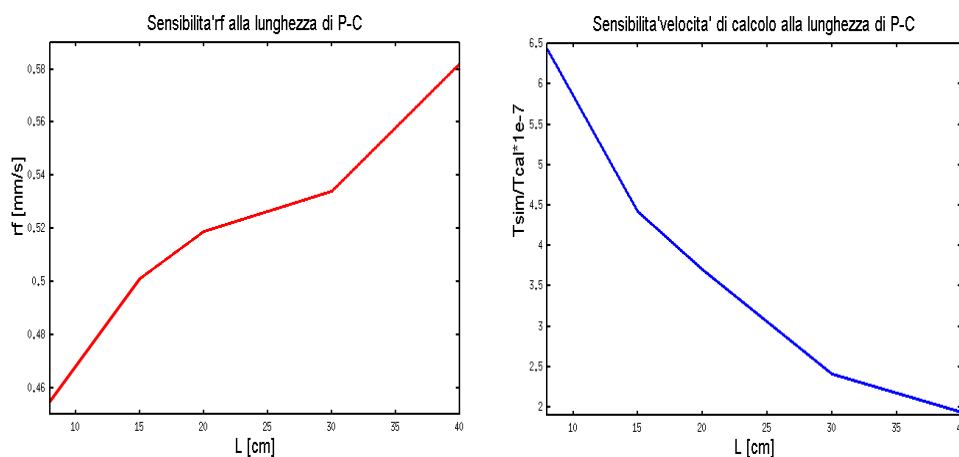


Figura 5.2: *HybridFOAM*, Lunghezze differenti di post-camera, influenza sulle velocità di regressione a $P = 2 \text{ atm}$, $V = 60 \text{ m/s}$

mera più lunga premette il completarsi di reazioni chimiche che altrimenti si sarebbero arrestate precocemente. A questo avanzamento delle reazioni segue un'innalzamento della temperatura media dei gas, ed un ispessimento della fiamma. Tale ispessimento porta ad una strizione fluidodinamica che accelera il flusso e ne innalza lo scambio termico convettivo. Tale fenomeno verrà a legarsi con il problema che verrà discusso in seguito legato al modello radiativo utilizzato. Brevemente si spiega con il fatto che, se il modello radiativo assunto fosse correttamente rappresentativo della fisica, una riduzione della lunghezza di una superficie potenzialmente investita da flusso radiante, sgraverebbe di conseguenza il flusso termico che per conduzione la parete sarebbe portata ad avere. In parole povere, meno superficie meno flusso.

La variazione delle dimensioni ha subito una ricaduta positiva per quanto riguarda i tempi di calcolo. Simulazioni che originariamente come nel caso del *test02* avrebbero richiesto 50-60 giorni di calcolo, nel caso di un dominio con post-camera di 8 cm, otterrebbe soluzioni in 1/3 del tempo. E' interessante visualizzare in tabella tali valori e il trend anche evidenziato nelle figure a seguire.



(a) Velocità di regressione in funzione della lunghezza

(b) Tempo specifico di calcolo in funzione della lunghezza

Figura 5.3: *HybridFOAM*, Effetti della riduzione della lunghezza della camera di combustione per la r_f e per i tempi di calcolo

Sarà quindi intelligente scegliere un giusto compromesso tra tempi di calcolo e accuratezza dei risultati, indagando ulteriormente gli effetti della patch prepost, e dell'effetto radiativo. Tali problematiche verranno espone nelle prossime sezioni. Resta da notare che ad un accorciamento della camera dovrà seguire una modifica su qualche altro parametro. Sarà interessante vedere come la discretizzazione giochi un ruolo o meno in tale problematica.

5.2 Analisi di sensibilità della mesh

La generazione della mesh è stata descritta precedentemente nel Capitolo 4. Ci accingiamo ora ad illustrare alcune simulazioni utili alla critica comprensione di come la mesh abbia influenza sull'accuratezza e i tempi di calcolo. Le mesh utilizzate sia per la parte solida che per la camera, sono mesh strutturate. Molteplici sono i parametri su cui agire per ottenere risultati più accurati, ma bisogna sempre fare riferimento a quale sia lo scopo di un eventuale risettaggio della discretizzazione. Le operazioni che blockMesh ci mette a disposizione per agire sulla mesh sono essenzialmente 3:

1. aumentare il numero dei vertici e quindi dei volumi fisici;
2. aumentare o diminuire il numero di elementi di uno o più volumi fisici nelle 3 direzioni;

Nome caso	L Post-camera [cm]	Celle in x N°	<u>Tsimulato</u> Tclock	rf medio [mm/s]
<i>test#06</i>	8	32	6.44e-7	0.455
<i>test#18</i>	8	45	7.53e-7	0.455
<i>test#19</i>	8	60	7.73e-7	0.455

Tabella 5.3: *Test d'infittimento della mesh della post-camera. Lunghezza fissata a 8 cm.*

3. variare il parametro di Grading (rapporto tra il primo e l'ultimo elemento di un volume).

Nel nostro caso andremo ad agire operando sui punti 2 e 3. Si è deciso di non modificare il numero dei volumi in quanto come descritto in precedenza, ognuno di essi è stato pensato in funzione del determinato fenomeno fisico (volume basso lo strato limite con modello di Launder Sharma, il secondo il modello di fiamma con flamelets, e il terzo lo strato limite della parete superiore della camera).

5.2.1 Aumento degli elementi della mesh della post-camera

Una volta fissata la geometria della camera di combustione, ci si può chiedere quale influenza possa avere l'infittimento in una determinata direzione della mesh. Tale discorso può essere affrontato sia sul dominio superiore che su quello solido inferiore. Uno studio parametrico di questo tipo è utile farlo nei casi in cui si parta da una geometria precedentemente consolidata, poi si apportino modifiche al fine di perseguire determinati obiettivi. Nel nostro caso si è visto che variazioni della lunghezza del dominio della post-camera, hanno comportato notevoli variazioni nei risultati. Oltre alle motivazioni date in precedenza, ci si può chiedere se l'aumento del numero degli elementi abbia un effetto positivo sui risultati o no. I test riportati di seguito si concentreranno su un aumento degli elementi dei tre volumi che compongono la post-camera di combustione.

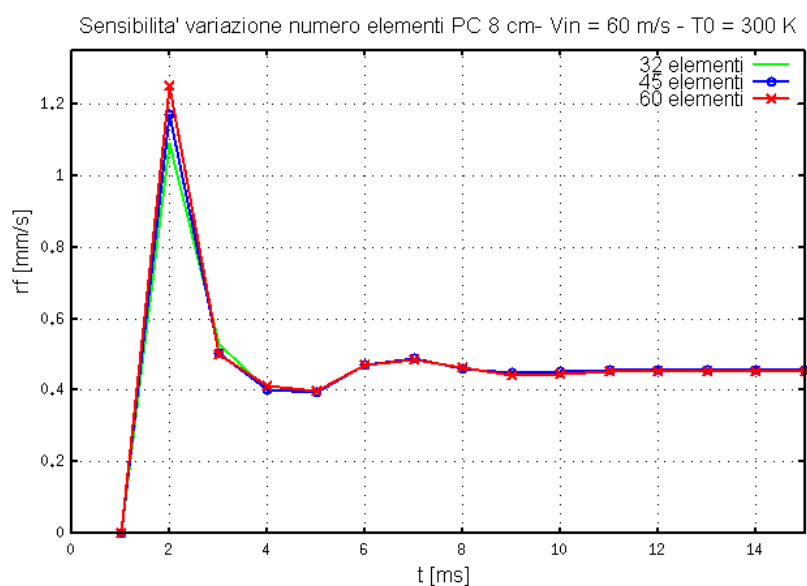


Figura 5.4: *Influenza dell'aumento di elementi nella mesh della post-camera sulla velocità di regressione.*

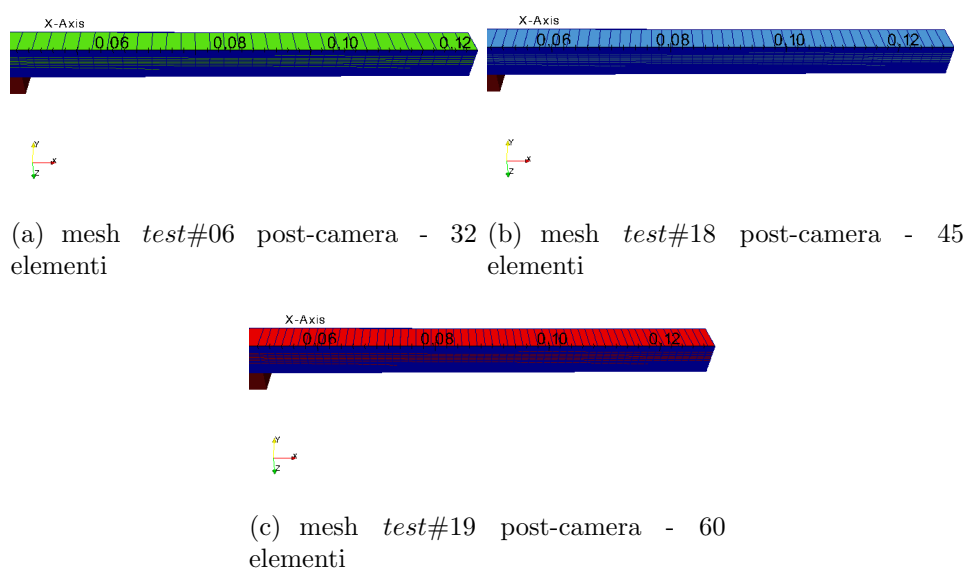


Figura 5.5: *Mesh della post-camera con diversi elementi, 32-45-60 elementi in x. I colori dei volumi corrispondono alle curve rappresentate in figura 5.4*

Quello a cui si assiste è una sostanziale ininfluenza dall'infittimento della mesh. Ciononostante un aumento degli elementi porta ad un calcolo più preciso della quantità, e quindi come visibile nel tratto iniziale del grafico in

figura 5.4, si assiste ad un picco maggiore nella velocità di regressione. Le quantità a regime restano sostanzialmente uguali, come le temperature che differiscono al massimo di $1K$. Per concludere l'aggravio dei costi computazionali che vanno ad aumentare di un buon 5% i tempi di calcolo per il caso con 60 elementi, non giustificano affatto l'utilizzo di una mesh più fitta, avendo comunque errori rispetto alle temperature sempre dello stesso ordine di grandezza. Un possibile vantaggio potrebbe essere guadagnato nello studio transitorio, come intuibile un infittimento della mesh della zona di fiamma, comporta gradienti più bassi tra una cella e la contigua, e quindi conferisce una più alta stabilità alla convergenza dei calcoli in transitorio.

5.2.2 Infittimento della mesh in direzioni caratteristiche

Come discusso in precedenza il pacchetto blockMesh permette di infittire la griglia di calcolo rispetto ad una direzione. L'operazione è simile a quella concessa da un algoritmo parametrico con la differenza, che non è possibile infittire la mesh rispetto ad un singolo vertice.

Essendo il problema 2D, l'infittimento della mesh sarà praticato in direzione x e y . Il tipo di discretizzazione della camera di combustione è stato discusso in precedenza, dove ci si è occupati di motivare i 3 diversi livelli e quindi la necessità dell'infittimento in direzione y di questi. Nulla è stato ancora detto sulla discretizzazione in direzione x , ovvero la coordinata longitudinale della camera.

Grading in direzione x

La discretizzazione in direzione x (direzione di iniezione dell'ossidante), verrà discussa in questo paragrafo. L'attenzione verrà focalizzata per necessità sulla sezione che più di tutte risente di tale frazionamento ossia la parte centrale della camera.

La parte centrale (quella che va dal punto O al punto b della figura 5.6) è quella dove avviene l'immissione per vaporizzazione del combustibile e quella che risente dei maggiori gradienti termici e di velocità. A fronte delle conoscenze del funzionamento del codice di calcolo, espresse nel capitolo 3, risulta evidente che il numero di elementi in direzione x sia per il dominio solido che per quello gassoso debbano coincidere. Questo vincolo è dato dalla procedura iterativa, che ciclo per ciclo valuta lo sbilanciamento energetico tra le celle e porta a convergenza il calcolo entro un ϵ di tolleranza. Detto questo, infittimenti sulla fase gassosa si dovranno riprodurre in maniera del tutto analoga sulla fase solida. Analizzando la fisica del problema e in riferimento

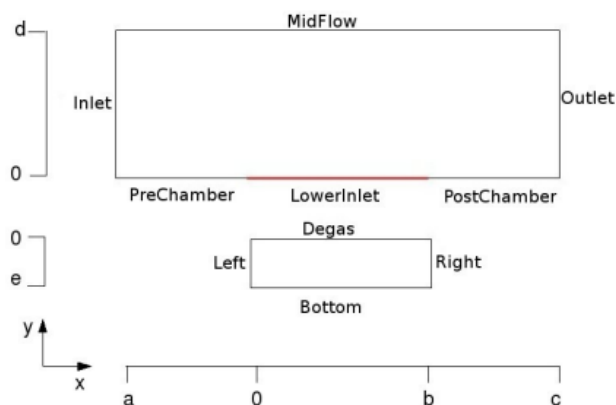


Figura 5.6: *HybridFOAM, Modellazione geometria della camera e del combustibile. I nomi corrispondono alle patch del software HF*

Nome caso	Celle in x N°	Grading x N°	T_{simulato} Tclock	rf medio [mm/s]
<i>test#06</i>	10	1	6.44e-7	0.455
<i>test#27</i>	10	2	7.58e-7	0.486
<i>test#28</i>	10	4	6.88e-7	0.486

Tabella 5.4: *Test sul grading in direzione x della mesh della Camera di combustione e del grano solido. Lunghezza della camera 5 cm. Numero di elementi in x = 10.*

alla patch LowerInlet, sarà la zona dove si concentreranno i maggiori gradienti di temperatura, poichè questa è la zona dove si ancorerà la fiamma di diffusione. Più forti gradienti si avranno in corrispondenza del punto 0 dove si assisterà anche a più elevate velocità di regressione. Spostandosi invece verso la sezione di efflusso ovvero verso il punto b, le velocità di regressione andranno diminuendo a causa di minori velocità e quindi minor scambio termico convettivo.

La tabella seguente mostra in breve il confronto effettuato tra la mesh originale ed una infittita verso il bordo d'attacco del combustibile. Il processo di infittimento verrà fatto tramite la funzione grading di OF, il numero di grading corrispondente in tabella indica il rapporto tra le dimensioni dell'ultimo elemento in direzione x crescente e il primo.

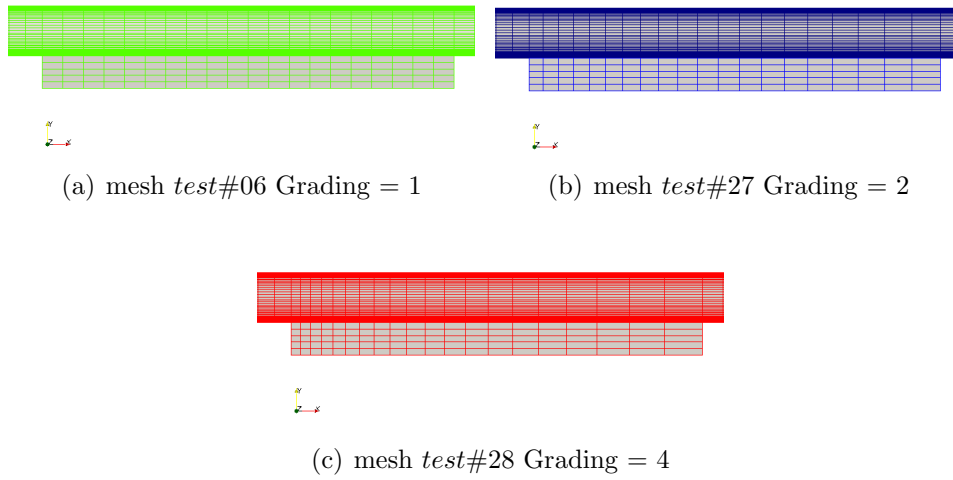
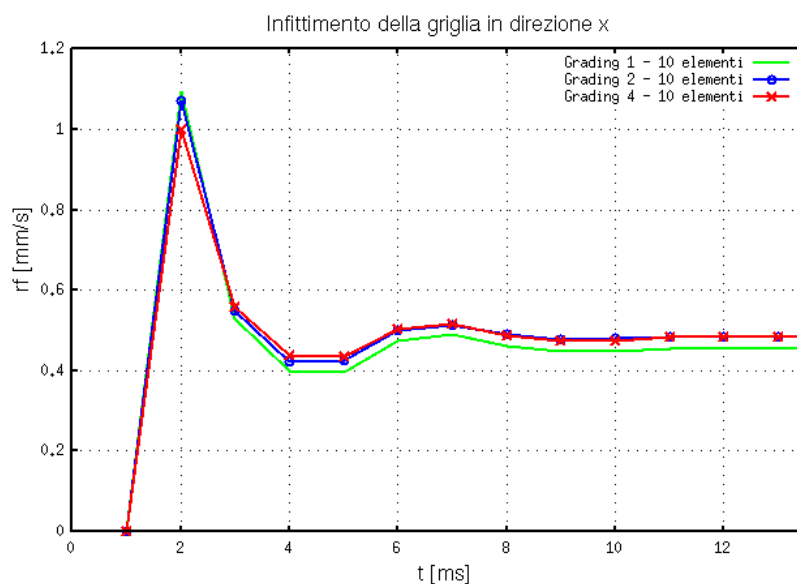


Figura 5.7: *Dettaglio della mesh della camera e del volume solido. Tre mesh con infittimento verso la sezione di imbocco della camera. I colori delle mesh coincidono con le curve dei grafici.*



(a) Velocità di regressione media

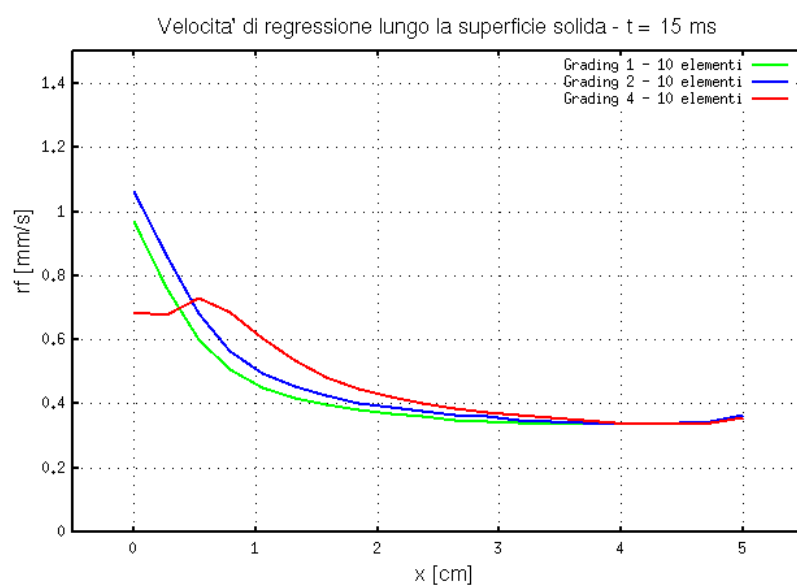
(b) Velocità di regressione lungo il grano $r_f(x)$

Figura 5.8: *HybridFOAM*, effetti dell'infittimento della griglia di calcolo nella direzione x dell'inlet per la mesh solida e per la mesh della fase gassosa.

Da quanto possiamo evincere dai grafici risultano evidenti due fenomeni distinti. Il primo riguarda il comportamento dinamico ovvero, una griglia più fitta induce ad una sovraelongazione rispetto al valore di regime di r_f in modulo inferiore (vedi figura 5.8,a). Sempre dal medesimo grafico possiamo

Nome caso	Celle in x N°	Grading x N°	Tsimulato Tclock	rf medio [mm/s]
<i>test#06</i>	10	1	6.44e-7	0.455
<i>test#21</i>	10	0.3	6.68e-7	0.460
<i>test#24</i>	10	2	6.53e-7	0.486

Tabella 5.5: *Test sul grading in direzione y della mesh della Camera di combustione e del grano solido. Lunghezza della bassetta di combustibile 5 cm. Numero di elementi in $x = 10$. Numero elementi in $y = 5$.*

vedere come il valore di regime risulta leggermente aumentato. La causa di questo trend, ci dovrebbe portare a pensare che il fenomeno così discretizzato sia meglio rappresentativo della fisica del problema. Infatti, come previsto la velocità di regressione dovrebbe presentare un picco non in corrispondenza del punto O (l'ascissa in cui comincia il combustibile solido) ma dopo un certo spazio. Tale spazio, come si osserva nel profilo delle temperature è necessario alla miscelazione completa tra l'ossibante esterno ed il combustibile che viene soffiato nello SL. Concludendo si possono riassumere così i risultati:

1. L'infittimento della mesh con un aumento della velocità di regressione, una minore sovraelongazione positiva e tempi di calcolo dell'ordine di quelli senza grading. Quindi non comporta un aggravio dei tempi di calcolo.
2. Una descrizione del flusso termico e quindi della velocità di regressione più realistico.

Grading in direzione y della mesh solida

I test descritti in questa sezione riguardano l'infittimento della mesh del combustibile in direzione y. Si opererà sempre sul paramentro di grading, quando questo numero è unitario tutti gli elementi in direzione y saranno di dimensioni uguali. Se il parametro sarà sotto l'unità come nel caso *test#21* dove si ha un grading 0.3 l'infittimento andrà verso l'alto dove il combustibile gassifica. Al contrario un parametro di grading superiore all'unità porterà ad avere la cella più spessa in corrispondenza dell'interfaccia con la fase gassosa. Nella tabella seguente sono elencate le simulazioni eseguite.

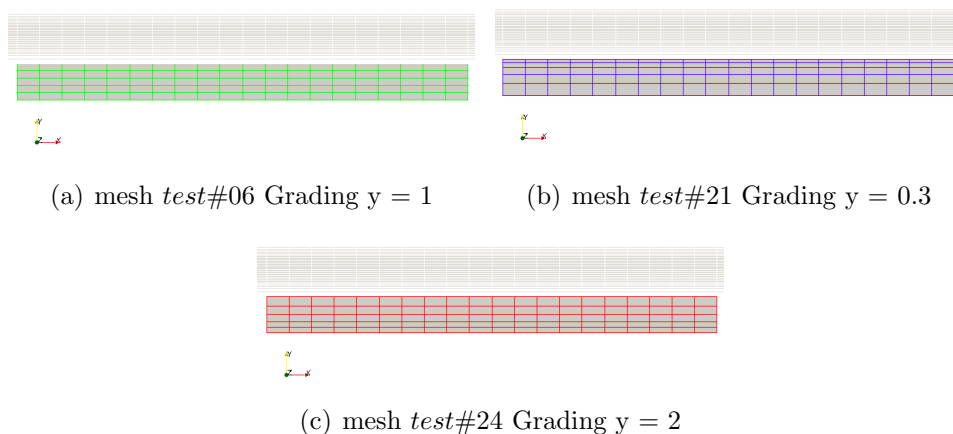
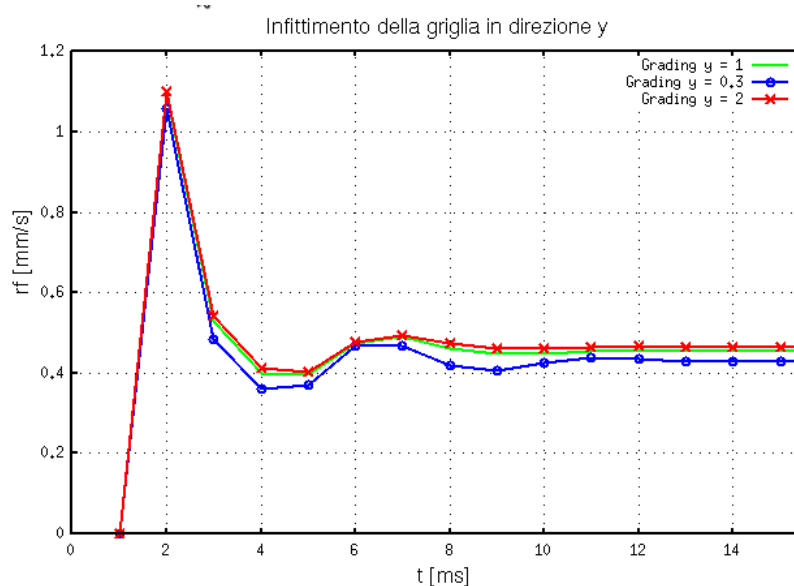


Figura 5.9: *Dettaglio della mesh della bassetta di combustibile solido e del volume solido (in chiaro, del quale la mesh rimane inalterata). Tre mesh con infittimento verso la superficie di interfaccia solido/gas per il solo volume solido. I colori delle mesh coincidono con le curve dei grafici.*



(a) Velocità di regressione media

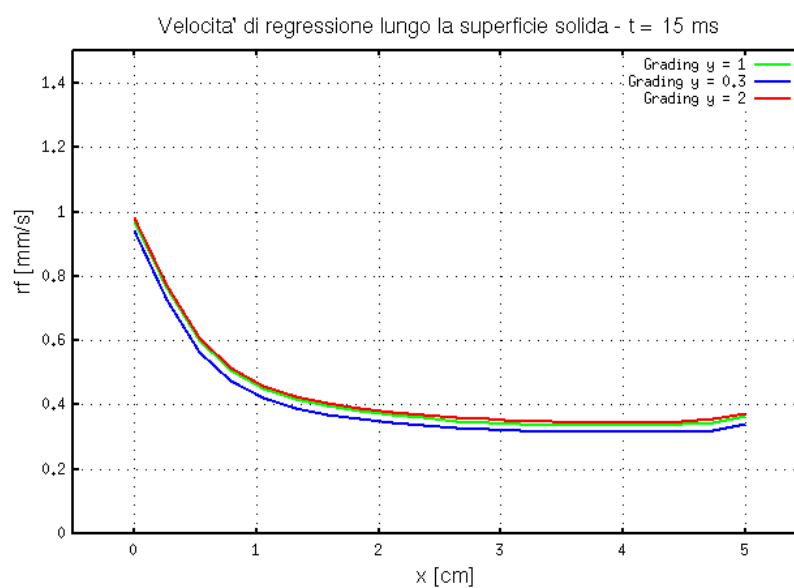
(b) Velocità di regressione lungo il grano $r_f(x)$

Figura 5.10: *HybridFOAM*, effetti dell'infittimento/rilassamento della griglia di calcolo nella direzione y per la bassetta di combustibile solido.

Le analisi effettuate confermano quanto già accennato rispetto all'algoritmo di calcolo. Il parametro su cui stiamo operando è sostanzialmente lo spessore di tutte le celle solide che si affacciano con la fase gassosa. Nel *test#21* queste celle sono tutte assottigliate, mentre nel *test#24* ne viene

raddoppiato lo spessore rispetto al test di riferimento (è possibile apprezzare queste variazioni dalle mesh riportate in figura 5.9). Se analizziamo il grafico 5.10(a) notiamo un comportamento strano per il caso con celle più spesse. L'analisi dinamica che sarà esplorata più avanti mostra come una mesh più spessa porti automaticamente ad avere un'inerzia termica più grande e quindi un ritardo nel raggiungimento della condizione di regime. Un altro aspetto interessante si ha nel calcolo stazionario dove verso i 15 ms è possibile apprezzare che se la prima cella è assottigliata la velocità di regressione diminuisce e questo effetto è imputabile al fatto che il codice utilizza solo le prime celle per l'equilibrio dell'equazione dell'energia. Questo ci suggerisce che non sarà affatto più realistico il dato fornitoci da una mesh più raffinata verso l'interfaccia solido-gas nè tantomeno sarà più erroneo il considerare celle più spesse. In questo caso sarà gioco-forza trovare un giusto compromesso che porti ad un buon accordo con i dati sperimentali, avendo in questo modo evidenziato uno dei limiti le software in uso.

5.3 Analisi di sensibilità alle condizioni al contorno di pre e post-camera

Fissata la geometria ci si è posti il problema di indagare come il codice fosse influenzato dalle condizioni al contorno. In particolare nell'ambito dello studio delle sensibilità dal modello di radiazione, si è dovuto approfondire come le pareti della pre-camera e post-camera entravano in gioco. In particolare si è posta enfasi su l'approfondimento di come la temperatura di queste superfici contribuisse alla variazione delle temperature di fiamma. In linea teorica, un modello più accurato dovrebbe riprodurre come il calore emesso dalla superficie di fiamma vada ad innalzare nel tempo la temperatura della porzione di precamera e post-camera. I costi computazionali di un tale modello aggraverebbero di parecchio i tempi di calcolo, senza portare ulteriori informazioni a quanto è in caso di studio, ovvero l'inerzia termica del combustibile. Le indagini del fenomeno della combustione, si devono quindi concentrare sulla sola porzione di combustibile e non su un sistema-motore, cosa che esula dal presente lavoro. Sorge quindi la domanda di come sia possibile riprodurre correttamente la fisica della sola combustione, necessitando di artifici per portare a convergenza la soluzione, come l'ispessimento o allungamento del dominio di calcolo.

Fatta salva quindi la validità del modello di equazioni in gioco sarà necessario trovare un giusto compromesso per le temperature delle superfici sopracitate. E' già stato analizzato precedentemente che l'assunzione di condizioni al contorno su tali superfici che tenesse in considerazione il contributo

radiativo portava a gravi errori. Quello che il modello introduceva era un'infinita velocità di raggiungimento della temperatura di regime delle patch ovvero superfici con conducibilità termica infinita. Tra l'altro non essendo impostate caratteristiche termodinamiche, per i motivi prima discussi, le superfici raggiungevano immediatamente temperature prossime a quelle di fiamma. Si è quindi optato per scegliere di fissare un valore alle temperature di queste pareti che fosse congruo con le tipiche temperature in gioco, e che riportasse solo più vicino al comportamento termofluidodinamico delle misurazioni sperimentali per tipologie SLab.

Influenza della temperatura superficiale T_0 di pre-camera e post-camera

Le analisi eseguite sono riferite alle patch prepost di HybridFOAM. Per impostare i valori di tali superfici si è usato il tipo `fixedValue` messo a disposizione dalla libreria di OF. I dati riportati in tabella 5.6 sono riferiti alle simulazioni effettuate spaziando in range di temperature di $1100K$.

Nome caso	$T_{prepost}[K]$	$r_f[mm/s]$
<i>test#53</i>	900	0.3745
<i>test#84</i>	1200	0.4086
<i>test#85</i>	1600	0.4988
<i>test#86</i>	2000	0.7545

Tabella 5.6: *Tabella delle simulazioni effettuate per la valutazione della sensibilità dell' r_f alla temperatura delle patch: prepost del codice HF*

La tendenza dei risultati risulta assolutamente chiara dal grafico 5.12 e dai relativi risultati di velocità di regressione riportati in tabella 5.6. E' evidente come più di qualsiasi altro parametro, la temperatura di tali superfici abbia influenza sulla velocità di regressione del combustibile. La variabilità risulta particolarmente marcata e ci permette di vedere come raddoppiando la temperatura $T_{prepost}$ si abbia quasi un effetto analogo sulla r_f .

Quello che si ottiene non è una diretta proporzionalità tra temperatura e velocità ma si ha un andamento che è molto simile ad un logaritmo (vedi figura 5.12). La non linearità non osservata è sintetizzabile come segue. L'incremento della temperatura delle superfici causa un aumento del flusso termico verso la fase gassosa. Tale flusso aumenta le temperature in fase gas per conduzione prima con lo strato immediatamente vicino alla superficie

5.3. Analisi di sensibilità alle condizioni al contorno di pre e post-camera

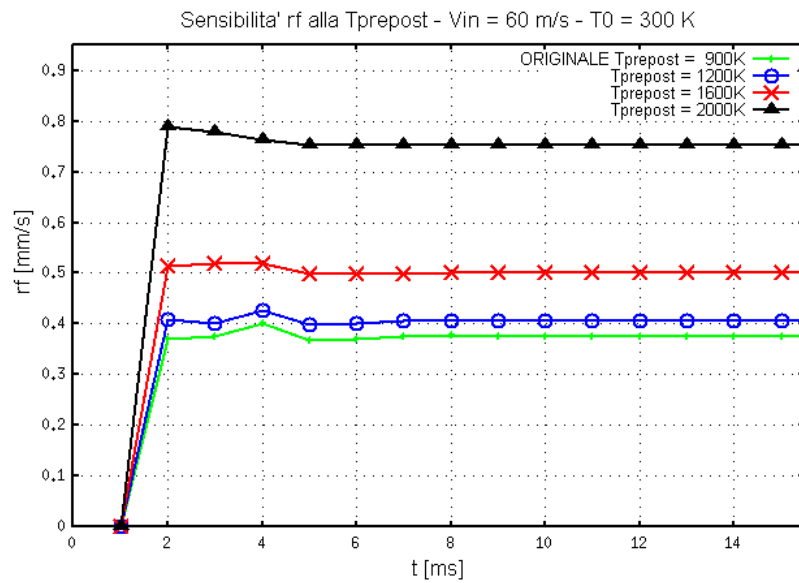


Figura 5.11: *HybridFOAM*, Sensibilità alla variazione della temperatura $T_{prepost}$

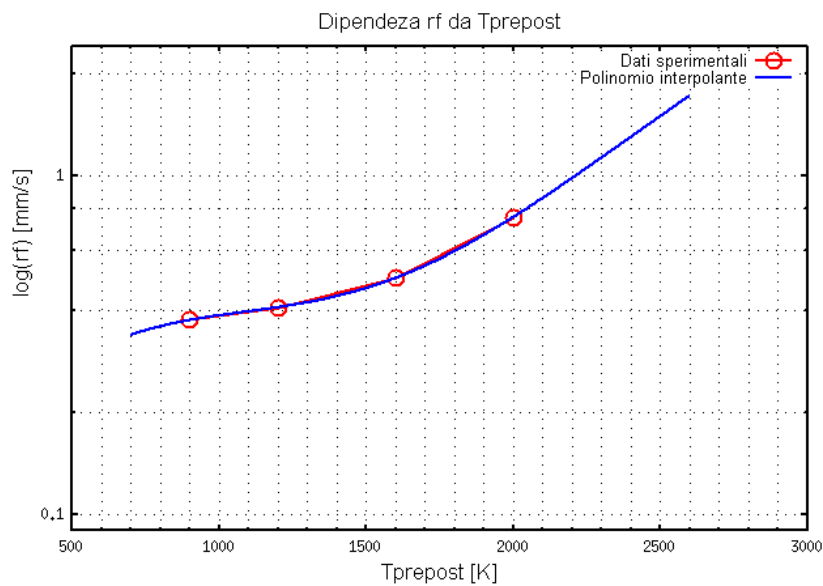


Figura 5.12: *HybridFOAM*: andamento della r_f in funzione della $T_{prepost}$ temperatura delle superfici inferiori della precamera e postcamera

e via via nel resto del dominio. L'incremento delle temperature comporta l'avvio delle reazioni chimiche in maniera accelerata, le quali per altro non seguono leggi lineari, ma hanno velocità di reazione condotte dalla legge di

Arrhenius e che quindi presentano una dipendenza al denominatore del fattore esponenziale. Sarà quindi possibile utilizzare il polinomio interpolante riportato in figura come grafico di taratura delle temperature delle superfici in esame, entrando in ordinata con il valore di r_f che più si avvicina ai dati sperimentali. In alternativa sarà possibile utilizzare la formula seguente che ci permette direttamente di calcolare preventivamente la temperatura $T_{prepost}$ a partire dal valore di r_f in mm/s .

$$T_{prepost} = a_1 * r_f^3 + a_2 * r_f^2 + a_3 * r_f + a_4 \quad (5.1)$$

Con: $a_1 = 7.05e + 04$; $a_2 = -1.26e + 05$; $a_3 = 7.46e + 04$; $a_4 = -1.31e + 04$; Il polinomio sopra ha validità nel range di regression rate $[0.2 - 1]mm/s$ ed è riferito a casi con flusso di ossidante di $50Kg/ms$.

Un altro fatto interessante che possiamo rilevare e che verrà approfondito nel capitolo sui transistori è che l'innalzamento delle temperature delle pareti sin dall'inizio della combustione hanno un effetto smorzante sulle oscillazioni iniziali.

5.4 Analisi di sensibilità dal coefficiente di conducibilità termica λ

Nell'ambito delle indagini condotte sulle proprietà termodinamiche del combustibile, si è voluto osservare anche la variabilità introdotta da modifiche sul coefficiente di conducibilità termica. Sono stati messi a punto 3 casi per HybridFOAM, che verranno in seguito confrontati con il caso di riferimento. Il coefficiente di conducibilità termica di un materiale descrive il rapporto che intercorre tra un flusso di calore e il gradiente di temperatura che lo genera. Tanto più tale numero è grande, quanto più a parità di differenza di temperatura sarà maggiore il flusso termico. Il discorso può anche essere visto al contrario ovvero a parità di flusso termico, più è alto il coefficiente di conducibilità termica più basso sarà il flusso termico che fluisce attraverso la medesima superficie.

Nel combustibile in esame l'HTPB, questo valore si aggira attorno ai $0.15W/mK$. L'HTPB è un polimero, la cui conducibilità termica può variare a seconda del processo di polimerizzazione seguito dal tipo di additivi, catalizzatori, plasticizzanti che vengono usati in fase di preparazione. Per tale ragione assumere un valore univoco sarebbe erroneo. Ci si riferirà di seguito al valore ottenuto dai dati sperimentali dell'SPLab, molto vicini a quelli di Chiaverini e Kuo. Il valore di riferimento sarà pertanto di $0.14W/mK$ e sarà il coefficiente del *test#53*. Verranno effettuate prove con coefficienti di conducibilità tipici di alcuni materiali sintetici. E' bene sottolineare che le

5.4. Analisi di sensibilità al coefficiente di conducibilità termica λ

altre caratteristiche del combustibile vengono lasciate invariate e quindi sarà erroneo leggere le velocità di regressione come se si riferissero al materiale indicato. Pertanto le indicazioni sui materiali vengono date per suggerire un'idea di come strutture molecolari diverse possano avere influenza sulla velocità di regressione.

In tabella 5.7 vengono riportati i risultati ottenuti dalle simulazioni effettuate con diversi coefficienti di conducibilità.

Nome caso	$\lambda[W/mK]$	Materiale tipo	$r_f[mm/s]$
test#53 Originale	0.14	HTPB	0.3745
test#89	0.10	Silicone	0.3812
test#87	0.18	PVC	0.3610
test#88	0.25	Paraffina	0.3433

Tabella 5.7: Tabella delle simulazioni effettuate per la valutazione della sensibilità dell' r_f dal coefficiente di conducibilità termica λ^1

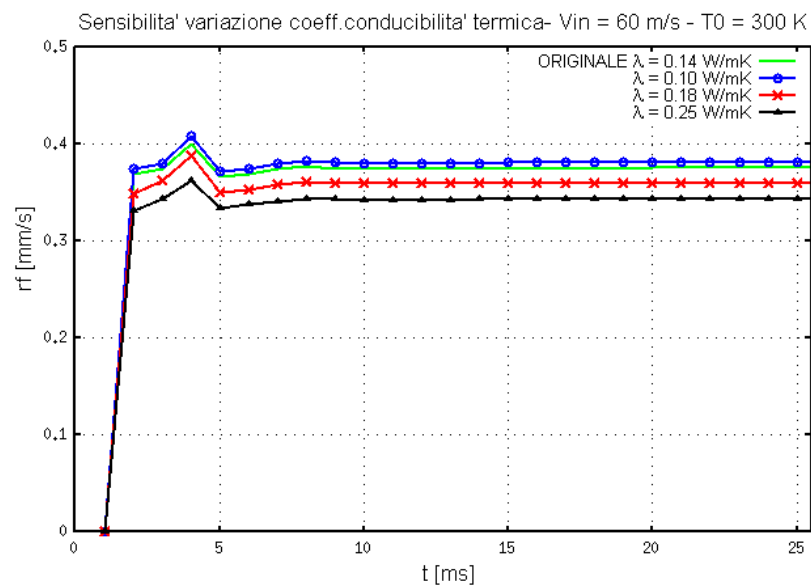


Figura 5.13: HybridFOAM, Sensibilità alla variazione del coefficiente di conducibilità termica λ

Da quanto è possibile apprendere dai grafici è evidente una buona dipendenza della velocità di regressione del combustibile dal coefficiente di conducibilità termica. Possiamo affermare che le simulazioni vanno nella

direzione di quanto ci si aspetta dalla fisica. Quello che si verifica è che aumentando λ (vedi *test#87* e *test#88*) il flusso termico in prossimità della superficie sia inferiore e tale da causare una diminuzione dell'entalpia di vaporizzazione e dunque una diminuzione della velocità di regressione media. Al contrario per valori di λ più bassi, come nel caso *test#83*, il calore nel grano penetra fino a strati inferiori, comportando un'accelerazione del fenomeno di pirolisi. Per completezza va anticipato che è possibile vedere come il coefficiente di conducibilità mostri effetti anche sulla dinamica, portando a ritardi differenti nel raggiungimento della condizione di regime, ma questo verrà approfonditamente discusso nel capitolo seguente.

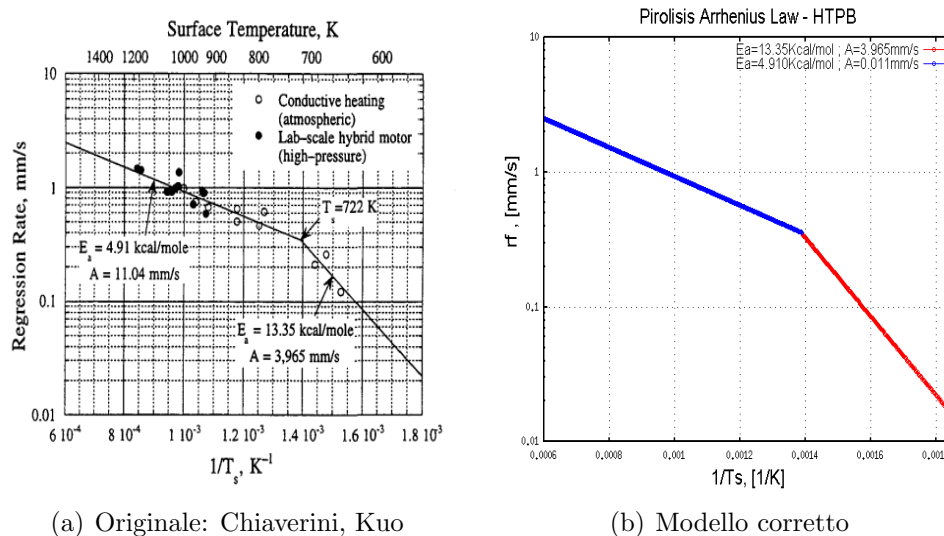
5.5 Analisi di sensibilità dai parametri del modello di pirolisi

Per determinare la velocità di gassificazione del combustibile viene utilizzato un modello di pirolisi che si basa sulla legge di Arrhenius.

$$r_f = Ae^{\frac{E_a}{RT_s}} \quad (5.2)$$

I valori delle costanti vengono presentati da Chiaverini [30] e l'andamento è riportato nella figura 5.14, dove sono chiaramente distinguibili due pendenze differenti della retta temperatura superficiale-regression rate. La pendenza della retta cambia in coincidenza della temperatura di flash point dell'HTPB, da loro individuata a 722K.

C'è da notare che i valori riportati nel loro grafico 5.14 non riproducono il vero andamento della curva rappresentata. Pertanto coerentemente con i valori di regression rate sperimentali, è stato modificato il valore del fattore preesponenziale A_{low} e i valori corretti sono rappresentati nella figura 5.14(b) a destra.



(a) Originale: Chiaverini, Kuo

(b) Modello corretto

Figura 5.14: Rappresentazione legge di pirolisi HTPB

Una volta riportati al modello corretto è possibile agire sui differenti parametri:

- A fattore preesponenziale m/s
- E_a Energia di attivazione dell' HTPB in fase solida J/m^2

La variazione in piccole percentuali di questi parametri viene effettuata al fine di evidenziare l'influenza della velocità di pirolisi nel processo di combustione. E' noto che la velocità di reazione di un qualsiasi composto chimico è non nulla per qualsiasi temperatura superiore allo zero assoluto. Sarà sempre presente una quantità di combustibile che reagisce e pirolizza in linea teorica, quel che cambierà sarà la rapidità di tale processo. A determinare tale velocità saranno temperatura della superficie solida e i due parametri sopra citati.

Sensibilità r_f alla variazione del fattore pre-esponenziale A

Il modello di pirolisi mostrato precedentemente è stato utilizzato invariato fino al *test#53* che prenderemo come riferimento per le successive analisi. I valori del fattore preesponenziale A sono stati variati nella misura di $\pm 10\%$ e $\pm 20\%$ riferite alle prove riportate in tabella 5.8

I risultati di tali prove svelano una sensibilità molto bassa della r_f media a tali variazioni, probabilmente dovuta alle basse portate specifiche in

Nome caso	A_{high} [m/s]	A_{low} [m/s]	%	r_f [mm/s]
<i>test#53</i>	0.01104	0.003965	–	0.3745
<i>test#59</i>	0.012144	0.0043615	+10%	0.3728
<i>test#60</i>	0.013248	0.004758	+20%	0.3711
<i>test#61</i>	0.009936	0.003568	–10%	0.3779
<i>test#62</i>	0.008832	0.003172	–20%	0.3818

Tabella 5.8: *Tabella delle simulazioni effettuate per la valutazione della sensibilità dell' r_f al fattore pre-esponenziale della legge di pirolisi*

gioco in queste prove. Ciononostante è visibile un abbassamento della velocità di regressione all'aumentare del fattore A e un aumento della stessa all'abbassarsi delle curve. Si può quindi assumere che la velocità di regressione sia inversamente proporzionale all'aumento del termine preesponenziale, contrariamente a quanto ci si aspetterebbe. La motivazione a questo trend antiintuitivo si trova andando a visualizzare le temperature superficiali T_s del combustibile (vedi figura 5.16). Quello a cui si assiste, anche se molto impercettibile, è una diminuzione della temperatura media della superficie del grano all'aumentare del fattore A una volta raggiunta una condizione di regime figure: 5.16(a),5.16(b) . Mentre ad un aumento della stessa al diminuire di A , figure: 5.16(c),5.16(d). L'incremento della temperatura seppur modesto comporta che sia necessaria una quantità minore di calore per raggiungere la medesima velocità di regressione.

5.6 Analisi di sensibilità dal coefficiente di emissività ϵ

Il modello di radiazione utilizzato è il modello P1 messo a disposizione nelle librerie di Openfoam. In tale modello è possibile agire su diversi parametri. Lato codice sorgente è modificabile la costante di Stefan Boltzmann relativa alla legge di irraggiamento del corpo nero. Nel file *radiationProperties* è possibile agire sui coefficienti di emissività e assorbimento della fase gas ovvero la *region1*.

Valori ideali di emissività non esistono, in quanto il modello da noi utilizzato è estremamente semplificato e non ammette la presenza di soot che in realtà sono la fonte maggiore di radiazione (oltre il 75%) come si può evincere dal grafico 5.17(a).

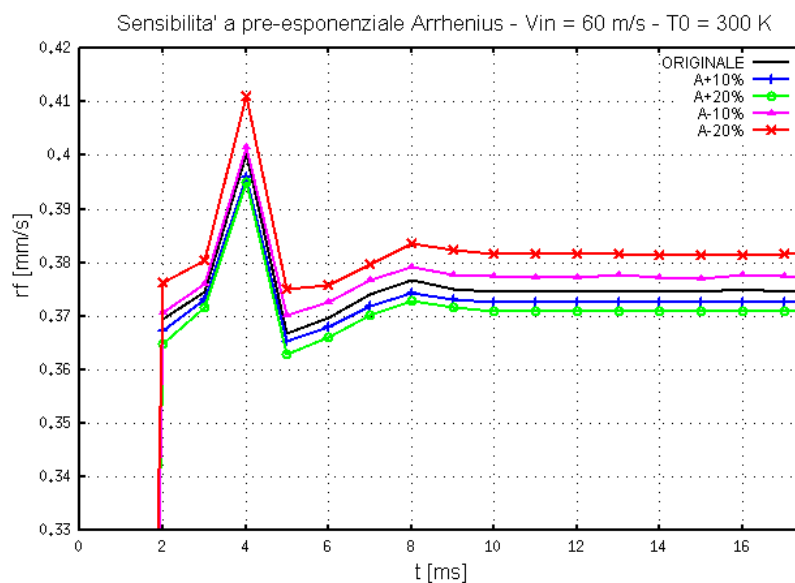


Figura 5.15: *HybridFOAM, Sensibilità variazione pre-esponenziale*

Se si esclude, come del resto fa il nostro modello, la possibilità di rifrazione di una superficie la somma di emissività e assorbimento dovranno dare valore unitario.

$$\alpha + \epsilon = 1 \quad (5.3)$$

E' altresì vero che modifiche ai valori di base di emissività e assorbimento del gas, che vadano nella direzione del comportamento di una fase reagente con presenza di soot, innalzano la velocità di reazione senza comportare errori apprezzabili nel calcolo delle altre quantità termo-fluidodinamiche. Si tratta quindi in questo caso di tarare il modello di radiazione, tenendo conto che gran parte della radiazione emessa in fase gas nei nostri test sarà causa di altre specie chimiche CO, CO₂

Dipendenza della radiazione emessa dalla frazione molare di CO

L'intensità della radiazione è fortemente dipendente dalla presenza di soot, cosa che come anticipato non è compresa nel set a 6 reazioni di cinetica chimica. Si può concludere che la gran parte della radiazione emessa dalla fase gassosa sia attribuibile alle specie CO, e dai radicali dell'Idrogeno e dell'ossigeno. La scarsissima presenza di tali specie nella porzione irraggiante affacciata alla superficie solida ne limita l'effetto, che risulta presente solo in parte per l'iniziale comparsa di CO verso la parte terminale del combustibile (vedi figura 5.18).

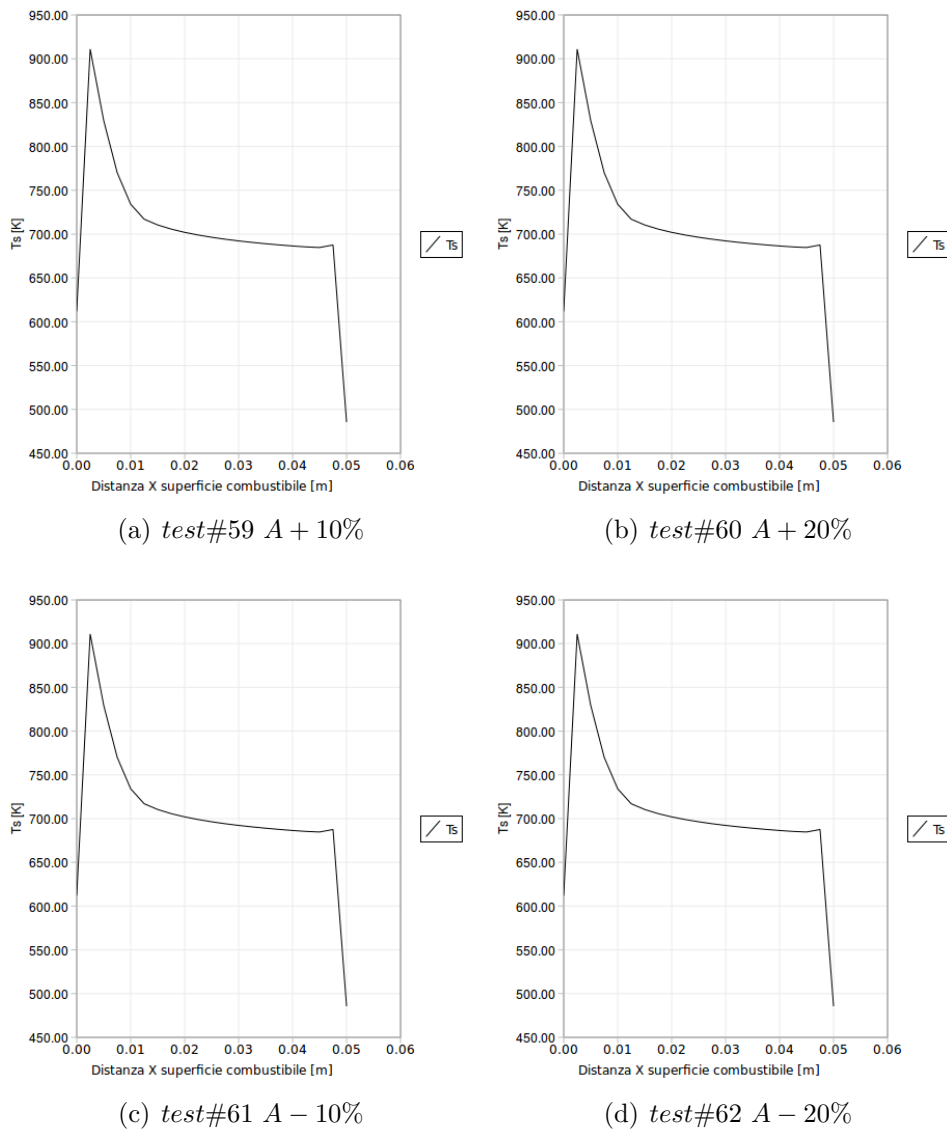
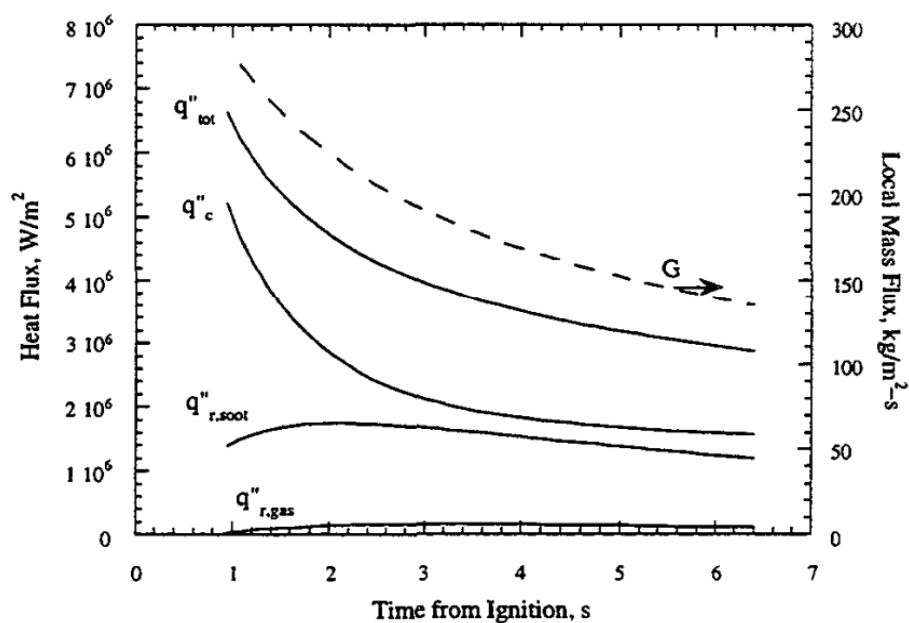
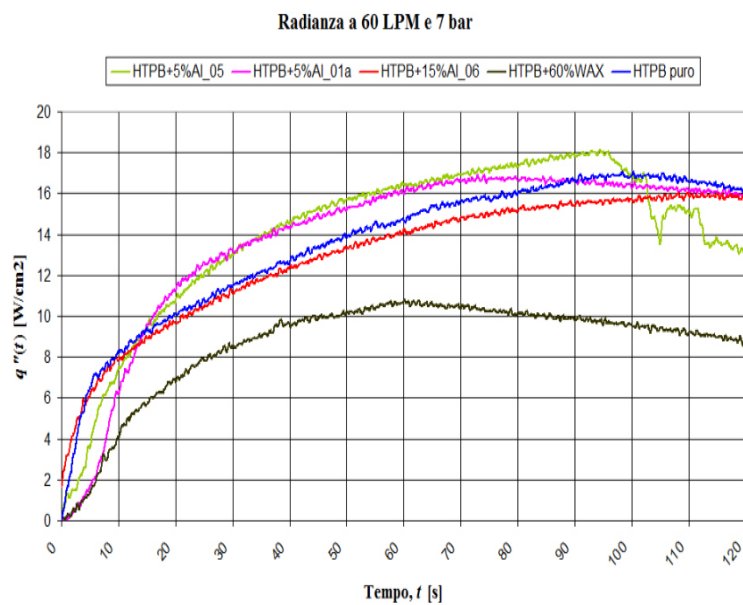


Figura 5.16: *HybridFOAM*, Temperature superficie combustibile, $V = 60\text{m/s}$, $P = 2\text{atm}$

Nella figura 5.18(a) viene riportato l'andamento della seconda simulazione dove le condizioni al contorno non erano state cambiate, questo comportava un aumento delle temperature in gioco e una precoce comparsa della CO come prodotto delle reazioni. Tale fenomeno non sarà più presente nei test successivi. Possiamo dunque concludere che il maggior produttore di irraggiamento a bassi flussi di ossidante è la CO , tale specie comincia a presentarsi come prodotto di reazione solo verso la parte terminale del grano, per tale ra-



(a) Flussi termici numerici Chiaverini e Kuo



(b) Flussi termicisperimentali SPLab

Figura 5.17: Intensità del flusso radiante in W/m^2 alla superficie del combustibile solido.

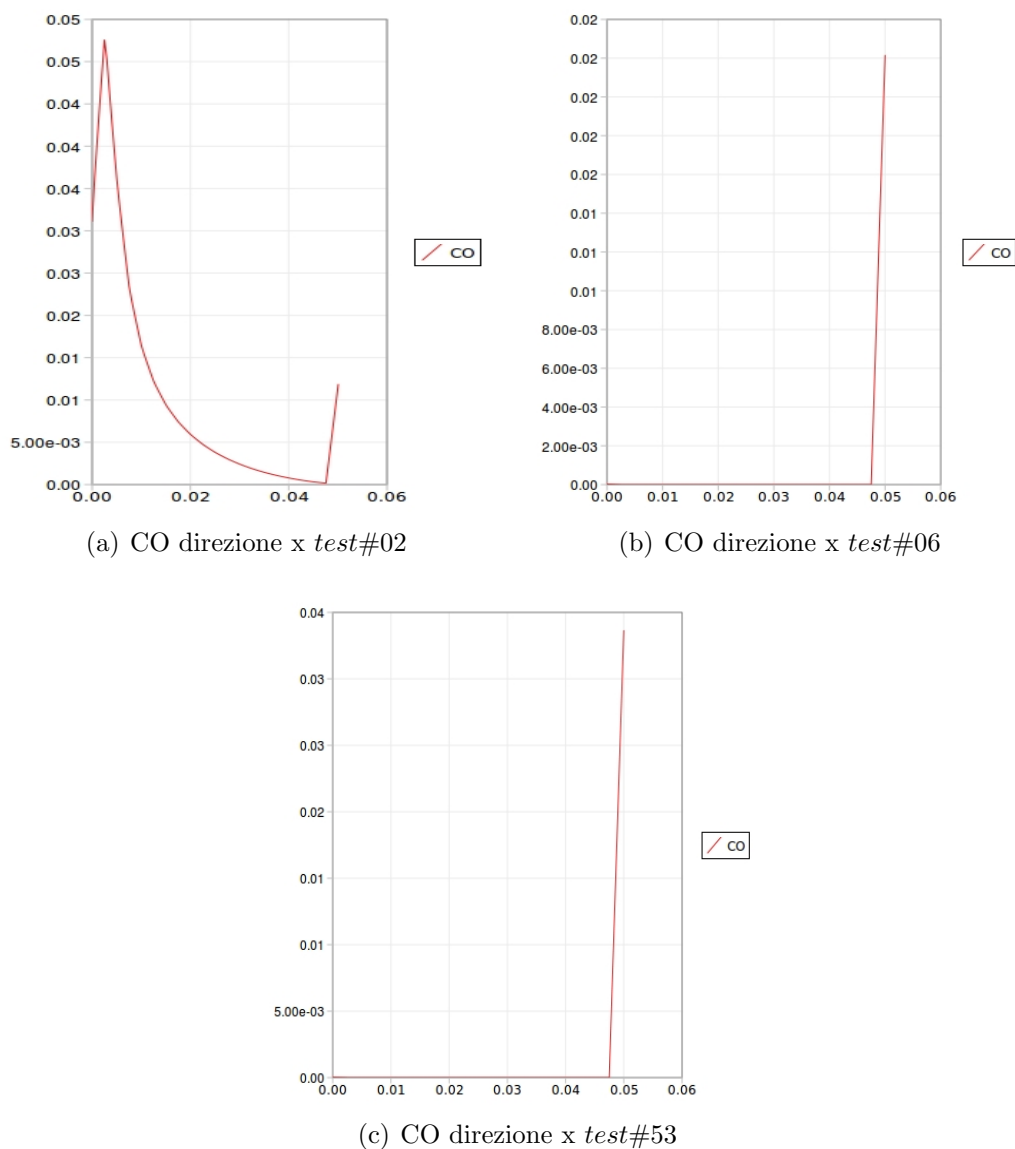


Figura 5.18: *HybridFOAM*, Frazione molare di Y_{CO} in direzione x superficie combustibile

gione il contributo radiativo rimarrà nell'ordine di $10^5 W/m^2$ come riportato in figura 5.19. E' possibile notare una differenza sostanziale nella presenza di CO tra il *test#06*² e uno dei test convalidati come il *test#53*.

²Un breve confronto dimostra che in un caso con condizioni al contorno non modificate, ovvero la possibilità che le temperature delle patch inferiori si adattino istantaneamente a valori di temperatura elevati causati dalla radiazione incidente (*test6dcut*), i valori risultino

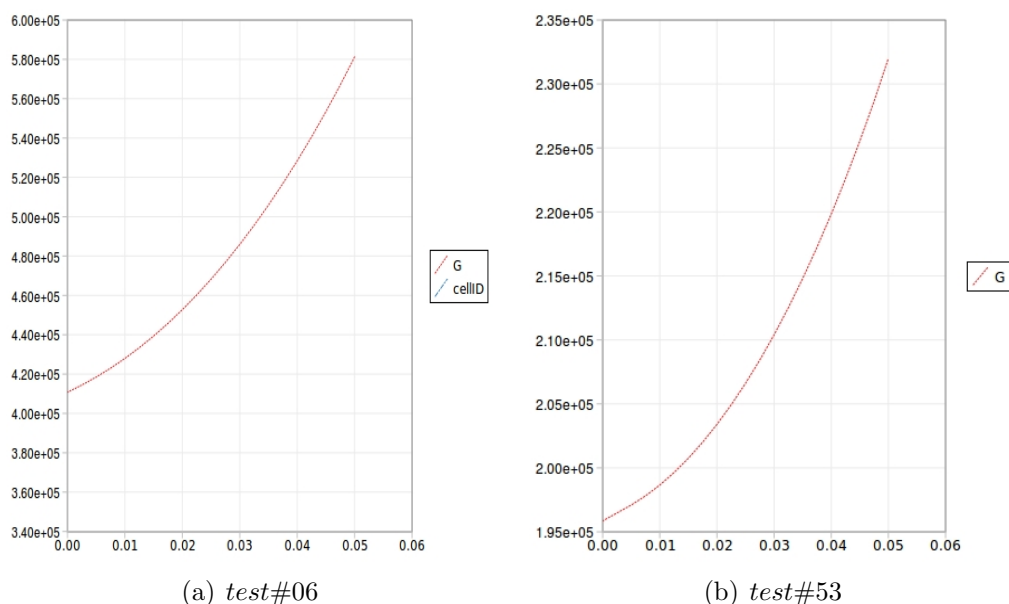


Figura 5.19: *HybridFOAM*, Intensità di radiazione che colpisce la superficie del combustibile in W/m^2 per due casi test

Variazione della velocità di regressione in funzione dell'emissività ϵ del gas

Verranno ora esposti i risultati di 3 simulazioni, i quali verranno poi confrontati con il test di riferimento *test#53*³ dove i valori di emissività e assorbimento si uguagliano e hanno valore di $0.51/m$.

I dati di emissività e riepilogativi dei risultati vengono riportati in tabella 5.9, e in figura 5.20.

Analizzando quanto riportato in letteratura [29], [30], [31] e confrontandoli con i flussi termici radiativi presenti nel nostro modello si possono fare le seguenti considerazioni. I valori di portata del caso in oggetto nei nostri test, presenta valori G_O nell'ordine dei $50 Kg/m^2s$, per tali flussi l'intensità della radiazione della fiamma si dovrebbe attestare su valori nell'ordine dei $10^5 W/m^2$, cosa che viene confermata dai nostri test.

A parità di caratteristiche reologiche del combustibile e fluidodinamiche del gas, l'aumento del coefficiente di emissività del gas comporta un aumento del calore assorbito dalla fase solida. Questo si traduce in aumento di entalpia, ad un aumento di temperatura e conseguentemente ad un aumento della

superiori.

³*test#53*: è il caso di riferimento con geometria perfezionata.

Nome caso	emissività $\epsilon[1/m]$	assorbimento $\alpha[1/m]$	$r_f[mm/s]$
<i>test#53</i>	0.5	0.5	0.3745
<i>test#69</i>	0.3	0.7	0.3701
<i>test#70</i>	0.7	0.3	0.3800
<i>test#71</i>	0.95	0.05	0.3900

Tabella 5.9: Tabella delle simulazioni effettuate per la valutazione della sensibilità di r_f dal valore ϵ di emissività del gas

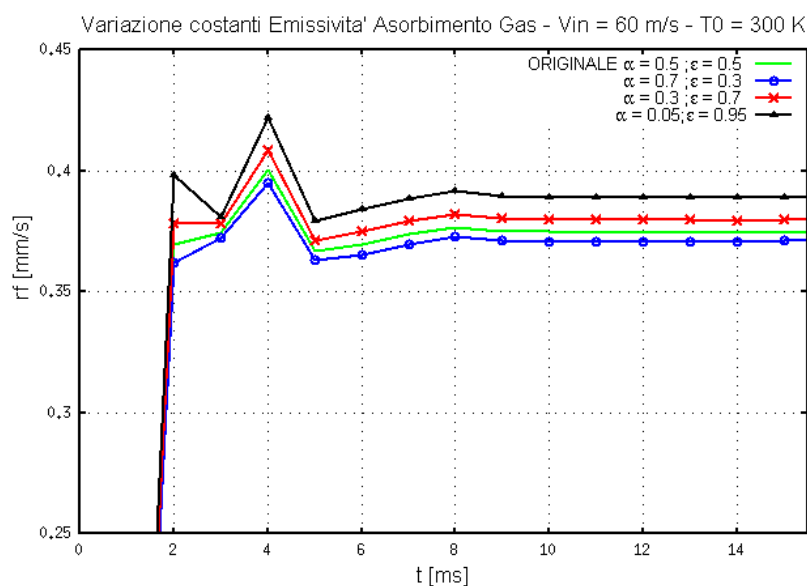


Figura 5.20: HybridFOAM, Sensibilità alla variazione delle costanti di assorbimento/emissività

velocità di regressione del combustibile. Possiamo quindi concludere che: valori di emissività più elevati hanno un effetto benefico su r_f . Aumentando ϵ , si forza la fisica del problema a comportarsi come se fosse presente soot o una frazione molare maggiore di radicali, questo potrebbe essere preso come spunto per lavori successivi. Molto meno influente è la variazione del coefficiente di assorbimento α del gas, il che implica che il modello P1 non riesce a simulare in maniera efficace l'assorbimento di radiazione del gas emesso da strati di gas superiori e la gran parte del calore viene quindi scambiato per scambio termico conduttivo tra superficie e gas. Queste considerazioni sono avvallate dal fatto che a fronte di variazioni di un ordine di grandezza del coefficiente α portano a variazioni di pochi Kelvin nella temperatura del gas.

Capitolo 6

Analisi del comportamento instazionario

6.1 Inquadramento del problema e motivazioni

Prima di definire l'obiettivo può essere utile un breve inquadramento del problema del throttling o della regolazione della spinta. Nel presente lavoro si concentrerà l'attenzione non sull'effetto complessivo che esso (il throttling) ha sul motore completo, ma degli effetti inerenti alla struttura della combustione. Supponendo di sintetizzare il sistema complesso di camera di combustione come una black-box (vedi figura 6.1) possiamo distinguere quali siano gli ingressi le uscite e i parametri interni sui quali agire. Bisogna sempre ricordare che il modello per la combustione ibrida implementato opera risolvendo equazioni differenziali discretizzate ai volumi finiti. Il problema in questione è fortemente non lineare, si è già visto in precedenza come piccole variazioni dei parametri possono portare all'arresto del calcolo, conseguenza di biforcazioni rispetto ad un comportamento lineare. Sarà quindi necessario porre molta attenzione nell'analizzare cosa e come eseguire le analisi ricordando la natura del modello. Saremmo subito tentati di impostare test parametrici al fine di ricavare una legge generale dipendente da tali parametri e rappresentativa entro certi range da queste quantità. Se si procedesse in tal modo si rischierebbe di generalizzare risultati che non possono essere generalizzati, difatti se operassimo una discretizzazione a step dei parametri ed eseguiamo N simulazioni, potremmo rappresentare un trend di queste ma non sarebbe possibile indicarlo come comportamento interpolante, in quanto non vi sarà certezza alcuna sul comportamento della combustione negli step intermedi.

Allo stato attuale è possibile affermare che il software HF¹ utilizza robusti metodi di discretizzazione che permettono di affrontare calcoli in transitorio e restituire risultati significativi dal punto di vista fenomenologico. Il modello di combustione è molto accurato e considera la presenza di uno strato limite turbolento con reazioni chimiche, come dettagliato nel Capitolo 4.

Fatte queste premesse, e colte le potenzialità, ci poniamo l'obiettivo di analizzare quale sarà la risposta della combustione a variazioni sempre più rapide del flusso di ossidante in ingresso sia positive che negative. Si valuterà poi come questi andamenti variano in relazione ad alcuni parametri relativi alla formulazione chimica del combustibile, e relativi alla fase gassosa. Pertanto verrà presentato un primo gruppo sul quale sarà possibile svolgere studi parametrici. In base a considerazioni sul peso di alcuni di questi rispetto agli altri, verrà concentrata l'attenzione su un sottinsieme utile ad impostare un primo studio della dinamica.

6.1.1 Inerzia termica nell'endoreattore ibrido

Numerosi autori si sono cimentati nell'indagine del comportamento dinamico della combustione nell'endoreattore ibrido. Karabeyouglu e Altman [3] hanno indagato come la particolare struttura di fiamma diffusiva differisca radicalmente nel comportamento dinamico rispetto agli altri tipi di endoreattori. Ciò che risulta evidente dai loro studi è che al variare del flusso di ossidante si assiste ad un ritardo di risposta nel rateo di regressione del combustibile. Tale fenomeno viene detto *thermal-lag*, ovvero ritardo termico. Tale fenomeno è sostanzialmente causa della natura stessa della combustione ovvero della presenza di una combustione sostenuta da una fiamma sviluppata in fase gassosa che alimenta se stessa pirolizzando un combustibile in fase solida. La differenza delle fasi comporta che ci siano coefficienti di conducibilità differenti e di valore finito. Se la portata di ossidante si modifica, e si resta dentro i limiti di infiammabilità, la fiamma tende ad adattarsi quasi istantaneamente a tale variazione. Non si può dire lo stesso per la fase solida che funziona, usando un'analogia meccanica, come un disco d'inerzia. Interessanti trend sono stati indagati in passato ad evidenziare come variazioni dell'energia di attivazione del combustibile portasse a sovraelongazioni causate dal *thermal-lag*, e come altra causa delle anticipazioni della dinamica del solido rispetto al fluido nei primi istanti del throttling. In generale si osserva che valori energia di attivazione più elevati (vedi figura ??) portano ad un accentuazione della sovraelongazione, il cui valore massimo viene raggiunto in tempi più rapidi. Una sostanziale invarianza dall'energia termica ha invece

¹HybridFOAM

il tempo di rilassamento che rimane sostanzialmente invariato per le 3 prove mostrate dagli autori.

L'inerzia termica del solido funge quindi da smorzatore, ma in alcuni casi può portare ad estinzione o all'instaurarsi di combustioni instabili. Infatti per valori elevati di energia di attivazione il sistema anticipa la risposta nella fase iniziale e può portare alla nascita di oscillazioni instabili di pressione a bassa frequenza. Le instabilità di combustione non saranno oggetto del seguente lavoro e si rimanda pertanto agli studi di Karabeyoglu e collaboratori [32] per approfondimenti.

Tutte le simulazioni effettuate dagli autori precedentemente citati, si basavano sulla scrittura delle equazioni non lineari e seguite da una linearizzazione delle stesse. C'è da notare una sostanziale differenza di questo modello dal nostro, legata al fatto che il fenomeno del ritardo termico è fortemente dipendente da ciò che avviene in prossimità della superficie, e quindi un modello di strato limite accurato può cambiare sostanzialmente i risultati precedentemente trovati, fatto che potrebbe essere indagato con l'uso di HF.

Nel panorama globale restano quindi inesplorati gli effetti degli altri parametri relativi alla composizione chimica del combustibile e anche relativi alle proprietà radiative o geometriche della camera di combustione. Approfondimenti in tali direzioni rivestono ad oggi grandissimo interesse.

6.2 Metodologie di analisi

In prima istanza eseguiamo una rappresentazione a black-box del problema, per evidenziarne parametri ingressi e uscite.

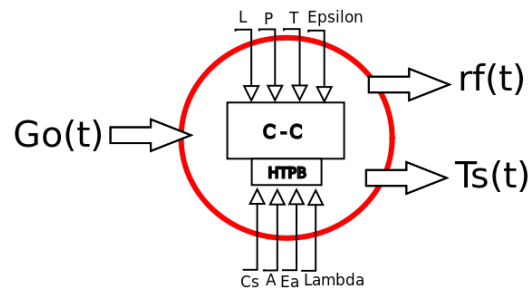


Figura 6.1: *Black Box per l'analisi del comportamento dinamico della combustione in HF*

L'ingresso sul quale possiamo agire direttamente è la velocità d'ingresso dell'ossidante, che comporta una determinata portata G_o di O_2 rapportato alla sezione del porto (o sezione della camera nel caso di apparato SLab).

I parametri del sistema sono poi divisibili tra:

- Parametri Fase Solida
 - Calore specifico combustibile C_s
 - Fattore pre-esponenziali A
 - Energia di attivazione E_a
 - Conducibilità termica combustibile λ
- Parametri Fase Gassosa
 - Emissività del gas ϵ
 - Lunghezza della post-camera di combustione L_{post-c}
 - Temperatura delle pareti prepost $T_{prepost}$
 - Pressione della camera P

6.2.1 Definizione degli input

Si cercherà il più possibile di spaziare nei valori di flussi in ingresso in modo tale da poter evidenziare oltre al comportamento dinamico, anche i limiti di estinzione della camera. Per tale ragione gli input avranno ampiezze maggiori da 20 a 80Kg/m^s.

Al fine di evidenziare la risposta temporale della velocità di regressione $r_f(t)$ della temperatura della fase gassosa $T_g(t)$ e della storia temporale della temperatura superficiale del combustibile $T_s(t)$, utilizzeremo i seguenti input:

- Gradino iniziale in salita
- Gradino a doppia rampa alto
- Gradino a doppia rampa basso
- Doppietta

Ogni input sarà caratterizzato inoltre dalla τ delle rampe, e dall'ampiezza del throttling. Le τ saranno sequenzialmente ridotte per ogni segnale di input che sarà come nella seguente sequenza:

- $\tau = 0.005ms$: regime - rampa in salita - assestamento - rampa in discesa - assestamento - doppietta
- $\tau = 0.003ms$: regime - rampa in salita - assestamento - rampa in discesa - assestamento - doppietta

- $\tau = 0.001ms$: regime - rampa in salita - assestamento - rampa in discesa
- assestamento - doppietta

Ogni input si differenzia dall'altro per l'ampiezza, ovvero avremo 3 storie temporali con rapporto di throttling crescente:

	TR
Input1	1 : 1.25
Input2	1 : 1.50
Input1	1 : 1.75

Tabella 6.1: *Throttling ratio per i vari input*

I differenti segnali vengono riportati nelle figure seguenti.

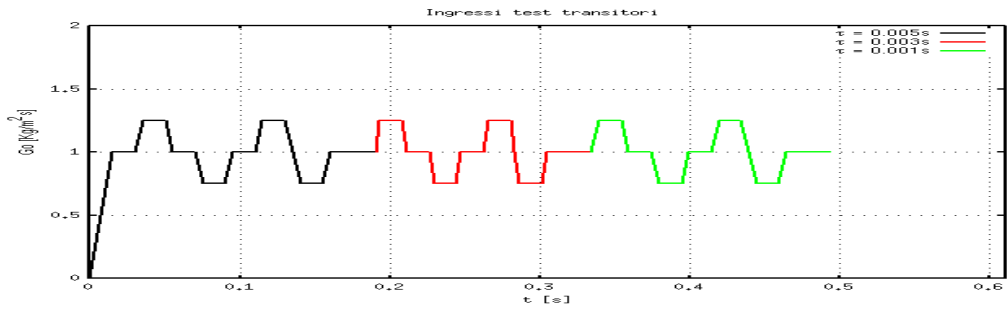
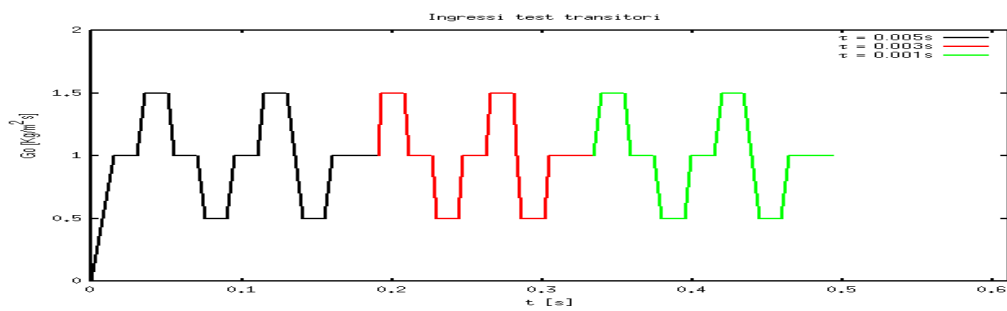
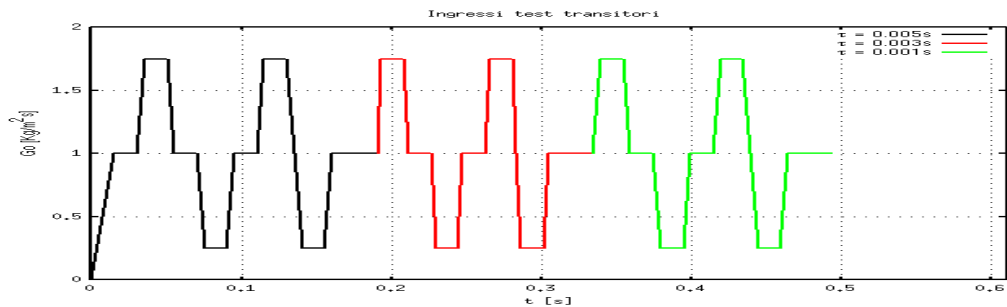
(a) Throttling su G_o 1 : 1.25(b) Throttling su G_o 1 : 1.50(c) Throttling su G_o 1 : 1.75

Figura 6.2: *Andamento dei 3 ingressi per i test dinamici della combustione in HybridFOAM. Rampa in salita, rampa in discesa, doppietta. Gli ingressi variano in ampiezza. Ogni ingresso esegue rampe e triplette in serie e diminuendone i tempi dei transitori $\tau = 0.001, 0.003, 0.005s$. $G_0 = 50Kg/m^2s$ è il valore di riferimento attorno a cui vengono effettuate le rampe delle stesse quantità.*

6.2.2 Matrici della sperimentazione numerica

Come accennato in precedenza i test effettuabili sono parametrizzabili in funzione di differenti quantità. Lo spettro delle possibili analisi viene costruito a partire da tutti i test effettuati utilizzando il codice HF, nei test stazionari. Ci si potrebbe prefiggere l'obiettivo quindi di riprodurre i medesimi test per comprendere il comportamento dinamico al variare di tutte le quantità analizzate in precedenza.

A partire dalla matrice generale si è quindi focalizzata l'attenzione su alcuni parametri che sono quelli evidenziati in grigio. Si è proceduto ad un approccio a scacchiera, escludendo di variare il rapporto di throttling e variando su portate e parametro di riferimento. La tabella della sperimentazione numerica sarà quindi la seguente:

$G_o [Kg/m^2s]$	Fase solida			Fase gassosa						
	$\lambda [W/mK]$			$L_{post-c} [cm]$		$T_{prepost} [K]$		$P [atm]$		
	0.10	0.14	0.25	8	20	900	1200	2	4	6
20	<i>testD#01</i>	-	<i>testD#02</i>	fixed	-	<i>testD#06</i>	<i>testD#07</i>	<i>testD#12</i>	-	<i>testD#13</i>
50	-	<i>testD#03</i>	-	<i>testD#08</i>	<i>testD#09</i>	fixed	-	<i>testD#14</i>	-	-
100	<i>testD#04</i>	-	<i>testD#05</i>	fixed	-	<i>testD#10</i>	<i>testD#11</i>	<i>testD#15</i>	-	<i>testD#16</i>

Tabella 6.2: *Matrice della sperimentazione numerica, prove dinamiche. I test sono indicati con l'identificativo testD#NN dove la D indica che si tratta del test dinamico, e NN è riferito al numero del test. Le colonne riferite alla L_{post-c} e $T_{prepost}$ sono incrociate ovvero dove troviamo valore fixed vuol dire che i test corrispondenti a quella linea a destra o sinistra saranno fatti variando i parametri rispettivi alla colonna dov'è indicato il nome e fissato il parametro della colonna fixed.*

Per quanto riguarda i parametri sui quali si concentrerà l'indagine, sono stati scelti quelli che hanno mostrato maggior peso nella variabilità della combustione nei test statici. Quindi sono stati selezionati per la fase solida:

- il coefficiente di conducibilità termica λ ;
- per il dominio gas:
- la lunghezza della post camera L_{post-c} ;
 - la temperatura delle superfici basse della pre e post camera $T_{pre-post}$;
 - la pressione P in camera di combustione.

In realtà si è deciso di optare per un accoppiamento tra i test sulla lunghezza e sulla temperatura, e quindi dove in tabella si vede una colonna con segnata la dicitura *fixed*, si intende che per i test di lunghezza-temperatura sulla medesima riga si ritiene fissato il valore a cui fa riferimento, mentre varia il parametro rispettivo alla colonna ove è indicato il nome del test.

6.2.3 Definizione delle storie di input operative

Come si evince dalla tabella precedente, si è optato per non variare i rapporti di throttling ma di mantenere il medesimo 1:1.5 per tutte le prove. La considerazione che sta alla base è legata all'osservazione che se si vuole indagare la variabilità della risposta al variare dei flussi specifici in ingresso, il fatto di averne selezionati 3 e che questi siano già in parte equispaziati ci permette di indagare un buon range di portate. Se poi teniamo in considerazione il rapporto di throttling, avremo risposte che si muovono tra i $10kg/m^2s$ e i $120Kg/m^2s$. Al fine di ottimizzare i tempi di calcolo i vari input verranno tarati per ogni portata specificain funzione di caratteristiche dinamiche che verranno discusse in seguito.

6.2.4 Definizione dei tempi di rilassamento

Ognuno di questi input verrà eseguito in sequenza a partire da una condizione di regime e saranno intervallati da un certo tempo T_a detto tempo di rilassamento utile a far assestare la risposta. Sarebbe possibile scegliere un valore di T_a sufficientemente grande in modo da garantirci che i vari input portino sempre da una condizione di regime, ma tale approccio porterebbe a inutile spreco di tempo/macchina per le simulazioni. Un giusto compromesso tra tempo/numero di calcolatori/numero storie di input, può essere trovato andando a minimizzare i tempi morti tra un input e il successivo. Una precisa stima del tempo di assestamento non è possibile aprioristicamente, ed essendo in analisi l'influenza di alcuni parametri sul comportamento dinamico la situazione si complica ulteriormente. Sono quindi stati effettuati dei test di taratura degli input, in funzione delle tre portate specifiche utilizzate. I test sono stati realizzati andando a quantificare per ognuna di queste condizioni quale fosse il più lungo tempo di assestamento della risposta transitoria. Avendo quindi osservato che il comportamento del sistema è simile a quello di un sistema del second'ordine, si è imposto come input di riferimento uno scalino di portata $0 - G_0 - ValoreDiRiferimento$ da zero al valore di assestamento riferito alla portata specifica nominale. Riportiamo in tabella i risultati dei test effettuati.

Nome caso	G_o [kg/m^2s]	T_a [ms]
<i>testTD#01</i>	20	30
<i>testTD#02</i>	50	22
<i>testTD#03</i>	80	17

Tabella 6.3: *Test dinamici di taratura per la caratterizzazione dei piu lunghi tempi di assestamento a seconda del flusso specifico di ossidante HybridFOAM.*

Gli input definitivi vengono quindi riportati in figura 6.3. E' possibile notare che nel complesso la storia di input è più lunga per simulazioni a bassi flussi, poichè per questi ultimi i tempi di assestamento per ogni input transitorio è allungato. Questo fatto mette in luce che ponendo come variabili il numero di calcolatori a disposizione sarà possibile definire una minimizzazione dei tempi di calcolo accodando in modo intelligente le simulazioni. E' stato stimato che tale procedura ha permesso di risparmiare circa 7 giorni di calcolo sulle complessive 2 settimane.

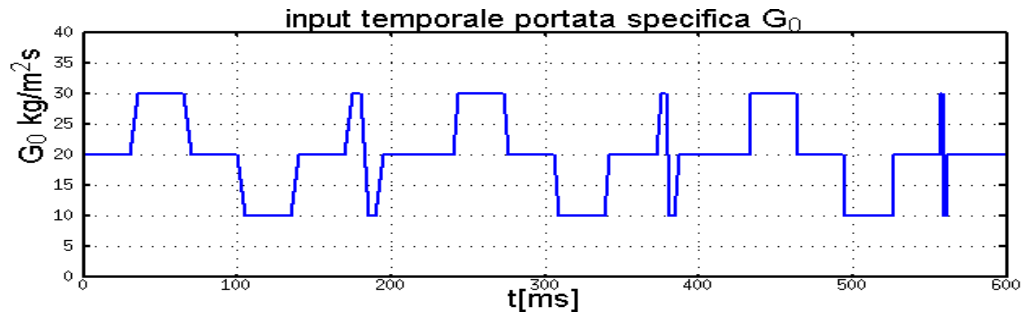
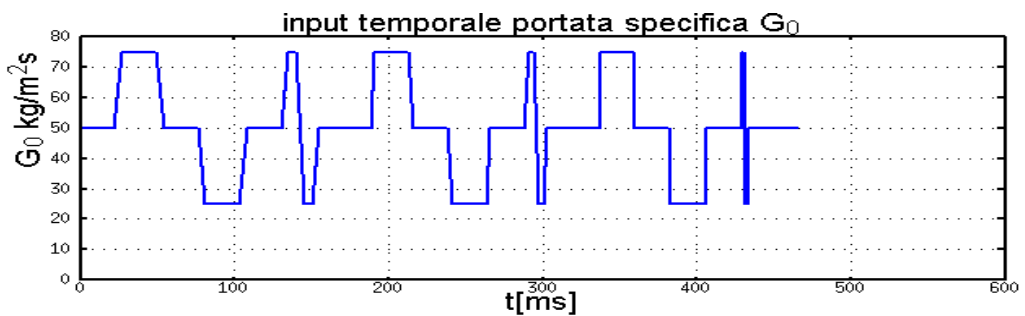
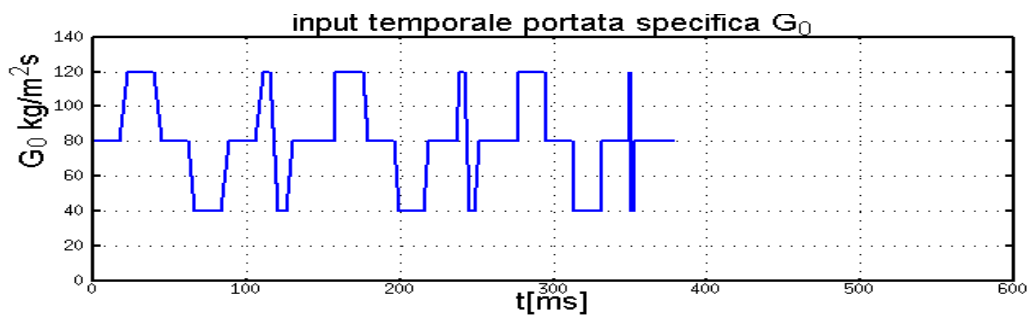
(a) Tempo di assestamento $T_a = 30ms$; $T_{simulato} = 0.6s$ (b) Tempo di assestamento $T_a = 22ms$; $T_{simulato} = 0.45s$ (c) Tempo di assestamento $T_a = 17ms$; $T_{simulato} = 0.4s$

Figura 6.3: Andamento dei 3 ingressi per i test dinamici della combustione in HybridFOAM. Rampa in salita, rampa in discesa, doppietta. Il rapporto di throttling è di 1:1.5. Ogni ingresso esegue rampe e doppiette in serie e diminuendone i tempi dei transitori $\tau = 0.001, 0.003, 0.005s$. $G_0 = 50Kg/m^2s$ è il valore di riferimento attorno a cui vengono effettuate le rampe delle stesse quantità. Notare la differenza dei tempi di assestamento tarati sul singolo caso, che comportano tempi di simulazione differenti.

Capitolo 7

Discussione e analisi dei risultati

Verranno in questo capitolo esposti i risultati ottenuti nelle simulazioni transitorie. Gli input avranno tutti uguale rapporto, ovvero doppiette, gradini e rampe saranno effettuati su differenti portate specifiche ma con rapporti di throttling di 1:1.5. Le prove verranno distinte in prove parametriche per fase solida e prove parametriche per fase gassosa. Se per la fase solida le caratteristiche indagate sono relative alle caratteristiche chimico-fisiche del materiale e quindi possono offrire spunti su quali proprietà del combustibile amplifichino o smorzino certi comportamenti. Le considerazioni sulla fase gassosa vogliono perlopiù fornire indicazioni sulla geometria che meglio può rappresentare la reale dinamica della combustione per quanto riguarda i parametri di temperatura e lunghezza della post-camera. Per quanto riguarda l'influenza della pressione ci si aspetta di poter ricavare un andamento della velocità di regressione che segua e leggi sperimentali in funzione della pressione. Non da meno sarà messo in discussione l'effetto smorzante o meno della pressione della camera di combustione indagando i meccanismi che collaborano a tale fenomeno.

Il capitolo sarà così strutturato: presentazione del parametro base dello studio dinamico, illustrazione e degli input e delle risposte temporali per la velocità di regressione, conclusioni di merito fisiche e numeriche.

7.1 Risposte al throttling

Per analizzare i fenomeni discussi nel capitolo precedente come il ritardo termico che si genera tra fase solida e gassosa, sono state impostate simulazioni con transitori caratterizzati da un punto di minimo, un punto di massimo ed un tempo transitorio. I tempi di tali transitori verranno d'ora in poi

chiamati τ_{t1} , τ_{t2} , τ_{t3} e avranno rispettivamente valore di 5, 3, 1ms millesimi di secondo. Con il termine risposta del sistema faremo inizialmente riferimento alla risposta della velocità di regressione media del combustibile. La media della velocità di regressione è calcolata lungo l'ascissa x del combustibile, sarà quindi la media delle misure puntuali di regressione diviso la somma della dimensione delle celle in cui è suddivisa la stessa. Le velocità saranno indicate durante tutta la trattazione in $[mm/s]$. La portata specifica, ovvero la portata di ossidante in rapporto alla sezione del porto G_0 verrà espressa in kg/m^2s . Nei grafici degli input le portate verranno normalizzate rispetto al valore di regime, quindi sarà comune trovare valori di portata che variano da 0 a 1.5 in questi casi bisognerà fare riferimento al dato della prova in esame. I tempi caratteristici necessari al raggiungimento della condizione stazionari a seguito di un periodo transitorio, sono differenti a seconda della portata in massa e delle proprietà delle prove. Ogni prova è riportata sulla scala dei tempi caratteristici più lunghi ovvero quelli relativi a portate più basse. In tal modo i dati relativi a tutte le prove saranno confrontabile sull'asse dei tempi. Per rendere meglio leggibili i risultati, le velocità di regressione saranno normalizzate rispetto alla rispettive velocità di regressione a regime ovvero rf/rf_{medio} . I valori di riferimento saranno indicati nelle tabelle seguenti le simulazioni, e le sovraelongazioni saranno quindi in % del valore di regime, si noterà che per rapporti di throttling di 1 : 1.5 le velocità difficilmente eccederanno incrementi del 20%.

7.1.1 Effetto del coefficiente di conducibilità λ sulla dinamica della combustione

La variazione del coefficiente di conducibilità del materiale combustibile è realizzata rispetto al valore di riferimento $\lambda = 0.14W/mK$ che coincide con quella del combustibile polimerico HTPB utilizzato fino ad ora. Facendo un'analogia elettrica il coefficienti di conducibilità di un materiale è visibile come la resistenza che esso oppone al flusso di calore. Infatti la conducibilità misura l'intensità del flusso termico attraverso uno strato di spessore unitario generato da una certa differenza di temperatura. Tale coefficiente non è sempre uguale a se stesso, infatti la conducibilità come intuibile è funzione dello stato d'aggregazione della materia. Più la struttura è rigida più difficilmente sarà in grado di trasmettere calore per agitazione molecolare. Il fatto che un materiale possa modificare i suoi legami chimici a seconda della temperatura a cui si trova provoca una diretta dipendenza della conducibilità da quest'ultima quantità. Nel modello messo a punto in HybridFOAM, la conducibilità del solido non si modifica con la temperatura. Tale semplificazione è accettata per diminuire l'onere computazionale. Si è osservato da

prove numeriche messe a punto che l'effetto di tale semplificazione modifica le velocità di combustione a regime, ma non ha praticamente effetto sui lag termici per transitori brevi come quelli effettuati nelle nostre prove. Analisi più accurate andrebbero condotte per quantificare numericamente tale discrepanza. Ai fini della presente trattazione ci limitiamo a riportare la semplificazione eseguita.

La conducibilità termica ha effetto nell'equazione dello scambio termico in superficie. Marxman, e Altman, individuarono nel loro modello di combustione una netta predominanza dello scambio termico di tipo conduttivo rispetto alle altre forme per combustibili non metallizzati. Essendo in studio la combustione di HTPB con Ossigeno gassoso, quello che anche noi ci aspettiamo (ed è stato in parte già dimostrato nel capitolo relativo alle prove in regime stazionario) è proprio la predominanza del flusso termico conduttivo e quindi una importante dipendenza da tale termine anche per la risposta dinamica. Nell'equazione di governo il coefficiente di conducibilità termica λ è chiamato k_s e si distingue da k_g che è quello relativo al gas

$$Q_{rad} + k_g \frac{\partial T}{\partial y} = k_s \frac{\partial T}{\partial y} + \rho_f r_f h_f + \sigma \epsilon T^4 \quad (7.1)$$

HybridFOAM all'interno del solido risolverà l'equazione di Fourier, possiamo quindi vedere quale sia l'influenza di tale coefficiente nell'equazione della termodinamica:

$$\frac{\partial T_s}{\partial t} - \frac{k_s}{\rho_f C_p} \nabla^2 T_s = 0 \quad (7.2)$$

L'equazione della termodinamica ci svela come una diminuzione della conducibilità termica possa portare ad una variazione più repentina della temperatura. Difatti k_s moltiplicato per il laplaciano della temperatura, a meno del calore specifico e della densità del combustibile dev'essere uguale alla velocità di variazione della temperatura. Quindi quello che ci si attende, è che a pari differenza di temperatura, corrisponda un più rapido adeguamento della fase solida. Per coefficienti di conducibilità termica più elevati il ritardo di risposta dovrebbe diminuire ma questa prontezza di risposta introdurrebbe oscillazioni nel sistema. Il ritardo termico ricordiamo che è frutto della natura stessa della combustione che avviene tra le due fasi differenti. Una più veloce nell'adeguamento delle variazioni e l'altra più lenta.

Le simulazioni effettuate per i test dinamici sulla conducibilità vengono riportati in tabella 7.2.

Nome caso	λ [W/mK]	G_0 [kg/m ² s]	rf_{medio} [mm/s]
<i>testD#01</i>	0.10	20	0.287
<i>testD#02</i>	0.25	20	0.251
<i>testD#03</i>	0.14	50	0.366
<i>testD#04</i>	0.10	80	0.306
<i>testD#05</i>	0.25	80	0.358

Tabella 7.1: *Test transitori parametrizzati sulla conducibilità termica in HybridFOAM. Porre attenzione che la rf_{media} è quella di riferimento che la combustione raggiunge per la corrispondente porata specifica. I dati sono riferiti ad una condizione di camera di $P = 2atm$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$*

Risposta al gradino 0 : 1

La prima forzante che viene data è all'accensione. Il sistema sarà portato al valore di regime dopo una fase di transitorio. L'input di portata è praticamente istantaneo, costituisce quindi la forzante più brusca che le simulazioni subiscono che da una velocità nulla porta a quella di regime. I 5 test svelano già degli andamenti interessanti.

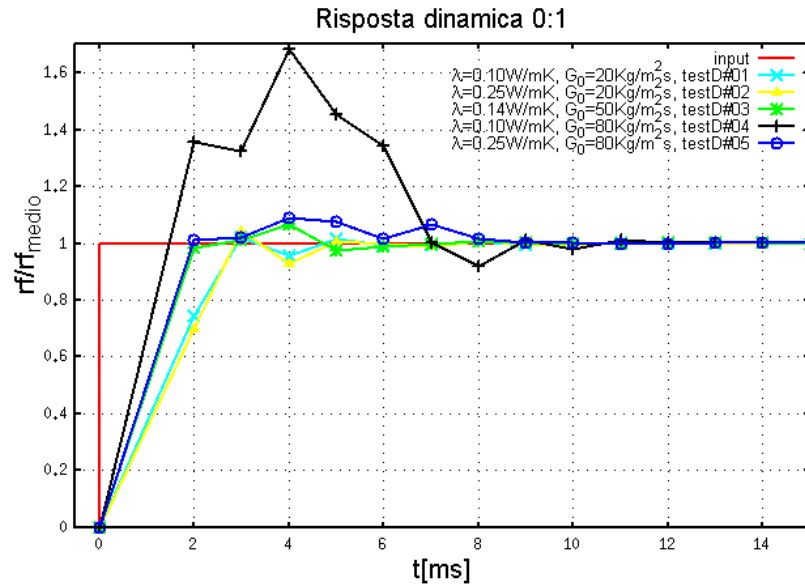


Figura 7.1: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare del coefficiente di conducibilità termica e a diverse portate di ossidante; $P = 2atm$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$. Input gradino 0:1

Risposta alla rampa in salita - rampa in discesa. 1 : 1.5 : 1

Le prove sulla conducibilità sono state effettuate con valori di τ per i transitori differenti. Verranno quindi riportati i risultati delle simulazioni suddivisi per i differenti tempi di transitorio.

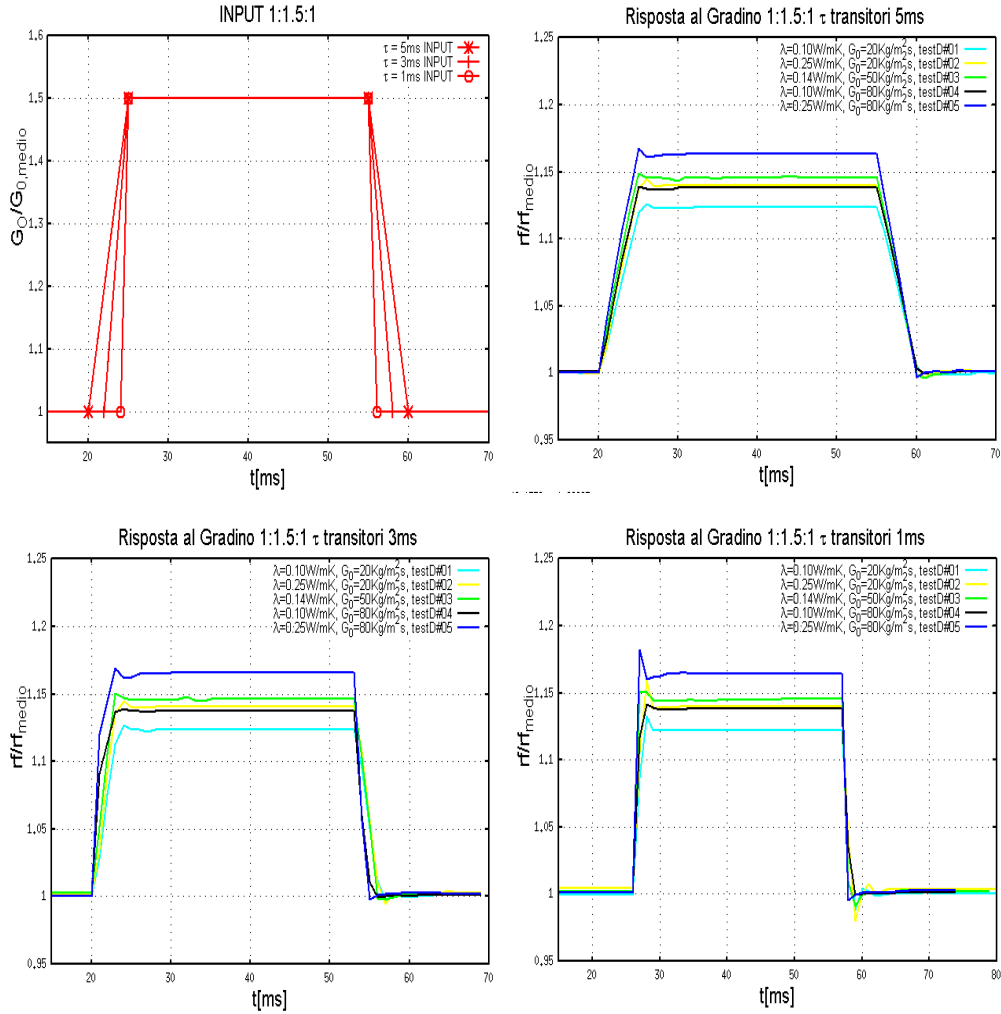


Figura 7.2: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare del coefficiente di conducibilità termica e a diverse portate di ossidante; $P = 2\text{atm}$; $T_{pre-post} = 900\text{K}$; $L_{post-c} = 8\text{cm}$. Input rampa salita- assestamento - rampa in discesa 1 : 1.5 : 1

Risposta alla rampa in discesa - rampa in salita 1 : 0.5 : 1

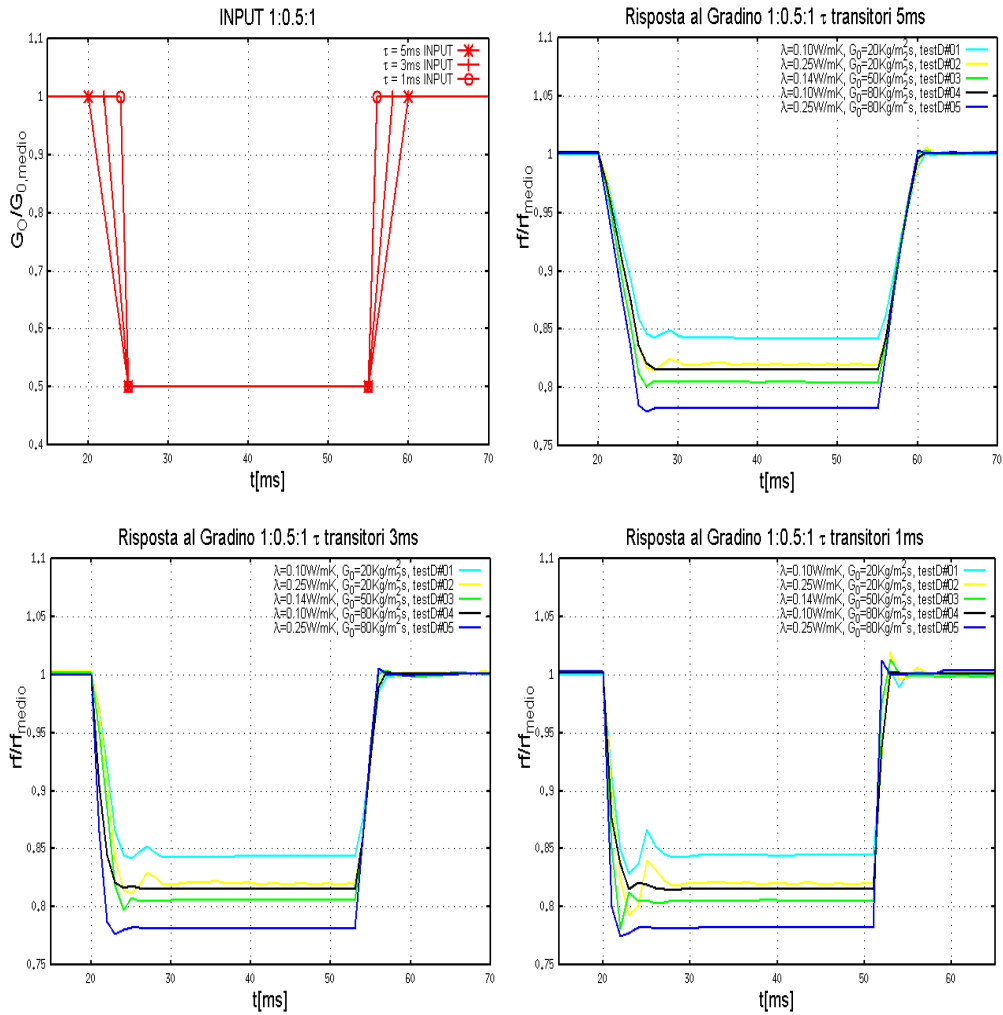


Figura 7.3: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare del coefficiente di conducibilità termica e a diverse portate di ossidante; $P = 2$ atm; $T_{pre-post} = 900$ K; $L_{post-c} = 8$ cm. Input rampa discesa - assestamento - rampa in salita 1 : 0.5 : 1

Risposta alla doppietta

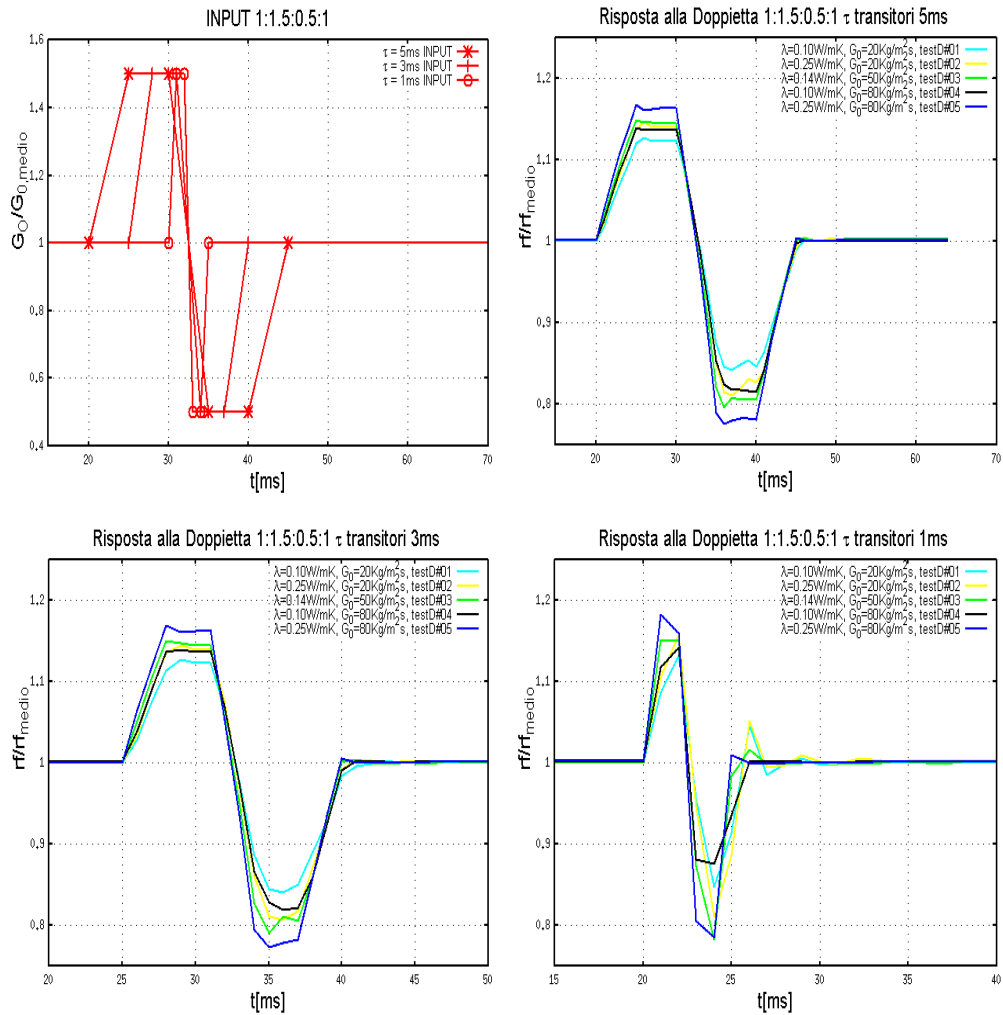


Figura 7.4: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare del coefficiente di conducibilità termica e a diverse portate di ossidante; $P = 2atm$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$. Input doppietta 1 : 1.5 : 0.5 : 1

7.1.2 Discussione dei risultati dinamici sulla conducibilità

Innanzitutto è lecito notare come il comportamento del sistema assomigli a quello di un sistema dinamico del second'ordine con smorzamento. Come accennato nel capitolo precedente non sarebbe corretto descrivere il sistema combustivo come un sistema lineare ma alcune considerazioni generali possono comunque essere fatte seguendo l'analogia meccanica. Per prima cosa è utile notare come il fattore predominante nella combustione sia la portata specifica di ossidante G_0 . Tale parametro influisce sul rapporto di miscela, e modificando le quantità termodinamiche del flusso modifica anche i coefficienti di scambio termico della fase gassosa. Questo fenomeno dovrebbe portare ad un'accelerazione della risposta della fase gassosa rispetto a quella solida. Un primo confronto è quindi eseguibile visualizzando le curve in figura 7.5. In riferimento alle curve gialla e blu e quella azzurra e la nera, risulta evidente che a parità di coefficiente di conducibilità un flusso specifico G_0 più elevato da 20 a $80\text{kg}/\text{m}^2\text{s}$ comporta un'accelerazione della risposta della fase solida. Questa accelerazione è dovuta al fatto che ad un incremento della portata specifica segue un incremento del coefficiente k_g di scambio termico del gas, il quale accelera il processo di scambio termico in superficie e quindi il processo di gassificazione del combustibile e di conseguenza la velocità di regressione.

Gli effetti che la variazione del coefficiente di conducibilità ha sulla combustione possono essere suddivisi in:

- Comportamento a regime: variazione delle velocità di regressione;
- Comportamento dinamico: variazione dello smorzamento e delle oscillazioni;

Comportamento a regime: variazione della velocità di regressione media in funzione di λ

Per meglio caratterizzare l'influenza in condizione di regime della conducibilità termica sono state realizzate 3 ulteriori simulazioni. Nello specifico si è arricchito il database andando a includere test iso-conducibilità a bassi ed alti flussi per valori di $\lambda = 0.14\text{W}/\text{mK}$. I risultati di tali simulazioni vengono riportati in tabella affiancati a quelli già esposti precedentemente:

Osservando i dati e il grafico in figura 7.6, è possibile trarre interessanti conclusioni. In riferimento ai valori di regime, si nota come la velocità di regressione media segua la legge di potenza proposta da Carmicino, dove

Nome caso	λ [W/mK]	G_0 [kg/m ² s]	rf_{medio} [mm/s]
<i>testD#01</i>	0.10	20	0.287
<i>testD#17</i>	0.14	20	0.276
<i>testD#02</i>	0.25	20	0.251
<i>testD#03</i>	0.10	50	0.366
<i>testD#21</i>	0.25	80	0.439
<i>testD#20</i>	0.25	80	0.403
<i>testD#05</i>	0.25	80	0.357

Tabella 7.2: *Test a regime parametrizzati sulla conducibilità termica in HybridFOAM. $P = 2atm$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$*

viene tenuto in considerazione anche il contributo della pressione.

$$r_f = aG_0^n P^m \quad (7.3)$$

I parametri della legge risultano leggermente modificati poichè i test sperimentali eseguiti da Carmicino erano in riferimento ad un piccolo bruciatore con porto centrale, mentre nel nostro caso il bruciatore è di tipo SLab.

I valori delle costanti relativi alle nostre simulazioni saranno, $a = 0.084$; $n = 0.32$ mentre il contributo della pressione verrà discusso a partire dalle prove sulla pressione. Analizzando le curve con valori di conducibilità differente, variabile tra 0.10 e 0.25W/mK si evince che l'influenza del coefficiente di conducibilità non è il medesimo per ogni valore di portata.

Le curve dello stesso colore fanno riferimento al medesimo coefficiente di conducibilità termica. Gli andamenti esprimono due comportamenti interessanti. Il primo è che all'aumentare della portata specifica di ossidante la variazione del coefficiente di conducibilità ha effetti sempre più alti. Questo fatto è legato al regime di moto che si instaura sulla lamina a diversi flussi di massa. Per le simulazioni condotte a portate di 20Kg/m²s, tenendo conto che la bassetta di combustibile è lunga 5cm, lo strato limite è in regime pressochè laminare. Questo è avvallato sia dalla forma del profilo di velocità vicino alla parete, sia dalla valutazione del numero di Reynolds basato sull'ascissa. Dalla teoria dello strato limite su lastra piana il numero di Reynolds critico tale per cui si è in situazione di strato limite laminare instabile $Re_{x,cr} = 5 \cdot 10^5$. Superato questo valore il regime potrà passare da laminare a turbolento. Nel caso di portata di 20kg/m²s (curve rosse in figura 7.6) il regime è quindi laminare. Trovandoci in regime laminare ciò che domina lo

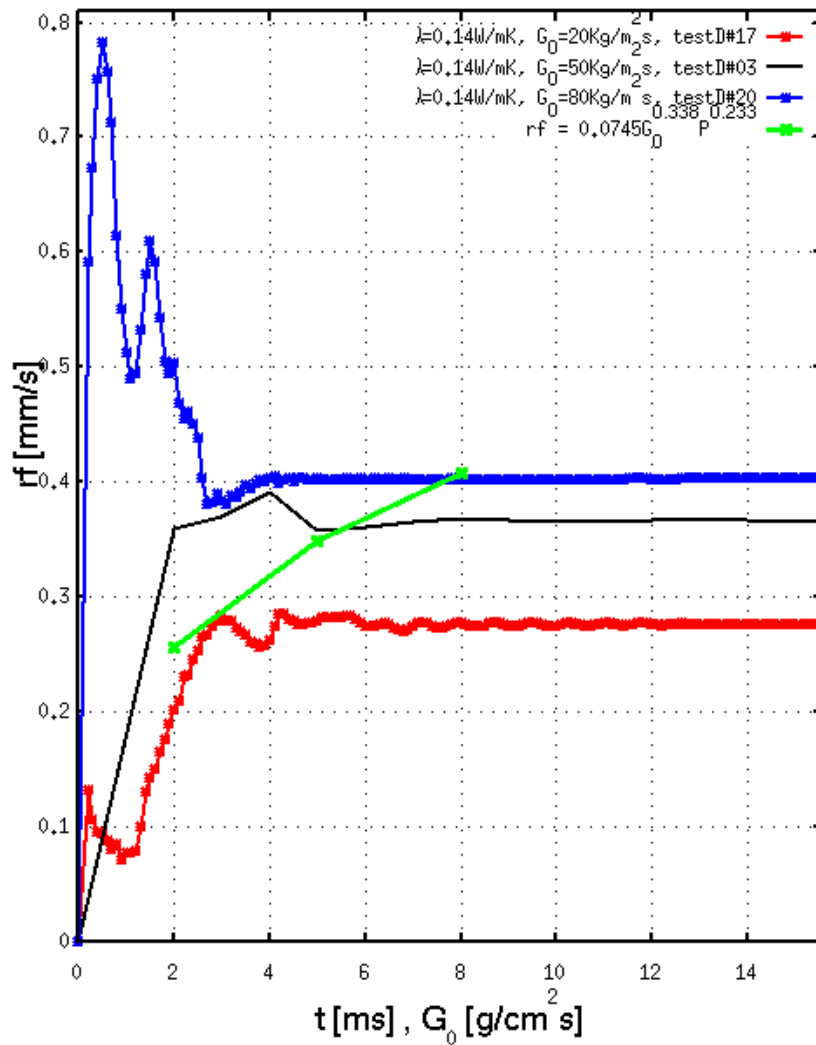


Figura 7.5: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione per diverse portate specifiche di ossidante e conducibilità $\lambda = 0.14 \text{ W/mK}$, $P = 2 \text{ atm}$.

scambio termico è la conduzione di calore tra strati di fluido che scorrono vicino alla superficie lungo traiettorie parallele. In tal caso lo scambio termico sarà influenzato dalla variazione del coefficiente di conducibilità della fase solida ma in maniera molto ridotta. Al contrario se facciamo riferimento ai test ad alti flussi termici si assiste ad un'amplificazione di tale effetto, e questo è causato dal fatto che lo strato limite è quasi completamente turbolento. In questo caso (curve nera e blu) la variazione della conducibilità termica della fase solida è più marcata e si assiste ad una maggiore escursione percentuale delle velocità di regressione medie rispetto al caso di riferimento

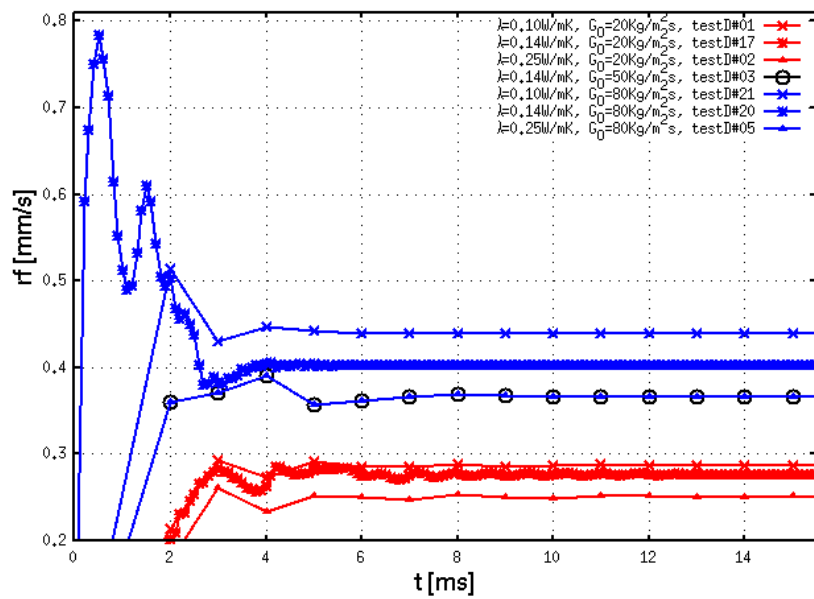
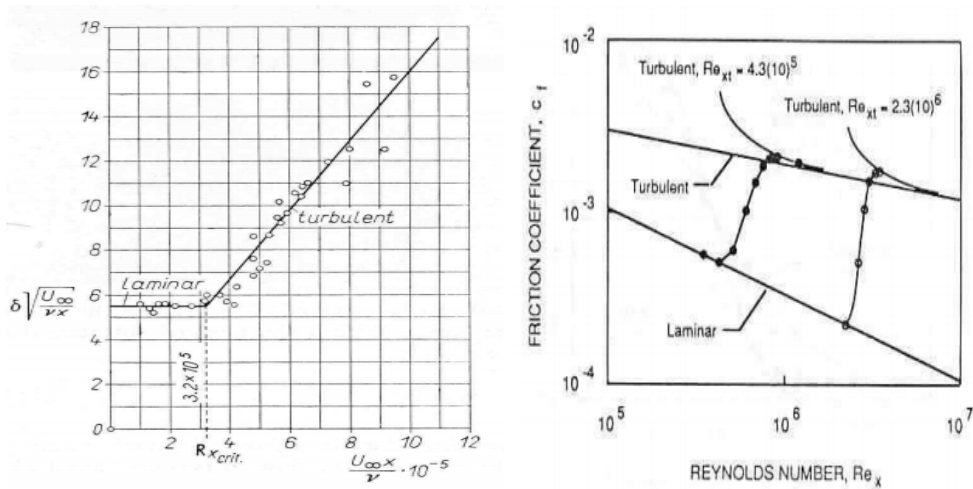


Figura 7.6: HybridFOAM, andamento della velocità di regressione per diverse portate specifiche di ossidante e conducibilità $\lambda = 0.10 - 0.14 - 0.25W/mK$, $P = 2atm$.



(a) Spessore SL in funzione di Re_x

(b) Coefficiente d'attrito su lastra piana

Figura 7.7: Grafici sperimentali su strati limite laminari e turbolenti su lastra piana.

con $\lambda = 0.14W/mK$.

Il grafico in figura 7.8 mostra una sintesi del discorso appena fatto. Si

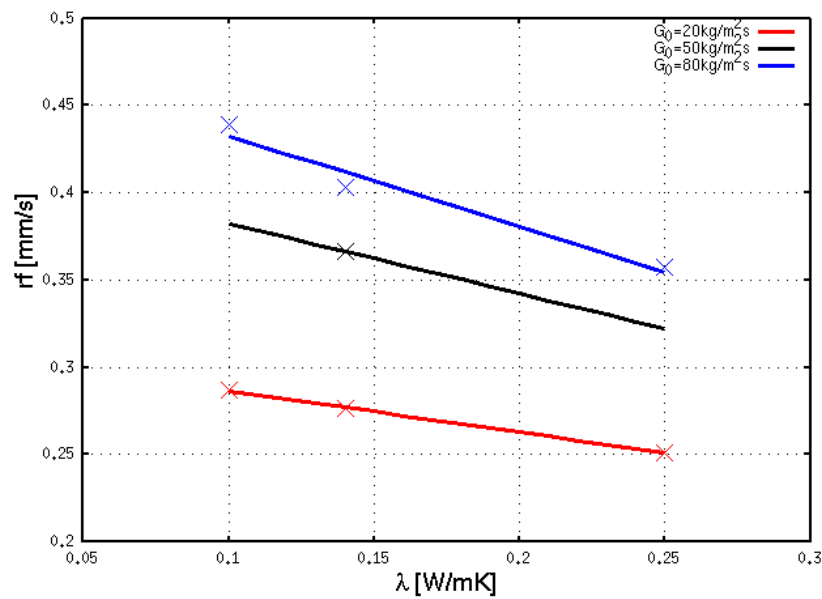


Figura 7.8: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione per diverse portate specifiche di ossidante e conducibilità $\lambda = 0.10 - 0.14 - 0.25 \text{ W/mK}$, $P = 2 \text{ atm}$.

può chiaramente notare come il trend generale sia il medesimo per la velocità di regressione, aumentando il coefficiente di conducibilità la velocità di regressione diminuisce. Tale andamento è spiegato dal bilancio termico in superficie dove risulta chiaro che a parità di calore rilasciato dalla fiamma parte verrà assorbito in profondità dal combustibile e parte sarà convertito in entalpia di vaporizzazione. Va da sé che aumentando la conducibilità vi sarà sottratta più calore alla vaporizzazione e quindi la velocità di regressione diminuirà. L'altro dato importante è la variazione della pendenza delle curve all'aumentare della portata. Più è alta la portata più la pendenza delle curve sarà marcata. Questo conferma quanto addotto in precedenza ovvero che più lo scambio termico sarà efficace (moto turbolento maggior miscelazione delle quantità) più la variazione del coefficiente di conducibilità avrà effetto sulla velocità di regressione.

Comportamento dinamico: ritardo termodinamico e smorzamento delle oscillazioni in funzione di λ

Il comportamento fuori dalle condizioni di regime della combustione è influenzato dal coefficiente di conducibilità λ della fase solida. Dai risultati delle simulazioni si osserva che il coefficiente di conducibilità ha il medesimo effetto che ha lo smorzamento nei sistemi meccanici. All'aumentare del

coefficiente di conducibilità aumenta l'ampiezza delle oscillazioni e quindi del tempo di assestamento della risposta.

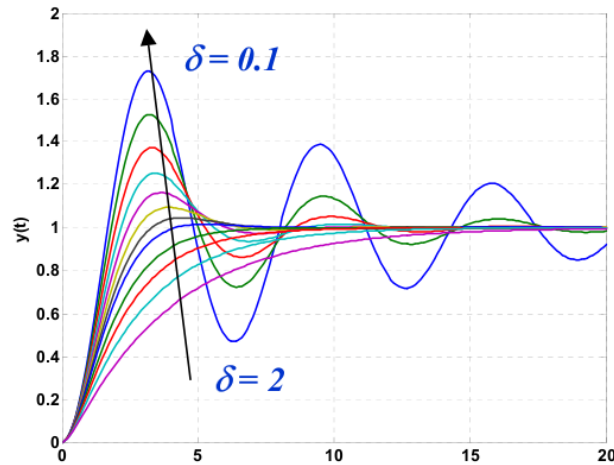


Figura 7.9: Funzione di trasferimento di un sistema del second'ordine con ingresso a scalino. La σ rappresenta lo smorzamento del sistema. A smorzamento elevato vediamo un comportamento supercritico, mentre per valori di smorzamento basso si assiste alla nascita di oscillazioni nella risposta del sistema.

Quindi l'aumento del coefficiente di conducibilità termica diminuisce il fattore δ di smorzamento del sistema. Questo comporta una risposta alla forzante inizialmente più pronta, ma con un tempo di assestamento più lungo. Quanto succede è facilmente spiegabile. Se il coefficiente di conducibilità è più elevato vuol dire che a parità di condizioni della fase gassosa il sistema solido reagirà più velocemente. Reagire più velocemente vuol dire che opporrà meno resistenza al flusso termico e quindi a parità di differenza di temperatura tra superficie solido/gas e temperatura interna, fluirà più calore. La quota parte di energia immagazzinata sarà quindi maggiore rispetto a quella che immagazzinerebbe con coefficiente di conducibilità più basso. Si assiste quindi ad un ritardo τ_{ass} di assestamento che sarà funzione della conducibilità. Più la conducibilità sarà alta e più la τ_{ass} sarà elevata.

L'effetto smorzante è affetto in buona parte dal flusso specifico di ossidante ad alti flussi le sovraelongazioni percentuali risultano inferiori, mentre a flussi più bassi risultano maggiori. Quindi l'effetto di amplificazione delle oscillazioni per coefficienti di conducibilità elevati è in parte attenuato dall'aumento del flusso di ossidante.

Nelle nostre simulazioni si è forzato il sistema con transitori di durata differente. I tempi dei transitori sono rappresentati dalle tre tau: $\tau_{t1} = 5ms$; $\tau_{t2} = 3ms$; $\tau_{t3} = 1ms$. Per bassi valori di flusso la risposta della fase

solida, è sempre in ritardo rispetto all'input che arriva dalla fase gassosa. Come possiamo vedere nelle figure 7.10 le curve della velocità di regressione mostrano un ritardo rispetto alle curve di input in rosso.

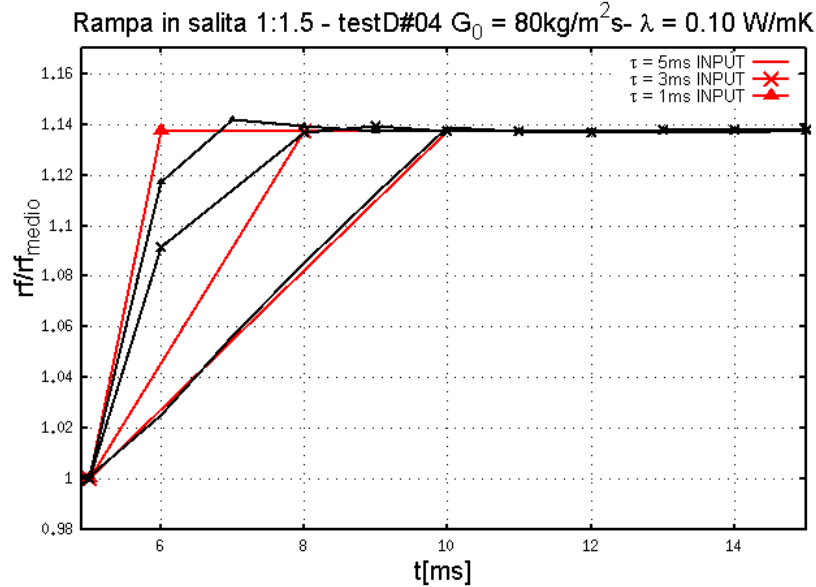


Figura 7.10: *HybridFOAM*, risposta della velocità di regressione ad una rampa del flusso di ossidante per tre valori di τ differenti. Valore del coefficiente di conducibilità $\lambda = 0.10\text{W/mK}$. Notare come la risposta (regression rate) anticipi l'input ad un tempo di circa 7 ms.

Il comportamento come già accennato è fortemente dipendente dalla portata specifica di ossidante tant'è che per valori del flusso che superano di poco i $40\text{kg/m}^2\text{s}$ le risposte anticipano il transitorio. L'inversione del trend si può osservare nel *testD#04* dove ad un flusso di $80\text{kg/m}^2\text{s}$ e un coefficiente di conducibilità termica $\lambda = 10\text{W/mK}$ la risposta ad una rampa con τ_t di 5 ms la risposta inizialmente è in ritardo ma dopo solo 2 ms, anticipa l'input. Un fenomeno simile è stato osservato nei lag termici indagati da Karabeyoglu Altman [3] legati alla variazione dell'energia di attivazione del combustibile. Troviamo quindi un'analogia di tale comportamento con quello osservato dagli autori, per una diminuzione del coefficiente di conducibilità.

L'effetto quindi del coefficiente di conducibilità è di importanza sostanziale. Come nel caso dell'energia di attivazione trattato da Karabeyoglu, l'effetto della conducibilità termica mostra come la combustione in fase transitoria sia fortemente influenzata dal ritardo termico introdotto dalle oscillazioni. In conclusione possiamo riassumere l'effetto della conducibilità termica con un doppio ritardo, il primo τ_{tr} che è il ritardo rispetto all'input fluidodinamico ed è legato sostanzialmente al comportamento fluidodinamico e alla

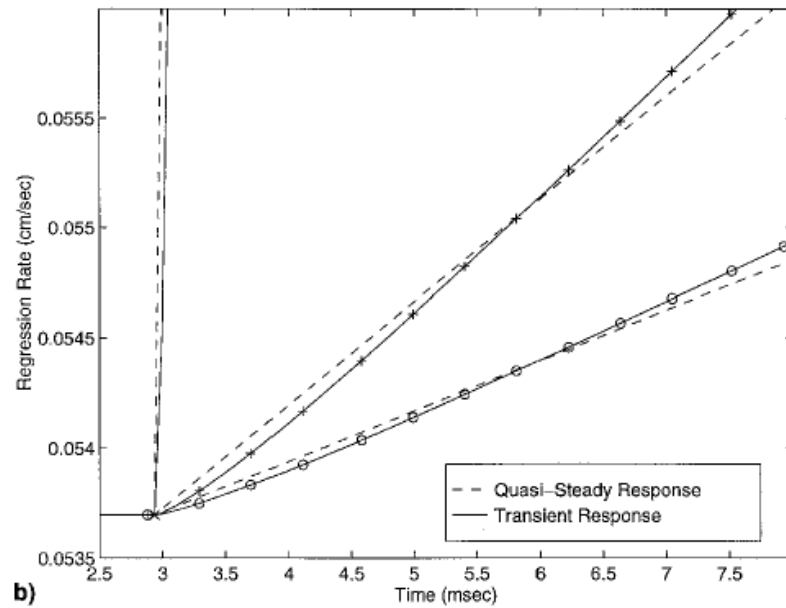


Figura 7.11: *Karabeyoglu e Altman: test di throttling 1.5 : 1, relativi all'energia di attivazione $E_a = 30\text{kcal/mol}$, per un tempo di throttling $\tau_t = 0.4\text{s}$. Notare che la risposta (regression rate) anticipa l'input (flusso di ossidante) ad un tempo $\tau < 10\text{ms}$.*

scala temporale fluidodinamica. Il secondo τ_{ass} è il tempo necessario all'assestamento della risposta al valore di regime imposto dall'input, tale tempo è frutto dello scambio di calore tra superficie e fase gassosa e sarà tanto più lungo quanto maggiore sarà il coefficiente di conducibilità termica.

Nome caso	L_{post-c} [cm]	$T_{pre-post}$ [K]	G_0 [kg/m ² s]	rf_{medio} [mm/s]
<i>testD#06</i>	8	900	20	0.281
<i>testD#07</i>	8	1200	20	0.306
<i>testD#08</i>	8	900	50	0.366
<i>testD#09</i>	20	900	50	0.358
<i>testD#10</i>	8	900	80	0.408
<i>testD#11</i>	8	1200	80	0.437

Tabella 7.3: *Test transitori parametrizzati sulla lunghezza della post-camera di combustione e della temperatura delle pareti $T_{pre-post}$ in HybridFOAM. Porre attenzione che la rf_{medio} è quella di riferimento che la combustione raggiunge per la corrispondente portata specifica. I dati sono riferiti ad una condizione di camera di $\lambda = 14W/mK$; $P = 2atm$;*

7.1.3 Effetto delle condizioni di camera $T_{pre-post}$ e L_{post-c} sulla dinamica della combustione

Lo studio parametrico su lunghezza e temperatura delle pareti della camera di combustione è volto al raffinamento del modello utilizzato. Si cercherà di comprendere se le ipotesi fatte nello studio in condizioni stazionarie del codice HybridFOAM, che hanno condotto alla scelta del dominio della fase gassosa siano risultate efficaci all'indagine dinamica della struttura di fiamma. Per comprendere ciò si focalizzerà l'attenzione sulla lunghezza della post-camera di combustione che è risultato essere precedentemente il parametro geometrico di maggior rilievo. Seguiranno considerazioni sull'influenza della temperatura delle pareti della pre-camera di combustione e della post-camera. Tale parametro potrà fornire indicazioni di carattere ingegneristico, valutando l'effetto di pareti più o meno calde sulla dinamica della combustione.

Risposta al gradino 0 : 1

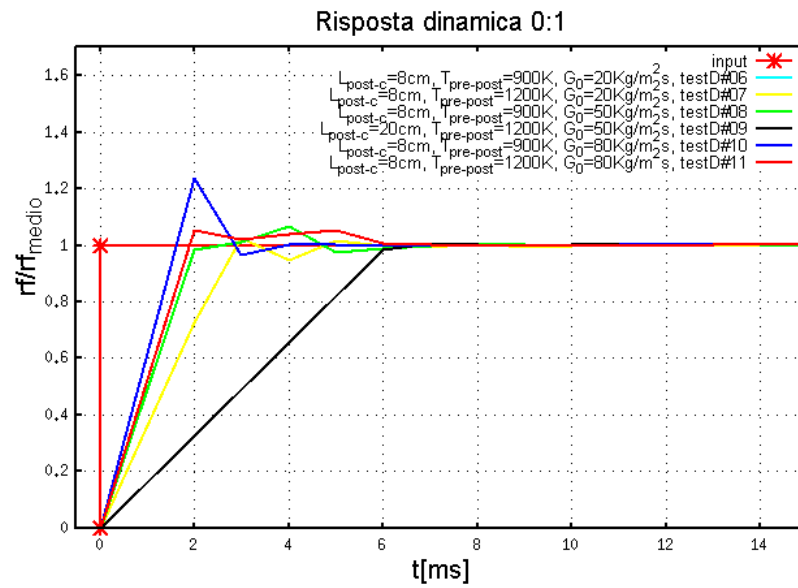


Figura 7.12: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare dei parametri di temperatura delle superfici e lunghezza della post-camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14\text{W/mK}$; $P = 2\text{atm}$; . Input gradino 0:1

Risposta alla rampa in salita - rampa in discesa. 1 : 1.5 : 1

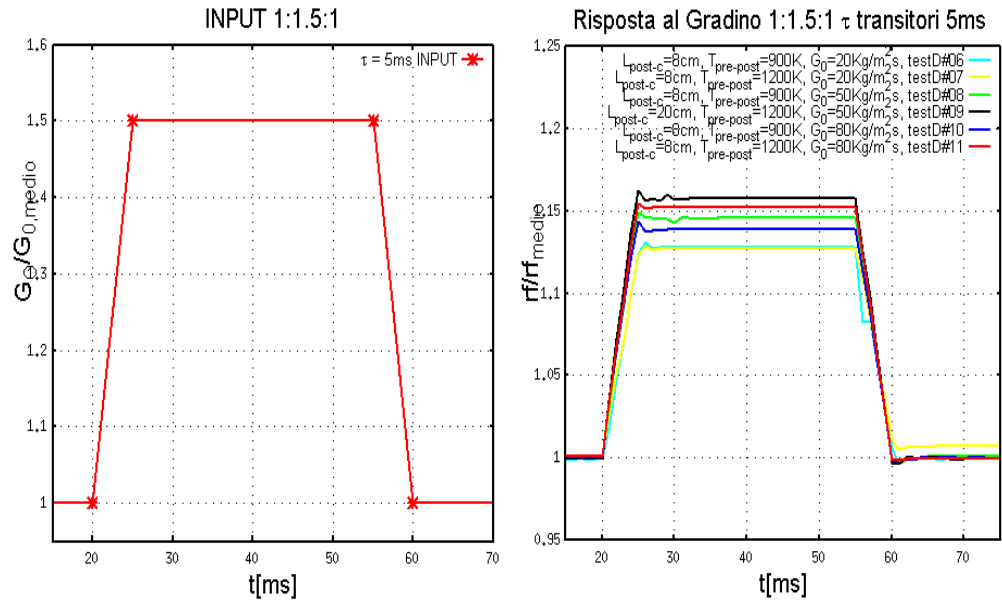


Figura 7.13: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare dei parametri di temperatura delle superfici e lunghezza della post-camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14W/mK$; $P = 2atm$; . Input rampa salita- assestamento - rampa in discesa 1 : 1.5 : 1

Risposta alla rampa in discesa - rampa in salita. 1 : 0.5 : 1

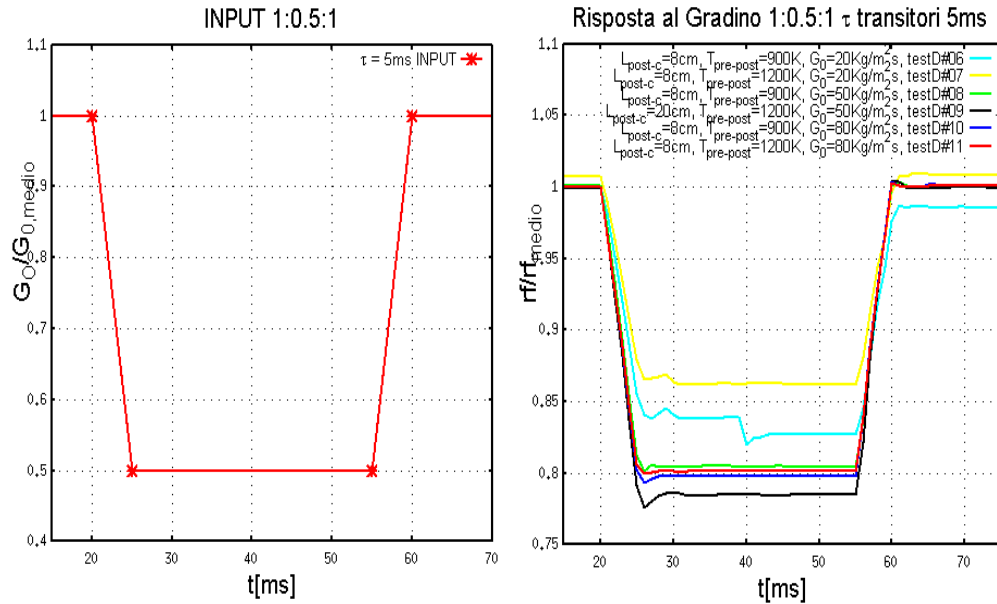


Figura 7.14: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare dei parametri di temperatura delle superfici e lunghezza della post-camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14W/mK$; $P = 2atm$; . Input rampa in discesa - assestamento - rampa in salita 1 : 0.5 : 1

Effetto della lunghezza della post-camera sul comportamento dinamico

Come ampiamente discusso nel capitolo sullo studio del comportamento del codice in regime stazionario, la lunghezza della post-camera di combustione è uno dei parametri geometrici che maggiormente influenza la combustione. La lunghezza della camera di combustione nel modello da noi riprodotto non coincide con quella della camera reale. Il dominio di calcolo è stato diminuito rispetto a quello reale al fine di ridurre i tempi di calcolo.

Nello studio in stazionario si è dimostrato come tali assunzioni non portassero a gravi errori e si è quindi ritenuto al fine delle successive indagini di operare su un modello più piccolo. Andando ad analizzare i risultati della risposta forzata della combustione, ricordando che l'input è la portata di ossidante mentre l'output è la storia temporale della velocità di regressione media, si possono evincere le seguenti considerazioni.

1. Una post camera più lunga ha effetto smorzante sulle oscillazioni di pressione.
2. La lunghezza influenza le sovraelongazioni massime del sistema.

La causa dei due effetti citati è la medesima e trova facile spiegazione nell'interpretazione di fenomeni fluidodinamici in gioco. Se prendiamo come riferimento i *testD#08* e *testD#09*, dove la lunghezza della camera viene variata da 8 a 20cm mentre le altre quantità vengono mantenute costanti, è osservabile come le oscillazioni della velocità di regressione vengano smorzate nella camera più lunga. Quello a cui si assiste, altro non è che una dissipazione per via viscosa lungo le pareti della post camera delle oscillazioni di pressione dovute alla condizione al contorno di efflusso. Più lunga sarà la post-camera più la dissipazione viscosa a parete riuscirà a smorzare tale effetto. Va da sé che trattandosi di un'artificio dovuto alla modellazione, sarà necessario non discostarsi troppo da quello che avviene nella realtà. Osservando le oscillazioni sul throttling da 1 : 1.5 si evince che la sovraelongazione massima per un transitorio positivo eccede di poco il 15% del valore di regime per la post-camera più lunga mentre rimane limitato inferiormente per la camera più corta. Anche se la sovraelongazione percentuale è superiore per il caso di camera più lunga c'è da evidenziare che la velocità di regressione media del sistema è più bassa per la camera più lunga. Quello che si verifica osservando il grafico in figura 7.12 è che la risposta allo scalino del sistema con post-camera più lunga, assomiglia molto a quella di un sistema del prim'ordine. In sintesi la curva nera, rappresentativa del sistema più smorzato si comporta come un sistema del second'ordine sovrasmorzato mentre il *testD#08* (curva verde) si comporta come un sistema del second'ordine con smorzamento più basso. Tali andamenti sono poi verificabili nella risposta alla rampa dove le oscillazioni sono presenti per entrambi i sistemi, e risultano più attenuate come sovraelongazione relativa e come tempo di assestamento.

Effetto della temperatura delle pareti sul comportamento dinamico

Lo studio sull'effetto della temperatura delle pareti inferiori della pre e della post-camera, è stato realizzato per tre valori di flusso differenti e due valori di temperatura 900 e 1200K. Il primo dato da osservare è che per bassi flussi di ossidante $G_o = 20kg/m^2s$ la temperatura non ha influenza sulla risposta dinamica del sistema (vedi curve relative ai *testD#06* e *testD#07*) nel transitorio di salita 0 : 1. Comportamento analogo si misura nella fase di throttling da 1 : 1.5 del valore di portata. Quando da valore di portata 1.5 si ritorna ad un valore $1 * G_o$ ovvero a quella di regime l'innalzamento della temperatura di parete (curva gialla figura 7.13) causa l'assestarsi della

velocità di regressione ad un valore più alto di quello di regime di 1 punto percentuale. Sebbene tale valore sia molto limitato porta nuovamente in evidenza la forte sensibilità del sistema, per bassi valori di flusso a variazioni delle condizioni al contorno. Questo assestamento su un valore differente è legato all'instabilità della condizione laminare dello strato limite. Una conferma a tale instabilità si verifica per le curva a più bassa temperatura (curva azzurra 7.14). Nella fase di assestamento per la rampa discendente vi è ad un tratto una brusca caduta della velocità di regressione del 2–3% del valore di regime. Tale diminuzione si mantiene inalterata nel transitorio in salita, come accade anche per il *testD#07*, a riconferma del fatto che i transitori tendono meno a variare le condizioni del sistema. Questo effetto non prevedibile permette di evidenziare una zona di combustione in termini di portata nella quale è meglio non andare ad operare ovvero le zone in prossimità della transizione dello strato limite. Indagini più dettagliate potrebbero seguire ed essere correlate a risultati sperimentali al fine di individuare con precisione quali siano le zone pericolose per la combustione. Anche se è stato dimostrato recentemente il funzionamento di endoreattori ibridi con rapporti di throttling in range 1 : 10, tale comportamento rappresenta sicuramente una limitazione inferiore per l'utilizzo. Un altro aspetto importante si può osservare guardando come nelle simulazioni con flussi di 50 o 80 kg/m²s l'aumento percentuale a fronte del medesimo rapporto di throttling rimanga circa il medesimo, ovvero +15% per rapporti di throttling positivi di +0.5, e riduzioni del 20% per throttling a scendere al 50% del flusso di riferimento. Un'ultima considerazione può fornire alcune indicazioni più di carattere ingegneristico. Si osserva (curva rossa e blu relative a *testD#10* e *testD#11*) che ad alte portate specifiche l'incremento della temperatura delle pareti produce un effetto smorzato sulle oscillazioni anticipando la ricezione del valore di regime e innalza il valore di velocità di regressione. Questo effetto benefico è facilmente prevedibile poichè nel complesso quello che accade è che immettendo calore nel flusso di ossidante sarà necessaria meno energia per avviare le reazioni di combustione e questo surplus si tradurrà immediatamente in un aumento del flusso termico netto a parete. Possiamo concludere che nel complesso l'aumento della temperatura delle pareti solide energizza il flusso e porta ad un aumento della velocità di regressione e ad uno smorzamento delle oscillazioni per bassi valori di flusso, mentre per basse portate l'effetto complessivo può essere negativo se il regime del flusso è al limite della transizione dello strato limite fluidodinamico.

7.1.4 Effetto della pressione in camera sulla dinamica della combustione

Nome caso	Pressione [atm]	G_0 [kg/m ² s]	rf_{medio} [mm/s]
<i>testD#12</i>	2	20	0.281
<i>testD#13</i>	6	20	0.457
<i>testD#14</i>	2	50	0.366
<i>testD#15</i>	2	80	0.408
<i>testD#16</i>	6	80	1.146

Tabella 7.4: *Test transitori parametrizzati sulla pressione in camera di combustione in HybridFOAM. Porre attenzione che la rf_{media} è quella di riferimento che la combustione raggiunge per la corrispondente portata specifica. I dati sono riferiti ad una condizione di camera di $\lambda = 14W/m^2K$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$*

Risposta al gradino 0 : 1

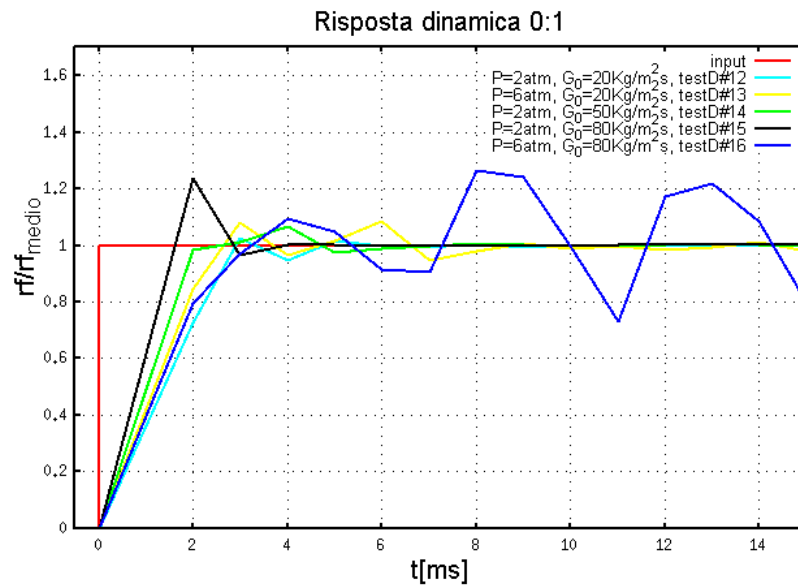


Figura 7.15: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare della pressione in camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14\text{W/mK}$; $T_{\text{pre-post}} = 900\text{K}$; $L_{\text{post-c}} = 8\text{cm}$. Input gradino 0:1

Risposta alla rampa in salita - rampa in discesa. 1 : 1.5 : 1

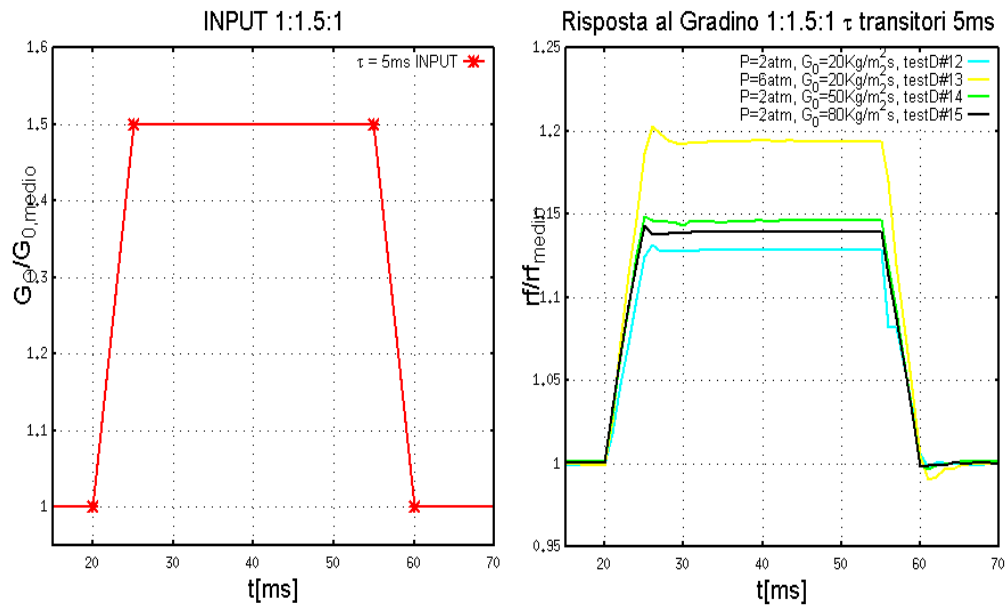


Figura 7.16: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare della pressione in camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14\text{W/mK}$; $T_{pre-post} = 900\text{K}$; $L_{post-c} = 8\text{cm}$. Input rampa salita-assestamento - rampa in discesa 1 : 1.5 : 1

Risposta alla rampa in discesa - rampa in salita. 1 : 0.5 : 1

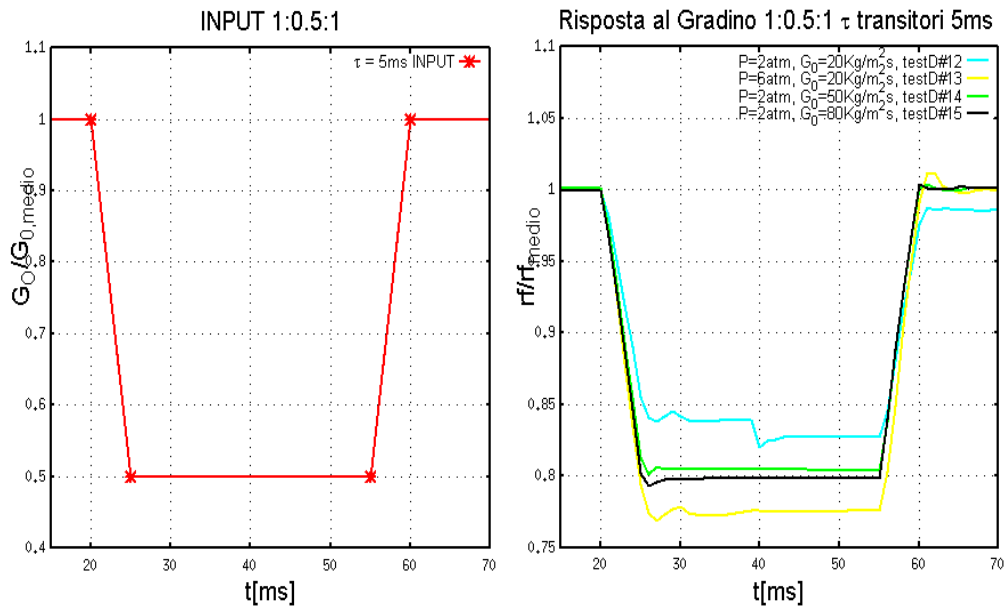


Figura 7.17: *HybridFOAM*, andamento della velocità di regressione normalizzata nel tempo, al variare della pressione in camera a diverse portate di ossidante; $\lambda = 14W/mK$; $T_{pre-post} = 900K$; $L_{post-c} = 8cm$. Input rampa in discesa - assestamento - rampa in salita 1 : 0.5 : 1

Effetto della pressione sul comportamento a regime

La pressione come la portata di ossidante gioca un ruolo nel computo della velocità di regressione. La legge empirica che meglio descrive la dipendenza della velocità di regressione del combustibile dalla portata e dalla pressione può essere scritta nella forma più generale come:

$$r_f = aG_o^n P^m \quad (7.4)$$

Il valore delle costanti a, n, m è fortemente dipendente dalla tipologia di combustibile e dalla configurazione della camera di combustione. La dipendenza dalla pressione segue una legge a potenza come per la portata specifica di ossidante. Generalmente la dipendenza dalla pressione è inferiore rispetto a quella per la portata, ma la scelta dei parametri n e m dipende fortemente dalla configurazione. Nei nostri test sperimentali, risulta evidente ciò che è affermato da Chiaverini e Kuo [30] ovvero che una normale legge di potenza del tipo $r_f = aG_o^n$ non è rappresentativa della realtà poichè non tiene correttamente in considerazione gli effetti della combustione nello strato limite turbolento. Nel presente lavoro, partendo dai dati ottenuti dalle simulazioni numeriche sulla pressione è stato possibile ottenere una legge semi-empirica del tipo seguente:

$$r_f = 0.0765G_o^{0.317} P^{0.475} \quad (7.5)$$

Dove la portata è espressa in $[kg/m^2s]$ e la pressione in $[atm]$. Si può notare in questo caso che contrariamente a quanto ci si sarebbe atteso la dipendenza dal termine di pressione è più marcata rispetto a quella della portata. Ciò non è vero, poichè essendo la pressione espressa in atm anzichè in Pa richiede un esponente più elevato. La formulazione ammette comunque una forte dipendenza dalla pressione. Tale caratteristica è propria degli apparati di combustione Slab dove una variazione della pressione comporta un automatico avvicinamento della zona di fiamma alla superficie solida comportando l'aumento dello scambio termico a parete e quindi della velocità di regressione.

Effetto della pressione sul comportamento dinamico - instabilità di combustione

Gli effetti della pressione in regime transitorio portano a variazioni delle sovraelongazioni delle risposte e a variazione dello smorzamento delle oscillazioni. Il primo dato da osservare è legato all'amplificazione delle oscillazioni. Se si osservano i test a più basse portate (curve azzurra e gialla figura 7.15) risulta evidente come a parità di tutte le altre condizioni un aumento della pressione porti a raddoppiare il tempo di assestamento per la risposta allo

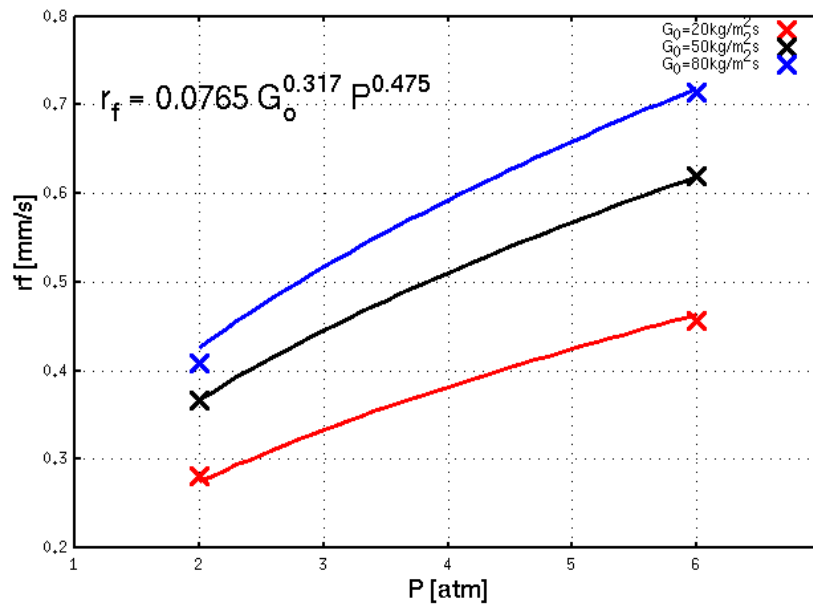


Figura 7.18: *HybridFOAM*, risultati prove sperimentali¹ e fitting dei dati con legge semi-empirica per la pressione. del tipo $r_f = aG_o^n P^m$ con $a = 0.0765$; $n = 0.317$; $m = 0.475$.

scalino. L'altro dato interessante riguarda la sovraelongazione rispetto al valore di regime. A pressione maggiore la risposta diviene più ripida nel tratto iniziale, e presenta un picco in ampiezza più elevato. La causa dominante di queste oscillazioni è di natura fluidodinamica. Difatti l'aumento della pressione causa un abbassamento della fiamma e dello strato limite turbolento. Il fenomeno del rilascio di calore e delle fluttuazioni di più larga scala della turbolenza in questi casi può accoppiarsi e portare le oscillazioni ad amplificarsi. La combustione ruvida è una peculiarità degli endoreattori ibridi che presentano oscillazioni di pressione generalmente comprese nel range del 2 – 3% del valore di pressione a regime.

Numerose prove sperimentali hanno mostrato come alcune delle oscillazioni di pressione che si instaurano in camera possono non essere smorzate; parleremo in questi casi di instabilità di combustione. Le instabilità di combustione in un sistema ibrido sono sostanzialmente divisibili in due categorie:

- instabilità delle linee di alimentazione
- instabilità di combustione

Le instabilità delle linee di alimentazione sono fondamentalmente legate a iniezioni di ossidante soffici con bassi salti di pressione, che possono porta-

re al distacco di vortici periodici nella sezione di precamera di combustione. Altro problema delle linee di alimentazione può essere quello mostrato anche dagli endoreattori ibridi ovvero le tipiche instabilità pogo legate all'oscillazione delle linee di alimentazione causata dal flusso turbolento nei tubi. Le instabilità di combustione sono anche dette flame-holding instabilities e furono già osservate durante lo studio dei sistemi ramjet. Queste instabilità di combustione si manifestano tipicamente nell'intorno delle frequenze acustiche della camera di combustione. Non sono state osservate instabilità di tipo tangenziali e radiali per le alte frequenze. Per quanto riguarda i modi longitudinali le oscillazioni di alta frequenza sono un problema tutt'altro che secondario. Le instabilità di combustione di tipo flame holding, sono legate ad un inadeguata instabilizzazione di fiamma nello strato limite [33]. Il non corretto ancoraggio comporta la nascita di nuclei di fiamma che generano flussi termici localmente molto concentrati i quali portano in zone confinate ad ulteriore evaporazione di combustibile. Tali nuclei di combustibile andranno a bruciare più a valle quanto il nucleo di fiamma precedente avrà esaurito l'apporto di ossidante necessario.

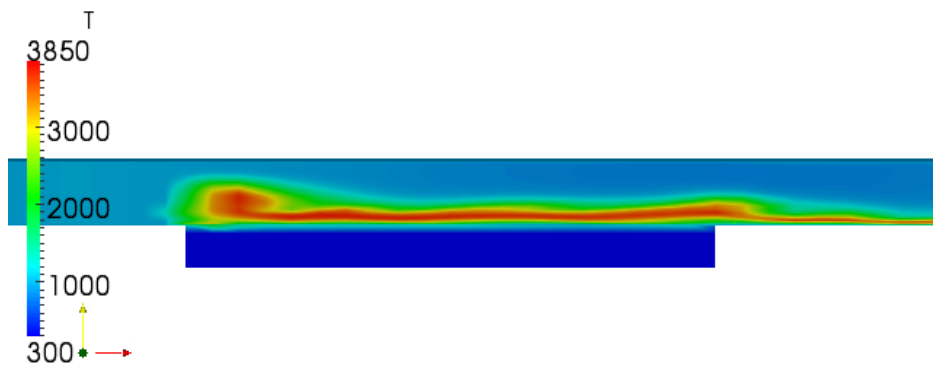


Figura 7.19: *HybridFOAM, testD#19 visualizzazione del nucleo di fiamma intrappolato in un vortice generato dalle oscillazioni di pressione in camera, dettaglio tipico di un'instabilità di combustione flame-holding , $G_o = 80\text{kg/m}^2\text{s}$, $P = 6\text{atm}$.*

Nel *testD#16* e *testD#19* è stato osservato questo tipo di instabilità di combustione. Quello che si può osservare è che le oscillazioni della velocità di regressione a meno di una τ di sfasamento debbano seguire le oscillazioni di pressione nella camera di combustione. Nelle simulazioni in esame la camera di combustione è di sezione rettangolare. Il dominio della nostra camera di combustione ha dimensioni $L = 150\text{mm}$, $h = 6\text{mm}$, $p = 5\text{mm}$. Sapendo

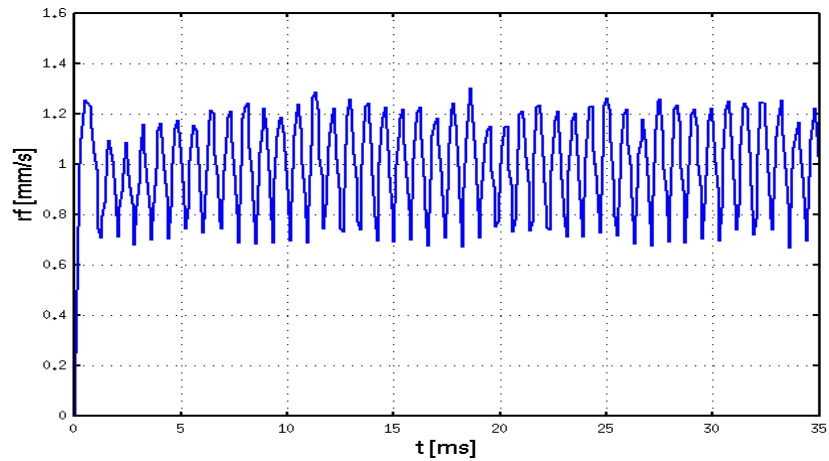
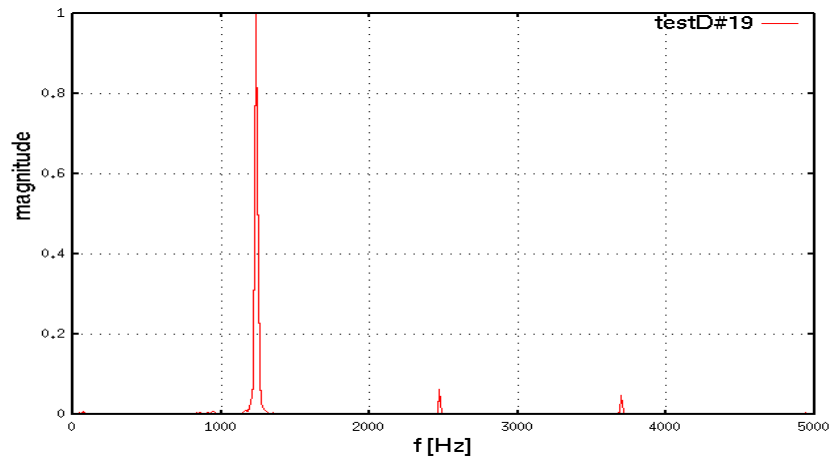
(a) Oscillazioni di r_f legate alle oscillazioni di pressione(b) FFT delle misurazioni di r_f

Figura 7.20: *HybridFOAM*, oscillazioni di pressione legate all'instabilità di combustione *flame-holding*.

che le oscillazioni che si instaurano sono vicine alle frequenze acustiche della camera possiamo calcolare il primo modo longitudinale con la seguente formula:

$$f_l = \frac{c}{4L} \approx 1400 \text{ Hz} \quad (7.6)$$

Dove c rappresenta la velocità del suono nel gas che in riferimento alla temperatura media in camera vale $c = \sqrt{\gamma RT} \approx 855 \text{ m/s}$. La frequenza acustica così calcolata è quella di un tubo di lunghezza 15cm, ed è relativa alla frequenza del primo modo $1-L$ delle oscillazioni di pressione. Se andiamo

ad analizzare la trasformata di Fourier dell'uscita troviamo che la risposta presenta tre picchi. Quello dominante, come ci si aspetta dalla teoria è vicino al primo modo acustico longitudinale della camera di combustione e si trova a $1250Hz$. La frequenza calcolata analiticamente è leggermente superiore alla frequenza trovata dalle simulazioni, ma nonostante ciò ne fornisce una buona stima. La frequenza trovata sembra molto alta se confrontata con quelle tipiche degli endoreattori ibridi di grandi dimensioni. Valori tipici di questo fenomeno di combustione instabile si aggirano tra i $70 - 250Hz$. Si tenga in considerazione che la frequenza acustica è funzione del volume libero in camera e pertanto più la camera è piccola più la prima frequenza acustica sarà elevata. Tali oscillazioni sono state riscontrate in test di laboratorio ([34], [35], [36]) su microbruciatori ibridi.

Capitolo 8

Conclusioni e sviluppi futuri

Obiettivo del presente lavoro è stata la messa a punto del codice di calcolo HybridFOAM per simulazioni di transitori di combustione in endoreattori ibridi. Il codice di calcolo è stato testato sulla coppia HTPB R-45/GOX. Per giungere a tale scopo si è proceduto andando a modellare una geometria di camera di combustione Slab il più possibile simile all'apparato sperimentale del laboratorio SPLab del Politecnico di Milano. Il dominio di calcolo messo a punto sfrutta una griglia strutturata opportunamente raffinata in prossimità delle zone di fiamma e dello strato limite. Per giungere ad un modello affidabile dal punto di vista numerico e fisico, sono state eseguite diverse indagini parametriche sia su dettagli inerenti la mesh di calcolo sia sui parametri fisici del sistema. I test sull'influenza dei parametri geometrici hanno condotto all'individuazione di un giusto compromesso tra tempi di calcolo ed errore. L'infittimento della mesh solo nelle zone di particolare interesse ha permesso di ottenere un dominio di calcolo di dimensioni ridotte, ma che non perdesse di accuratezza. In parallelo sono state apportate alcune modifiche al codice sorgente del solutore HybridFoam. La rimodellazione del dominio unita alle modifiche apportate al codice ha permesso di aumentare di un fattore 10 la velocità di calcolo. Le simulazioni che inizialmente avrebbero richiesto 100 giorni di calcolo, richiedono oggi meno di 10 giorni/macchina. La seconda parte dell'indagine condotta, modificando i parametri fisici del modello come la conducibilità termica, i parametri del modello di pirolisi e il modello di irraggiamento, ha permesso di cogliere quali fossero i punti deboli del codice. È risultato che il modello radiativo è sufficientemente accurato e restituisce risultati sui flussi termici radianti dello stesso ordine di grandezza di quelli sperimentali. Resta da evidenziare una netta carenza nella modellazione della radiazione emessa dalla fuliggine che nel modello *P1* utilizzato non è contemplata. Questo fatto non crea grosse discrepanze sui risultati in bruciatori di piccole dimensioni, essendo i tempi di residenza molto limitati ma

ne potrebbe compromettere l'affidabilità nello studio di motori di grosse dimensioni o nello studio di combustibili metallizzati. In questa fase sono stati poi individuati alcuni errori presenti nel modello di pirolisi del combustibile. Tali errori sono stati corretti e la nuova legge di pirolisi del combustibile è riportata nel capitolo 4. Si è poi evidenziata la forte sensibilità del codice di calcolo al parametro di conducibilità termica della fase solida. Nella seconda parte del lavoro si è proceduto alla messa a punto del codice per simulazioni transitorie. Si è proceduto al raffinamento del modello di ignitore in grado di avviare combustioni a differenti portate di ossidante. E' quindi stata realizzata una campagna di prove numeriche atte ad analizzare la risposta dinamica del sistema di combustione per il più ampio intervallo di flussi specifici. Si è nuovamente focalizzata l'attenzione sui parametri geometrici della mesh e delle condizioni al contorno per studiare la sensibilità dei risultati al modello di mesh realizzato. Si è avuto conferma del fatto che la geometria del modello messa a punto inizialmente resta adeguata anche per simulazioni transitorie. Si è quindi proceduto alle analisi di sensibilità della combustione al coefficiente di conducibilità termica del combustibile, e successivamente alla pressione in camera. Scopo di queste 20 simulazioni è stato indagare gli effetti che tali parametri hanno sulla dinamica della combustione. Sono stati trovati interessanti comportamenti legati all'effetto del termine di conducibilità. Si sono riscontrati andamenti simili a quelli presenti in letteratura ed è stata data un'indicazione sul peso di questo parametro al variare dei flussi specifici. Interessanti comportamenti sono stati discussi e in particolare è stato evidenziato come variazioni della conducibilità termica di un combustibile possano in alcuni casi smorzare le oscillazioni successive al throttling e quali possano fornire risposte più pronte alle variazioni dell'input. Un ulteriore aspetto di rilievo è emerso dall'analisi del comportamento del sistema a bassi flussi di ossidante che risulta fortemente dipendente dal regime di moto dello strato limite. Tale comportamento ha messo in risalto che nella combustione ibrida può esistere un limite inferiore alle portate specifiche sotto il quale sarebbe meglio non sostenere una combustione a causa della forte instabilità del comportamento. Ulteriori analisi sperimentali potrebbero confermare se quanto trovato ha un riscontro nella realtà e se sia prevedibile una legge per determinare, a seconda delle dimensioni del motore e dell'istante di combustione, quali siano i rapporti di throttling sotto i quali non sia conveniente forzare il sistema. Le analisi conclusive sull'influenza della pressione in camera hanno messo a fuoco alcune particolarità proprie della combustione ibrida. Per prima cosa è stato possibile formulare una legge con dipendenza potenziale dal fattore di pressione oltre che dalla portata. Si è visto come l'andamento segua i risultati riscontrati in letteratura, anche se i valori puntuali si discostano leggermente. Si è poi appreso come l'influenza della pressione sulla

velocità di regressione del combustibile giochi un ruolo fondamentale sia nelle fasi transitorie che in quelle di regime. Infatti è stato riscontrato come in corrispondenza di pressioni più elevate in camera di combustione si assista a combustioni più ruvide. Allo stesso tempo l'aumento della pressione in camera genera un ritardo termico più attenuato e restituisce una combustione più pronta alle variazioni della portata in ingresso. Inoltre in due simulazioni, si è potuto assistere all'instaurarsi di combustioni instabili. L'analisi della letteratura in ambito di acustica delle camere di combustione ibride ha confermato la fondatezza dal punto di vista fisico di quanto osservato. Il modello di combustione messo a punto in HybridFOAM si rivela in grado di prevedere anche l'instaurazione di instabilità di combustione di alta frequenza di tipo flame-holding, caratterizzate dall'accoppiamento del rilascio del calore con il primo modo longitudinale 1-L acustico della camera di combustione. I risultati numerici ottenuti rispetto alle frequenze delle oscillazioni di pressione in camera sottostimano leggermente i dati ottenuti dalla teoria, ciononostante il software è in grado di simulare tali occorrenze con errori inferiori al 10%. Per concludere è possibile affermare che è stata verificata sia numericamente che fenomenologicamente l'attitudine del codice HybridFOAM alla previsione delle grandezze termofluidodinamiche caratterizzanti combustioni in endoreattori ibridi sia in regime stazionario sia in condizioni transitorie. I risultati ottenuti sono in buon accordo con quanto riscontrato dalle prove su apparati sperimentali SLab presenti in letteratura. Si è inoltre verificato quanto siano carenti i modelli per la velocità di regressione che seguono legge potenziale. Da questo punto di vista HybridFOAM si rivela un potentissimo strumento di calcolo simulando il comportamento dello strato limite turbolento con reazioni chimiche. I risultati complessivamente ottenuti nel presente lavoro di tesi vogliono fornire una solida base per lo sviluppo futuro del codice di calcolo HybridFOAM. Dal presente lavoro potrebbero aprirsi molteplici strade. La prima potrebbe essere l'avanzamento nello sviluppo del codice che potrebbe concentrarsi sull'introduzione di un nuovo modello per la radiazione. Tale modello dovrebbe contemplare la presenza di combustibili metallizzati, e riprodurre la presenza di soot. Un'altra strada potrebbe coincidere con l'avvio di una campagna di prove numeriche con combustibili bassofondenti come le paraffine. Tale problema richiederebbe la messa appunto di un modello numerico ad-hoc in grado di stimare statisticamente il contributo addizionale al termine di soffiaggio dovuto all'entreinment. Una ulteriore strada potrebbe volgere all'analisi dettagliata delle instabilità di combustione di bassa ed alta frequenza andando ad individuare indici di merito di incipiente instabilizzazione. Altro problema affrontabile sarebbe quello dell'indagine del fenomeno della transizione dello strato limite in fase di throttling. Un accurato studio potrebbe in tal caso fornire un intervallo

di possibili ratei di throttling e definire i limiti superiore ed inferiore per differenti configurazioni di camera e differenti tipologie di combustibili.

Bibliografia

- [1] *The Annual Compendium of Commercial Space Transportation 2012*, FAA Federal Aviation Administration, 2012
- [2] *Space Tourism Market Study: Orbital Space Travel and Destinations with Suborbital Space Travel*, Futron Corporation, 2006
- [3] M.A. Karabeyoglu e D. Altman, *Dynamic Modelling of Hybrid Rocket Combustion*, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 15, No. 4, Lug-Ago 1999
- [4] V. Ziliotto, *Relevance of the futron/zogby survey conclusions to the current space tourism industry*, Acta Astronautica, 2009
- [5] M.A. Karabeyoglu, G. Zilliac, P. Castellucci, P. Urbanczyk, J. Stevens, G. Inalhan e B.J. Cantwell, *DEVELOPMENT OF HIGH-BURNING-RATE HYBRID-ROCKET-FUEL FLIGHT DEMONSTRATORS*, 39th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Lug 2003
- [6] L.R.Zurawsky & D.C. Rapp, *Analysis of Quasi-Hybrid Solid Rocket Booster Concepts for Advanced Earth-to-Orbit Vehicles*, NASA T.P., 1987
- [7] M.A. Karabeyoglu, *Hybrid Rocket Propulsion for Future Space Launch*, Aero/Astro 50th anniversary, Mag 2008
- [8] L.T. De Luca, *Problemi Energetici in Propulsione Aerospaziale, 1st Ed.*, Politecnico di Milano, 2007
- [9] G.P. Sutton e O.Blizard, *Rocket Propulsion Elements, 7th Ed.*, John Wiley Sons Inc., 2001
- [10] F. Maggi, G. Gariani, L. Galfetti e L.T. De Luca, *Theoretical analysis of hydrides in solid and hybrid rocket propulsion*, International Journal of Hydrogen Energy, Gen 2012

-
- [11] G. Marxman e M. Gilbert, *Turbulent Boundary Combustion in The Hybrid Rocket*, pp. 1337-1349, 9th International Combustion Symposium, 1962
- [12] D. Altman, *HIGHLIGHTS IN HYBRID ROCKET PROPULSION*, The Tenth International Workshop on Combustion and Propulsion, 2003
- [13] Cheng e Farmer, *NUMERICAL SIMULATION OF THE INTERNAL BALLISTICS OF A HYBRID ROCKET MOTOR*, AIAA, 32nd Aerospace Sciences Meeting Exhibit, 1994
- [14] G.Lengellé, J.Duterque, J.F.Trubert, *Combustion of Solid Propellants*, NATO
- [15] P. George, S. Krishnan, P.M. Varkey, M. Ravindran e L. Ramachandran, *FUEL REGRESSION RATE ENHANCEMENT STUDIES IN HTPB/GOX HYBRID ROCKET MOTORS*, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, Giu-1998
- [16] N. Serin e Y.A. Gogus, *Navier-Stokes Investigation on Reacting Flowfield of HTPB/O₂ Hybrid Motor and Regression Rate Evaluation*, AIAA/SAE/ASME/ASEE 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lug 2003
- [17] C.L. Lin e H.H. Chiu, *Numerical Analysis of Spray Combustion in Hybrid Rockets*, AIAA/ASME/SAE/ASEE 31th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lug 1995
- [18] V. Sankaran e C.L. Merkle, *Size Scale-Up in Hybrid Rocket Motors*, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Gen 1996
- [19] R. Bhaskaran, L. Collins, *Introduction to CFD Basics*
- [20] G. Gariani, F. Maggi e L. Galfetti, *Simulation Code for Hybrid Rocket Combustion*, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, Lug 2010
- [21] G. Gariani, *Numerical Simulation of the Turbulent, Reactive Flow Field in Hybrid Rocket Motors*, Politecnico di Milano, 2010
- [22] M.J. Casiano, J.R. Hulka, V. Yang, *Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review*, AIAA

-
- [23] A. Geen, *EFFETTI DEL TRANSITORIO DI IGNIZIONE SULLA BALISTICA DI COMBUSTIBILI METALLIZZATI PER LA PROPULSIONE IBRIDA*, Politecnico di Milano, 2009-2010
- [24] M.J. Chiaverini, K.K. Kuo, A. Petrez e G.C. Harting, *Heat Flux and Internal Ballistic Characterization of a Hybrid Rocket Motor*, 33th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997
- [25] H. Arisawa e T.B. Brill, *Flash Pyrolysis of Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB) 1: Analysis and Implications of the Gaseous Products*, Department of Chemistry, University of Delaware
- [26] H. Arisawa e T.B. Brill, *Flash Pyrolysis of Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB) 2: Analysis and Implications of the Gaseous Products*, Department of Chemistry, University of Delaware
- [27] S.B. Pope, *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, 2000
- [28] *Radiation heat transfer in OpenFOAM*, Göteborg, Chalmers University of Technology
- [29] L. Fanton, C. Paravan e L.T. De Luca, *Radiation Effects on Solid Fuel Regression in a Hybrid Micro-Burner*, SPLab, Aerospace Engineering Department Politecnico di Milano, Feb 2012
- [30] M.J. Chiaverini, K.K. Kuo, A. Peretz e G.C. Harting, *Regression Rate and Heat Transfer Correlations for HTPB/GOX Combustion in a Hybrid Rocket Motor*, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 17, No. 1, Gen-Feb 2001
- [31] I.D. Strand e N.S. Cohen, *Characterization of the Hybrid Rocket Internal Flux*, Jet Propulsion Laboratory
- [32] M.A. Karabeyoglu, S. DeZilwa, B. Cantwell e G. Zilliac, *Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities*, NASA Ames Research Center, 2003
- [33] G.P. Sutton & O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*, John Wiley Sons, 2001
- [34] C. Carmicino, *Acoustics, Vortex Shedding, and Low-Frequency Dynamics Interaction in an Unstable Hybrid Rocket*, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 25, No. 6, Nov-Dic 2009

- [35] D. Pastrone, L. Casalino, M. Sentinella e C. Carmicino, *Acoustic Analysis of Hybrid Rocket Combustion Chambers*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 3, 2010
- [36] S. Beinke, B. Dally e M. Oswald, *Modelling Acoustic Excitation for the Simulation of Combustion Instability Experiments*, 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, Dic-2012