

Alma Mater Studiorum – Università di Bologna

DOTTORATO DI RICERCA IN

**Meccanica e Scienze Avanzate dell'Ingegneria
Disegno e Metodi dell'Ingegneria Industriale e Scienze Aerospaziali**

Ciclo XXV

Settore Concorsuale di afferenza: 09/C1

Settore Scientifico disciplinare: ING-IND/08

**Modellazione Tridimensionale
del Processo di Combustione
di un Razzo a Propellente Solido**

Ing. Roberto Bertacin

Coordinatore Dottorato

Relatore

Prof. Ing. Vincenzo Parenti Castelli

Prof. Ing. Fabrizio Ponti

Esame finale anno 2013

*AI miei genitori,
per quello che sono
e per dove sono arrivato....*

Grazie

Abstract

The regulation of propulsive performance in solid rocket motors is one of the biggest difficulties related to this type of space systems. The absence of any direct mechanism for controlling the combustion of solid propellant makes the prevision of internal ballistics the main tool adopted not only in defining grain configuration but also in reconstructing burning rate anisotropies.

Local variations in grain composition, heterogeneities or surface imperfections can generate unexpected alterations in pressure profiles and consequently in thrust performance. Most of recent models propose a simplified approach to the problem, by using semi-empirical corrective functions known as HUMP factors which, however, cannot fully describe the spatial anisotropies inside the propellant volume.

This work aims to present a new approach to the numerical prevision of SRMs performances and a new simulation code, named ROBOOST (Rocket Boost Simulation Tool), has been developed at that regard. Borrowing concepts and techniques from Computer Graphics, the code is able to reproduce the burning surface regression in a Lagrangian way, using a moving discrete triangle mesh to describe the grain volume. Spatial heterogeneities in local burn-rate values can be easily implemented and the solution of the chamber fluid-dynamics is achieved by coupling a 0D unsteady internal ballistic model and a 1D quasi-steady one.

The activity has been carried on in collaboration with the Avio Space Division company and the new code has been successfully tested on the Zefiro 9 SRM. In parallel, a numerical analysis of solid propellant burning characteristics has been undertaken, in order to evaluate all possible conditioning elements and to implement them within simulation runs.

Indice

Introduzione	1
Capitolo1. Endoreattori a propellente solido.....	5
1.1 Solid Rocket Motor (SRM)	8
1.2 Elementi principali di un SRM	10
1.2.1 Motor case	10
1.2.2 Thrust-Skirt e Polar-Bosses	11
1.2.3 Protezione termica interna.....	11
1.2.4 Ugello propulsivo	12
1.2.5 Ignitore.....	15
1.2.6 Grano propellente.....	15
1.3 Principi di funzionamento di un SRM	19
1.4 Previsione della performance propulsiva di un SRM.....	21
Capitolo 2. Modelli di regressione superficiale.....	27
2.1 Il modello 2D 28	
2.1.1 Movimentazione dei nodi e controllo della griglia	36
2.2 Il modello 3D 38	
2.2.1 Calcolo della normale alla superficie nel vertice e movimentazione della mesh .	42
2.2.2 Procedure di remeshing	46
Capitolo 3. Modelli di balistica interna	55
3.1 Il modello 0D non-stazionario.....	57
3.2 Il modello 1D quasi-stazionario	63
3.3 Integrazione dei due modelli	69
3.3.1 Contributo dei gas di combustione.....	71
3.3.2 Contributo dell'accenditore	72
3.3.3 Contributo dell'ugello.....	73
3.3.4 Contributo delle protezioni termiche.....	76
Capitolo 4. Codici di simulazione 2D	79
4.1 Analisi prestazionale di motori in scala ridotta.....	79
4.1.1 Processo di erosione dell'ugello	86
4.1.2 Confronto con curve sperimentali	94
4.2 Simulatore ad evoluzione trasversale	98

Capitolo 5. Il simulatore ROBOOST	105
5.1 Modulo di regressione superficiale	107
5.2 Modulo di balistica interna.....	110
5.3 Simulazione del motore Zefiro 9.....	111
5.3.1 <i>Generazione della mesh</i>	116
5.3.2 <i>Confronto con curve di riferimento Avio</i>	119
5.3.3 <i>Implementazione eterogeneità nel rateo di combustione</i>	129
Capitolo 6. Analisi balistica del propellente.....	139
6.1 Analisi numerica dell’HUMP nei motori Baria	143
6.1.1 <i>Simulazione cast-with-plunged-mandrel</i>	146
6.1.2 <i>Simulazione cast-with-in-place-mandrel</i>	150
6.2 Analisi sperimentale del fattore HUMP nel motore Zefiro 9.....	155
Capitolo 7. Conclusioni	163
Bibliografia	167

Introduzione

Nell'ambito della endoreattoria a solido, la simulazione e previsione delle prestazioni propulsive è stata da sempre il principale strumento utilizzato dalle industrie del settore, per indirizzare lo sviluppo di nuovi propulsori sulla base delle specifiche di missione da soddisfare.

Da un lato la presenza di un propellente stivato in forma solida a bordo del veicolo e la conseguente assenza di circuiti di *feeding* e di pressurizzazione come nel caso di propellente liquido, rende questi motori particolarmente attraenti per la semplicità costruttiva e per i ridotti ingombri. Tuttavia dall'altro l'assenza di sistemi di regolazione e controllo diretto (eccetto la vettorizzazione dell'ugello propulsivo), rende la fase di progettazione particolarmente delicata, in quanto la prestazione reale del sistema dipenderà esclusivamente dalla particolare evoluzione temporale della superficie e del volume del grano propellente e dovrà quindi coincidere quanto più possibile con quella prevista.

E' divenuto dunque un ulteriore requisito critico e sempre più stringente, richiesto ad ogni industria del settore, la "riproducibilità" della prestazione propulsiva di una stessa tipologia di motore. La riproducibilità, per altro, risulta per lo più legata alle caratteristiche balistiche del propellente stesso, ovvero viene atteso il medesimo comportamento in termini di rateo di combustione (i.e. l'entità con cui regredisce la superficie nell'unità di tempo) da campioni realizzati con stesse materie prime e con uguali procedure di fabbricazione.

Nonostante ciò, numerosi sono i fattori che nella realtà possono intervenire ed alterare il rateo di combustione, e dunque la prestazione propulsiva attesa, quali eterogeneità interne alla struttura del grano, macro e micro difettosità, e non sempre il loro effetto è ben noto e quantificabile. Inoltre, diversi altri contributi vanno in genere a sovrapporsi, nella generazione del profilo di pressione e dunque della spinta, a quelli direttamente legati alla prestazione del propellente, come ad esempio le fluidodinamiche interne alla camera di combustione, l'erosione dell'ugello di spinta o il processo di ablazione dei materiali termoprotettivi di rivestimento.

Il riuscire a modellizzare e prevedere dunque tutti questi aspetti consente, in fase progettuale, di ottenere profili di spinta molto più affini a quelli reali, e, in fase sperimentale, di analizzare e giustificare eventuali *firing test* anomali.

In letteratura molti codici e software sono stati realizzati, sia in ambito industriale che accademico, per la simulazione del funzionamento dei SRMs o per lo studio di particolari condizioni operative (come ad esempio la fase di accensione o il *tail-off* finale). Tuttavia, soprattutto per quanto concerne la ricostruzione del processo di regressione superficiale del grano, la maggior parte di essi si basa su un approccio cosiddetto “omogeneo” (o “isotropo”), del tutto teorico, in cui il rateo di combustione del propellente viene considerato in termini medi e supposto ovunque uniformemente distribuito.

Nella realtà, invece, per effetto di tutti i fattori sopra menzionati, la velocità con cui il propellente brucia varia lungo la superficie esposta determinandone differenti evoluzioni nel tempo. Per compensare ciò, in questi modelli vengono generalmente introdotti coefficienti additivi (noti in genere come *fattori HUMP, BARF, etc.*), ricavati per via statistica, che intervengono comunque sui valori medi delle grandezze fisiche in gioco, senza indagare localmente l'andamento delle medesime, né riprodurre in maniera più “fisica” il fenomeno.

L'attività di ricerca svolta, e presentata in questa tesi, si inserisce dunque all'interno di questo scenario, proponendo una nuova metodologia alla modellizzazione ed un nuovo codice di simulazione (denominato *ROBOOST ROcket BOOst Simulation Tool*), al fine di sostituire gli attuali coefficienti HUMP utilizzati, con una più realistica dinamica di combustione del grano. Tale lavoro, in particolare, si inserisce all'interno di una attività di collaborazione intrapresa con gli stabilimenti Avio Space Division di Colleferro (Roma), azienda leader nella progettazione e produzione di sistemi di propulsione spaziali a solido. Nello specifico, nell'ambito del progetto Vega, è emerso un crescente interesse per lo sviluppo di metodi e strumenti che possano essere utilizzati, in fase di progetto per la previsione operativa di nuovi motori, ed in fase sperimentale per l'analisi e diagnosi di eventuali riscontri reali anomali.

La suddivisione in capitoli della seguente dissertazione vuole ricalcare, approfondendo di volta in volta uno specifico aspetto, l'organizzazione stessa del lavoro svolto.

Nel dettaglio, dopo una prima descrizione teorica delle caratteristiche costruttive dei sistemi a solido, il primo capitolo propone un excursus sulle principali metodologie oggi giorno

utilizzate per la simulazione della loro caratteristica di funzionamento, mettendone brevemente in evidenza anche pregi e difetti.

Il secondo ed il terzo capitolo, invece, presentano la filosofia adottata nel realizzare il codice di simulazione ROBOOST e le problematiche affrontate per farlo. Il secondo, in particolare, focalizza l'attenzione sul cosiddetto modulo di "regressione superficiale", ovvero la parte di programma finalizzata alla ricostruzione numerica della evoluzione temporale del volume di propellente solido a seguito del processo di combustione, sia nel caso venga adottato un approccio spaziale 2D che 3D.

Nel terzo capitolo viene presentata la parte più propriamente di balistica interna, ovvero dedicata alla ricostruzione delle fluidodinamiche di camera ed alla definizione finale del profilo temporale di pressione, attraverso un originale abbinamento di un modello 0D non-stazionario ed uno 1D quasi-stazionario.

Alla applicazione pratica della metodologia proposta sono quindi dedicati i capitoli quarto e quinto, nei quali vengono presentati, sia in termini di realizzazione che di risultati, i vari codici sviluppati durante l'attività di Dottorato. Nel dettaglio, il quarto capitolo propone due algoritmi utilizzati per l'analisi dei profili di pressione sperimentale dei motori in scala ridotta Baria, utilizzati da Avio per la caratterizzazione del propellente, ed in particolar modo per la verifica di opportune distribuzioni del rateo di combustione all'interno del propellente, in grado di giustificare gli andamenti dei fattori HUMP sperimentali riscontrati.

L'ultima parte del lavoro ha visto convergere i due precedenti modelli nel codice finale ROBOOST, sulla cui realizzazione e validazione è stata incentrata la descrizione del capitolo quinto. Viene quindi proposta la sua implementazione al motore Zefiro 9, prodotto da Avio, e viene dato esempio delle capacità di simulazione del nuovo codice, in riferimento sia a condizioni operative nominali che non.

Infine, nel capitolo sesto viene descritta l'attività complementare, finalizzata alla definizione delle distribuzioni dei ratei di combustione implementati nei codici di simulazione realizzati, a partire dallo studio dei metodi di preparazione e caricamento nei motori del propellente ancora allo stato liquido. Per fare ciò si è fatto ricorso, quando possibile, a simulazioni CFD del processo di colaggio ed all'analisi sperimentale di piccoli campioni di propellente inerte, in modo tale da verificare l'originarsi di eterogeneità interne alla struttura del grano.

1. Endoreattori a propellente solido

Con il termine *propulsione* (dal latino *pro-* “avanti” e *pellere* “spingere”) viene inteso l’atto attraverso il quale viene conferita ad un corpo l’energia necessaria a vincere le forze che si oppongono al moto, o a variarne il moto stesso. Tale azione è dinamica in quanto avviene attraverso la generazione di una forza, detta *spinta*, ed ogni dispositivo in grado di attuarla viene definito *propulsore* (o *sistema propulsivo*) (Benini, 2006).

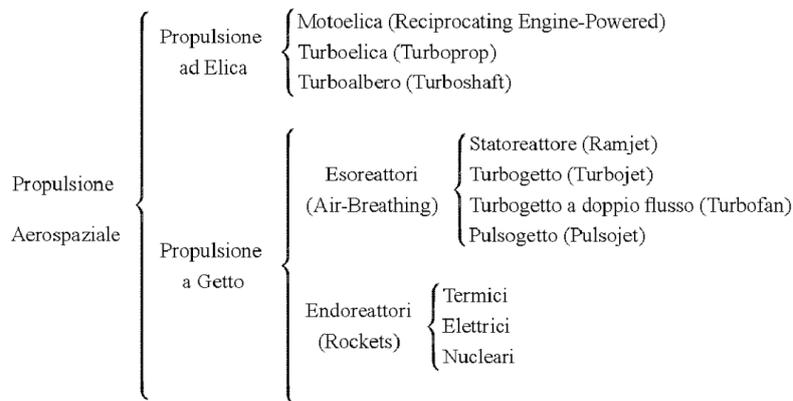


Figura 1.1. Principale classificazione dei sistemi di propulsione aerospaziale.

Ciascuna delle precedenti definizioni si fonda sul terzo principio della dinamica di Newton, altrimenti detto di azione e reazione, in base al quale tutte le forze possono esercitarsi solo e esclusivamente in coppie uguali in modulo e opposte in verso: l’esistenza di una forza applicata ad un generico corpo presuppone sempre e comunque una opposta di reazione. Tale reazione non può esercitarsi sul medesimo corpo, in quanto le due tenderebbero ad annullarsi vicendevolmente, ma richiede l’esistenza di uno o più corpi ausiliari. Nel caso di un veicolo terrestre semovente, quale ad esempio una automobile, il secondo corpo è rappresentato dal suolo stesso a cui viene trasmesso il moto dell’albero motore attraverso l’attrito di contatto dei pneumatici. Nel caso invece di un velivolo, sia esso atmosferico o spaziale, il secondo corpo è costituito dal fluido in cui è immerso e la forza di reazione ha origine nel momento in cui si

impone a questi una variazione della sua quantità di moto, accelerandolo, e si parla in tal caso di *propulsione a getto*.

Concettualmente due sono le categorie in cui si può pensare essere suddivisa la propulsione a getto come riportato in Fig. 1.1.

Nella cosiddetta *duct propulsion* (dall'inglese *duct*, condotto) rientrano tutti quei sistemi, anche detti *esoreattori* o *air-breathing*, che aspirano, incanalano, ed utilizzano il fluido stesso in cui sono immersi quale "fluido operatore" principale, assieme solo ad una piccola frazione di materia stivata a bordo, rappresentata appunto dal carburante.

La *propulsione a razzo* rappresenta invece la seconda grande categoria e ad essa appartengono tutti quei sistemi, anche detti *endoreattori*, nei quali la spinta viene generata esclusivamente attraverso l'accelerazione e l'espulsione della sola materia stivata a bordo, anche detta *propellente*, e per tale ragione ben si prestano per applicazioni extra-atmosferiche e spaziali. All'interno di questa categoria varie possono essere le classificazioni possibili dei differenti sistemi propulsivi, in relazione ad esempio alla tipologia della sorgente di energia utilizzata (chimica, elettrica, nucleare, etc.), la principale modalità di impiego (stadio booster, controllo d'assetto, *orbit-station keeping*, etc.), la tipologia di veicolo (aeroplano, missile, veicolo spaziale, etc.), dimensioni, tipologia di propellente, e così via.

La presente dissertazione, è focalizzata in particolare sui cosiddetti sistemi chimici, nei quali l'energia necessaria alla generazione della spinta viene ottenuta mediante una reazione di combustione ad alta pressione (con temperature dell'ordine di $2500 \div 4100$ °C e pressioni variabili tra i $30 \div 100$ bar) di una miscela composta da una specie chimica riducente (anche detta combustibile) e di una ossidante (o comburente). La spinta propulsiva a sua volta viene ottenuta mediante l'espansione dei gas caldi, ad elevato contenuto entalpico, in un ugello supersonico convergente-divergente, ottenendo così velocità di scarico dell'ordine dei $1800 \div 4300$ m/s (Sutton & Biblarz, 2001). A seconda della modalità di stivaggio del fluido operatore all'interno del propulsore, si può fare riferimento a:

- *Endoreattori a propellente liquido* (o *Liquid Propellant Rocket Engine LPRE*), in cui il propellente viene caricato sotto forma liquida ed a bassa pressione all'interno di appositi serbatoi e iniettato solamente in seguito all'interno della camera di combustione mediante un complesso sistema di alimentazione condotte. Combustibile ed ossidante vengono generalmente stivati separatamente (configurazioni *bipropellenti*) e miscelati al momento dell'iniezione pressurizzata in camera di

combustione, oppure possono risultare già miscelati tra loro (configurazioni *monopropellenti*) all'interno della medesima molecola chimica.

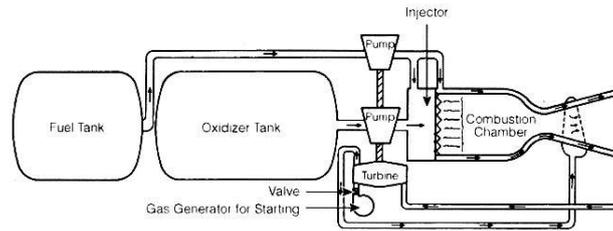


Figura 1.2. Tipico layout di un endoreattore a liquido (LRE Liquid Rocket Engine) bipropellente.

- *Endoreattori a propellente solido* (o *Solid Rocket Motor SRM*), nei quali l'ossidante ed il combustibile sono sempre miscelati assieme prima del caricamento all'interno del motore sotto forma di grano propellente solido (o *grain*). In tal caso il serbatoio di stivaggio funge anche da camera di combustione e non sono dunque richiesti ulteriori circuiti di alimentazione e pressurizzazione

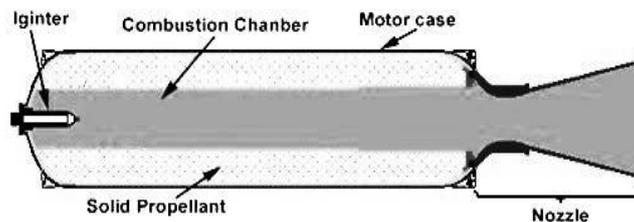


Figura 1.3. Tipico layout di un endoreattore a propellente solido (SRM Solid Rocket Motor).

- *Endoreattori ibridi* (o *Hybrid Rocket Motor HRM*), i quali rappresentano una soluzione intermedia tra le due precedenti tipologie. Solitamente l'ossidante viene stivato separatamente in forma liquida in un apposito serbatoio pressurizzato, mentre il combustibile viene caricato allo stato solido all'interno della camera di combustione. E' previsto dunque un unico circuito di alimentazione che provvede ad iniettare in camera il componente liquido all'avvio del motore. Sono state realizzate anche versioni invertite che prevedono lo stivaggio del combustibile in forma liquida.

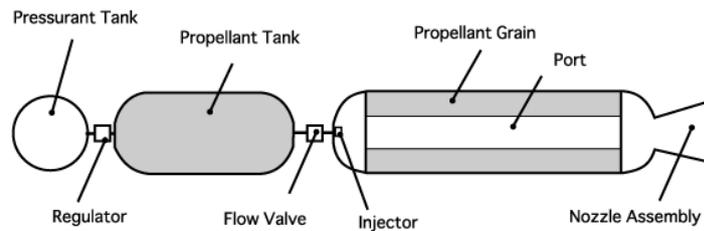


Figura 1.4. Tipico layout di un endoreattore ibrido.

1.1 Solid Rocket Motor (SRM)

L'attività di ricerca svolta ha riguardato, nel dettaglio, l'analisi del funzionamento e la previsione della prestazione propulsiva degli endoreattori a propellente solido, i cui principali pregi operativi possono essere così riassunti:

- Semplicità di utilizzo, poiché l'innesco del grano propellente avviene semplicemente attraverso un dispositivo ignitore e non è richiesta alcuna particolare procedura di avviamento;
- Assenza di gruppi turbopompe e circuiti di *feeding*, dal momento che il serbatoio di stoccaggio del grano propellente funge anche da camera di combustione;
- Dimensioni compatte, grazie sia al minor volume specifico richiesto dal propellente se stivato sotto forma solida, sia al layout estremamente essenziale dell'intero motore;
- Alti livelli di spinta, a seguito della maggior densità dei propellenti solidi utilizzati.

Dall'altro lato, tuttavia, questi sistemi propulsivi sono affetti da diversi handicap prestazionali, che pregiudicano in molti casi la loro scelta:

- Complessità costruttiva ed impossibilità di una regolazione, proprio a seguito dell'assenza di valvole ed altri dispositivi di controllo diretto del processo di combustione;
- Bassi valori dell'impulso specifico, dell'ordine dei 300÷350 s contro i 400÷450 s tipici dei sistemi LPRE;
- Possibile tossicità delle specie chimiche contenute nei gas espulsi, soprattutto nel caso di applicazioni intra-atmosferiche.

A fronte delle considerazioni presentate in precedenza, gli endoreattori a propellente solido vengono generalmente utilizzati ogni qualvolta sono richieste elevate spinte, con ingombri contenuti e senza particolari complicazioni costruttive, anche a scapito di valori relativamente bassi dell'efficienza. Le loro principali applicazioni possono quindi essere così riassunte:

- **Strap-on booster** per le prime fasi di lancio di grossi veicoli lanciatori, (Space Shuttle, Ariane V, etc.).
- **Primo stadio** per missili militari strategici e tattici (Aster, Pegasus, etc.) e per sistemi lanciatori prototipali di nuova generazione (Ares X1, etc.).
- **Ultimo stadio per manovre di trasferimento orbitale** in cui sono richiesti impulsi specifici relativamente elevati e soprattutto dimensioni compatte del motore.
- **Spinnaggio e despinaggio** di veicoli spaziali e satelliti.
- **Generatore di gas** per l'avvio dei gruppi turbopompa di sistemi LPRE e per la pressurizzazione dei serbatoi.

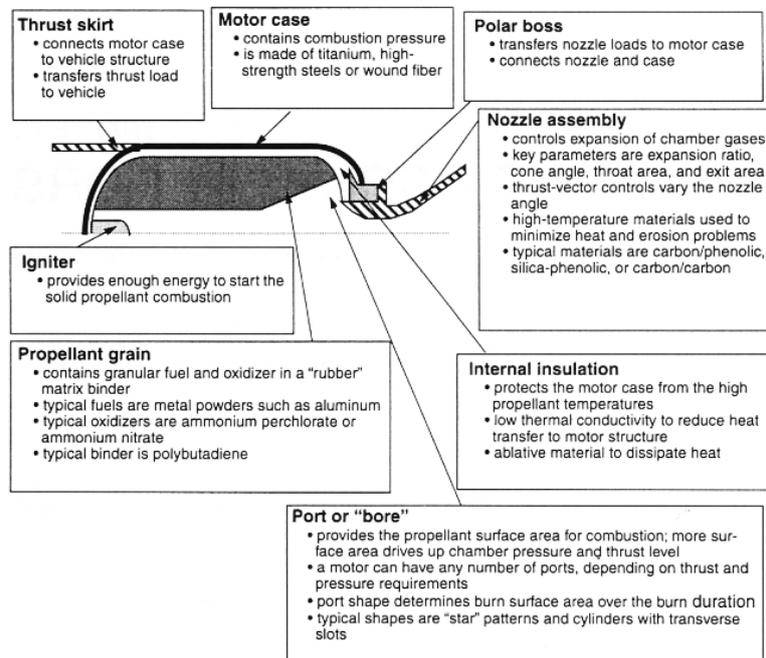


Figura 1.5. Componentistica di un endoreattore a propellente.

In particolare, quando impiegati come motori booster di grandi lanciatori, presentano generalmente dimensioni piuttosto generose, tali a volte da renderne problematico il trasporto e l'assemblaggio, e solitamente si opta in tali casi per una soluzione a più segmenti. Una tale

configurazione, tuttavia, risulta potenzialmente più rischiosa in quanto può presentare problematiche di perdite delle giunture di collegamento tra le varie sezioni, come quelle che hanno determinato la failure dello Space Shuttle Challenger nel 1986, e dunque quello che si realizza anche in questo caso è una soluzione di compromesso.

In Fig. 1.5 è riportato uno schema esemplificativo del layout costruttivo di un tipico endoreattore a propellente solido delle cui principali parti viene data una breve descrizione nel paragrafo seguente.

1.2 Elementi principali di un SRM

1.2.1 Motor case

Come anticipato in precedenza, il *motor case* funge sia da serbatoio sia da camera di combustione e pertanto deve essere in grado di sopportare senza problemi gli elevati valori di pressione che si generano. Esso è in genere realizzato in materiali metallici (alluminio, titanio, acciaio, etc.), fibre composite (grafite, Kevlar, fibre di vetro con matrice di resina epossidica) o una combinazione delle due con la parte metallica posta internamente. I materiali metallici sono spesso impiegati per i motori di costo inferiore in quanto più semplici da lavorare ed in grado di essere facilmente riutilizzati (si vedano ad esempio gli stadi *SRB Solid Rocket Booster* dello Space shuttle). I materiali compositi, dal canto loro, sono molto interessanti per il loro elevato rapporto tensione di snervamento - peso che consente la costruzione di propulsori fino al 20-30% più leggeri rispetto al caso precedente, sebbene parte del vantaggio di massa venga in genere perduto a causa della loro minore rigidità, che impone l'impiego di spessori maggiori o di strutture più complesse, ad esempio con inserti metallici nelle zone più sollecitate. Inoltre, più complessa risulta esserne la realizzazione, la quale generalmente avviene mediante la tecnica del cosiddetto *filament winding*, attraverso la quale strati continui di fibra composita vengono impregnati di resina catalizzata e avvolti attorno ad un mandrino rotante secondo uno specifico schema ed orientamento deciso in ragione delle caratteristiche di forma e di carico. E' questo il caso dei motori classe Zefiro in fibra di carbonio prodotti dalla azienda Avio Space Division di Colleferro (Roma) per il lanciatore italiano Vega (Vettore Europeo di Generazione Avanzata) ed argomento del Cap.5 di questa dissertazione.

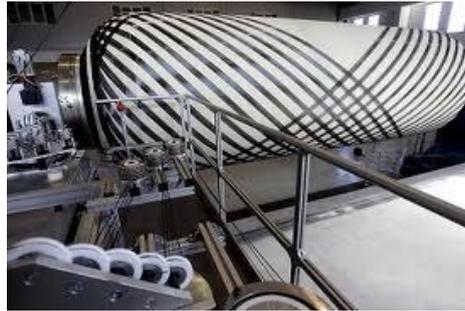


Figura 1.6. Realizzazione del *motor case* in materiale composito mediante tecnica del *filament winding* (Foto Avio Space Division).

1.2.2 Thrust-Skirts e Polar-Bosses

Thrust-Skirts e Polar-Bosses rappresentano le interfacce fisiche di collegamento del motore, ovvero del *case*, rispettivamente con il resto della struttura del veicolo (ad esempio gli altri stadi del lanciatore) e con l'apparato dello ugello di spinta. Per quanto concerne i primi, l'elemento critico che ne determina il dimensionamento è rappresentato dallo stato di flessione e compressione generati dalle forze trasmesse attraverso di essi. Normalmente le *thrust-skirts* vengono realizzate in materiali metallici, anche nel caso di involucri motore in materiale composito, come nel caso del lanciatore Vega.

Gli elementi *Polar Bosses* sono a loro volta dimensionati per sopravvivere principalmente ai carichi dovuti allo svuotamento della camera interna in pressione e alle coppie sviluppate durante la vettorizzazione della spinta. Sono generalmente realizzati in materiali metallici (per lo più alluminio) e hanno un'influenza piuttosto contenuta sul budget totale di massa del sistema propulsivo (circa il 10%).

1.2.3 Protezione termica interna

Al fine di evitarne il degrado e la *failure* durante il funzionamento, il *case* del motore è sempre rivestito internamente da strati protettivi in grado di isolare termicamente la struttura contenitiva dai gas caldi di combustione presenti in camera (Fig. 1.7). Nel complesso tutti questi materiali devono garantire le seguenti caratteristiche (Sutton & Biblarz, 2001):

- essere compatibile con il propellente impiegato al fine di evitare reciproche modificazioni nella composizione chimica;
- essere sufficientemente robusto per resistere alle sollecitazioni meccaniche imposte dal propellente interno, sia per effetto del campo di pressione interno che dell'accelerazione del veicolo, e garantirne sempre l'adesione;

- avere una ridotta conducibilità termica, per limitare gli spessori del rivestimento, e basso peso specifico, per ridurre la massa inerte del motore.

I materiali di isolamento tipicamente impiegati sono in genere a base gommosa come monomeri di Dimetil-Etilene-Propilene (EPDM) o gomma di Butadiene naturale caricati con materiali fibrosi tipo amianto, vetro o kevlar. Quando esposti all'azione diretta dei gas caldi di combustione gli strati termo-protettivi sono soggetti ad ablazione e decomposizione chimica con formazione di gas di pirolisi e di uno strato carbonioso che tende a ricoprire lo strato di materiale vergine sottostante. Generalmente a seconda della funzione predominante svolta viene fatto ricorso ad una differente denominazione:

- *Inibitore (o restrictor)*: uno strato o un rivestimento di materiale ritardante o ignifugo applicato (per incollaggio, stesura o spruzzatura) su parte della superficie iniziale del grano propellente al fine di controllarne l'evoluzione durante la combustione.
- *Isolante interno (insulator)*: un rivestimento interno tra il *case* del motore ed il propellente avente la funzione di ridurre i flussi termici tra la camera di combustione e la struttura contenitiva. Lo spessore dello strato viene fatto variare lungo l'asse del motore in funzione del tempo previsto di esposizione ai gas caldi.
- *Liner*: un sottile strato di materiale protettivo adesivo avente la funzione di garantire l'adesione tra il volume di propellente e la superficie interna del *case* o, se presente, l'isolante interno, consentendo nel contempo piccoli spostamenti assiali.

1.2.4 Ugello propulsivo

L'ugello rappresenta una delle parti più critiche di un motore a propellente solido, essendo sottoposto alle maggiori sollecitazioni termomeccaniche, il suo dimensionamento risulta estremamente complesso e pertanto ad esso sono dedicati i maggiori sforzi in fase di progettazione. Una analisi storica ha dimostrato infatti che il 50% di tutte le *failure* occorse a motori a propellente solido sono stati causati da cedimenti o malfunzionamenti di questo componente.

Di geometria convergente-divergente per l'espansione del gas in condizioni supersoniche, l'ugello di un SRM non presenta la solita configurazione a campana, tipica ad esempio degli endoreattori a propellente liquido, ma piuttosto conica, con angoli di apertura dell'ordine dei $\sim 15^\circ$. Tale soluzione, oltre che per l'insita semplicità costruttiva, risulta dettata anche dalla necessità di contenere sulle pareti del divergente gli effetti di attrito ed erosione dovuti alla

presenza di particelle solide nei gas in espansione (effetti che risulterebbero certamente amplificati qualora fosse presente una qualche inflessione nel profilo come nei divergenti a campana).

Varie possono essere le configurazioni possibili, sebbene complessivamente due risultano essere quelle maggiormente adottate, ovvero con ugello esterno oppure parzialmente sommerso (Fig. 1.7). In tutti i casi, vengono realizzati mediante assemblaggio di diversi componenti realizzati sia in materiali metallici, che compositi, che polimerici. A differenza degli endoreattori a propellente liquido dove il combustibile stesso viene in genere utilizzato per il raffreddamento rigenerativo di tutta la superficie dell'ugello, nei motori a solido è necessario far ricorso a specifici rivestimenti della superficie interna con materiali isolanti, per lo più a base carboniosa, come riportato in Tab. 1.1.

Per le parti strutturali, che servono a sostenere le parti isolanti ed a trasferire i carichi connessi al funzionamento del motore, si fa ricorso a materiali metallici come titanio, alluminio e acciaio. La zona di gola, parte critica e principale responsabile della performance propulsiva, viene solitamente rivestita con grafite policristallina o 3D carbon-carbon, materiali estremamente resistenti e meno soggetti ai fenomeni di erosione. Dietro questo primo strato possono inoltre essere inseriti ulteriori materiali, come vetro, grafite o carbonio, caratterizzati da ridottissima conducibilità termica, bassa densità, ma scarsissima resistenza all'erosione. Le parti soggette a sollecitazioni e flussi termici minori, come il cono di uscita e parte del convergente di ingresso, vengono realizzati in fibra di carbonio o grafite e resina fenolica oppure silice e resina fenolica, soluzioni che garantiscono un buon isolamento degli elementi strutturali, sebbene risultino maggiormente soggetti ai processi di deterioramento.

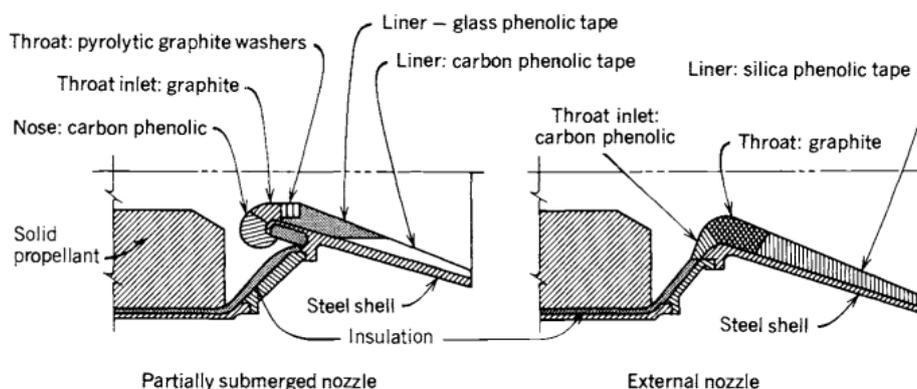


Figura 1.7. Layout costruttivo delle dell'ugello nelle due configurazioni comunemente più utilizzate.

Tabella 1.1. Materiali comunemente impiegati per l'isolamento e la struttura degli ugelli di motori a combustibile solido. I valori del rateo di erosione sono corretti per tenere conto della convezione termica.

Materiali	Densità Kg/m ³	Calore specifico cp Cal/gm K	Conducibilità termica W/mK	Tensione di rottura a trazione MPa	Tasso di erosione mm/s
Pyrolytic graphite	2200	0.50	0.059	103	0.05
Policristalline graphite	1700	0.60	26	48	0.1
2D carbon-carbon	1400	0.54	13.8	110	-
3D carbon-carbon	1900	0.50	31.5	186	0.1
Carbon / Phenolic	1400	0.36	1.0	72.4	0.18
Graphite / Phenolic	1400	0.39	1.59	52.4	0.28
Silica / Phenolic	1700	0.30	0.55	52.4	1.3
Glass / phenolic	1900	0.22	0.028	414	1.5
Paper / Phenolic	1200	0.37	0.40	152	1.9

Al fine di garantire una vettorizzazione della spinta propulsiva e dunque un controllo della traiettoria del veicolo, può essere inserito anche un sistema di movimentazione dell'ugello, in grado di generare angoli di deflessione massimi dell'ordine di 6÷8 gradi, sebbene questo comporti un incremento del peso dell'intero elemento fino a valori prossimi al 50%. In questi casi, l'ugello risulta fissato elasticamente alle *polar-bosses* attraverso inserti elastomerici (*flexible bearings* o *Flexseals*) e la movimentazione avviene mediante attuatori idraulici o, come nel caso del motore P80 del lanciatore Vega, elettro-meccanici. In rari casi, vengono utilizzate per l'orientazione della spinta parti mobili all'interno dell'ugello che, sebbene garantiscano una maggior prontezza dell'attuazione, introducono ulteriori perdite per attrito all'interno del flusso in espansione, riducendo così la prestazione dell'intero motore. Per preservare la qualità del grano propellente ed evitare possibili autoaccensioni durante le fasi di assemblaggio, specie nei grandi lanciatori, viene in genere posizionato un menisco in materiale plastico in corrispondenza della sezione di gola dell'ugello e pressurizzato con azoto l'interno del motore (~1,3 bar) per evitare infiltrazioni di impurità dall'esterno. Lo stappo del menisco avviene liberamente all'accensione del motore, al raggiungimento di un valore di pressione interno alla camera attorno ai 10 bar. Recentemente, si sta analizzando la possibilità di utilizzare elio per la pressurizzazione della motore, in quanto sembrerebbe

garantire dei benefici nello smorzare le instabilità acustiche che si verificano al momento dell'accensione.

1.2.5 Ignitore

L'ignitore (o accenditore) di un SRM rappresenta di per sé un piccolo propulsore a solido il quale, una volta avviato mediante una scarica elettrica, genera gas ad alta temperatura e pressione che, fuoriuscendo da uno o più ugelli, è in grado di innescare la combustione sulla superficie del grano propellente all'interno della camera principale. La progettazione degli accenditori segue la medesima logica del propulsore stesso, essendo i due sistemi molto simili, e pertanto la sua struttura viene realizzata per resistere alle pressioni generate dalla combustione dei *pellet* propellente (ad esempio boro potassio nitrato BKNO_3) al suo interno. Esso inoltre deve essere dotato di una protezione esterna per garantire la resistenza all'interno della camera di combustione principale. In taluni casi, come per i motori del lanciatore Vega, vengono utilizzati accenditori a perdere che, essendo realizzati con materiali soggetti ad ablazione (ad esempio compositi a base di fibre di carbonio) si consumano durante il funzionamento del sistema, consentendo così un sensibile risparmio della massa inerte.

1.2.6 Grano propellente

Come descritto in precedenza, la massa di propellente stivata in stato solido all'interno della camera/serbatoio contiene già al suo interno una miscela di ossidante e combustibile, e pertanto la sua preparazione costituisce una fase estremamente delicata del processo di fabbricazione di un nuovo motore. Nel complesso un propellente solido, per poter essere utilizzato efficacemente, deve sempre presentare alcune caratteristiche fondamentali:

- Garantire una prestazione elevata (in termini di impulso specifico, ovvero di velocità di scarico) attraverso o una elevata temperatura di gas prodotti o un loro ridotto peso molare;
- Possedere elevata densità per ottimizzare il rapporto peso/prestazione;
- Garantire un rateo di combustione "prevedibile", "riproducibile" e quanto più possibile "insensibile" alle eventuali piccole variazioni di pressione in camera;
- Avere caratteristiche strutturali atte a sopportare le intense sollecitazioni termomeccaniche a cui è sottoposto durante il lancio;
- Avere un contenuto impatto ambientale;

- Avere contenuti problemi di sicurezza nella gestione del combustibile stesso.

Globalmente, i propellenti solidi possono essere suddivisi in due grandi categorie:

- i propellenti omogenei o *double-base* presentano il comburente ed il combustibile all'interno della medesima molecola chimica. Un tipico esempio ne è la formulazione caratterizzata da nitrocellulosa disciolta in nitroglicerina $C_3H_5(NO_2)_3-C_6H_7O_2(NO_2)_3$, con l'aggiunta di alcuni additivi secondari, in cui entrambi i costituenti principali risultano esplosivi perché completi di entrambe le specie chimiche. Questa tipologia di impasti sono stati a lungo impiegati nelle applicazioni militari, ma il loro utilizzo va tutt'oggi riducendosi a causa dei più restrittivi standard di sicurezza richiesti.
- i propellenti composti rappresentano la maggiore delle due categorie e sono così chiamati a sottolineare la presenza di una miscela eterogenea di combustibile, ossidante e legante (*binder*). Il combustibile è rappresentato nella maggioranza dei casi da polveri metalliche (alluminio, magnesio, etc.), mentre la specie ossidante da materiali cristallini finemente macinati (perclorato d'ammonio, nitrato d'ammonio, etc.). Il legante è un materiale sintetico in genere a base gommosa (Hydroxyl Terminated Poly-Butadiene HTPB, etc.) che, una volta vulcanizzato, fissa la miscela polveri-cristalli in una unica struttura compatta. Il legante stesso svolge una funzione di combustibile, essendo soggetto ad un processo di ossidazione durante la combustione.

Nell'ambito della attività di ricerca svolta si è fatto riferimento esclusivamente a questa seconda tipologia di propellenti, Cap. 6, alle loro caratteristiche chimiche e reologiche ed alla tecnica di caricamento all'interno del motore.

Il caricamento del grano propellente all'interno del *case* del motore avviene in genere in maniera automatizzata mediante colaggio dell'impasto ancora in fase liquida (e poco dopo l'inserimento degli agenti reticolanti) direttamente all'interno del *case* del motore, preventivamente dotato di un elemento a spina centrale, rimovibile ed in materiale metallico, a formare la cavità centrale del motore.



Figura 1.8. Inserimento della spina centrale nel caso di uno Space Shuttle SRB (Foto NASA).

La fase di vulcanizzazione del grano avviene dunque introducendo l'intero involucro del motore all'interno di apposite autoclavi e con temperature dell'ordine dei 50 °C. Nel caso di motori di piccole dimensioni ed in genere di forma tubolare, il caricamento può avvenire anche mediante inserimento di una sorta di "cartuccia" metallica (solitamente alluminio) all'interno della quale il propellente è stato precedentemente colato e vulcanizzato, Cap. 4.

La velocità di combustione (o *burn rate*) è il principale parametro di valutazione della prestazione di un grano propellente ed è definito come lo spazio percorso dalla fiamma in direzione normale alla superficie nell'unità di tempo.

Il suo valore, dell'ordine dei 0.2÷5 cm/s, è definito dalla particolare combinazione chimica utilizzata, non è costante ma è dipendente da numerosi fattori, il principale dei quali è rappresentato dalla pressione stessa a cui viene fatto bruciare. Tale relazione viene solitamente modellata attraverso la nota formula di Vieille

$$r_b = a \cdot p_0^n \quad (1.1)$$

dove i parametri a (*burn rate coefficient*) ed n (*burn rate exponent*) sono calcolati sperimentalmente attraverso la combustione a pressione controllata di piccoli campioni di propellente in SRM a scala ridotta.

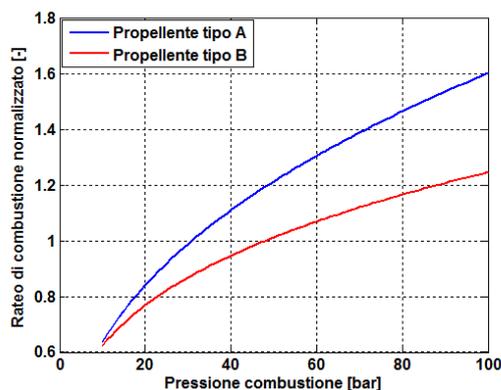


Figura 1.9. Andamenti del rateo di combustione per differenti composizioni del propellente solido.

Nei propulsori con elevati ingombri assiali, come ad esempio gli stadi booster dei grandi lanciatori, questa forte correlazione si traduce in concrete variazioni locali della velocità di combustione del grano, a seguito dei gradienti di pressione che si vengono a instaurare tra la testa ed il fondo del motore, e per questo motivo viene fatto riferimento in questi casi ad un valore medio.

Nonostante ciò, l'Eq. (1.1) costituisce una espressione minimale ed approssimata del rateo, in quanto risultato di una operazione di media ed interpolazione tra più profili sperimentali, per cui ad essa in genere vengono additivati ulteriori termini e coefficienti moltiplicativi per tentare di modellizzare o compensare le altre dipendenze (Eq. 1.2), come ad esempio dalla temperatura (*sensibilità termica*), dalla reologia¹ del grano, dalla sua struttura granulare interna, etc.

$$r_b = f(T_p, reol., granul....) \cdot a \cdot p_0^n \quad (1.2)$$

In letteratura, tali fattori compensativi vengono in genere riportati con differenti designazioni, quali ad esempio *HUMP*, *BARF* (*Burning Anomaly Rate Function*), etc. Allo studio e ricostruzione di alcune di queste relazioni, attraverso anche la simulazione fluidodinamica delle metodologie stesse di preparazione degli impasti, è dedicato il Cap. 6 di questa dissertazione.

¹ Scienza che studia le caratteristiche di deformazione, sotto l'azione di forze esterne, dei corpi solidi e dello scorrimento dei fluidi e semifluidi, in riferimento alle loro proprietà e condizioni (densità, viscosità, concentrazione, temperatura, forze applicate, ecc.) e ai loro rapporti con l'ambiente circostante (pareti del contenitore, loro qualità e forma).

1.3 Principi di funzionamento di un SRM

La prestazione propulsiva di generico endoreattore, sia esso a propellente liquido, solido o ibrido, può essere valutata sfruttando la nota formulazione (Eqz. 1.3)

$$F = \dot{m}_{noz} u_{noz_{exit}} + (p_{noz_{exit}} - p_a) \cdot A_{noz_{exit}} \quad (1.3)$$

dove \dot{m}_{noz} rappresenta la portata massica scaricata dall'ugello, $u_{noz_{exit}}$ e $p_{noz_{exit}}$ rispettivamente la velocità di efflusso e la pressione statica in corrispondenza della sezione di uscita $A_{noz_{exit}}$ e p_a la pressione statica ambiente. Ambedue i termini a secondo membro dipendono direttamente dalla distribuzione di pressioni in camera la quale, a sua volta, è il risultato di un bilancio massico ed entalpico principalmente tra la portata di gas prodotti nel processo di combustione del propellente e la portata scaricata ed accelerata dall'ugello. In assenza di valvole ed altri sistemi di controllo, la regolazione di queste due portate negli endoreattori a propellente solido si dimostra una procedura estremamente complessa e richiede sempre uno studio approfondito della balistica interna alla camera, durante l'intero ciclo di funzionamento del motore.

Il cosiddetto tempo efficace di combustione, ovvero l'intervallo temporale tra l'avvio dell'accenditore e il completo consumo della massa di propellente può essere scomposto in tre differenti fasi consecutive (Cavallini, 2009), come ben evidenziato in Fig. 1.10.

- **Transitorio di accensione:** dopo un brevissimo ritardo dovuto all'innesco dell'accenditore, l'impatto dei gas caldi prodotti determina l'accensione della superficie colpita del grano propellente e l'originarsi di violente onde acustiche che propagano lungo l'asse del motore. Successivamente, avviene la propagazione della fiamma all'intera superficie esposta del grano, determinando così un rapido incremento della massa di gas caldi introdotti nella cavità centrale e quindi della pressione. Al raggiungimento di un prefissato valore soglia (~5 bar) si ha la rottura del menisco protettivo posto nella sezione di gola dell'ugello ed i gas di combustione iniziano a fuoriuscire all'esterno. Un volta avvenuta l'accensione dell'intera superficie ed il totale riempimento del motore da parte dei gas caldi, si può presumere avere inizio la fase di quasi-stazionarietà.

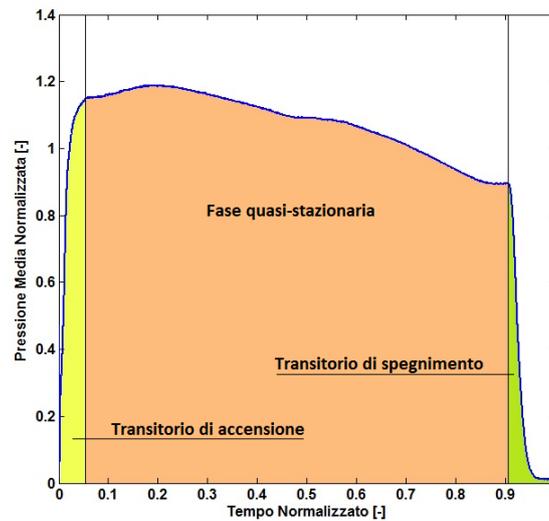


Figura 1.10. Rappresentazione delle principali fasi del funzionamento di un motore a propellente solido.

- **Intervallo quasi-stazionario:** questa fase occupa la maggior parte dell'intero periodo di funzionamento del motore ed è principalmente dominata dalla evoluzione della massa di propellente, ovvero dal suo consumo. La particolare configurazione interna del grano, infatti, determina direttamente la portata massica dei gas generati della combustione del medesimo, potendo questa essere espressa come

$$\dot{m}_g = \rho_p \cdot S_b \cdot r_b \quad (1.4)$$

dove ρ_p rappresenta la densità media del grano solido ed r_b il rateo di regressione (valutato in termini medi) della superficie esposta S_b del propellente.

Geometrie differenti determinano dunque evoluzioni temporali differenti della superficie di combustione, dando così origine a profili di pressione estremamente diversificati (progressivi, neutri, regressivi, a doppia spinta, etc.) a seconda dei requisiti della particolare missione. Sulla base di quanto descritto in precedenza, anche il rateo di combustione stesso del grano tenderà a variare, data la sua stretta dipendenza dal valore di pressione, andando così ad amplificare gli effetti della superficie. Nella sezione di gola dell'ugello si hanno, durante tutto l'intervallo, condizioni di sonicità e pertanto la portata scaricata può essere facilmente stimata mediante l'Eq. (1.5)

$$\dot{m}_{noz} = \frac{p_0 \cdot A_{noz}^*}{c^*} \quad (1.5)$$

dove si è indicato con p_0 la pressione media di camera (approssimata pari a quella fisicamente presente all'imbocco del convergente, A_{noz}^* l'area della sezione di gola e c^* la cosiddetta velocità caratteristica, anch'essa legata alla prestazione del propellente. In questa fase, avviene il fenomeno di erosione dei materiali ablativi di protezione, con conseguente allargamento della sezione di gola ed aumento della portata scaricata. Questo fenomeno risulta particolarmente influente sia in motori di grandi che di piccole dimensioni e comporta una rapida riduzione della derivata temporale di pressione. A seconda poi della particolare geometria, possono risultare più o meno determinanti anche gli effetti dovuti alla ablazione degli strati isolanti interni alla camera, in termini di apporto di massa ed entalpia, una volta esposti direttamente ai gas caldi a seguito della regressione del propellente.

Anche in questa fase si possono avere fenomeni di instabilità acustica e fluidodinamica, dipendenti anch'essi dalla particolare conformazione del *bore* interno, che possono dare origine a fluttuazioni nei valori di pressione e spinta.

- **Transitorio di spegnimento (o *tail-off*):** in questa fase avviene il completo consumo della massa di propellente, con conseguente riduzione della massa di gas addotti in camera e dunque della pressione. A seconda della geometria e dimensione del motore, possono risultare predominanti gli effetti dovuti alla ablazione dei materiali di protezione termica rispetto a quelli del propellente in esaurimento, dando origine a fenomeni di instabilità legati alla miscelazione delle due masse di gas.

1.4 Previsione della performance propulsiva di un SRM

La fase di progettazione e sviluppo di ogni nuovo propulsore è da sempre caratterizzata da un'ampia molteplicità di studi parametrici al fine di ottimizzarne la caratteristica propulsiva o valutarne le eventuali condizioni operative critiche. In particolare, la previsione delle prestazioni del nuovo sistema attraverso dettagliati modelli di simulazione sta divenendo

ultimamente uno strumento sempre più richiesto ed utilizzato dall'industria del settore, al fine di ridurre sia le tempistiche di sviluppo richieste, sia i costi ad esso connessi, consentendo in tal modo di limitare il numero di test sperimentali necessari (che fungeranno anche da termini di confronto per la validazione dei modelli).

Per fare ciò, questi codici di simulazione devono essere in grado di implementare e valutare non solo le condizioni operative nominali, come descritte dalla teoria, ma anche quelle non-ideali, andando a riprodurre anche tutti quei fenomeni fisici ed instabilità che inevitabilmente si verificano nei *firing-tests* reali. In parallelo, devono essere garantite tempistiche computazionali accettabili al fine di poter implementare efficacemente modifiche nei parametri di progetto ed analizzarne in breve tempo gli effetti sul profilo di missione.

Due sono gli aspetti cruciali per poter ottenere una buona ricostruzione delle dinamiche interne ad un motore a propellente solido: il primo è legato alla rappresentazione del processo di regressione della superficie in combustione del grano solido, mentre il secondo punto si focalizza sulla cosiddetta balistica interna, ovvero sulla modellazione delle fluidodinamiche interne alla cavità centrale ed alla loro interazione sia con il propellente stesso, sia con gli altri sottosistemi descritti in precedenza (ugello, protezioni termiche, etc.).

Per quanto concerne la rappresentazione del volume di propellente, approcci 1D o 2D possono in genere risultare soddisfacenti nel caso di geometrie assial-simmetriche del grano molto semplici o per motori di dimensioni ridotte. Ogni qualvolta invece sono richieste accuratezze maggiori o si debbono considerare configurazioni caratterizzate da sezioni complesse, ad esempio dotate di elementi radiali (o *finocyl*), un approccio numerico completo 3D si dimostra necessario e differenti sono le soluzioni proposte in letteratura (Lee & Burchfield, 1966).

Una possibile tecnica è rappresentata dal cosiddetto metodo analitico, implementato ad esempio nel noto codice JANNAF² *Solid Performance Program* (SPP) sia in 2D che in 3D (Coats, Nickerson, Dang, & Dunn, 1987). Questo codice consente di rappresentare la geometria solida del grano definendo numericamente la sua superficie attraverso una sua scomposizione in parti. Utilizzando la classica aritmetica booleana, ogni singola parte viene descritta attraverso una combinazione o intersezione di curve primitive (segmenti, archi di circonferenza, etc. nel 2D) o di solidi (sfere, piani, cilindri, etc. nel 3D), le cui equazioni parametrizzate vengono fatte evolvere durante la regressione.

² Joint Army NASA Navy Air Force

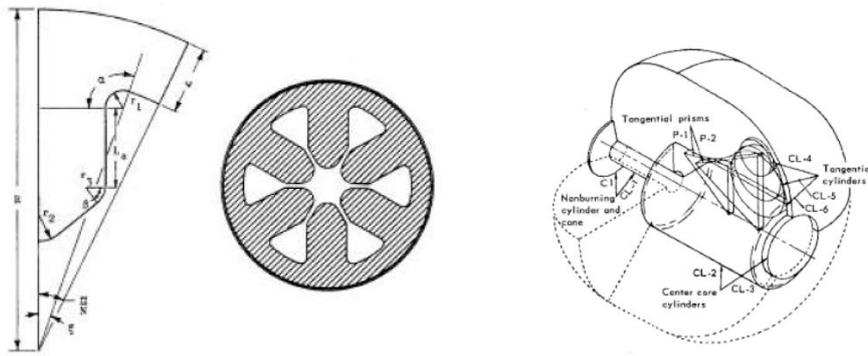


Figura 1.11. Esempio di metodologia analitica (codice SPP) applicata al caso 2D e 3D.

I cosiddetti *Phase-Based Methods*, invece, rappresentano la geometria 3D del grano facendo evolvere una successione di sezioni trasversali 2D. Riprendendo l'approccio analitico, il profilo della superficie in ciascuna di queste sezioni è descritto attraverso un set di curve primitive parametrizzate, set che in questo caso viene fatto variare interamente quando necessario, andando quindi a definire una nuova fase del processo di regressione.

Una delle più recenti tecniche adottate è rappresentata dal cosiddetto *Level-Set Method LSM*, nel quale il profilo della generica sezione in cui viene suddiviso anche in questo caso il volume solido viene descritta attraverso l'intersezione tra una curva iperbolica (anche detta *level-set function*) ed un piano, Fig. 1.12.

La traslazione della curva iperbolica lungo l'asse normale il piano, asse che rappresenta la dimensione del tempo, determina una evoluzione del profilo d'intersezione. Il problema si traduce dunque nella integrazione numerica delle derivate parziali della *level-set function*, definite rispetto alle due coordinate cartesiane del piano (dimensione spaziale del dominio) e all'asse normale ad esso (dimensione temporale).

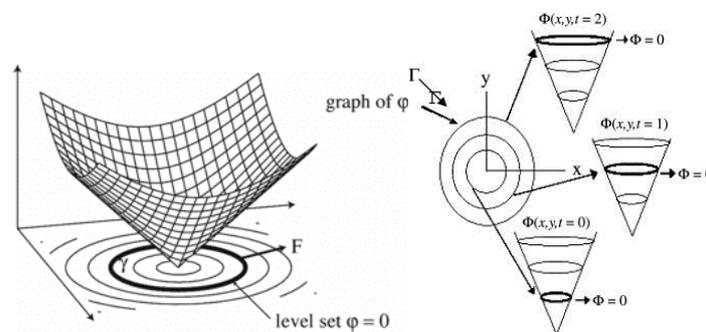


Figura 1.12. Descrizione grafica del *Level-Set Method*.

Il principale vantaggio legato a questo approccio è la possibilità di valutare con facilità la curvatura e la normale alla superficie, in quanto calcolabili attraverso la soluzione di una tipica equazione di Hamilton-Jacobi che in ogni punto ne descrive il gradiente.

Infine, (Jiao, et al., 2005) e (Willcox, Brewster, Tang, & Stewart, 2007) propongono una tecnica differente basata sul cosiddetto *Face-Offsetting Method FOM*, il quale, a partire da una descrizione lagrangiana discreta della superficie di combustione, ne ricostruisce l'evoluzione applicando una traslazione spaziale ai singoli elementi di superficie discreti.

Tale metodologia, in particolare, presenta molti aspetti in comune con l'approccio sviluppato e descritto nella presente dissertazione.

Anche relativamente alla ricostruzione delle fluidodinamiche interna alla camera, ovvero della balistica interna, il calcolo dell'evoluzione dei principali parametri termodinamici durante l'intero funzionamento del motore può essere sviluppato attraverso differenti approcci, partendo da un relativamente semplice 0D fino ad un più dettagliato 3D.

Nel caso di motori di piccole dimensioni o con bassi ingombri longitudinali, un approccio 0D si dimostra generalmente sufficiente per una valida previsione delle grandezze fisiche se considerate in termini medi.

Qualora invece la lunghezza del *bore* centrale possa introdurre sensibili variazioni ad esempio nel valore locale di pressione o dare origine a instabilità, un modello 1D può di certo fornire gli input utili a differenziare il processo di regressione della superficie in combustione lungo l'asse del motore (ad esempio, negli stadi booster dell'Ariane V lungo i circa 24 m di camera si possono riscontrare variazioni di pressione dell'ordine dei 3÷4 bar).

Modelli 2D o addirittura 3D, sono in grado di fornire i risultati migliori, riuscendo anche a descrivere, ad esempio, fenomeni di turbolenza nel flusso dei gas caldi, a scapito però di tempistiche di calcolo assolutamente incompatibili con un efficace processo di design. Per questo motivo, tali approcci vengono in genere utilizzati per indagare solamente piccoli intervalli di funzionamento del motore. La Tab. 1.2 riporta a tal proposito alcuni noti codici, commerciali e non, suddivisi in base al particolare approccio balistico utilizzato ed al tipo di analisi che sono in grado di realizzare.

Tabella 1.2. Classificazione di alcuni codici presenti in commercio sulla base del modello di balistica interna adottato e del tipo di analisi effettuata.

	Modello balistico 0D	Modello balistico 1D	Modello balistico 2D/3D
Analisi transitori di accensione		SPIT, KUO	MUG, ROCSTAR
Analisi fase quasi-stazionaria	PIBALL, SPP, ROCBALLIST	ROCKBALLIST	ROCSTAR
Analisi transitori di spegnimento	PIBALL, SPP, ROCBALLIST	ROCKBALLIST	ROCSTAR

Nel complesso, numerosissimi sono i programmi per lo studio delle prestazioni di endoreattori a grano solido, dal momento che quasi ogni industria o centro di ricerca del settore tende a sviluppare propri codici o strumenti di analisi, spesso coperti da vincoli di riservatezza.

2. Modelli di regressione superficiale

Come anticipato nel capitolo precedente, ciascun codice di simulazione presente in commercio o in letteratura, risulta essenzialmente composto da due parti fondamentali. Una prima parte è finalizzata alla rappresentazione numerica della massa di propellente solido e della sua evoluzione, in termini di volume o superficie, al progredire del processo di combustione simulato. Gli output di questa fungono dunque da input per la seconda parte, più propriamente di balistica interna, in cui vengono di volta in volta aggiornate le condizioni fisiche presenti in camera di combustione. Il modello di regressione deve quindi essere in grado di fornire, in maniera attendibile ed efficace, tutte le grandezze necessarie alla soluzione del campo fluidodinamico all'interno della camera e, allo stesso tempo, di utilizzare quest'ultima per condizionare le sue stesse dinamiche, ad esempio diversificando localmente l'entità dello spostamento. Quest'ultimo aspetto risulta cruciale qualora si vogliano riprodurre condizioni operative del motore più conformi alla casistica reale, in cui le distribuzioni della velocità di combustione sulla superficie esposta del grano si dimostrano ben lungi dall'essere uniformi come invece supposto dalla teoria.

Sulla base di queste considerazioni ed al fine di soddisfare anche le richieste espresse dall'azienda Avio con cui si è collaborato, le caratteristiche che l'algoritmo di regressione deve dimostrare possono pertanto essere così riassunte:

- deve garantire una descrizione sufficientemente accurata della geometria del grano propellente attraverso una rappresentazione 3D della sua superficie;
- deve essere flessibile e facilmente applicabile a configurazioni differenti del grano, dalle semplici geometrie tubolari a sezione costante, fino a quelle complesse *finocyl*, con cavità centrale a stella e sezione variabile lungo l'asse motore, comunemente utilizzate negli odierni sistemi lanciatori;
- deve consentire una evoluzione della superficie nel rispetto della direzione del versore normale locale, lungo il quale si suppone sempre essere applicato il rateo di combustione (Principio di Huygens, Par. 2.1);

- deve poter descrivere la superficie con sufficiente risoluzione da poter introdurre eterogeneità anche localizzate nel rateo di combustione, ovvero nella velocità di regressione della superficie;
- deve consentire una facile estrapolazione dei principali parametri geometrici (superficie, volume, area di *bore*, etc.) e delle loro evoluzioni nel tempo;
- deve essere facilmente interfacciabile con modelli di balistica interna sia 0D che 1D, ed eventualmente 2D;
- deve richiedere tempistiche di calcolo accettabili soprattutto se integrato con il relativo modello balistico.

Il presente capitolo propone dunque due differenti approcci sviluppati e valutati durante l'attività di ricerca svolta, mettendo in evidenza di ciascuno le caratteristiche salienti, le potenzialità di impiego e le eventuali limitazioni riscontrate. I due metodi descritti vogliono ricostruire una sorta di cammino evolutivo del processo di modellazione che ha portato alla realizzazione del codice di simulazione finale ROBOOST, introdotto nel Cap. 4.

Entrambi, si basano su un processo di discretizzazione spaziale di tipo lagrangiano della superficie del grano propellente mediante punti, le cui coordinate cartesiane rappresentano in pratica il dominio numerico elaborato durante la simulazione.

2.1 Il modello 2D

Il primo metodo descritto viene così definito in quanto sfrutta l'evoluzione di una generica singola sezione 2D per ricostruire la dinamica dell'intero volume 3D del grano. Il perimetro di combustione della generica sezione viene discretizzato, applicando la normale geometria cartesiana ad un piano X-Y, mediante una successione finita di punti e di segmenti di congiunzione (Chan, 1974).

Il numero di punti e la loro distribuzione, non necessariamente equi spaziate, è legato direttamente alla risoluzione superficiale voluta e deve ovviamente rappresentare una sorta di compromesso tra la qualità della soluzione e l'onere di calcolo richiesto (legato alla dimensione delle matrici numeriche da elaborare).

Per quanto concerne la particolare sezione rappresentata, essa può essere assunta sia longitudinale (ovvero ottenuta sezionando il grano con un semipiano comprendente l'asse motore), sia trasversale (ovvero perpendicolare all'asse), a seconda della tipologia di analisi

da effettuare, dal momento che in ciascuno dei due casi sono necessariamente richieste alcune assunzioni e semplificazioni preliminari.

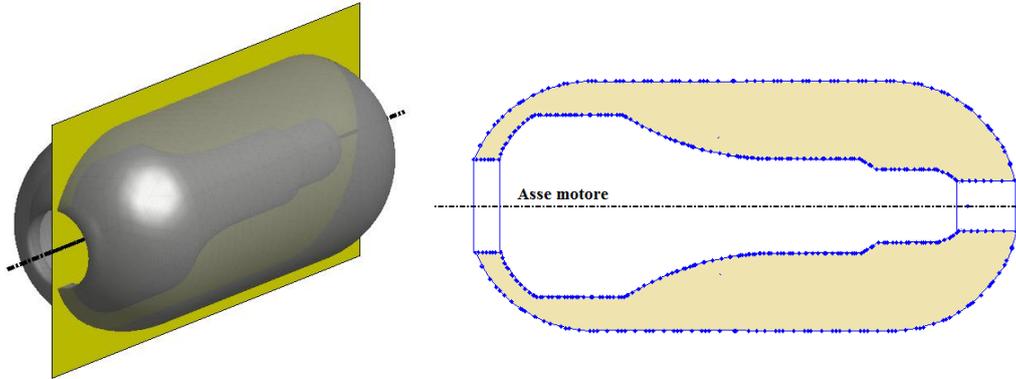


Figura 2.1. Sezionamento longitudinale del motore.

Nel primo caso, infatti è assunta la perfetta assial-simmetria del motore e pertanto tale approccio risulta particolarmente efficace qualora si abbiano geometrie con rapporti lunghezza/diametro importanti o con cavità centrali a sezione variabile, ed inoltre quando le eventuali eterogeneità del rateo di combustione del propellente risultano molto più determinanti in direzione assiale piuttosto che azimutale. La condizione di perfetta assial-simmetria implica ovviamente la presenza di un *bore* centrale perfettamente circolare e pertanto vengono escluse tutte le eventuali configurazioni *finocyl*, salvo considerare in tali casi una sezione circolare equivalente.

Il calcolo del volume istantaneo di propellente e della sua superficie in combustione avviene sfruttando i due *teoremi di Pappo-Guldino* (o *teoremi del centroide di Pappo*)

$$S_b = 2\pi \cdot d \cdot l_b \quad (2.1)$$

$$V_p = 2\pi \cdot d \cdot A_p \quad (2.2)$$

dove d rappresenta la distanza del baricentro del profilo dall'asse del motore, l_b e A_p rispettivamente la lunghezza del perimetro esposto e l'area istantanea della sezione. Differenziando dunque il valore di superficie e volume tra due istanti consecutivi di simulazione si è in grado di approssimarne le derivate, necessarie alla successiva soluzione della balistica interna alla camera.

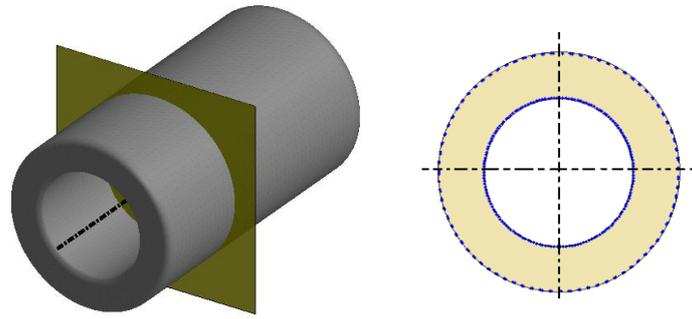


Figura 2.2. Sezionamento trasversale del motore.

Il ricorso alla evoluzione simulata della sezione trasversale del grano consente invece di prendere in considerazione geometrie con cavità centrali anche piuttosto complesse, sebbene in questo caso debba essere assunta invariante lungo l'asse del motore durante l'intera simulazione (ovvero non si hanno variazioni del rateo di combustione in direzione assiale). Inoltre, qualora si suppongano esposte alla combustione, oltre alla superficie interna, anche le due estremità del cilindro, la regressione viene assunta uniforme sull'intera area della sezione, ottenendo un consumo longitudinale “a sigaretta” del grano (ovvero le due sezioni di estremità si mantengono in ogni punto perfettamente parallele tra loro).

Questo approccio si dimostra efficace qualora si voglia analizzare l'effetto di eterogeneità spaziali del rateo di combustione in direzione azimutale (sebbene molto meno manifeste rispetto al caso assiale), oppure in fase di progetto qualora si voglia definire la configurazione interna del grano al fine di ottenere uno specifico profilo di spinta (progressivo, a doppia spinta, etc.), ad esempio ottimizzando sezione per sezione l'intera lunghezza del motore.

In genere, viene dunque adottato il primo dei due approcci proposti, sia a seguito delle assunzioni semplificative meno stringenti richieste, sia in vista del miglior interfacciamento con un eventuale modello di balistica interna multidimensionale, in cui, come verrà meglio descritto nel capitolo seguente, la cinetica dei gas in camera (e quindi i gradienti di pressione o di temperatura ad esse connessi) tendono a svilupparsi principalmente in direzione assiale.

In entrambi i casi, tuttavia, il metodo procedurale risulta essere il medesimo e pertanto quanto in seguito descritto può essere applicato indifferentemente all'uno o all'altro caso.

In ambo i casi, la regressione del perimetro viene simulata attraverso una movimentazione controllata della poligonale applicando uno spostamento nel piano ai singoli nodi, la cui

entità, variabile da punto a punto, risulta direttamente legata al valore istantaneo locale del rateo di combustione del propellente, secondo la formula

$$\Delta s(P) = r_b(P) \cdot \Delta t \quad (2.3)$$

dove Δs è lo spostamento cui è soggetto il generico punto P , mentre Δt rappresenta lo step temporale utilizzato durante la simulazione.

Data l'assenza di equazioni geometriche che ne vincolano la posizione (analogamente a quanto invece avviene nei metodi analitici dove il perimetro di combustione viene approssimato con porzioni di curve geometriche primitive), ogni punto ha la possibilità di muoversi in maniera indipendente ed i nodi ad esso connessi (o meglio i segmenti di giunzione) hanno la sola funzione di definirne la direzione di propagazione.

In base al cosiddetto Principio di Huygens¹, applicato nel tal caso alla propagazione dell'onda termica di combustione all'interno della massa solida del grano, la combustione in ogni punto del fronte di fiamma si propaga sempre in direzione normale alla superficie su cui avviene, come mostrato in Fig. ...

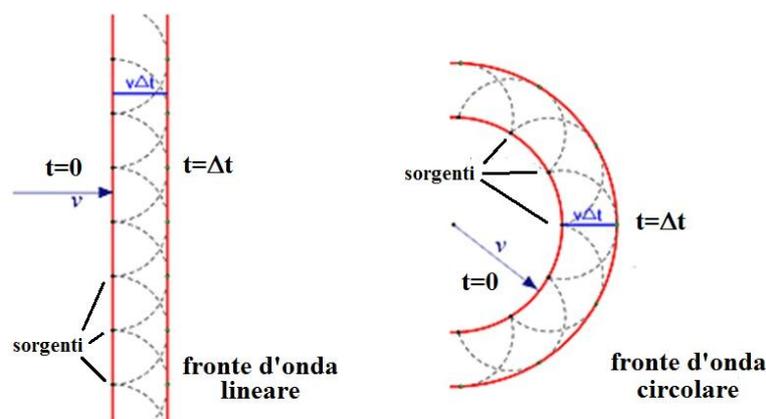


Figura 2.3. Rappresentazione grafica del Principio di Huygens applicato alla propagazione dei fronti d'onda.

¹ Il principio di Huygens-Fresnel, o più semplicemente principio di Huygens, è un metodo di analisi applicato ai problemi di propagazione delle onde. Esso afferma che ciascun punto di un fronte d'onda si comporta come una sorgente puntiforme secondaria di fronti d'onda sferici: la forma in cui evolve il fronte d'onda è data dall'involuppo di tutti i fronti d'onda sferici delle sorgenti secondarie.

Il modo più intuitivo per modellizzare lo spostamento potrebbe sembrare essere quello di calcolare la direzione perpendicolare, univocamente nota, di ogni singolo segmento, traslarlo ed aggiornare la posizione dei punti in corrispondenza delle nuove intersezioni. Questa soluzione tuttavia può comportare discontinuità, in quanto la nuova posizione di un nodo potrebbe essere anche molto lontana rispetto a quella precedente, causando sovrapposizioni o compenetrazioni tra i segmenti, ed un ulteriore onere computazionale per il calcolo delle intersezioni.

Il far regredire il profilo di combustione attraverso una movimentazione dei nodi consente non solo di rispettare facilmente il Principio di Huygens (poiché la direzione di propagazione del nodo corrisponde alla retta bisettrice dell'angolo tra i segmenti adiacenti), ma anche di procedere più velocemente nei calcoli evitando la continua ricerca delle intersezioni ed il riaggiornamento del dominio di calcolo.

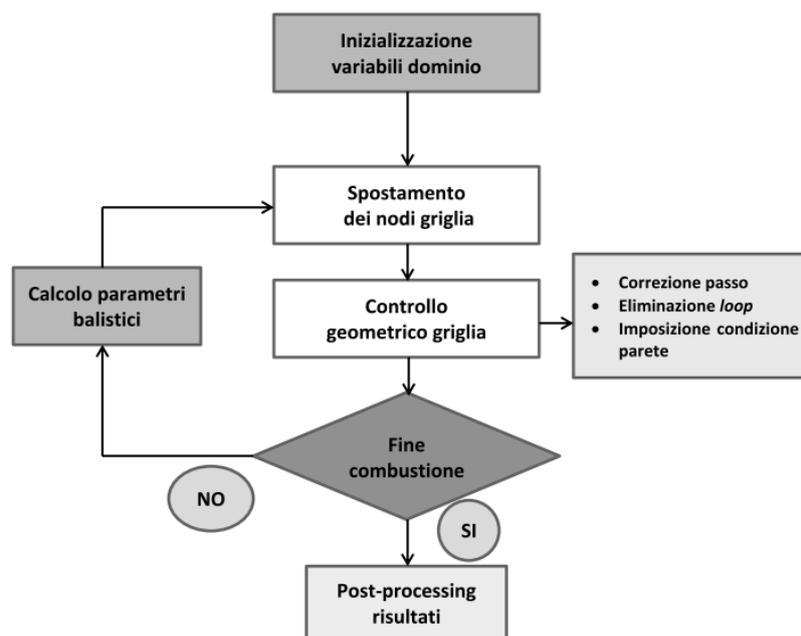


Figura 2.4. Schema procedurale di un modello del generico modello di regressione superficiale 2D.

La Fig. 2.4 offre una rappresentazione schematica della sequenza di operazioni necessarie qualora venga adottato un modello di regressione superficiale 2D. La fase di inizializzazione delle variabili consta sostanzialmente nella generazione del dominio di simulazione (le coordinate cartesiane dei nodi griglia), una volta definita la geometria del grano e il passo di discretizzazione, ovvero l'accuratezza spaziale, voluti. Vengono inoltre impostate le

condizioni al contorno attraverso la definizione del profilo interno del *case* e l'identificazione del perimetro effettivo di combustione.

Qualora venga utilizzata una rappresentazione longitudinale del grano, parte del contorno risulta fisicamente a contatto con il rivestimento protettivo interno del serbatoio, risultando inibito al processo di combustione, e pertanto anche i corrispondenti segmenti e nodi del dominio numerico non partecipano al processo di regressione, fungendo essi stessi da limite fisico per gli altri durante la simulazione. Nel caso invece di sezione trasversale il dominio discreto risulta nella quasi totalità dei casi interamente esposto, quindi movibile, e la condizione di parete si semplifica in un singolo vincolo sulla coordinata radiale dei nodi.

La movimentazione avviene simultaneamente su tutti i punti esposti, lungo le rispettive bisettrici degli angoli interni ed in funzione del rateo di combustione locale, secondo la formula

$$P' = P + r_b(P) \cdot \Delta t \cdot \hat{s} \quad (2.4)$$

dove il versore \hat{s} identifica il senso di propagazione ed il rateo di combustione r_b viene calcolato punto per punto all'interno del modulo di balistica interna. Qualora un nodo funga da frontiera tra la parte esposta e quella inibita del perimetro, esso viene vincolato a seguire il profilo del *case*.

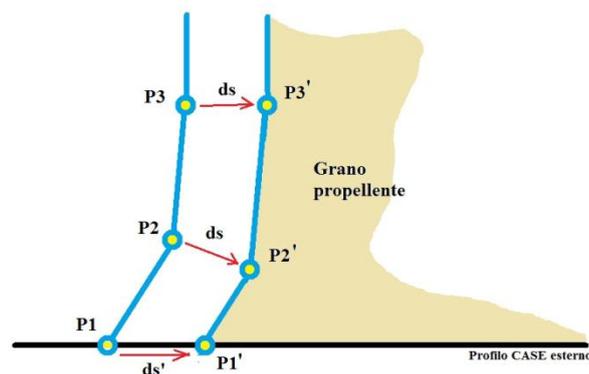


Figura 2.5. Imposizione della condizione al contorno al nodo.

La rappresentazione del perimetro di combustione attraverso una poligonale, ovvero una discretizzazione per punti, può introdurre tuttavia una inevitabile imprecisione geometrica nel caso di spigoli.

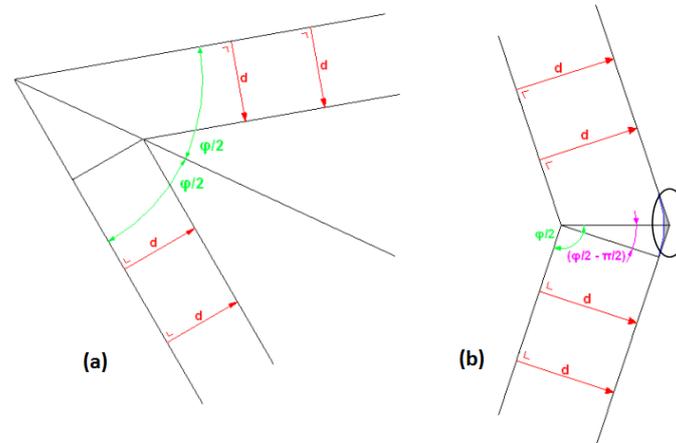


Figura 2.6. Evoluzioni rispettivamente di (a) uno spigolo convesso (*external-burning corner*) e (b) uno spigolo concavo (*internal-burning corner*).

Come evidenziato in Fig. 2.6, nel caso di spigolo convesso e di rateo di regressione costante lungo tutto il profilo, il rispetto del Principio di Huygens farebbe sì che il questi mantenga inalterata la sua morfologia e, per soddisfare tale condizione anche nel caso numerico, risulta sufficiente applicare al rateo di regressione del nodo angolare un fattore moltiplicativo funzione dell'angolo interno φ considerato (Eq. 2.5).

$$r_b'(P) = r_b(P) \cdot \frac{1}{\sin(\frac{\varphi}{2})} \tag{2.5}$$

Nel caso opposto di gola, ovvero di spigolo concavo, nel caso fisico questo evolverebbe in un arco di circonferenza, mentre nell'approssimazione numerica, per le assunzioni fatte, tende anche in questo caso a preservare la forma. Si ottiene dunque un errore di sovrastima, sia in termini di area combusta che di perimetro, in funzione del particolare angolo interno considerato (Fig. 2.7).

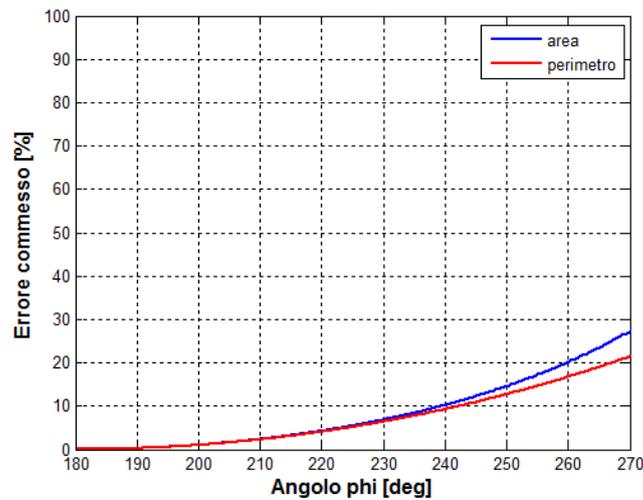


Figura 2.7. Errore commesso nel caso dell'evoluzione di uno spigolo concavo.

Per compensare tale sovrastima, una possibile soluzione può essere l'inserimento di due nuovi nodi in corrispondenza delle normali dei segmenti adiacenti, come suggerito da (Kim, Lee, & Yang, 2004) e rappresentato in Fig. 2.8, a simulare una sorta di arrotondamento della gola.

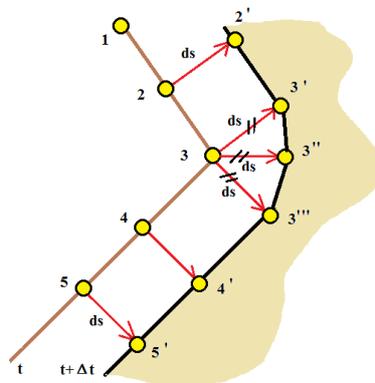


Figura 2.8. Compensazione errore di sovrastima negli spigoli con concavità.

Tale tecnica, tuttavia, comporterebbe ad ogni iterazione la generazione di due nuovi punti per ciascun nodo interessato, con un conseguente accrescimento esponenziale del dominio piano e dunque delle tempistiche di calcolo. A fronte di ciò, considerando anche l'assenza nelle configurazioni tipiche dei motori a solido di forti concavità (sia per questioni legate alla rimozione delle spine per la formatura del *bore* centrale, che per eliminare eventuali regioni di ristagno dei gas), in genere è preferibile mantenere tale errore nel calcolo, errore di certo trascurabile se rapportato all'area ed al perimetro totale della sezione.

2.1.1 Movimentazione dei nodi e controllo della griglia

Durante la simulazione, come evidenziato nello schema procedurale di Fig. 2.4, devono comunque essere eseguiti alcuni controlli, immediatamente dopo la fase di regressione, al fine di preservare sia la risoluzione che la coerenza della griglia superficiale, e dunque la precisione della soluzione.

Un primo algoritmo, ha lo scopo di verificare la presenza di discontinuità lungo il perimetro di combustione, soprattutto nelle regioni caratterizzate da concavità. In presenza di gole, infatti, i nodi per effetto della movimentazione possono incrociarsi dando origine ad una sorta di “loop” geometrico, il quale determina una inversione del verso di regressione di parte del dominio e dunque una evoluzione non fisica della sezione. L’individuazione della eventuale discontinuità risulta piuttosto semplice ed avviene verificando in successione ciascun segmento. Come mostrato in Fig. 2.9, l’eventuale intersezione di un segmento con qualcuno di quelli precedentemente analizzati, va a costituire un nuovo nodo e la porzione degenera di griglia può così essere rimossa.

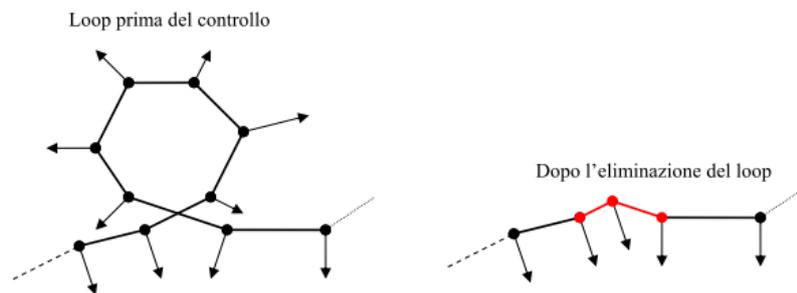


Figura 2.9. Correzione di un *loop* geometrico nel dominio 2D.

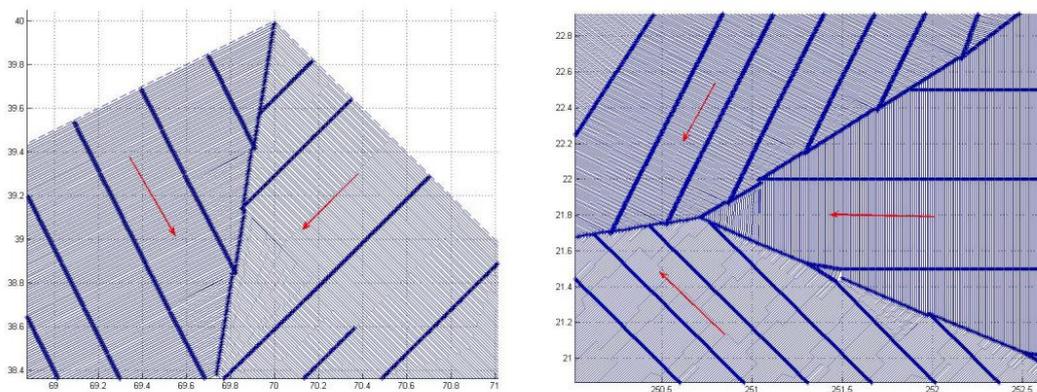


Figura 2.10. Esempi di correzione dei *loop* superficiali in corrispondenza delle regioni ad elevata convessità.

La Fig. 2.10 riporta, quale esempio, il risultato di tale controllo in corrispondenza di regioni ad elevata convessità, caratterizzate dalla convergenza di due o più fronti di avanzamento del profilo di combustione.

I successivi due controlli previsti hanno rispettivamente la funzione di mantenere il passo griglia tra i vari nodi entro una dimensione massima definita dall'utente, provvedendo ad introdurre un nuovo nodo in corrispondenza della mezzeria dell'elemento sovrabbondante, e di eliminare eventuali sovrapposizioni, eliminando uno dei due punti interessati. In particolare, il valore della dimensione massima può essere anche fatta variare da zona a zona lungo l'asse del motore, ottimizzando la risoluzione della griglia di calcolo ad esempio in funzione della complessità geometrica locale del profilo.

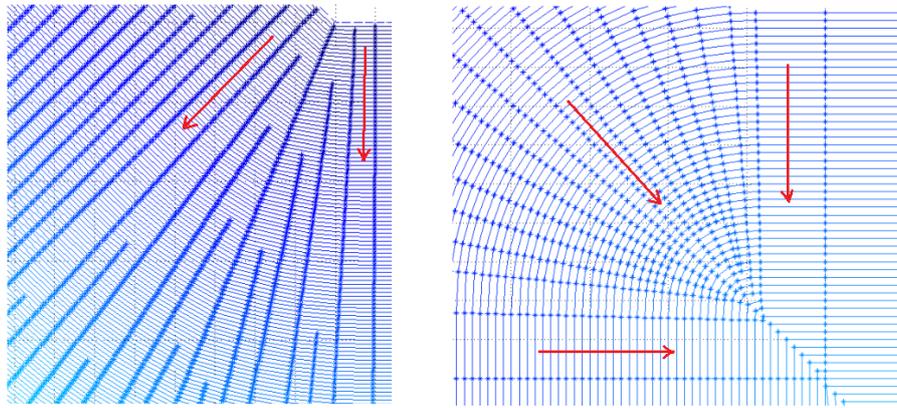


Figura 2.11. Esempi di controllo del passo griglia del dominio di simulazione.
Nel dettaglio, a sinistra è possibile osservare l'inserimento di nuovi nodi nella mezzeria dei segmenti con lunghezza eccessiva, a destra l'eliminazione dei nodi una volta giunti a sovrapporsi.

A titolo esemplificativo, la Fig. 2.11 riporta il risultato di questi due controlli applicati al profilo poligonale, rispettivamente in un regione di dilatazione ed in una di riduzione dei segmenti di giunzione.

L'ultimo controllo garantisce infine il rispetto della condizione di parete, vincolando sul profilo del *case* i nodi esposti che nel processo di regressione abbiano raggiunto o superato tale vincolo: per poter sfruttare correttamente i teoremi di Pappo-Guldino, il perimetro di combustione deve infatti sempre risultare continuo e chiuso. Una volta raggiunto il *case*, se il nodo risulta connesso ad altri due nodi vincolati, viene identificato come inibito ed escluso dal successivo processo di regressione, altrimenti viene mantenuto esposto e vincolato a seguire il profilo dell'involucro.

L'aggiornamento dei valori di volume, superficie ed area di passaggio conclude l'iterazione temporale prima della successiva esecuzione del solutore balistico e la ridefinizione del rateo di regressione superficiale.

2.2 Il modello 3D

Come anticipato a inizio capitolo, questo approccio rappresenta una evoluzione del precedente con l'obiettivo di garantire una descrizione più completa dell'evoluzione della massa di propellente, senza le stringenti assunzioni di simmetria introdotte nei casi precedenti. Si è aggiunta dunque una ulteriore dimensione nel processo di discretizzazione spaziale, passando da una descrizione del perimetro di combustione mediante una successione di segmenti-nodi ad una della superficie stessa attraverso una griglia di elementi piani-nodi. Richiamando principi direttamente dalla *Computer Grafica*, da sempre impegnata nella ricostruzione numerica 3D di volumi solidi, si è introdotto il concetto di *mesh poligonale*, intesa appunto come collezione di vertici (o *vertices*), spigoli (o *edges*) e facce (o *faces*) connessi in modo tale che:

1. ogni lato è condiviso al più da due facce (condizione cosiddetta di *2-manifold*);
2. un lato connette due vertici;
3. i poligoni (ovvero le facce) sono sequenze chiuse di lati;
4. ogni vertice è condiviso da almeno due lati (il numero ne definisce la cosiddetta *valenza*).

In questa maniera si è in grado di descrivere qualunque geometria del grano, sia essa semplice oppure estremamente complessa e multiforme, e la sua evoluzione nel tempo viene ricostruita anche in questo caso attraverso una movimentazione controllata del dominio discreto.

Varie possono essere le possibili geometrie adottabili per gli elementi di superficie della mesh (triangolari, quadrilatere, esagonali, etc.) e le modalità di memorizzazione di quest'ultima (*vertex-vertex*, *face-vertex*, *half-edge*, etc.).

Nell'ambito dell'attività di ricerca svolta, si è optato per una struttura a maglie triangolari, in quanto:

- costituisce la soluzione minima e in tal senso tutte le operazioni di *rendering* risultano essere più semplici e rapide (minor numero di connessioni per singolo elemento);

- a parità di geometria, il numero di elementi richiesti risulta maggiore che negli altri casi e questo, sebbene implichi matrici numeriche di dimensioni maggiori, garantisce una maggior flessibilità nella descrizione della superficie;
- garantiscono una direzione della normale alla faccia sempre univocamente definita, anche qualora i suoi vertici fossero lasciati liberi di muoversi liberamente (per tre punti passa sempre e solo un piano);

Relativamente alla modalità di memorizzazione del dominio si è scelta la combinazione *face-vertex*, ovvero mediante due soli array, l'uno per le coordinate cartesiane dei vertici ed il secondo per la *connettività* (ovvero la sequenza dei nodi) nelle triangolazioni. Questa soluzione consente di ridurre al minimo il numero di variabili necessarie per descrivere efficacemente la mesh, dal momento che il verso della normale alla superficie di ciascun elemento triangolare può essere ricavato implicitamente dalla seconda matrice semplicemente applicandovi la regola della mano destra.

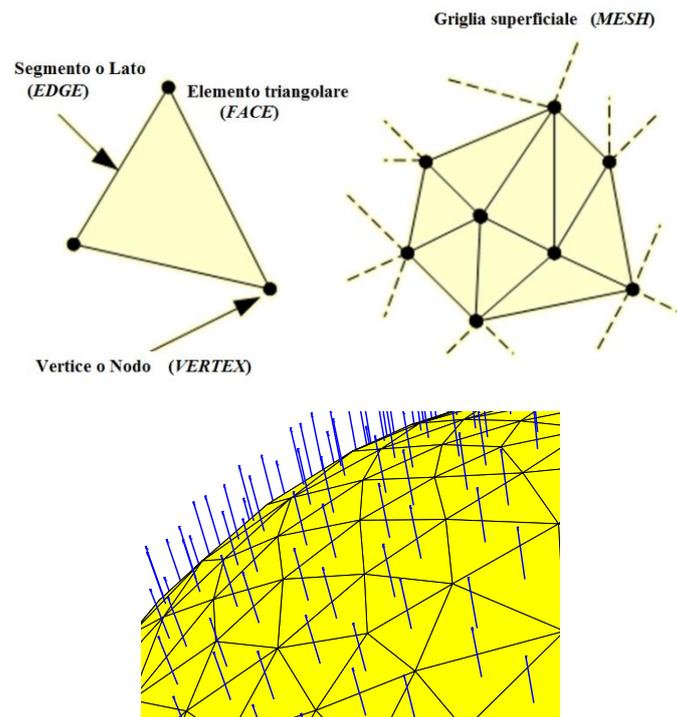


Figura 2.12. Nomenclatura della mesh e definizione del versore normale all'elemento discreto di superficie.

La grandezza del dominio, in termini di dimensione e numero di elementi triangolari è ovviamente funzione della scala del motore ma, ancor più che nel caso 2D, deve

necessariamente costituire una sorta di compromesso tra risoluzione spaziale, ovvero accuratezza della approssimazione, e prestazione di calcolo.

La costruzione della mesh può inoltre essere realizzata in maniera strutturata (*mapped* o *structured*) o meno (*unstructured* o *free*), come evidenziato in Fig. 2.13 , a seconda della particolare morfologia del grano.

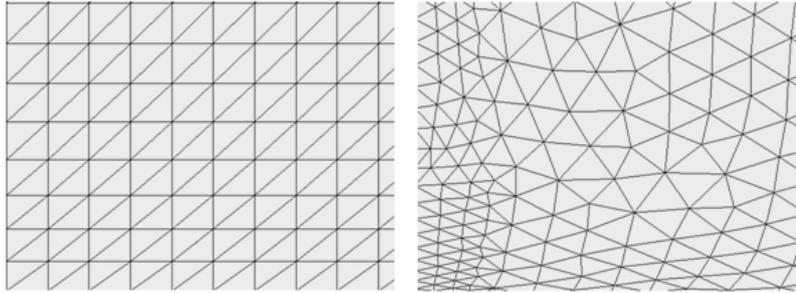


Figura 2.13. Esempi rispettivamente di mesh superficiale strutturata (*mapped*) e non strutturata (*free*).

Una griglia strutturata si presenta dal punto di vista del *rendering* molto più ordinata e regolare rispetto ad una libera, in quanto generata mediante l'intersezione di curve primitive create sulla superficie dell'oggetto, tuttavia la seconda si dimostra molto più flessibile nel descrivere le configurazioni del grano più complesse, ottimizzando anche il numero di triangolazioni richieste. A questo va aggiunto anche il fatto che, a seguito del processo di regressione superficiale, nel caso di mesh strutturata la disposizione regolare delle maglie va, a seconda della più o meno complessa geometria del grano, inevitabilmente perdendosi durante la simulazione, a meno di introdurre un inutile (dal punto di vista della tempistica di calcolo) processo di ricostruzione della mesh ad ogni iterazione.

In ambo i casi, al fine di non perdere in accuratezza nella descrizione iniziale del volume e della superficie, viene adottata una distribuzione variabile (anche detta *ibrida*) della dimensione delle triangolazioni, ad esempio riducendone la grandezza ed aumentandone il numero in prossimità delle regioni di maggiore curvatura della superficie, come evidenziato in Fig. 2.14

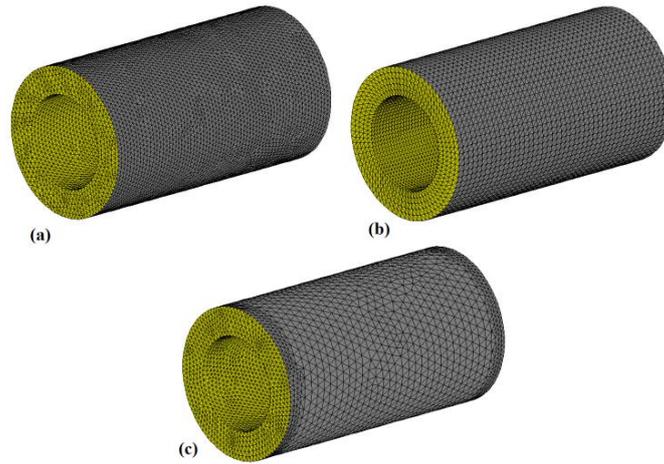


Figura 2.14. Esempi di mesh superficiale applicata ad una geometria tubolare 3d. a) mesh non strutturata; b) mesh strutturata; c) mesh non strutturata ed a risoluzione variabile.

Per quanto concerne la valutazione dei parametri geometrici necessari alla simulazione, il calcolo risulta molto più immediato che nel caso 2D. La superficie totale discreta è data semplicemente dalla sommatoria delle aree A_t dei singoli elementi triangolari

$$S = \sum_{t \in N_T} A_t \quad (2.6)$$

mentre il volume racchiuso dalla mesh viene calcolato attraverso una somma dei volumi, dotati di segno, dei singoli tetraedri costruiti collegando ciascun elemento faccia con un punto fisso (ad esempio l'origine del s.d.r.) assunto come riferimento, secondo l'Eq. 2.7

$$V = \sum_{t \in N_T} \text{sign}(\bar{e}_z \cdot \bar{n}_t') \cdot V_t$$

$$V_t = \frac{1}{6} \cdot |a \cdot (b \times c)|$$

$$\begin{cases} \bar{a} = P_1 - O \\ \bar{b} = P_2 - O \\ \bar{c} = P_3 - O \end{cases} \quad (2.7)$$

Il segno del singolo volume elementare, in particolare, è definito in funzione del verso della normale alla faccia triangolare su cui è costruito, assumendolo positivo o negativo a seconda risulti concorde o meno con uno dei tre semiassi positivi del s.d.r. (asse z).

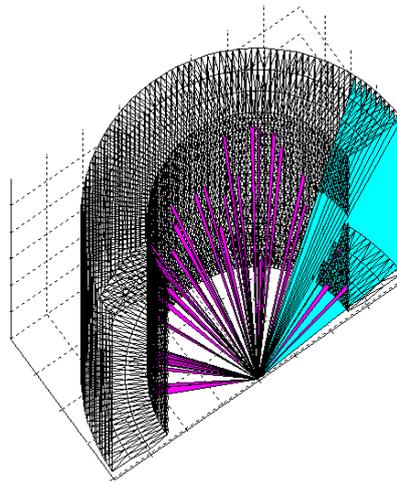


Figura 2.15. Ricostruzione grafica del metodo di calcolo del volume solido. Il volume racchiuso dalla mesh 2D viene calcolato come somma di tetraedri elementari dotati di segno (ciano: positivo; magenta: negativo).

Il processo di regressione superficiale non viene in genere simulato sull'intero dominio ma, analogamente al modello 2D, limitatamente ai vertici connessi alle triangolazioni virtualmente non a contatto con il *case* interno del motore. In fase di inizializzazione, infatti, oltre alle matrici del dominio discreto, viene definito e memorizzato il profilo 2D dell'involucro sotto forma di poligonale, sfruttando la sua tipica assial simmetria costruttiva. Questo profilo ha il duplice scopo sia di identificare all'inizio del processo di combustione simulata la porzione di superficie esposta alla fiamma, che di rappresentare nel corso della simulazione la condizione di contorno ed il vincolo alla propagazione dei nodi.

2.2.1 Calcolo della normale alla superficie nel vertice e movimentazione della mesh

L'intera filosofia che è alla base della modellazione del processo di regressione della superficie del grano mediante mesh poligonale richiede, anche in questo caso, la stima del vettore normale alla superficie in ciascun vertice.

Tuttavia, se nel caso 2D il calcolo si è dimostrato semplice e piuttosto immediato, ora invece l'operazione si dimostra molto più complessa, in quanto la direzione bisettrice del cosiddetto *angoloide poliedrico*, ovvero l'angolo solido racchiuso dalle facce triangolari connesse al vertice, non sempre è definita.

Il metodo che comunemente viene allora utilizzato per la determinazione della normale \hat{n}_p al nodo P , calcola una media ponderata dei versori normali delle facce adiacenti il nodo in esame

$$\hat{n}_p = \frac{\sum_{i \in N_T} w_i \cdot \hat{n}_{T_i}}{\left\| \sum_{i \in N_T} w_i \cdot \hat{n}_{T_i} \right\|} \quad (2.8)$$

dove si è indicato con N_T il numero di triangolazioni adiacenti (ovvero la cosiddetta *valenza* del vertice), con \hat{n}_{T_i} le loro rispettive normali e con w_i i relativi pesi.

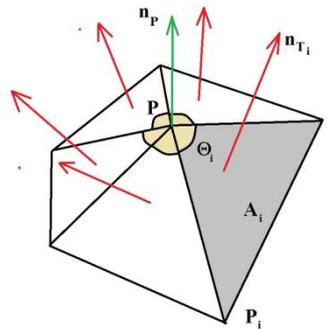


Figura 2.16. Nomenclatura usata per il calcolo del versore normale al vertice.

Con riferimento alla Fig. 2.16, in letteratura sono proposte diverse possibili soluzioni (Di Angelo & Di Stefano, 2006), alcune delle quali sono di seguito riportate:

- media aritmetica (Gouraud, 1971), che tuttavia dipende fortemente dalla risoluzione della mesh attorno al punto P (ovvero risultati diversi si ottengono su una stessa superficie nominale se si utilizzano due differenti discretizzazioni)
- media pesata sulle aree degli elementi triangolari (Brown, 1991)
- media pesata sui valori degli angoli interni, di ciascuna faccia, connessi al punto P , anche se tale stima può produrre errori più gravi di quelli della media aritmetica quando tutti i vertici giacciono su una superficie piana

$$w_i = \theta_i \quad (2.9)$$

- media pesata sul seno degli angoli θ_i , tenendo conto anche della lunghezza dei lati della triangolazione (Max, 1999)

$$w_i = \frac{\sin \theta_i}{\|PP_i\| \cdot \|PP_{i+1}\|} \quad (2.10)$$

- media pesata sui valori delle aree delle triangolazioni e sulla distanza dei baricentri di queste dal punto P in esame

$$w_i = \frac{A_{T_i}}{\|PG_i\|} \quad (2.11)$$

Sulla base delle diverse valutazioni reperibili in letteratura, il metodo di stima basato su una media pesata sugli angoli interni adiacenti al nodo offre una valutazione del vettore normale più vicina a quello della superficie da cui è stato originato il dominio discreto, rispondendo bene anche nel caso di mesh non uniforme.

Tuttavia, in tutti i precedenti casi il calcolo della direzione normale al vertice risulta finalizzato alla stima di parametri superficie, quali ad esempio la curvatura o la concavità/convessità locale, con finalità puramente grafiche ed in generale non è prevista alcuna movimentazione della mesh.

Inoltre, eccetto che nel caso di media geometrica, in tutte le altre situazioni tende a predominare una sorta di direzione preferenziale, mentre, per una corretta implementazione del Principio di Huygens, è necessario poter associare a ciascun elementi triangolare convergente nel nodo possibilmente lo stesso significato. Nel precedente approccio 2D, infatti, la definizione della bisettrice al nodo prende in esame solamente le direzioni definite dai due segmenti adiacenti, senza tener conto di altri parametri geometrici, quale la lunghezza, per pesarle diversamente.

L'unico fattore che è necessario tener conto nel caso 3D è rappresentato dalla eventuale quasi-complanarità di due o più elementi triangolari, che tenderebbe inevitabilmente a sovra pesare il loro contributo. Come suggerito da (Kim, Lee, & Yang, 2004), si è dunque provveduto a calcolare in forma matriciale per ciascun vertice gli angoli α formati dai versori normali ad ogni coppia di triangoli e a riconoscere le eventuali quasi-complanarità (Eq. 2.12).

$$\arccos(\widehat{n}_{T_i} \cdot \widehat{n}_{T_i}') = \begin{bmatrix} 0 & \alpha_{12} & \dots & \alpha_{1i} \\ \alpha_{21} & 0 & & \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \alpha_{i1} & \dots & & 0 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Nel dettaglio, vengono settati a zero tutti i valori minori di un prefissato angolo limite ($\sim 5 \div 10^\circ$) e viene usato il numero di elementi nulli per ciascuna riga quale fattore peso nel calcolo della media. Sfruttando infatti la simmetria della matrice, i versori normali coincidenti presenteranno certamente il medesimo numero di termini nulli, e pertanto il loro fattore peso risulterà equivalente.

$$w_i = \sum_{j \in N_T} (\alpha_{ij} = 0) \quad (2.13)$$

In assenza di quasi-complanarità, solamente gli elementi sulla diagonale principale risulteranno identicamente nulli, e la media ponderata così definita convergerà esattamente alla media aritmetica, come desiderato. Ovviamente, questo approccio non rappresenta l'unico possibile ed assolutamente corretto, ma in riferimento alle prove ed ai raffronti effettuati è stato in grado di fornire i risultati migliori.

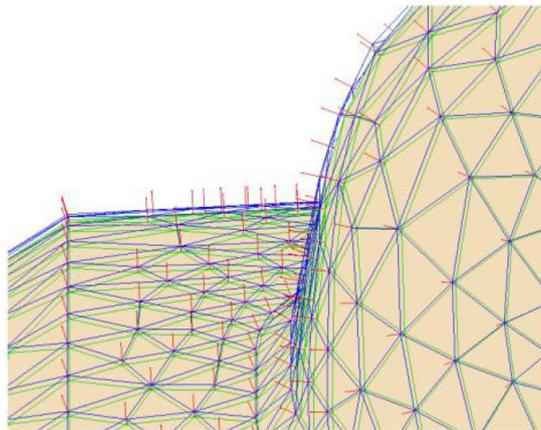


Figura 2.17. Esempio di movimentazione della mesh. A partire dalla struttura iniziale (verde) questa viene fatta evolvere nella nuova (lue) attraverso la movimentazione dei singoli nodi lungo la loro direzione normale (vettore rosso).

La movimentazione della porzione di superficie esposta avviene ancora una volta applicando al versore normale nel vertice un coefficiente dato dal prodotto del rateo di combustione locale del propellente con lo step temporale della simulazione. Caso particolare è rappresentato dai vertici giacenti sulla frontiera tra la porzione esposta e quella inibita della mesh. L'imposizione della condizione di parete, vincola infatti tali nodi a traslare seguendo il profilo del *case* e pertanto, nel calcolo della direzione di propagazione precedentemente descritta, dovranno essere considerati solamente gli elementi triangolari esposti.

Al valore del rateo di regressione nell'unità di tempo, calcolata tramite il solutore balistico, deve essere aggiunto un ulteriore coefficiente geometrico per tener conto della curvatura locale nel nodo e non perder dunque la morfologia della superficie. In maniera analoga al caso 2D viene introdotto il termine moltiplicativo

$$r_b'(P) = \frac{1}{\cos \bar{\alpha}} \cdot r_b(P) \quad (2.14)$$

dove si è indicato con $\bar{\alpha}$ l'angolo medio formato dal versore normale al vertice P e le normali alle triangolazioni ad esso adiacenti. Data la non esistenza in molti casi della normale al vertice ed il ricorso ad una sua approssimazione, anche la compensazione geometrica risulterà approssimata ma l'errore commesso risulterà tanto minore quanto maggiore è la risoluzione della mesh circostante.

Nel caso di vertici siti in regioni di concavità della geometria tale accorgimento determina di per sé un errore di sovrastima nello spostamento del nodo, se si fa ancora una volta riferimento al fronte d'onda sferico descritto da Huygens. Anche in questo caso una soluzione fisicamente più corretta, prevede la creazione di una sorta di calotta sferica discreta attraverso l'inserimento di nuovi nodi (Kim, Lee, & Yang, 2004), ma così facendo si avrebbe un accrescimento continuo ed esagerato delle matrici di calcolo ad ogni iterazione. In base alle medesime considerazioni fatte nel Par. 2.1, è risultato più opportuno mantenere la medesima operazione sia nel caso di convessità che di concavità, compensando l'errore connesso con una maggior risoluzione globale della porzione di mesh esposta.

2.2.2 Procedure di remeshing

Analogamente a quanto descritto nel Par. 2.1.1 anche nel caso di approccio 3D è necessario garantire ad ogni step di simulazione la coerenza e la continuità della discretizzazione adottata.

Nel caso di mesh triangolare la sua “chiusura” e coerenza è garantita dall’osservanza della cosiddetta Formula di Eulero che, nel caso generalizzato di *poliedro non-semplice* (ovvero dotato di cavità), può essere scritta come

$$N_V + N_F - N_E = 2 \cdot (1 - G) \quad (2.15)$$

dove N_V , N_F ed N_E rappresentano rispettivamente il numero di vertici, facce e lati, mentre G individua il numero di aperture (anche definito *genere*) del volume rappresentato.

Rispetto al caso precedente, tuttavia, il controllo risulta ora molto più complesso ed oneroso dal punto di vista computazionale e, in taluni casi, è necessario ricorrere ad alcuni artifici additivi per preservare la morfologia della geometria.

La sequenza con cui vengono effettuati i vari controlli non è univoca e può portare nei differenti casi possibili a dinamiche lievemente differenti della mesh, non tanto in termini di volume o superficie complessiva, quanto nella sua qualità e risoluzione.

A seguire, vengono dunque presentati i vari algoritmi di controllo richiesti:

- *Controllo passo griglia minimo*: attraverso questa operazione vengono eliminati i segmenti della mesh aventi lunghezza inferiore ad una soglia minima prefissata e rimosse le due triangolazioni corrispondenti. A differenza del caso 2D, in questo caso viene mantenuta una distanza minima al fine di evitare il verificarsi di rovesciamenti delle triangolazioni interessate. L’eliminazione del segmento avviene mediante il collasso dei due vertici in un singolo punto che può essere rappresentato da uno dei due se solamente questi appartiene al confine tra zona esposta e zona inibita (per evitare distacchi della mesh dal profilo del *case*), oppure dal punto medio del segmento qualora entrambi o nessuno dei vertici appartenga a tale confine.

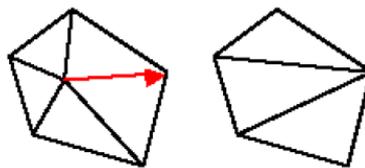


Figura 2.18. Eliminazione di un vertice in una mesh triangolare.

- *Controllo passo griglia massimo*: con questa operazione si vuole preservare la risoluzione della mesh voluta, in modo da non perdere in accuratezza. Analogamente a quanto visto per l'approccio 2D, essa consta in pratica nella suddivisione in due (*splitting*) dei lati che eccedono il prefissato valore limite, e nel partizionamento dei relativi triangoli connessi.

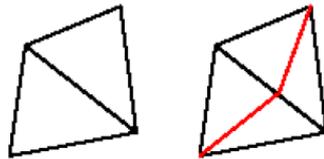


Figura 2.19. *Splitting* (suddivisione) di un segmento in una mesh triangolare.

- *Controllo triangolazioni degeneri*: questa verifica funge da complemento al controllo del passo griglia minimo, ed intende preservare la qualità della griglia superficiale, minimizzando lo scostamento, in termini di forma, delle triangolazioni dalla condizione ideale di triangolo equilatero, che massimizza gli angoli interni dell'elemento. Una delle possibili definizioni reperibili in letteratura, associa questo parametro di qualità al rapporto tra il raggio della circonferenza inscritta e quella circoscritta e, dal punto di vista numerico, può essere calcolata attraverso la formula

$$q = \frac{(l_2 + l_3 - l_1) \cdot (l_3 + l_1 - l_2) \cdot (l_1 + l_2 - l_3)}{l_1 \cdot l_2 \cdot l_3} \quad (2.16)$$

dove l_1 , l_2 ed l_3 rappresentano i lati del singolo elemento.

Una volta definito il valore minimo ammissibile, vengono quindi identificate le triangolazioni degeneri (anche dette *squeezed*, ovvero schiacciate) ed eliminate, a seconda della morfologia, o collassando il loro lato minore oppure collassando l'intero triangolo rispetto al lato maggiore (Fig. 2.20).

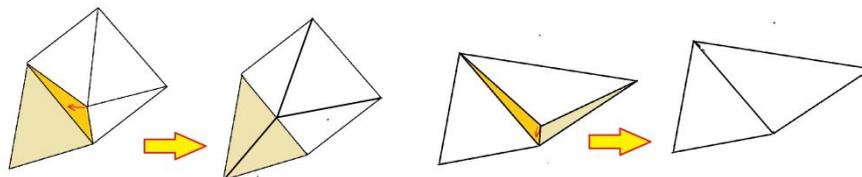


Figura 2.20. Eliminazione triangolazioni *squeezed*.

Questo controllo risulta fondamentale soprattutto in corrispondenza delle regioni ad elevata convessità, in cui si è verificato essere maggiormente presenti triangolazioni degeneri ed in cui in genere possono sorgere più facilmente condizioni di discontinuità nel dominio. Eliminando tali elementi, si ottiene una sorta di rilassamento della struttura locale della mesh, senza perdere in risoluzione.

- *Controllo triangolazioni sovrapposte (overlapped)*: lo scopo principale di questa operazione è quella di eliminare eventuali elementi superflui della mesh, riducendo in tal modo la dimensione delle matrici di calcolo e dunque le tempistiche richieste.

Per particolari geometrie del motore, può infatti succedere che parte della superficie esposta raggiunga simultaneamente la condizione di parete. Si viene quindi ad avere un gruppo di elementi triangolari che, al termine di uno step di simulazione modificano contemporaneamente la loro condizione fisica, passando da esposti (ovvero ulteriormente evolventi) ad inibiti (e dunque in seguito vincolati). Se questo avviene in prossimità della porzione di mesh inibita fin da inizio simulazione, si ha una regione del dominio in cui si ha la sovrapposizione (*overlapping*) della griglia.

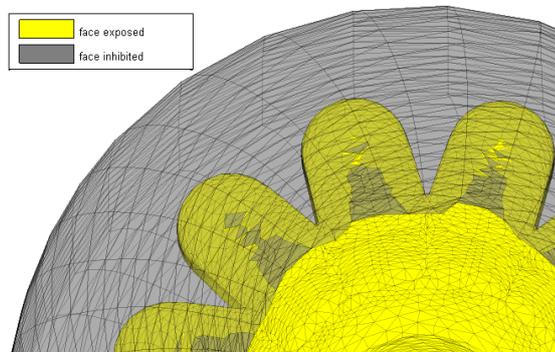


Figura 21. Particolare del fenomeno dell'*overlapping* su una mesh 3D.

Se dal punto di vista del calcolo del volume e della superficie, l'effetto risulta praticamente trascurabile, data la contrarietà dei vari versori normali, dal punto di vista numerico questo si traduce in un inutile utilizzo di memoria per il salvataggio nel corso della simulazione di queste triangolazioni. L'identificazione degli elementi avviene sulla base dell'orientazione del loro versore normale rispetto all'asse longitudinale del motore e mediante il calcolo della cosiddetta *distanza di Hausdorff*. Una volta eliminate le triangolazioni identificate la "chiusura" del dominio solido avviene attraverso una

procedura di *mesh fusion*, ovvero di ri-triangolazione dei nodi rimasti parzialmente non connessi.

- *Controllo coerenza mesh*: questa verifica richiama direttamente l'espressione di Eulero (Eq. 2.15), per verificare le caratteristiche del dominio al termine delle varie precedenti operazioni di correzione e rifinitura. Normalmente questo controllo si dimostra ridondante, ma qualora necessario, è in grado di identificare ed eliminare eventuali vertici isolati, non connessi da alcuna triangolazione, o al contrario segmenti non *2-manifold*, ovvero comuni a più di due elementi di superficie. L'eliminazione avviene in maniera diretta ed è richiesto solamente l'aggiornamento delle due matrici delle coordinate e delle triangolazioni.
- *Imposizione condizione al contorno*: analogamente al caso 2D il profilo del *case* interno del motore rappresenta il vincolo alla evoluzione del dominio di simulazione e, pertanto, tale operazione provvede a vincolare i nodi e gli elementi di superficie che hanno raggiunto la condizione limite. Oltre ad aggiornare lo stato dell'elemento di griglia, settandolo come inibito una volta che tutti i vertici ad esso connessi abbiano raggiunto virtualmente la parete, provvede a riproiettare ortogonalmente questi ultimi sul profilo, una volta superato tale limite.
- *Rettifica superficiale (smoothing)*: questa procedura ha lo scopo di regolarizzare la struttura della mesh esposta, levigando le eventuali sporgenze isolate della superficie, attraverso una movimentazione per piccoli spostamenti dei vertici, senza inficiare sul volume racchiuso. L'identificazione delle sporgenze da correggere avviene valutando i coseni tra le normali delle facce connesse a ciascun vertice, in maniera analoga a quanto descritto in Eq. 2.12, e verificando che il valore minimo superi o meno un predefinito valore limite.

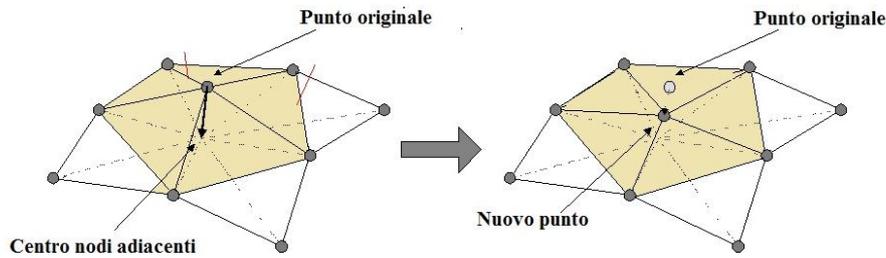


Figura 2.22. Rappresentazione grafica del *Laplacian Smoothing*.

L'operazione si basa sul cosiddetto *Laplacian smoothing*, un algoritmo estremamente semplice e veloce la cui caratteristica principale è rappresentata da una movimentazione incrementale dei vertici nella direzione del Laplaciano² locale che, come descritto da (Desbrun, Meyer, Schreder, & Barr, 1999), può essere in generale approssimato come somma pesata dei vertici connessi a quello in esame (*one-ring neighbors*)

$$L(P_i) = \sum_{j \in N_T} w_{ij} \cdot (P_j - P_i) \quad (2.17)$$

La scelta dei coefficienti peso specifica la tipologia di approssimazione utilizzata e dunque la dinamica della movimentazione. Dopo una analisi di possibili soluzioni, il metodo più efficiente è risultato essere il cosiddetto *scale-dependent Laplacian*, in cui i vari coefficienti w_{ij} sono posti proporzionali all'inverso della distanza tra i vertici (*Fujiwara Weights*)

$$w_{ij} = \frac{1}{\|P_j - P_i\|} \quad (2.18)$$

Il principale beneficio legato ad un tale approccio è rappresentato da una maggiore salvaguardia della distribuzione della dimensione delle triangolazioni (Bray, 2004), che meglio preserva la morfologia globale della superficie.

² Nel calcolo differenziale vettoriale l'operatore di Laplace o laplaciano è un operatore differenziale del secondo ordine ed è definito come la somma delle derivate parziali seconde non miste rispetto alle coordinate.

$$\Delta f = \nabla^2 f = \sum_{i=1}^n \frac{\partial^2 f}{\partial x_i^2}$$

Oltre che per la rimozione di vertici cuspidati isolati, la procedura di *smoothing* può venire sfruttata anche per smussare eventuali spigoli eccessivamente aggressivi della geometria, che generalmente facilitano il verificarsi di compenetrazioni della mesh, come evidenziato in Fig. 2.23.

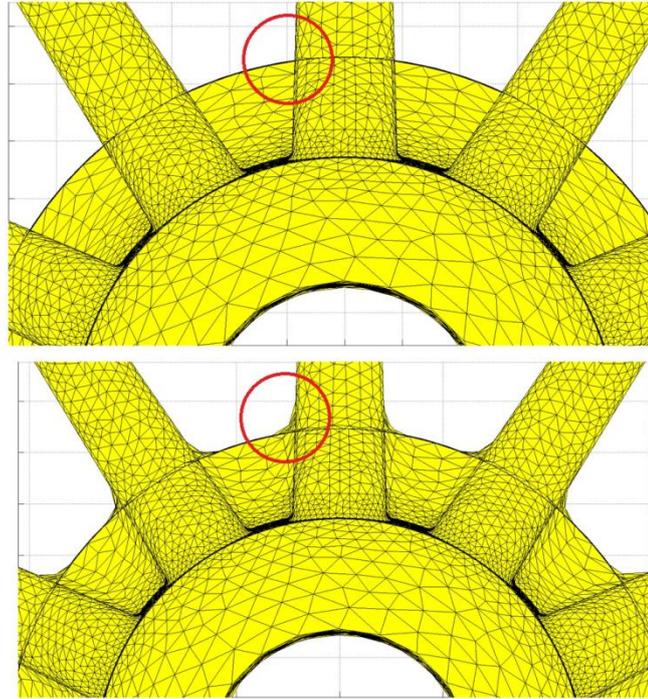


Figura 2.23. Particolare della procedura di smoothing applicata ad una regione della mesh ad elevata convessità.

Tale operazione, sebbene poco motivata da un punto di vista teorico, in quanto altera localmente la validità del Principio di Huygens, ritrova invece una legittima corrispondenza fisica (Vorsteveld & Hermance, 1987) nel fenomeno di amplificazione della capacità di penetrazione dell'onda termica nel materiale e dunque di incremento della velocità di combustione locale del medesimo.

Dal punto di vista numerico, al fine di adattare il metodo di *smoothing* anche per questa finalità viene dunque introdotto un ulteriore fattore h_{ij} che riduce l'influenza di eventuali nodi adiacenti anch'essi considerati critici (che dunque tenderebbero a far preservare la morfologia locale dello spigolo)

$$w_{ij} = h_{ij} \cdot \frac{1}{\|P_j - P_i\|} \quad (2.19)$$

$$h_{ij} < 1 \quad \text{se} \quad P_j \text{ è critico}$$

ottenendo infine l'aggiornamento delle coordinate del nodo P_i

$$P_i' = P_i + \sum_{j \in N_T} h_{ij} \cdot \frac{1}{\|P_j - P_i\|} \cdot (P_j - P_i) \quad (2.20)$$

Requisito fondamentale del processo di *smoothing* è che esso avvenga simultaneamente sui vari nodi interessati, in modo che nell'aggiornamento delle coordinate non vi siano reciproche interazioni. Inoltre, la procedura avviene ripetuta fino alla completa risoluzione di tutte le criticità ed, in genere, sono richieste circa 3÷5 iterazioni, a seconda della maggiore o minore complessità della geometria. E' opportuno sottolineare come, non essendo disponibili in letteratura algoritmi specifici per una tale applicazione, questo metodo non rappresenta l'unica soluzione possibile né la più efficiente, tuttavia è risultata essere un buon compromesso tra qualità del risultato e tempistica di calcolo richiesta.

3. Modelli di balistica interna

In questo capitolo viene approfondito e discusso il problema della ricostruzione della balistica interna alla camera di combustione, in termini di gasdinamica interna e di interazione con il processo di combustione del grano propellente. Per poter studiare in maniera completa e poter valutare la variazione temporale e spaziale delle principali grandezze di interesse (temperatura, pressione, etc.) durante tutte le fasi di funzionamento del propulsore, si renderebbe indispensabile la risoluzione in tre dimensioni del set di equazioni complete di Navier-Stokes, considerando anche adduzioni di massa ed energia e variazione della quantità di moto.

Tuttavia, come anticipato nel Cap.1, questo comporterebbe un onere computazionale elevatissimo, aspetto tutt'altro che desiderabile in fase di progettazione e sviluppo di un motore, per cui in fase di realizzazione di un modello di balistica interna, non solo l'aspetto legato alla precisione della soluzione risulta importante, ma anche le tempistiche richieste che equivalgono al costo finale del prodotto.

Modelli non stazionari e multi dimensionali sono infatti caratterizzati da una scarsa efficienza temporale rispetto a quelli quasi stazionari, in quanto hanno la necessità di integrare le equazioni sia in spazio che in tempo.

Il progettista di oggi deve quindi essere consapevole che deve porsi in una condizione di equilibrio fra esigenze contrapposte: da un lato di tipo tecnico-conoscitivo, dall'altro di carattere economico-commerciale. Inoltre, è necessario considerare che i dati di partenza per la valutazione della prestazione propulsiva del motore sono soggetti a diverse fonti di incertezza in quanto in parte provenienti da misure o stime indirette (come ad esempio, la massa di propellente caricata ed il suo consumo nel tempo), ed in parte da dati sperimentali (come efficienze, velocità di combustione del grano, etc.), essi stessi affetti da inevitabili imprecisioni in fase di acquisizione ed in più mediati ed interpolati in genere su più prove.

Nel complesso, il sommarsi di tutte queste incertezze conduce alla conclusione che a volte conviene utilizzare modelli più semplici, probabilmente meno accurati, ma che richiedono tempistiche di calcolo più contenute, allo scopo di poter simulare un numero di motorizzazioni più elevato possibile, nelle condizioni operative più diverse; quest'ultimo

risultato, infatti, non risulta conseguibile qualora venissero utilizzati modelli più complessi, ma più onerosi nel calcolo, magari senza beneficiare di significativi miglioramenti sulla precisione della soluzione stessa.

Al progettista è quindi richiesto di ricercare nuovi modelli, oppure di affinare quelli esistenti, per garantire previsioni sempre più accurate e limitare le modifiche da apportare al progetto, dopo tiri al banco del motore completo o prove sperimentali di altro tipo sui vari componenti.

Ad oggi, per lo studio delle proprietà interne al motore, esistono numerosi codici commerciali, con possibilità di fare analisi stazionarie e non, ma con l'incapacità in molti casi di interfacciarsi con un modello di regressione superficiale, in grado di fornire informazione anche sull'evoluzione delle caratteristiche geometriche locali della sezione di *bore*.

Al fine di rispondere alle condizioni basilari di efficienza e ridotte tempistiche di calcolo, emerse dalle precedenti considerazioni, è necessario dunque che un modello balistico

- consenta una soluzione della fluidodinamica interna alla camera di combustione, considerando tutti i principali fenomeni chimici e fisici che intervengono nella realtà;
- sia in grado di interfacciarsi con un modello di regressione della superficie del grano
- consenta una rappresentazione non-stazionaria non solo della fase quasi-stazionaria ma anche del transitorio di accensione e del *tail-off* finale;
- consenta una stima delle distribuzioni spaziali lungo l'asse del motore della pressione, temperatura e degli altri principali parametri termodinamici;
- consideri nell'addizione di massa una miscela multi-componente, comprendente sia i prodotti di combustione del grano, che quelli dell'accenditore nella fase iniziale, che i gas provenienti dall'ablazione del materiale isolante di cui sono costituiti *liner* e protezioni termiche;
- risulti il più possibile flessibile in base ai dettagli progettuali e deve garantire una universalità d'impiego (analisi di fasi di funzionamento critiche o studio di nuove soluzioni in termini di materiali o geometrie).

Per tentare di rispondere a tutti questi requisiti, è stato realizzato un algoritmo per il calcolo della balistica interna basato su un accoppiamento di risultati tra due modelli di calcolo indipendenti tra loro. Un primo modello OD non-stazionario, è in grado di ricostruire l'evoluzione nel tempo dei principali parametri caratteristici del motore integrando le

equazioni nei loro termini medi. Il secondo invece applica l'ipotesi di quasi-stazionarietà al flusso 1D dei gas in camera, e consente dunque di valutare le distribuzioni spaziali lungo l'asse del motore di tali parametri.

L'utilizzo di due modelli accoppiati può risultare insolito ed azzardato, ma può essere giustificato, almeno a livello qualitativo, analizzando i tempi caratteristici delle varie fasi di funzionamento del motore.

Nel transitorio di accensione (che di certo costituisce la fase più fortemente non stazionaria), ad esempio, si hanno tempistiche dell'ordine dei 0.5 s per motori di grandi dimensioni (del tipo Ariane V), un intervallo che risulta essere di un ordine di grandezza superiore ai tempi caratteristici della fluidodinamica (propagazione delle onde di pressione).

Si può dunque supporre che ad ogni passo del calcolo temporale il canale centrale del motore sia soggetto ad una situazione di quasi stazionarietà e pertanto risulta motivata una simile analisi della distribuzione spaziale delle grandezze di interesse. L'intervallo di accensione, in aggiunta occupa normalmente meno del 1/200 di tutta la fase propulsiva del motore e dunque una sua trattazione in maniera più semplificata rappresenta di certo un buon compromesso tra tempo di calcolo e precisione del risultato.

Questa soluzione innovativa, ed in particolare la parte quasi-stazionaria, è stata sviluppata in Avio nell'ambito di alcuni algoritmi di simulazione realizzati in ambiente FORTRAN (codici *RK* e *PTBALL*) e risulta ad oggi ancora in fase di messa a punto e validazione. L'obiettivo è stato dunque quello di perfezionare tale approccio al fine di interfacciarlo con i modelli di regressione superficiale sviluppati e descritti nel precedente capitolo.

3.1 Il modello 0D non-stazionario

Un modello di questo tipo non considera variazioni nello spazio delle variabili termo-fluidodinamiche in gioco, ma esamina solamente la loro evoluzione nel tempo, considerandole come uniformemente distribuite nella camera di combustione. Per tale motivo, il set di equazioni di partenza si semplifica andando a considerare solamente i bilanci in termini di massa ed energia. Da tale aspetto deriva dunque sia l'estrema semplicità che la principale limitazione di questo modello.

In genere, un tale approccio risulta particolarmente utile e sufficiente nel caso di motori caratterizzati da bassi valori del rapporto L/D e rapporti tra area di *bore* e sezione di gola dell'ugello inferiori a 4. Tali condizioni garantiscono infatti un contributo basso (al più

trascurabile) del fenomeno erosivo della combustione, come meglio descritta nel Par. ... , aspetto che risulterebbe del tutto non quantificabile dal modello 0D in quanto mancante della stima del campo di velocità dei gas.

Inoltre, tale limitazione determina un errore anche nella valutazione della fase di *tail-off* durante la quale, come meglio descritto in seguito, diviene per certe configurazioni di motore particolarmente rilevante il contributo dovuto al processo di ablazione dei materiali termoprotettivi di rivestimento del *case*, il quale a sua volta risulta direttamente legato (attraverso opportuni coefficienti di scambio termico) al valore di velocità locale del flusso di gas caldi.

Nonostante ciò, qualora non risulti necessaria la valutazione dettagliata dell'influenza di tali fenomeni fisici, un modello balistico 0-D non-stazionario costituisce un potente e semplice strumento nella valutazione dei transitori di accensione e di spegnimento di motori caratterizzati da bassi rapporti L/D (motori per la caratterizzazione del propellente, accenditori, etc.).

In genere, i modelli 0D possono essere ulteriormente distinti in:

- *modelli isotermi*: in cui si assume trascurabile la variazione nel tempo della temperatura dei gas di camera, e tutti i bilanci di massa ed energia si traducono in una evoluzione della sola pressione. Si intuisce dunque quanto risulti limitato tale approccio (De Soto & Friedman, 1965).
- *modelli dinamici*: in cui si tiene in considerazione anche la variazione di temperatura in camera. Questo consente di valutarne il transitorio e la sua influenza nella variazione delle restanti variabili termo-fluidodinamiche (Bradley, 1964).

Il modello sviluppato e descritto nel presente paragrafo si inserisce all'interno della seconda categoria e, come anticipato in precedenza, viene costruito a partire dalle sole equazioni di continuità e di bilancio dell'energia. Si consideri a tal proposito il generico schema di un endoreattore a propellente solido, riportato in Fig. 3.1, dove viene assunto quale volume di controllo quello istantaneamente occupato dai gas di combustione (ovvero racchiuso dalla parete interna del *case* e dalla superficie esposta del grano).

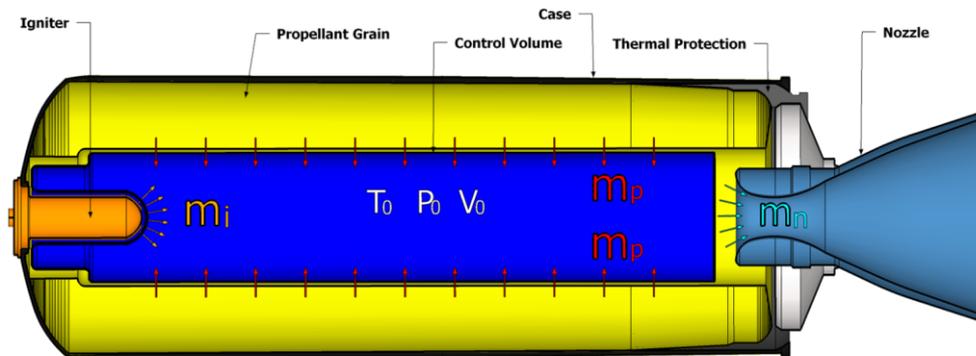


Figura 3.1. Schema rappresentativo del dominio di calcolo per il modello di balistica interna.

Lo stato, la composizione e le proprietà del fluido saranno quindi dovute, istante per istante, al trasferimento di materia, entalpia e lavoro attraverso la superficie del volume di controllo, nonché allo spostamento (a seguito del consumo del grano) della stessa. Il sistema può dunque essere considerato come *termodinamicamente aperto* (Heywood, 1989) e, a partire dalle precedenti considerazioni fatte, possono essere quindi assunte valide le seguenti assunzioni (Filippo, 1999):

- tutte le variabili calcolate si possono considerare funzioni del solo tempo, e dunque spazialmente invarianti;
- tutte le grandezze di stato vengono assunte quali grandezze “di ristagno”, dal momento che con tale modello non è possibile contemplare il campo di velocità interno alla camera;
- la miscela di gas all’interno del volume di controllo può essere considerata avente caratteristiche di fluido ideale;
- la portata dei gas introdotti in camera dall’accenditore è nota a priori e non dipende dai fenomeni interni alla camera stessa;
- condizione di quasi-adiabaticità in corrispondenza della superficie del grano solido: tale assunzione deriva dal fatto che i propellenti solidi possiedono una bassissima conducibilità termica, dell’ordine di $2.9 \div 10 \cdot 10^{-3} \text{ W/m} \cdot \text{K}$;

- all'interno del volume di controllo non avvengono reazioni chimiche: le reazioni di combustione e la produzione di calore avvengono solo sulla superficie del grano propellente, al di fuori del volume in esame
- le proprietà dei gas sono variabili in funzione della pressione istantanea di camera;
- le pareti del motore possono subire una deformazione elastica dovuta alla pressione in camera (deformabilità dell'involucro);
- la temperatura di fiamma del propellente, ovvero dei gas di combustione, è calcolata come media su tutta la superficie del grano

Il sistema di equazioni di bilancio di partenza può essere quindi così scritto

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = \frac{d(\rho V_c)}{dt} = \sum_j \dot{m}_j \quad (3.1)$$

$$\frac{dU}{dt} = \frac{d(mu)}{dt} = \frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} + \sum_j \dot{m}_j h_j \quad (3.2)$$

dove si è indicato con \dot{m}_j e h_j l'insieme dei vari contributi e delle rispettive entalpie che concorrono al trasferimento di massa ed energia all'interno del volume.

Il termine $\frac{dQ}{dt}$, in particolare si riferisce alla potenza termica dissipata, per le ipotesi fatte, solamente attraverso le pareti inerti scoperte dal propellente in camera di combustione, e sarà meglio approfondito a seguire. Il contributo $\frac{dW}{dt}$ è invece definito dal solo lavoro di deformazione delle pareti del *case* contenitivo per effetto del campo di pressione agente in camera di combustione.

Riprendendo dunque le equazioni di continuità e dell'energia e sviluppando di entrambe il primo membro, mediante le equazioni costitutive dei gas perfetti

$$\begin{cases} \rho = \frac{p}{R \cdot T} \\ u = c_v \cdot T \end{cases} \quad (3.3)$$

esse possono essere riscritte come

$$\frac{d(\rho V)}{dt} = \rho \frac{dV}{dt} + V \left[\frac{1}{RT} \frac{dp}{dt} - \frac{p}{RT^2} \frac{dT}{dt} \right] = \sum_j \dot{m}_j \quad (3.4)$$

$$\frac{d(mu)}{dt} = \frac{c_v}{R} \left[V \frac{dp}{dt} + p \frac{dV}{dt} \right] = \frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} + \sum_j \dot{m}_j h_j \quad (3.5)$$

Esplicitando rispettivamente i termini di variazione della temperatura e di pressione interne alla camera, si ottiene quindi il sistema

$$\begin{cases} \frac{dT}{dt} = \frac{1}{\rho R V} \left[V \frac{dp}{dt} + p \frac{dV}{dt} - \frac{p}{\rho} \sum_j \dot{m}_j \right] \\ \frac{dp}{dt} = \frac{R}{c_v V} \left[\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} + \sum_j \dot{m}_j h_j - \frac{c_v p}{R} \frac{dV}{dt} \right] \end{cases} \quad (3.6)$$

dove la variazione di volume della camera può essere considerata come somma di due contributi distinti

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{dV_p}{dt} + \frac{1}{k} S_c \frac{dp}{dt} \quad (3.7)$$

il primo, ovviamente preponderante, è rappresentato dalla variazione di volume del grano propellente (di segno opposto) a causa del processo di combustione, mentre il secondo è legato alla deformazione della struttura contenitiva per effetto delle pressioni in gioco. In genere, il coefficiente di rigidità k del materiale costitutivo il *case*, sia esso metallico o in composito, risulta piuttosto elevato (dell'ordine dei GPa) e pertanto viene avanzata una ulteriore ipotesi semplificativa trascurando quest'ultimo contributo. Analoghe considerazioni possono essere avanzate, anche per la deformabilità del volume di propellente solido, in quanto, sebbene parzialmente a base gommosa (legante polimerico), l'elevata densità di particelle solide in esso immerse fa sì che le deformazioni seppur presenti possano, in prima analisi, essere trascurate.

L'evoluzione del volume del grano $\frac{dV_p}{dt}$ rappresenta, come descritto nel Cap. 2, l'informazione di input fornita dal modello di regressione associato e può essere definita sia in maniera diretta, oppure ricavata dal valore istantaneo della superficie di combustione e dal rateo di combustione medio secondo la formula

$$\frac{dV_p}{dt} = \bar{r}_b \cdot S_b \quad (3.8)$$

Il set di equazioni definitivo, implementato all'interno del modello, risulta dunque essere il seguente

$$\begin{cases} \frac{dT}{dt} = \frac{1}{\rho R V} \left[V \frac{dp}{dt} + p \frac{dV}{dt} - \frac{p}{\rho} \sum_j \dot{m}_j \right] \\ \frac{dp}{dt} = \frac{R}{c_v V} \left[\frac{dQ}{dt} + \sum_j \dot{m}_j h_j - \frac{c_v p}{R} \frac{dV}{dt} \right] \\ \frac{dV}{dt} = \bar{r}_b \cdot S_b \end{cases} \quad (3.9)$$

nel quale, relativamente ai flussi di massa ed entalpia interagenti con il volume di controllo, si è fatto riferimento principalmente ai contributi dovuti a:

- gas prodotti dalla combustione del grano solido
- accenditore
- ugello propulsivo
- ablazione dei materiali termo-protettivi e di isolamento

e di cui a seguire verrà fornita una più dettagliata descrizione. Il valore di densità del gas in camera deriva, tramite l'equazione di stato, dai valori istantanei di pressione e temperatura, una volta nota la costante R del gas. Il calcolo dei parametri fisici della miscela presente in camera, in termini di c_p , c_v , γ ed R , avviene mediante una operazione di media pesata sui singoli contributi, utilizzando appunto le rispettive frazioni di massa quali coefficienti peso

$$\xi = \frac{\sum_j \dot{m}_j \xi_j}{\sum_j \dot{m}_j} \quad \text{con} \quad \xi = c_p, c_v, R, \gamma \quad (3.10)$$

Data la linearità delle relazioni in gioco, è ovviamente sufficiente valutare solamente una sola coppia di parametri per definire implicitamente anche i rimanenti.

L'integrazione numerica del set di equazioni non stazionarie può avvenire sfruttando in genere un metodo del tipo Runge-Kutta esplicito del 4° ordine. Tuttavia, al fine di garantire stabilità al modello, specie una volta accoppiato con il modulo di regressione superficiale, senza ricorrere a sotto-iterazioni, si è scelto di utilizzare direttamente il metodo *multistep* esplicito del tipo *Predictor-Corrector* ODE45.

Rimandando una più dettagliata descrizione del metodo, esso si basa sulla formulazione di Dormand-Prince, una soluzione esplicita dei metodi Runge-Kutta del 4° e 5° ordine e rappresenta la miglior funzione da applicare come primo tentativo. Analoghi risultati sono stati ottenuti anche utilizzando la soluzione ODE113 basata sulla formulazione di Adam-Bashforth-Moulton che, a parità di accuratezza del risultato, consente un lieve guadagno nella tempistica di calcolo.

3.2 Il modello 1D quasi-stazionario

L'assunzione della quasi-stazionarietà del fluido lungo l'asse del motore rappresenta, come detto inizialmente, una sorta di compromesso tra una tempistica di calcolo accettabile per i normali iter progettuali e una buona accuratezza anche spaziale nella soluzione fluidodinamica.

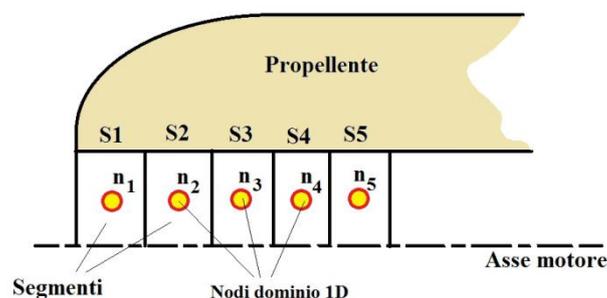


Figura 3.2. Schema segmentazione del canale centrale del motore e generazione del dominio per il modello balistico 1D QS.

Sfruttando un approccio alle differenze finite, il dominio di calcolo viene generato suddividendo il canale centrale del motore in più segmenti consecutivi (d'ora in avanti anche chiamati nodi), equispaziati o meno a seconda della particolare configurazione interna: ciascun segmento viene collassato in un unico nodo, posizionato assialmente nella mezzeria, nel quale avviene effettivamente il calcolo fluidodinamico, come riportato in Fig. 3.2.

Anche in questo caso al fine di impostare correttamente il set di equazioni risolutive, è necessario porre alcune assunzioni, analogamente a quanto fatto in precedenza per il modello 0D:

- data la possibilità di identificare un campo di moto monodimensionale all'interno del canale motore, risulta ora possibile differenziare le varie grandezze di stato tra “statiche” e “totali”;
- le proprietà della miscela di gas presente in camera si considerano uniformi su una data sezione trasversale, ma non lungo il canale e le variazioni sono comunque continue lungo le linee di flusso;
- le componenti di velocità normali all'asse del motore sono assunte trascurabili: questa ipotesi risulta tanto più vera quanto maggiore risulta essere il rapporto L/D e consente di analizzare il campo di moto all'interno del canale con un approccio 1D;
- dato che in genere la geometria iniziale del grano comunemente non prevede la presenza di convergenti-divergenti è ragionevole ipotizzare che il flusso raggiunga al più Mach unitario e che per la maggior parte del transitorio rimanga molto al di sotto di questo valore (ipotesi che trova riscontro in analisi disponibili in letteratura ed effettuate con specifici codici di simulazione più sofisticati);
- in ciascun segmento lo scambio di calore avviene solamente in corrispondenza della superficie del rivestimento termo-protettivo esposto e non di quella del grano in combustione;

Sulla base delle precedenti assunzioni e come descritto da (Shapiro, 1953), vengono dunque specializzate tutte e tre le equazioni di bilancio, facendo riferimento ad un singolo segmento di lunghezza dx , per il quale in Fig. 3.3 si evidenziano tutte le variazioni delle grandezze principali geometriche e fisiche prese in considerazione.

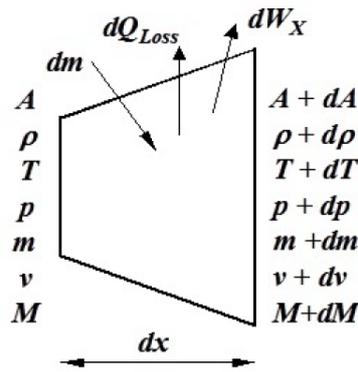


Figura 3.3. Rappresentazione grafica del generico segmento in cui risulta scomposto il dominio di calcolo.

Rimandando a (Shapiro, 1953) per l'esposizione completa dei passaggi intermedi, il set di equazioni stazionarie e differenziate rispetto alla coordinata assiale del motore può quindi esser scritto come

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dm}{\dot{m}} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} \\ \frac{dp}{p} + \frac{\gamma M^2}{2} \frac{dv^2}{v^2} + \frac{\gamma M^2}{2} \left(4f \frac{dx}{D_h} + \frac{2dX}{\gamma p A M^2} - 2y \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} \right) + \gamma M^2 (1 - \gamma) \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = 0 \\ \frac{dT}{T} + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \frac{dv^2}{v^2} = \frac{dQ - dW_x + dH}{c_p T} \end{array} \right. \quad (3.11)$$

dove si è indicato con A la sezione di passaggio all'ingresso del singolo segmento, v la componente di velocità del gas parallela al flusso nel canale, M il relativo numero di Mach, D_h il diametro idraulico medio del segmento, dX la somma delle forze esterne dovute alla presenza di corpi immersi nel flusso, y il rapporto tra la componente radiale ed il modulo totale del flusso di gas uscente dalla superficie di combustione, dQ l'energia termica scambiata con le superfici di protezioni termiche presenti nel segmento, dW_x il lavoro delle forze di attrito dovuto alle pareti ed ai corpi immersi nel flusso e dH un termine di energia che tiene conto delle entalpie dei singoli contributi di massa entranti nel dominio. A questo sistema vengono affiancate, a complemento, le equazioni costitutive e fondamentali della fluidodinamica (rispettivamente equazione di stato dei gas perfetti, velocità del suono e numero di Mach), anch'esse opportunamente discretizzate spazialmente

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T} - \frac{dW_{mol}}{W_{mol}} \quad (3.12)$$

$$\frac{dc}{c} = \frac{1}{2} \left(\frac{d\gamma}{\gamma} + \frac{dT}{T} - \frac{dW_{mol}}{W_{mol}} \right) \quad (3.13)$$

$$\frac{dM^2}{M^2} = \frac{dv^2}{v^2} + \frac{dW_{mol}}{W_{mol}} - \frac{d\gamma}{\gamma} - \frac{dT}{T} \quad (3.14)$$

in cui W_{mol} rappresenta il peso molare della miscela di gas in ingresso al segmento.

Si può osservare come l'ipotesi di quasi stazionarietà garantisca una rappresentazione delle variazioni delle grandezze fisiche del flusso lungo il canale, mediante una sovrapposizione lineare di singoli contributi. In particolare, le quattro principali variabili dipendenti di interesse, ovvero M , T , ρ e p , possono essere espresse ciascuna come combinazione lineare di più termini influenti (o *coefficienti di influenza*), legati alla variazione segmento per segmento di altre grandezze, definite indipendenti, legate alle caratteristiche geometriche istantanee del canale od ai flussi di massa ed energia in ciascun segmento, e molte di esse fornite direttamente quale output dal modello di regressione superficiale.

Tabella 3.1. Sommario variabili considerate nel modello balistico 1D.

Variabili dipendenti	Variabili indipendenti
	$\frac{dA}{A}$
$\frac{dM^2}{M^2}$	$\frac{d\dot{m}}{\dot{m}}$
$\frac{dp}{p}$	$\frac{dW_{mol}}{W_{mol}}$
$\frac{dT}{T}$	$\frac{dQ - dW_x + dH}{c_p T}$
$\frac{d\rho}{\rho}$	$4f \frac{dx}{D_h} + \frac{2dX}{\gamma p A M^2}$
	$\frac{d\gamma}{\gamma}$

Introducendo l'ulteriore ipotesi che le variazioni delle caratteristiche fisiche, in termini di calore specifico e peso molecolare, della miscela di gas nel singolo segmento risultino del tutto secondarie e quindi trascurabili, le relazioni si semplificano ulteriormente e, introducendo anche la definizione di temperatura totale T_0 , possono quindi esser scritte come in Tab. 3.2.

Tabella 3.2. Coefficienti di influenza nel caso di flusso con calore specifico e peso molecolare costanti. (Shapiro, 1953)

	$\frac{dA}{A}$	$\frac{d\dot{m}}{\dot{m}}$	$\frac{dT_0}{T_0}$	$4f \frac{dx}{D_h} + \frac{2dX}{\gamma p A M^2} - 2y \frac{d\dot{m}}{\dot{m}}$
$\frac{dM^2}{M^2}$	$-\frac{2}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$\frac{2(1+\gamma M^2)}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$-\frac{(1+\gamma M^2)}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$\frac{\gamma M^2}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$
$\frac{dT}{T}$	$\frac{(\gamma-1)M^2}{1-M^2}$	$-\frac{(\gamma-1)M^2(1+\gamma M^2)}{1-M^2}$	$-\frac{(1-\gamma M^2)}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$\frac{\gamma(\gamma-1)M^4}{2(1-M^2)}$
$\frac{dp}{p}$	$\frac{\gamma M^2}{1-M^2}$	$-\frac{2\gamma M^2}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$-\frac{\gamma M^2}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$-\frac{\gamma M^2}{2(1-M^2)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$
$\frac{d\rho}{\rho}$	$\frac{M^2}{1-M^2}$	$-\frac{(\gamma-1)M^2}{1-M^2}$	$-\frac{1}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$	$-\frac{\gamma M^2}{2(1-M^2)}$

dove è possibile osservare come ciascuna grandezza dipendente possa esser scritta in funzione di soli quattro coefficienti di influenza.

Qualora, in prima approssimazione, si considerino trascurabili gli effetti d'attrito dovuti alla scabrezza delle superfici, o alle perdite in quantità di moto per effetto di flussi bifase o trasversali alla direzione del flusso, è possibile trascurare anche l'ultimo contributo e semplificare ulteriormente il set di equazioni. In tal maniera, la variazione complessiva del Mach tra la sezione 1 di ingresso e 2 di uscita del generico segmento, può esser scritta come

$$M_2 = M_1 + \Delta M(\Delta A_b) + \Delta M(\Delta \dot{m}) + \Delta M(\Delta T_0) \quad (3.15)$$

dove i tre contributi che vi compaiono possono essere riscritti anche come

$$\frac{A_{b1}}{A_{b2}} = \left[\frac{M_2^2}{M_1^2} \cdot \frac{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_1^2}{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_2^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.16)$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \frac{2 + (\gamma-1) \cdot M_2^2}{2 + (\gamma-1) \cdot M_1^2} \cdot \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2 \cdot \left(\frac{1 + \gamma \cdot M_1^2}{1 + \gamma \cdot M_2^2} \right) \quad (3.17)$$

$$\frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} = \left[\frac{M_2^2}{M_1^2} \cdot \frac{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_1^2}{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_2^2} \cdot \frac{1 + \gamma \cdot M_2^2}{1 + \gamma \cdot M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.18)$$

La risoluzione del dominio mono-dimensionale avviene segmento per segmento mediante una procedura in cascata, fintantoché non risultino tutti aggiornati. Nel dettaglio, come rappresentato graficamente in Fig. 3.4, il calcolo delle variabili incognite in ciascun nodo avviene attraverso due fasi di calcolo consecutive, in ciascuna delle quali viene considerato uno dei coefficienti di influenza definiti. Nel dettaglio, un primo step provvede a definire l'influenza della variazione di area di *bore* tra la sezione di ingresso e quella di uscita del singolo segmento e ad aggiornare i parametri del flusso. A seguire, viene considerata l'adduzione di massa e l'effetto dei flussi di scambio termico con le pareti, ed aggiornate definitivamente le proprietà del flusso, le quali costituiranno quindi quelle in ingresso al segmento successivo.

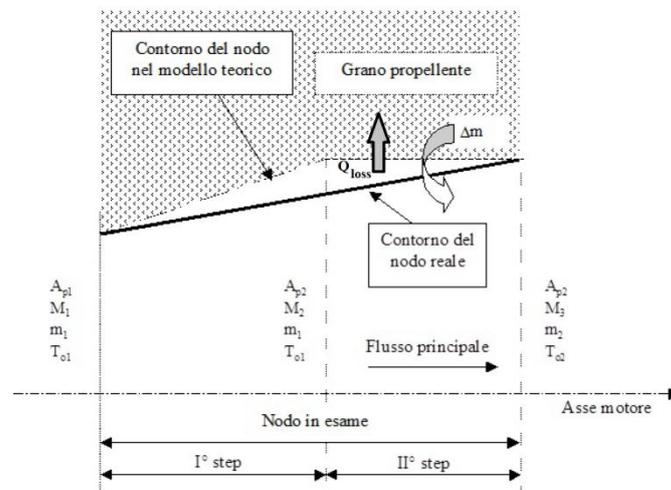


Figura 3.4. Rappresentazione grafica della sequenza di aggiornamento delle caratteristiche del flusso di gas all'interno del segmento.

E' opportuno sottolineare come, mentre le formulazioni riportate in Tab. 3.2 considerano le grandezze di stato (pressione, temperatura, densità) e le variabili cinetiche (Mach e velocità) in corrispondenza delle sezioni di interfacciamento tra i vari segmenti, i parametri fisici del gas (calore specifico e peso molare) ed alcuni termini di portata (ad esempio l'afflusso relativo alla ablazione delle protezioni termiche) vengono calcolati in base al valore medio di pressione all'interno del segmento e supposti appunto come costanti lungo tutto il passo dx . Questo determina la necessità di reiterare l'ultimo step di calcolo all'interno del singolo segmento (facendo variare la pressione in uscita) al fine di definire le corrette caratteristiche del flusso e di portata in grado di giustificare le variazioni delle variabili di stato ai suoi estremi.

3.3 Integrazione dei due modelli

Come introdotto inizialmente, dei due modelli quello 0D non-stazionario costituisce lo strumento principale e di fatto sufficiente per il calcolo della balistica interna al motore, ovviamente in termini di grandezze medie. Lo scopo del modulo 1D è quello di aggiungere ulteriore dettaglio alla soluzione non-stazionaria, distribuendola lungo l'asse del motore, al fine di differenziare spazialmente tutte quelle grandezze, come il rateo di combustione del grano o eventuali coefficienti di scambio termico, dipendenti dal valore locale di pressione o di velocità del flusso di gas.

Il controllo di coerenza tra i due modelli avviene mediante un processo iterativo sulla base del valore di pressione di ristagno fornito dall'approccio 0D, al quale deve necessariamente convergere quello totale ottenuto attraverso una operazione di media pesata sui valori di pressione totale dei vari segmenti del dominio. In Fig. 3.5 viene dunque proposto lo schema procedurale utilizzato per accoppiare i due modelli.

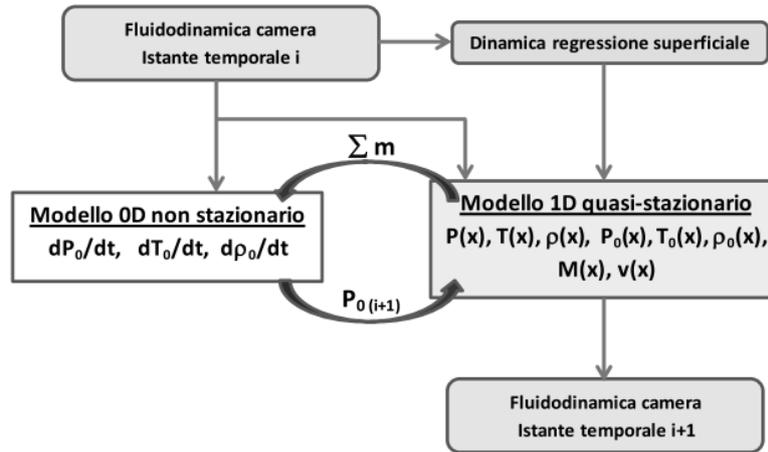


Figura 3.5. Accoppiamento operativo tra il modello balistico 0D e 1D QS.

Nella pratica, ad ogni step di simulazione una volta avvenuta la regressione superficiale, sulla base delle caratteristiche fluidodinamiche presenti in camera, viene risolto dapprima il modello 1D QS, inizializzando il primo segmento $s1$ con un valore di pressione totale di primo tentativo e definendo in maniera molto semplice il Mach del flusso in uscita attraverso la formula

$$M|_{s1} = \left[\frac{\dot{m}}{\rho \cdot A_b \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}} \right]_{s1} \quad (3.19)$$

risultando ovviamente nullo il valore in ingresso (ciò determinerebbe inoltre la divergenza delle formule precedentemente descritte). Una volta risolta l'intera fluidodinamica 1D di primo tentativo del canale, le portate massiche ed i flussi termici trovati, opportunamente mediati, vengono introdotti all'interno del modello 0D, in cui effettivamente avviene l'integrazione temporale delle grandezze fisiche totali (o di ristagno). Il valore aggiornato di pressione totale fornito dal modello 0D viene confrontato con il valore medio ottenuto con la soluzione 1D e, se necessario, si re-inizializza il modello 1D QS correggendo il valore di pressione totale del primo segmento. Ciclicamente vengono dunque risolti i due modelli, fintantochè non è raggiunta la convergenza delle pressioni totali.

Ovviamente, al fine della corretta integrazione dei due modelli balistici dovrà essere garantito il corretto interfacciamento dei vari parametri geometrici del grano, nonché dei vari contributi di massa ed energia. Di seguito viene fornita, dunque, una breve descrizione dei vari

contributi sottolineando di volta in volta la corrispondenza che deve essere garantita tra i due modelli.

3.3.1 Contributo dei gas di combustione

Rappresenta il principale contributo di massa e viene calcolato direttamente una volta nota la variazione istantanea del volume del grano (oppure la superficie ed il rateo di combustione medio) all'interno del singolo segmento i -esimo

$$\dot{m}_g|_i = -\rho_p \cdot \left. \frac{dV_p}{dt} \right|_i = \rho_p \cdot \overline{r_b}|_i \cdot S_b|_i \quad (3.20)$$

La densità del grano (in genere dell'ordine dei 1700÷1800 kg/m³), come meglio descritto nel Cap. 6, risulta funzione della particolare composizione dell'impasto e pertanto viene considerata costante durante l'intera fase propulsiva del motore. Per quanto concerne invece l'aspetto energetico, l'apporto in termini di entalpia può essere calcolato una volta note le caratteristiche dei prodotti di combustione.

La composizione ed i parametri fisici medi della miscela prodotta, tra i quali calore specifico e temperatura, vengono valutati interpolando tabelle di termochimica opportunamente parametrizzate, ottenute attraverso il codice open-source NASA C.E.A.2 (Chemical Equilibrium with Application).

Al valore locale del rateo di combustione, calcolato in funzione della pressione totale attraverso la relazione di Vieille, può essere aggiunto anche il contributo erosivo, essendo noto anche il valore di velocità locale dei gas i transito. Tale apporto viene valutato attraverso il comunemente usato modello di Lenoir-Robillard (Sutton & Biblarz, 2001), secondo la formula

$$r_b = r_b|_{Vieille} + r_b|_e = ap^n + \alpha G^{0.8} \cdot D_h^{-0.2} \cdot e^{-\frac{\beta \cdot r_b \cdot \rho_p}{G}} \quad (3.21)$$

dove G indica la velocità del flusso di massa per unità di area, D_h è il diametro idraulico della sezione, α e β sono costanti empiriche, funzioni del flusso termico convettivo e della formulazione del propellente stesso. Tale contributo, in genere può determinare un

incremento del rateo di combustione anche fino al 60% in motori con elevati ingombri longitudinali, ma risulta praticamente trascurabile per motori con bassi rapporti L/D.

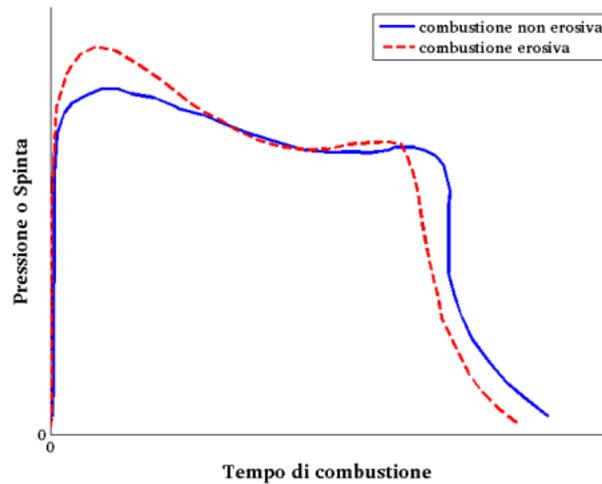


Figura 3.6. Esempio di effetto della combustione erosiva sul profilo di pressione.

Per quanto concerne l'accoppiamento tra i due modelli balistici, devono ovviamente valere le seguenti relazioni in termini di rateo di combustione medio, volume di propellente e superficie di combustione

$$\begin{cases} \bar{r}_b = \frac{\sum_i S_{b,i} \bar{r}_{b,i}}{\sum_i S_{b,i}} \\ V_p = \sum_i V_{p,i} \\ S_b = \sum_i S_{b,i} \end{cases} \quad (3.22)$$

3.3.2 Contributo dell'accenditore

L'azione dovuta al dispositivo d'innesco della reazione di combustione sul grano solido in genere è limitata ad un intervallo temporale dell'ordine dei decimi di secondo in base alla dimensione del motore. Le portate massiche in gioco risultano piuttosto contenute, circa 10÷15 kg/s, e le caratteristiche chimiche del grano solido con cui è caricato, risulta del tutto simile a quello del propellente del motore (in genere presenta in contenuto in termini di polveri metalliche più basso).

Dal punto di vista del profilo operativo del motore il suo effetto si traduce in un piccolo picco di pressione iniziale, ben identificabile specie nelle curve di motori di piccola scala, che, nei grandi motori porta direttamente allo stappo del diaframma di chiusura dell'ugello, come evidenziato in Fig. 3.7

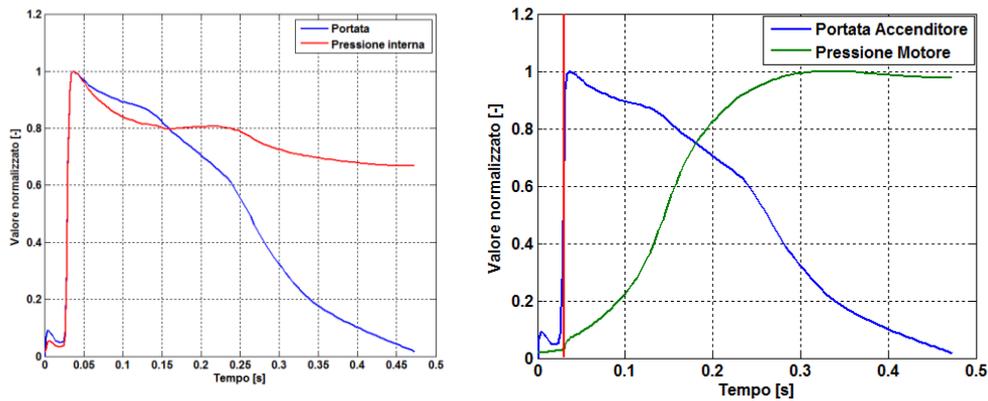


Figura 3.7. Andamenti della portata massica generata e della pressione interna di un tipico accenditore per grandi SRMs (Zefiro 9). Nell figura di destra la linea verticale rossa individua l'istante di stappo del diaframma posto inizialmente nella sezione di gola dell'ugello.

Dal punto di vista del modello balistico 0D il suo contributo viene considerato principalmente in termini di entalpia e portata massica aggiuntive, che ovviamente vengono distribuite in uno o più segmenti del dominio 1D (a seconda della dimensione)

$$\dot{m}_{acc} = \sum_i \dot{m}_{acc,i} \quad (3.23)$$

Lo studio dell'influenza dell'accenditore, può tuttavia, non limitarsi solamente ad un apporto massico e di entalpia. Data l'elevata velocità di efflusso dei gas prodotti (dell'ordine dei 1500 m/s), diviene non trascurabile, specie nei motori di più ridotte dimensioni, l'effetto del loro urto (*impingement*) con la superficie del grano del motore e del contributo erosivo che si viene ad aggiungere al normale rateo di combustione delle regioni interessate.

3.3.3 Contributo dell'ugello

L'efflusso attraverso l'ugello propulsivo rappresenta l'unico contributo, all'interno dei due modelli balistici di sottrazione di massa. All'innesco del sistema accenditore ed alla rottura

dell'eventuale diaframma di protezione, esso si trova quasi istantaneamente ad operare in condizioni soniche (o critiche), caratterizzate quindi dalla massima portata massica scaricata, per effetto del blocco della velocità di efflusso (numero di Mach unitario), secondo la formula

$$\dot{m}_{noz}|_{sonic} = A_{noz}^* \cdot \frac{P_{0N}}{\sqrt{R \cdot T_{0N}}} \cdot \Gamma \quad (3.24)$$

valida per il caso ideale, dove Γ è la cosiddetta *funzione di Vandekerckhove* e dipende esclusivamente dalle caratteristiche fisiche del gas transitante

$$\Gamma = \sqrt{\gamma \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3.25)$$

Dalla formula sopra definita risulta evidente come per il calcolo della portata massica risulti opportuno fare riferimento alle caratteristiche del flusso in corrispondenza dell'ultimo segmento del dominio 1D (N -esimo segmento), in quanto in genere fisicamente contenente l'imbocco del convergente.

Alla precedente formulazione viene preferita una più compatta che esplicita la cosiddetta *velocità caratteristica* c^* , che fornisce in maniera più diretta una stima di prestazione del processo di combustione (valori elevati indicano infatti processi di conversione dell'energia termochimica molto efficienti)

$$\dot{m}_{noz}|_{sonic} = \frac{P_{0N} \cdot A_{noz}^*}{c^*} \quad (3.26)$$

Al fine di allineare il modello sviluppato con le normali procedure di calcolo utilizzate in AVIO, viene adottata questa seconda espressione, in cui il valore istantaneo del parametro c^* viene calcolato in funzione della pressione totale media in camera attraverso la legge di potenza

$$c^* = \eta_{c^*} \cdot c_{th}^* = \eta_{c^*} \cdot c_{ref}^* \cdot \left(\frac{P_0}{P_{ref}} \right)^{m_{c^*}} \quad (3.27)$$

in cui η_{c^*} rappresenta una sorta di *efficienza di combustione*, che viene inizializzata e mantenuta costante durante tutta la simulazione, mentre i parametri p_{ref} , c^*_{ref} e m_{c^*} vengono ricavati mediante una procedura di *fitting* ancora una volta dai valori di output del codice NASA C.E.A.2, legandoli quindi direttamente alle caratteristiche chimiche del grano.

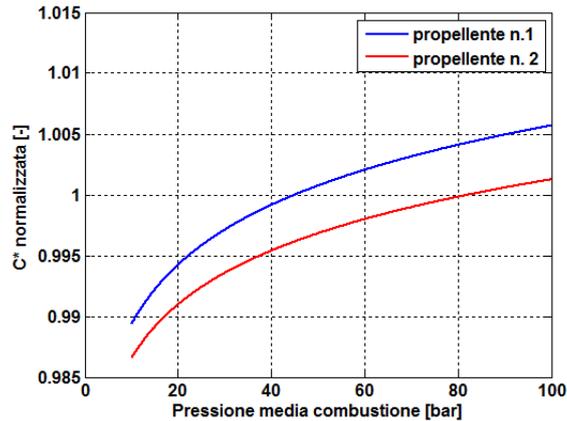


Figura 3.8. Andamento della velocità caratteristica al variare della pressione di combustione per differenti tipologie di propellente.

In prima analisi, tale soluzione non risulterebbe pienamente corretta, data la discrepanza in composizione tra i gas di combustione e la miscela effettivamente presente in camera, tuttavia in genere viene trascurata considerando l'estrema preponderanza dei primi rispetto agli altri contributi.

L'Eq. 3.26 risulta tempo variante non solo per effetto della evoluzione della pressione in camera, ma anche a seguito della variazione della sezione di passaggio di gola dell'ugello a causa del processo di erosione dei materiali termo-protettivi.

Tale variazione viene implementata nel modello solitamente attraverso una opportuna relazione del tipo

$$A_{noz}^* = A_{noz}^*(t) \quad (3.28)$$

riportata in Fig. 3.9, ottenuta preliminarmente o attraverso dati sperimentali, oppure mediante opportuni codici di simulazione, quale il *Charring Material Thermal Response and Ablation*

computer program (CMA) in uso presso AVIO, una volta definite le caratteristiche del materiale di protezione.

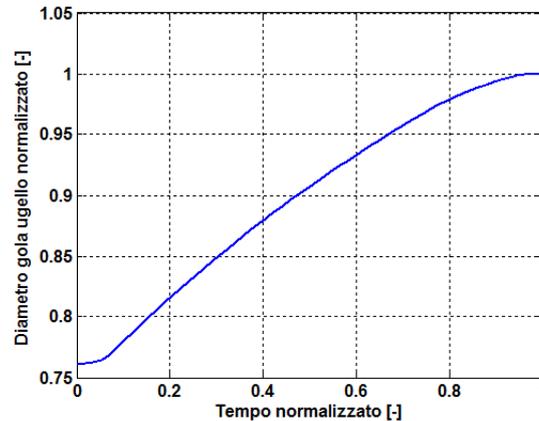


Figura 3.9. Profilo temporale della sezione di gola dell'ugello a seguito del processo erosivo (Zefiro 9).

3.3.4 Contributo delle protezioni termiche

Come anticipato nel Cap. 1, contrariamente ai sistemi di propulsione a liquido in cui risulta generalmente possibile applicare un sistema di *regenerative cooling* per isolare e proteggere il *case* contenitivo dai gas di combustione, nei motori a solido si ricorre a rivestimenti interni con materiali termo-protettivi in grado di assorbire elevati flussi di calore con relativamente bassi incrementi di temperatura.

Questi materiali, generalmente a base polimerica e struttura carboniosa, risultano classificati come materiali *charring* (dall'inglese *char*, carbonizzare) essendo soggetti ad un processo di pirolisi chimica, dando così origine ad uno strato di materiale carbonizzato e prodotti gassosi.

Il loro contributo, in termini di flusso termico assorbito e di apporto massico, può quindi divenire via via sempre più importante nei bilanci di camera, al crescere delle dimensioni del motore e di conseguenza della superficie di rivestimento.

Per stimare il loro contributo ed implementarlo nel calcolo della balistica interna, è stato ripreso recentemente un modello dedicato sviluppato presso gli stabilimenti Avio (Fedele, 2011), in grado di ricostruire con buona approssimazione l'intero processo di ablazione di una protezione termica, in tutte le sue fasi principali:

- riscaldamento del materiale;

- innesco del cambiamento di fase, da materiale vergine a *char*;
- completa formazione del *char* e conseguente ablazione.

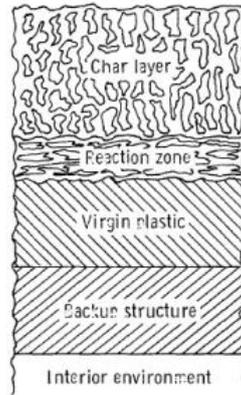


Figura 3.10. Rappresentazione grafica del processi di pirolisi di un materiale charring.

La validazione del modello, in particolare, è avvenuta sulla base di dati sperimentali raccolti all'interno del database MAR (*Material Affected Rate*) dell'azienda Avio.

Sfruttando un approccio 1D, riferito all'unità di superficie, viene simulata la penetrazione dell'onda termica all'interno del materiale (legge di Fourier), considerando nel contempo anche tutta la cinetica di decomposizione di quest'ultimo.

Aspetto importante è il fatto che il dominio monodimensionale di calcolo risulta mobile, in quanto solidale con la superficie di protezione termica che, per effetto del processo ablativo, regredisce in direzione normale. Questo, nel bilancio energetico interno a nodo, comporta l'aggiunta di un'ulteriore termine, che sostanzialmente rappresenta lo scambio termico convettivo tra i gas di pirolisi che risalgono verso la superficie ed il materiale stesso.

Al fine di tener conto anche di quest'ulteriore contributo, la classica formulazione di Fourier, applicata ad ogni singolo nodo del dominio, viene dunque modificata nella espressione seguente

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \Big|_x = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial t} \right) + \dot{m}_{g,abl} \frac{\partial h_{g,abl}}{\partial x} + \frac{\partial \rho}{\partial t} (h_{g,abl} - h) + \dot{s} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial x} \quad (3.29)$$

dove si è indicato con $\dot{m}_{g,abl}$ e $h_{g,abl}$ rispettivamente la portata massica e l'entalpia dei gas di pirolisi, e con \dot{s} il rateo di regressione superficiale appunto.

L'equazione cardine dell'intera routine è rappresentata dalla nota formulazione di Arrhenius

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -B \cdot \rho_0 \cdot e^{-\frac{E}{RT}} \left(\frac{\rho - \rho_r}{\rho_0} \right)^\varphi \quad (3.30)$$

dove B e φ sono due costanti da determinare per via sperimentale (caratteristiche del singolo materiale), ρ_0 è la densità del materiale vergine, ρ_r è la densità residua, E è l'energia di attivazione del processo di pirolisi.

Il materiale, in particolare, è modellato come somma di tre contributi diversi, con caratteristiche fisiche differenti, in modo da poter simulare al meglio tutto il processo di decomposizione, e la sua densità globale può in definitiva essere espressa come

$$\rho = \Gamma \cdot (\rho_I + \rho_{II}) + (1 - \Gamma) \cdot \rho_{III} \quad (3.31)$$

dove si è indicato con Γ la frazione di fibre interne. In Fig. 3.10 viene riportato a titolo esemplificativo il profilo di temperatura superficiale come calcolato dal modello, per due differenti tipologie di materiale termo-protettivo. Da osservare il trend asintotico delle curve, a seguito dell'innesco del processo di pirolisi ed ablazione del materiale.

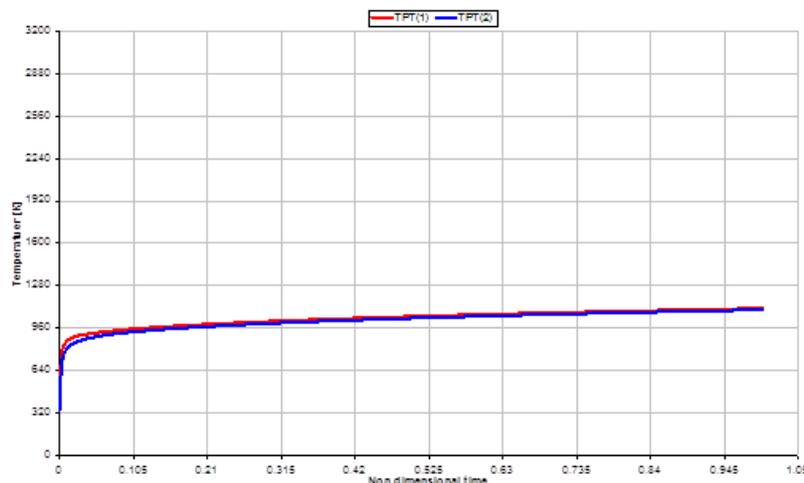


Figura 3.11. Profilo di temperatura superficiale per due differenti tipologie di materiale termo-protettivo.

4. Codici di simulazione 2D

Il presente capitolo vuole presentare alcuni algoritmi realizzati durante l'attività di dottorato, ricorrendo ad una ricostruzione del processo di regressione superficiale con approccio 2D. Entrambi gli algoritmi sono stati sviluppati in collaborazione con l'azienda Avio quali strumenti finalizzati sia alla analisi di profili di pressione sperimentali, che alla validazione stessa del nuovo approccio, mediante raffronto con altri codici basati su tecniche comunemente adottate in letteratura. In particolare, i due codici di seguito proposti applicano appieno la teoria precedentemente descritta nel Cap. 2, andando a simulare rispettivamente l'evoluzione nel tempo della generica sezione longitudinale e trasversale del grano propellente.

4.1 Analisi prestazionale di motori in scala ridotta

Questo primo codice ha avuto come obiettivo lo studio prestazionale dei motori in scala ridotta¹, denominati BARIA (ovvero Bombe ARIAne, in virtù del loro primo utilizzo), normalmente utilizzati dall'azienda AVIO per la caratterizzazione del propellente, ovvero l'analisi del rateo di combustione e la sua dipendenza dal profilo di pressione. Come riportato in Fig. 4.1, sebbene siano a tutti gli effetti motori a propellente solido, tali sistemi presentano un layout costruttivo basilare in quanto la loro funzione non è tanto la generazione di spinta propulsiva, quanto piuttosto la realizzazione ed il mantenimento di un dato valore di pressione in camera. Attraverso la variazione del diametro di gola, è infatti possibile ottenere differenti profili di pressione e dunque di velocità di combustione del grano (ottenuta a partire dalla durata della combustione), in modo tale da poter ricostruire la relazione di Vieille (Eq. 1.1) attraverso una semplice operazione di *fitting* su una distribuzione di più prove.

La configurazione standard del motore BARIA è costituita da un pesante e resistente involucro esterno in acciaio, atto a contenere la pressione di funzionamento, all'interno del quale viene caricata una cartuccia con un *liner* metallico esterno (alluminio) ed il propellente

¹ Questi motori rappresenta un sistema piuttosto standardizzato, noto anche col nome di *BATES (Ballistic Test and Evaluation System)*, sviluppato dall' United States Air Force Research Laboratory nei primi anni '60.

all'interno, il quale possiede una semplice geometria tubolare con cavità cilindrica ed è in grado di bruciare sia radialmente che assialmente.

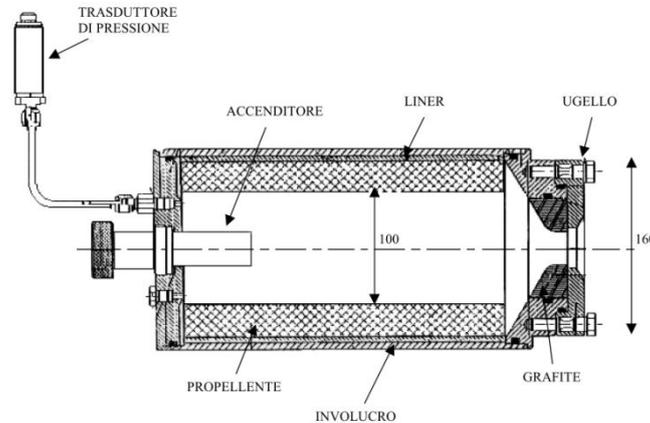


Figura 4.1. Layout costruttivo di un motore Baria in uso presso gli stabilimenti Avio Space Division.

Avendo una superficie di combustione quasi neutra, questi motori generano una traccia di pressione nel tempo altrettanto neutra, un *tail-off* finale quasi istantaneo ed una inesistente combustione erosiva (dato il ridottissimo ingombro assiale). Infine, tre sono i diversi diametri comunemente utilizzati per la gola dell'ugello in grafite, pari cioè al numero limite minimo di prove a diversa pressione necessarie per una efficace ricostruzione della caratteristica balistica.

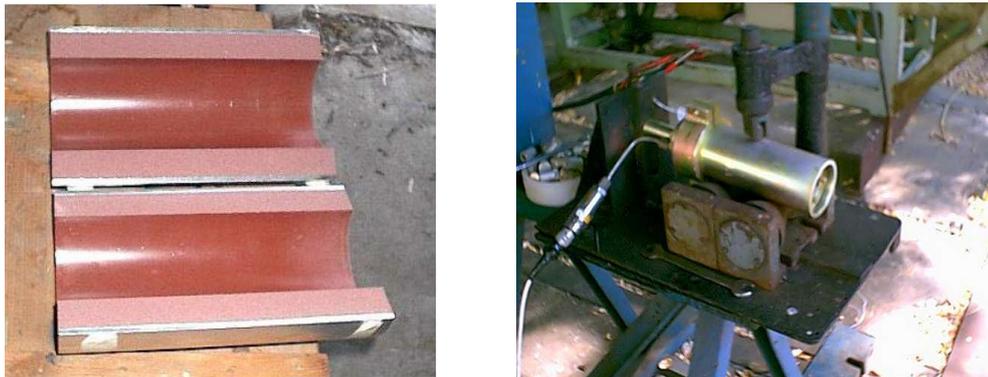


Figura 4.2. Particolari della cartuccia di propellente e dell'allestimento utilizzato in fase sperimentale.

Nonostante la loro estrema semplicità di funzionamento e le ridotte dimensioni, si ottengono normalmente variazioni anche molto manifeste tra i profili di pressione teorici attesi e quelli

sperimentali riscontrati, come evidenziato in Fig. 4.3, con modificazioni in termini di rateo di combustione (ovvero i cosiddetti *fattori HUMP* o *BARF*) fino al 3÷4%.

Numerosi sono gli elementi imputati di generare tali diversità. In primis vi è la differente modalità di fabbricazione della cartuccia di propellente, come verrà approfondito successivamente nel Cap. 6, che determina le differenti caratteristiche balistiche del grano durante tutta la durata della combustione (come evidente nel differente trend delle curve sperimentali specie nelle parti iniziali e centrali). Secondariamente poi, vi è l'immane processo di erosione della sezione di gola dell'ugello, a seguito del fenomeno di ablazione della grafite, che dal punto di vista sperimentale si traduce in un graduale decadimento della pressione nella parte finale delle curve. Tutto questo determina un calcolo dei parametri balistici affetto da inaccuratezza dal momento che in essi verrebbero fatti rientrare anche contributi completamente estranei alla singola prestazione combustiva del propellente.

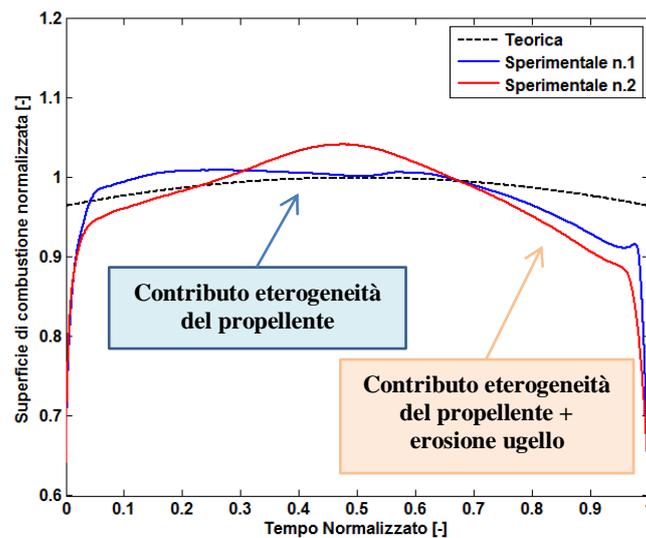


Figura 4.3. Confronto tra curve di pressione sperimentali e teorica per motori Baria. La diversità tra i campioni sperimentali consta nella differente modalità di fabbricazione del volume di grano (Cap. 6).

L'obiettivo del lavoro è stato dunque quello di realizzare uno strumento che consentisse di studiare qualitativamente il problema e di isolarne i vari contributi, andando a simulare il funzionamento del motore, introducendovi opportune distribuzioni spaziali del rateo di regressione del grano e sotto-modelli in grado di ricostruire i vari fenomeni fisici additivi.

In virtù delle ridotte dimensioni del sistema è risultata ragionevole l'ipotesi di considerare trascurabili eventuali eterogeneità nel comportamento balistico del grano lungo la direzione

azimutale del motore, se rapportate a quelle che si possono sviluppare assialmente. Pertanto, è risultato sufficiente e giustificato l'approccio 2D, in particolare, attraverso la ricostruzione del processo di regressione del profilo di combustione della generica sezione longitudinale del motore. Inoltre, considerato il ridotto volume della cavità centrale e la trascurabilità delle grandezze fisiche dei gas di combustione lungo l'asse del motore, un modello di balistica interna OD non-stazionario si dimostra certamente soddisfacente per una efficiente descrizione delle dinamiche di camera. In Fig. 4.4 viene schematizzato il layout procedurale dell'algoritmo realizzato.

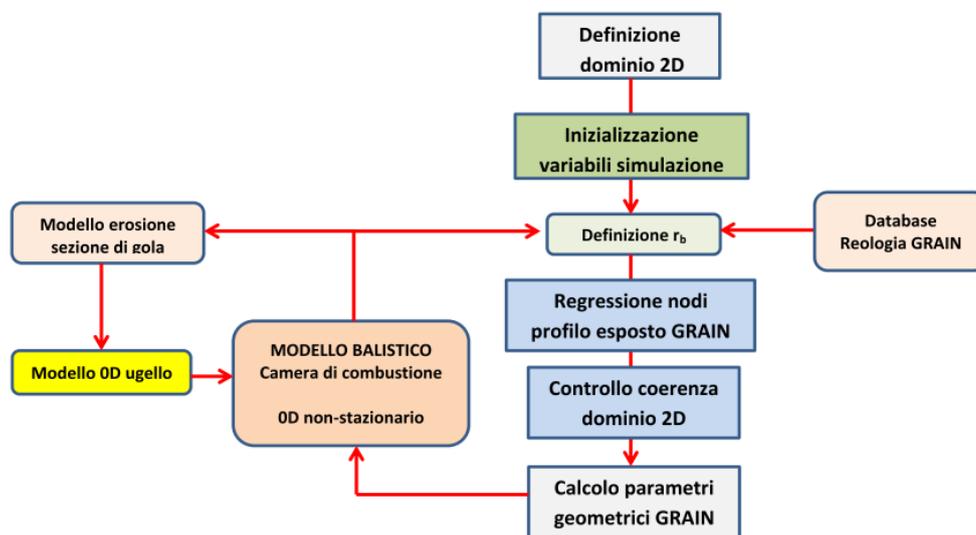


Figura 4.4. Struttura del codice di simulazione 2D applicato ai motori in scala ridotta Baria.

Data la semplice geometria del volume del grano, la fase iniziale di generazione del dominio 2D risulta alquanto immediata, come riportato in Fig. 4.5, e nel caso in questione presenta una distribuzione equispaziata dei nodi di discretizzazione.

In generale, come descritto nel Cap. 2, la dimensione del dominio di calcolo, intesa come numero di nodi griglia utilizzati, risulta direttamente proporzionale non solo alla risoluzione e dunque all'accuratezza del risultato, ma anche alle tempistiche di calcolo richieste. Tuttavia, nel particolare caso considerato, quest'ultimo aspetto perde sicuramente in rilevanza a tutto vantaggio del primo, lasciando quindi al grado di dettaglio voluto la definizione del passo griglia utilizzato.

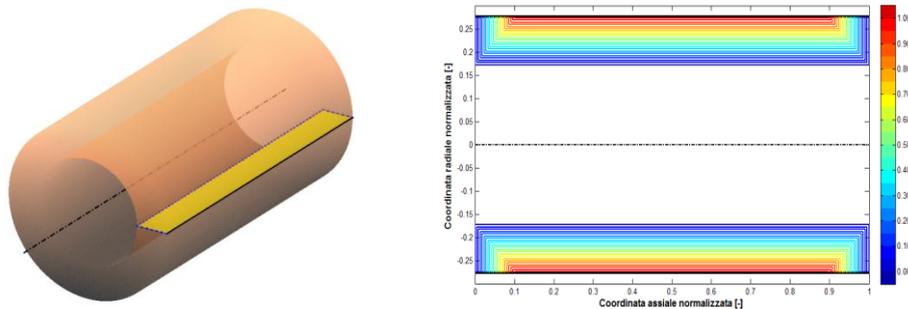


Figura 4.5. Rappresentazione grafica del dominio 2D adottato nel codice di simulazione. La dimensione del dominio viene normalizzata rispetto all'ingombro assiale del grano. In scala cromatica viene riportato l'intervallo temporale di combustione del motore.

In dettaglio, considerando la dimensione massima delle particelle costituenti l'impasto del grano solido ($\sim 500\mu\text{m}$) quale limite inferiore della discretizzazione, e sulla base delle eterogeneità del rateo di combustione che verranno successivamente introdotte, si è scelto un passo griglia massimo di circa un ordine di grandezza superiore ($\sim 3\text{ mm}$).

Per quanto concerne invece il passo di integrazione temporale, considerando le normali durate delle prove (variabili dai 3 ai 6 s a seconda del livello di pressione realizzato), vengono generalmente adottati valori dell'ordine di $1\div 10\text{ ms}$, che consentono di descrivere con buona precisione i transitori di accensione e spegnimento senza gravare sui tempi di calcolo.

In virtù della perfetta ortogonalità degli spigoli della sezione, il raffronto tra le evoluzioni simulate e teoriche della superficie e del volume di propellente nel caso ideale di regressione uniforme in ogni punto, determina, come atteso un errore nullo e pertanto l'algoritmo realizzato può essere considerato perfettamente validato in vista della successiva analisi delle curve sperimentali. Queste ultime, in particolare, consistono esclusivamente nelle evoluzioni nel tempo del valore di pressione in camera (che, come detto, può essere ragionevolmente considerato come distribuito in maniera omogenea in tutto il volume), non essendo previste di norma misurazioni di altre grandezze fisiche.

Anche il modello 0D di balistica interna risulta estremamente semplificato, rispetto a quanto descritto nel Cap. 3, non essendo presenti contributi dovuti a materiali ablativi di rivestimento interno (non necessari date le brevi tempistiche in gioco), e pertanto gli unici aspetti da modellizzare con precisione risultano dunque essere quelli legati al processo di combustione del grano ed alla variazione di portata scaricata dall'ugello per effetto del consumo del materiale di gola.

Per quanto riguarda il primo aspetto, al fine di evidenziare l'effetto che può determinare sulla evoluzione della superficie e sul profilo di pressione una eventuale eterogeneità della velocità di regressione del profilo vengono proposte in Fig. 4.9 i risultati relativi ad alcune distribuzioni fittizie del rateo, in cui a partire da un valore prefissato e costante di 7 mm/s vengono introdotte alterazioni massime dell'ordine del $\pm 5\%$.

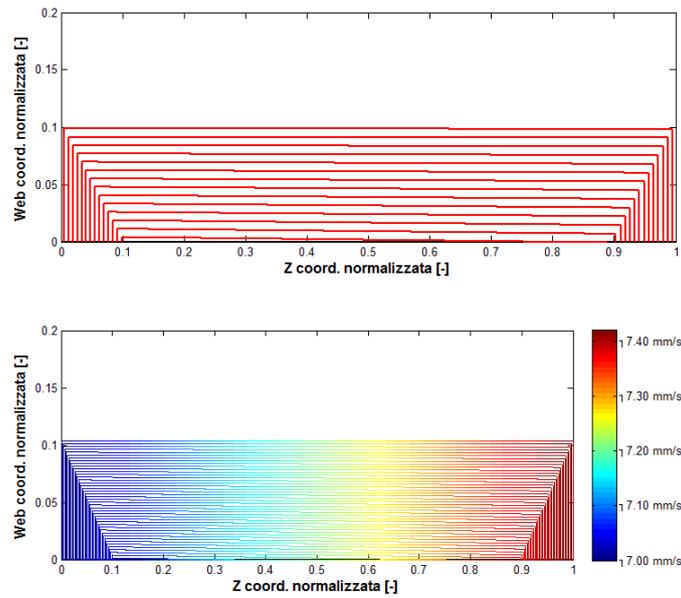


Figura 4.6. Ricostruzione grafica della distribuzione anisotropa fittizia n.1 del rateo di combustione, utilizzata per il confronto.

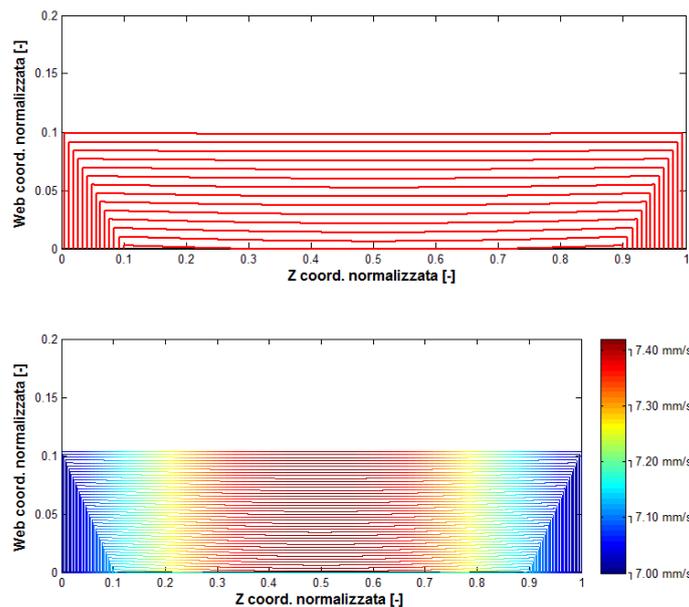


Figura 4.7. Ricostruzione grafica della distribuzione anisotropa fittizia n.2 del rateo di combustione, utilizzata per il confronto.

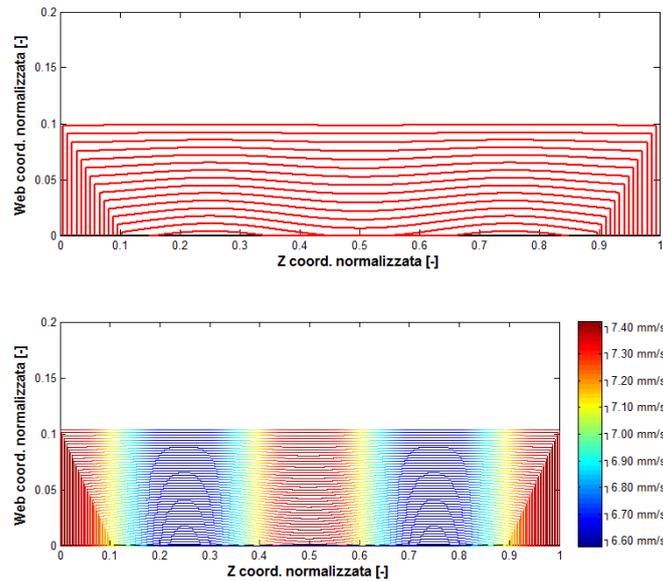


Figura 4.8. Ricostruzione grafica della distribuzione anisotropa fittizia n.3 del rateo di combustione, utilizzata per il confronto.

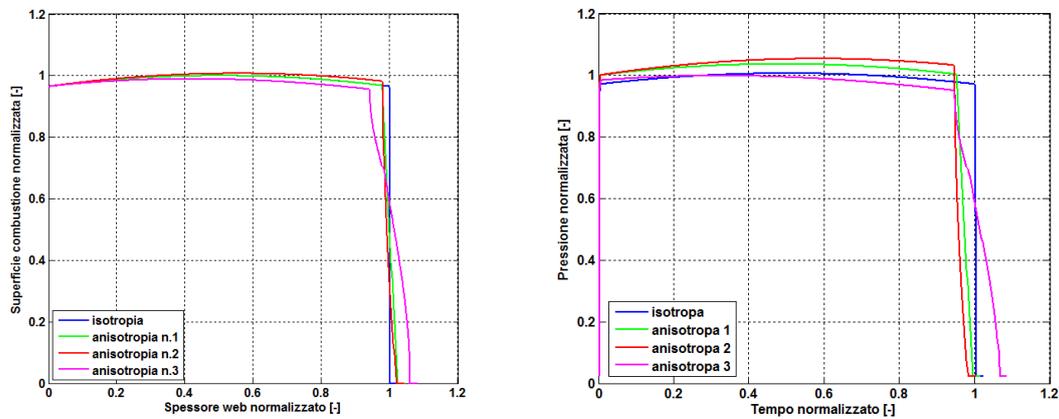


Figura 4.9. Risultato di alcune distribuzioni del rateo di combustione sui profili di superficie e pressione simulati.

A conferma della validità delle curve ottenute, vengono calcolati gli integrali di pressione che, data l'equivalenza delle masse di propellente iniziale, indipendentemente dalla evoluzione temporale devono sempre e comunque risultare identici. Come atteso gli scostamenti rispetto al caso isotropo, assunto quale riferimento, si dimostrano del tutto trascurabili e risultano per lo più legati alla diversa evoluzione del dominio 2D in termini di numero di nodi e passo griglia medio.

Tabella 4.1. Confronto integrali di volume e pressione.

	Integrale volume [mm ³]	Errore [%]	Integrale pressione [Pa*s]	Errore [%]
Isotropia	0,3553 · 10 ⁵	0,00	191,8118 · 10 ⁵	0,00
Anisotropia n.1	0,3554 · 10 ⁵	0,03	191,8370 · 10 ⁵	0,01
Anisotropia n.2	0,3558 · 10 ⁵	0,10	191,7625 · 10 ⁵	-0,03
Anisotropia n.3	0,3551 · 10 ⁵	-0,04	191,8630 · 10 ⁵	0,02

4.1.1 Processo di erosione dell'ugello

Al fine di poter isolare il solo contributo di alterazione del profilo di pressione, dovuto alle eterogeneità del rateo di combustione del propellente, è risultato dunque necessario tentare di modellizzare e di implementare nel codice di simulazione la dinamica di erosione dell'ugello.

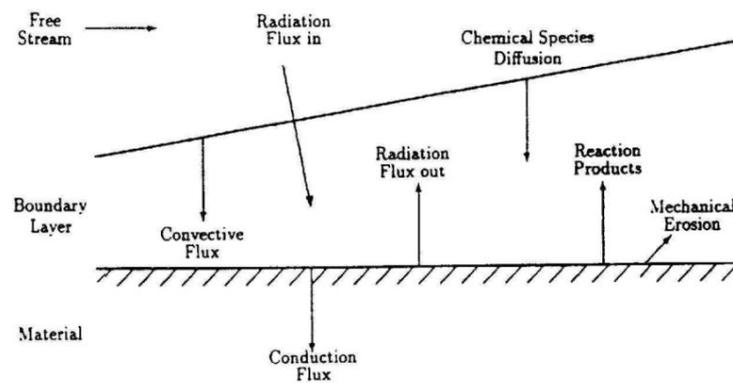


Figura 4.10. Rappresentazione schematica del fenomeno di ablazione di un materiale *non-charring* (grafite).

Premettendo che, il fenomeno di ablazione del materiale grafiteo è del tipo *non-charring* (ovvero non avviene attraverso un processo di pirolisi, ma di semplice sublimazione dello strato esposto), questo non avviene istantaneamente all'innesco della combustione, ma necessita invece di un certo intervallo di tempo per il raggiungimento delle condizioni, per lo più legate al valore di temperatura superficiale, necessarie al suo instaurarsi. Inoltre, tale intervallo e l'evoluzione stessa del processo nel tempo una volta attivato non risulta identico

per tutti i casi, ma risulta legato al diametro iniziale della gola, e dunque al valore di pressione raggiunto in camera.

In Fig. 4.11 vengono riportate alcune curve di pressione relative a differenti tipologie di motori Baria testati in Avio, in cui a seconda dei casi o vengono caricate formulazioni differenti del propellente solido (Ariane V o Vega), oppure vengono installati differenti diametri di gola ugello (S1, S2 o Vega), oppure, a parità degli altri parametri, viene variata la modalità di fabbricazione della cartuccia (S2 o S2 mod).

A partire da tali curve, attraverso una procedura detta “di riduzione dati” viene infatti calcolato per ciascuna di esse un rateo di combustione medio, definito dal rapporto tra lo spessore del *web* e la durata efficace della combustione, ed un valore di pressione mediato sull’intera durata efficace.

Risulta interessante osservare, come il trend della parte finale delle curve vari (nel qual caso amplificandosi) nel passare da un profilo di pressione basso ad uno alto, a conferma di quanto affermato in precedenza.

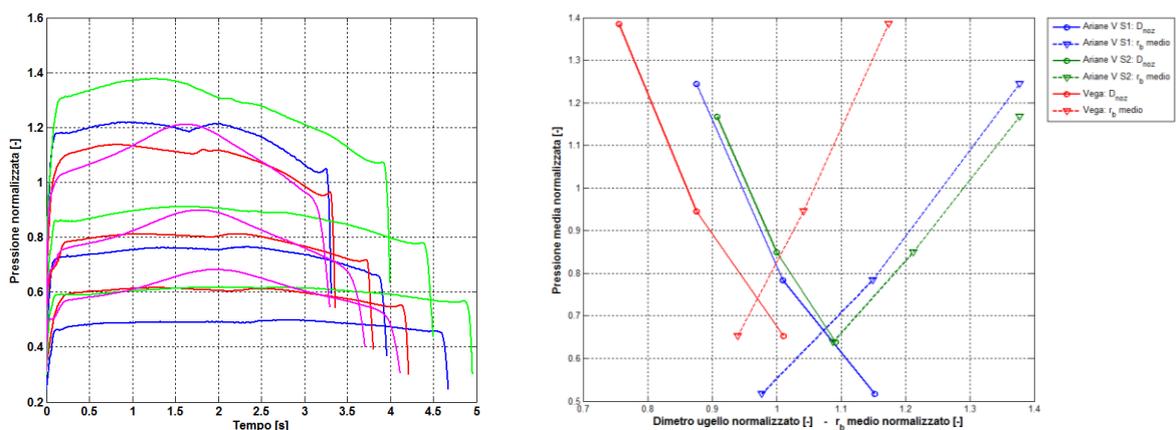


Figura 4.11. Curve di pressione e relativi diametri di gola ugello per differenti tipologie di motori Baria testati da Avio.

Per la realizzazione del modello è stato fatto riferimento alle sole curve relative alle Baria di tipo Vega (Fig. 4.12), risultando disponibili solamente in questo caso le misurazioni dirette sui diametri di gola anche al termine del tiro a fuoco. Tali valori, in particolare, hanno rappresentato i parametri di taratura per l’allestimento di un modello semplificato 1D del processo di ablazione del materiale grafiteo, da implementare all’interno del codice di simulazione completo, come meglio descritto nel successivo paragrafo.

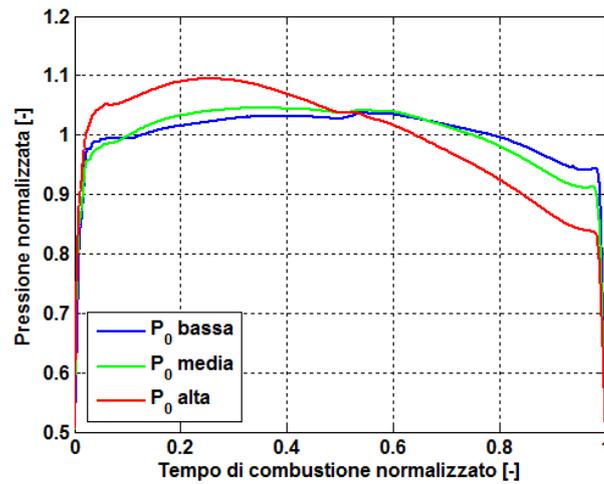


Figura 4.12. Confronto tra i profili di pressione relativi ad una Baria di tipo Vega, normalizzati rispetto al corrispettivo valore medio.

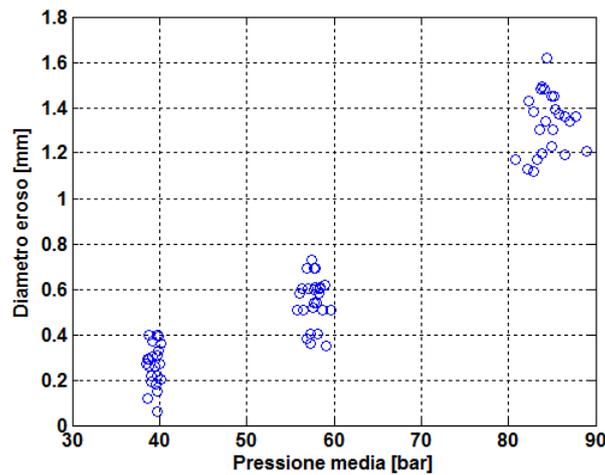


Figura 4.13. Erosione del diametro in funzione della pressione media di camera, per motori Baria tipo Vega.

Tale modello si basa su una risoluzione della classica equazione di Fourier mono-dimensionale

$$\rho \left(\frac{\partial h}{\partial t} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) \quad (4.1)$$

attraverso un approccio alle differenze finite, nell'ipotesi di implementarvi anche il flusso termico e di massa dovuto alla ablazione del materiale grafittico. In Fig. 4.14 viene riportato graficamente il dominio di calcolo implementato riferendolo al solo spessore di materiale di

gola dell'ugello, essendo la sola variazione nel tempo della sezione di quest'ultimo il valore di output richiesto dal modello dall'algoritmo di balistica interna. Al fine di ottenere una buona risoluzione numerica del fenomeno, senza appesantire eccessivamente il calcolo numerico, viene generata una griglia spaziale di 50 nodi, suddivisa in tre regioni a differente risoluzione, con un passo griglia crescente, man mano che ci si muove dalla superficie esposta ai gas caldi verso l'esterno del motore.

La risoluzione del profilo termico interno avviene "in cascata" a partire dal nodo virtualmente esposto ai gas, e la variazione istantanea del valore di temperatura $dT(P_i)$ in ciascun elemento viene definita attraverso la formulazione di Fourier discreta

$$dT(P_i) = \frac{\sum_j q_j(P_i)}{\rho \cdot c_p \cdot dx} dt \quad (4.2)$$

in cui il termine $\sum_j q_j(P_i)$ rappresenta la combinazione dei vari flussi termici (per unità di superficie) agenti sul singolo nodo e dx il passo griglia adottato

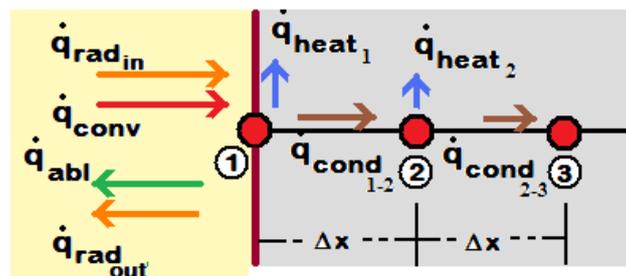


Figura 4.14. Ricostruzione grafica del dominio di calcolo 1d per la ricostruzione del processo di erosione della sezione di gola dell'ugello.

Per quanto concerne il primo nodo, il suo interfacciamento diretto con il modello di balistica interna del codice ne definisce la condizione al contorno e, pertanto, i contributi termici considerati risultano in questo caso essere:

- contributo di irraggiamento, valutato in base alla differenza di temperatura esistente tra i gas caldi in transito e la superficie della sezione di gola (assumendo un valore dell'emissività dell'ordine di $\sim 0,2$)

$$q_{irr} = \sigma \varepsilon (T_{gas}^4 - T_{sup}^4) \quad (4.3)$$

- contributo convettivo, calcolato in base al coefficiente di scambio termico per convezione h'_g (legato alla velocità del gas che lambisce la superficie), definito attraverso la nota formulazione di Bartz (Sutton & Biblarz, 2001) e corretto per tener conto anche dell'effetto di *blowing* (Bianchi, 2007) dovuto al flusso termico e di materia del gas in uscita dalla superficie di ablazione

$$q_{conv} = h'_g (T_{ad_{sup}} - T_{sup}) \quad (4.5)$$

- contributo di ablazione, legato alla entalpia h_{abl} dei gas che lasciano la superficie del materiale per miscelarsi con quelli di combustione in transito. In particolare, la legge di degradazione del materiale viene modellata utilizzando la nota legge di Arrhenius

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -B \cdot \rho_0 \cdot \left(\frac{\rho - \rho_r}{\rho_0} \right)^{\varphi} e^{-\frac{E}{RT_{sup}}} \quad (4.6)$$

dove B e φ sono due costanti da determinare per via sperimentale (caratteristiche del singolo materiale), ρ_0 è la densità del materiale vergine, ρ_r è la densità residua, E è l'energia di attivazione. A partire dalla precedente equazione, il calcolo della massa di materiale grafiteo trasformatosi in gas nell'unità di tempo \dot{m} avviene semplicemente applicandovi l'equazione di conservazione della massa del singolo nodo (Eq. 4.7), potendo ricavare in tal maniera anche il rateo di regressione r_{abl} della superficie (Eq. 4.8).

$$\frac{\partial \dot{m}}{\partial t} = \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (4.7)$$

$$r_{abl} = \frac{\dot{m}}{\rho} \quad (4.8)$$

- contributo di conduzione, definito in base al gradiente di temperatura esistente con il nodo immediatamente successivo, ed ovviamente legato al coefficiente di scambio k del materiale

$$q_{cond} = k(T_{i+1} - T_i) \quad (4.9)$$

Qualora il nodo risulti interno al dominio, il bilancio dei flussi termici ovviamente si semplifica alle sole due componenti di conduzione, riferite rispettivamente al nodo immediatamente precedente e seguente

$$dT(P_i) = \frac{q_{cond}(P_{i-1}) - q_{cond}(P_i)}{\rho \cdot c_p \cdot dx} dt \quad (4.10)$$

Infine, la condizione di adiabaticità del nodo più esterno (ipotesi in prima analisi coerente con la casistica reale) chiude il set di equazioni e garantisce la risoluzione del profilo termico.

Al fine di simulare la regressione della superficie in ablazione, ovvero la dilatazione della sezione di gola dell'ugello, anziché movimentare direttamente il primo nodo, rischiando di minare la stabilità dell'algoritmo (a seguito della diminuzione del relativo dx spaziale), viene fatta traslare l'intera griglia, riducendone l'ultimo segmento, evitando anche in tal maniera di dover ridefinire il dominio di calcolo ad ogni iterazione.

L'integrazione temporale delle equazioni nei vari nodi avviene ricorrendo ad un semplice metodo di Eulero esplicito, la cui stabilità viene garantita ricorrendo ad uno *step* temporale ridotto ($\sim 10^{-4}$ s) ed a più sotto iterazioni rispetto al codice principale, in accordo con quanto richiesto dalla nota condizione CFL².

Per una prima validazione dell'algoritmo, e la validità della soluzione di Fourier discreta, si è fatto riferimento, come di norma, alla soluzione analitica esatta, valida per la propagazione di una onda termica in una parete semi infinita (Fig. 4.15), riscontrando un errore di stima

² In fluidodinamica numerica la **condizione di Courant-Friedrichs-Lewy** (spesso abbreviata con **CFL**) è una condizione necessaria per la convergenza numerica della soluzione di alcune equazioni alle derivate parziali. Questa condizione è sfruttata nell'impiego di schemi numerici espliciti temporali. Come conseguenza, il passo temporale deve essere più piccolo di un certo valore limite, al fine di evitare la divergenza della soluzione della simulazione.

massimo pari a ~5% (certamente accettabile) in corrispondenza del passaggio tra le regioni del dominio a differente risoluzione.

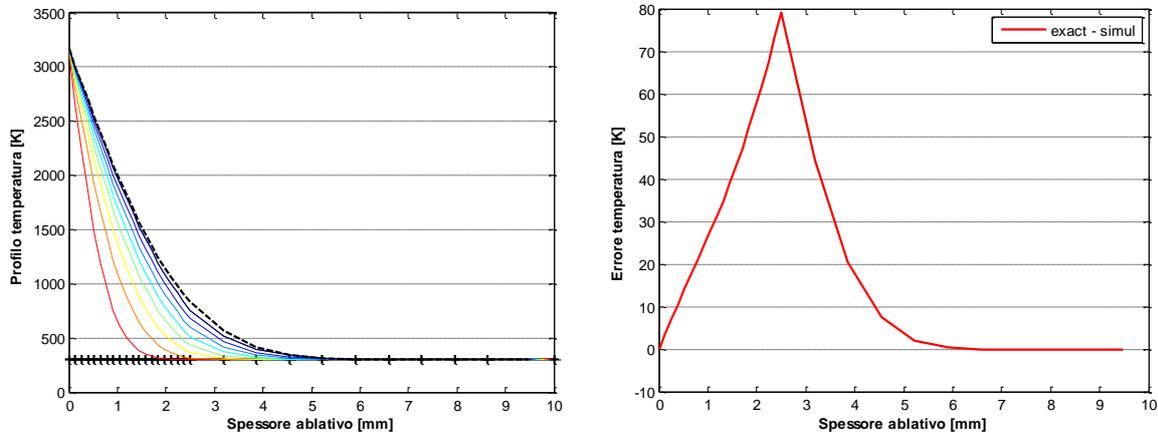


Figura 4.15. Raffronto tra soluzione simulata ed esatta nel caso di propagazione di un'onda termica all'interno di una parete semi-infinita.

In Fig. 4.16 viene riportata l'evoluzione del profilo termico durante un generico *run* di simulazione del modello realizzato. Da osservare, in particolare, come al raggiungimento delle condizioni di innesco del processo ablativo, il profilo trasli orizzontalmente verso destra.

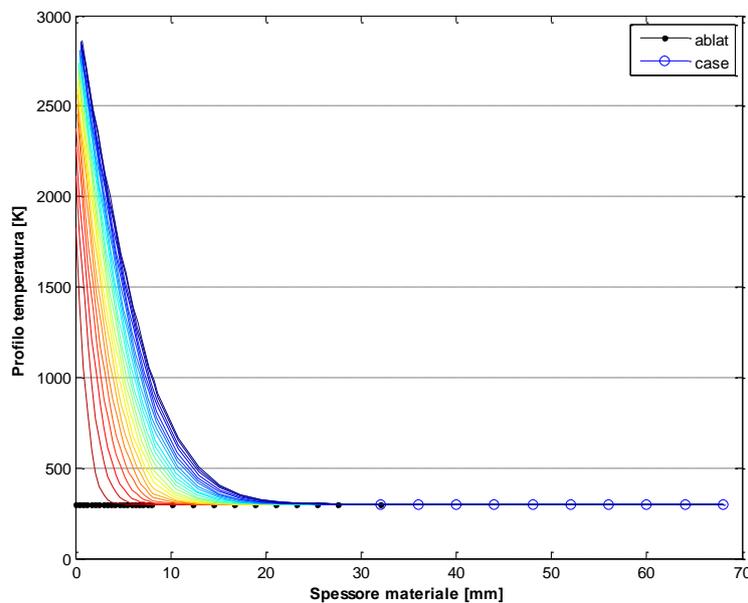


Figura 4.16. Profilo termico interno al materiale ablativo di gola dell'ugello. Da osservare l'effetto del processo di ablazione simulato nella traslazione orizzontale della curva.

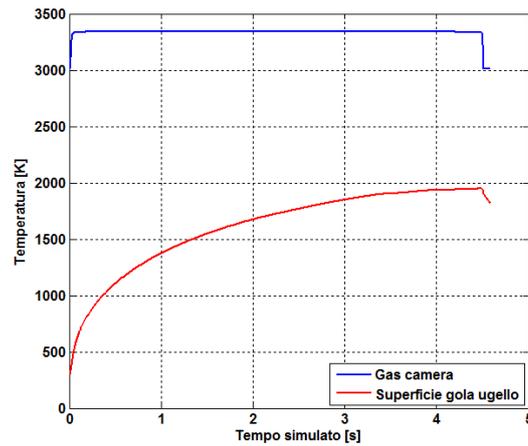


Figura 4.17. Evoluzione temporale della temperatura rispettivamente del gas di combustione e della temperatura superficiale della grafite. Da osservare come, una volta innescato il processo ablativo, la temperatura superficiale tenda asintoticamente ad un valore limite.

Come anticipato precedentemente, la calibrazione del modello è avvenuta sulla base dei dati disponibili relativi alle Baria di tipo Vega, utilizzando le curve sperimentali di pressione stesse quale input per il calcolo dei parametri fisici del gas mediante il codice di termochimica C.E.A.2.

Una volta ottenuta la convergenza tra l'erosione simulata e quella empirica, il modello dell'ugello è stato applicato anche alle altre varianti del motore, ottenendo gli andamenti riportati in Fig. 4.18.

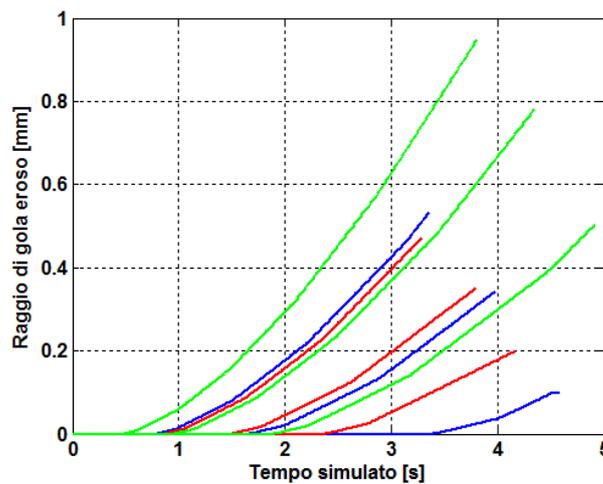


Figura 4.18. Andamento del raggio di gola eroso simulato, per le differenti configurazioni del motore Baria. (blue) Ariane V S1; (rosso) Ariane V S2; (verde) Vega.

4.1.2 Confronto con curve sperimentali

La fase finale di analisi ha avuto dunque come obiettivo lo studio di possibili funzioni matematiche in grado di definire eventuali relazioni esistenti tra gli scostamenti di pressione riscontrati sperimentalmente rispetto al profilo atteso, e le metodologie di preparazione della cartuccia di propellente. E' opportuno sottolineare, infatti, come sperimentalmente si sia osservato (Baria di tipo Ariane V S2) come motori caricati con la medesima tipologia di impasto e dotati delle medesime sezioni di gola ugello, siano comunque in grado di generare profili di pressione completamente differenti tra loro, oltre che ovviamente rispetto al profilo teorico previsto (Fig. 4.3), e pertanto anche parametri balistici di Vieille diversi tra loro

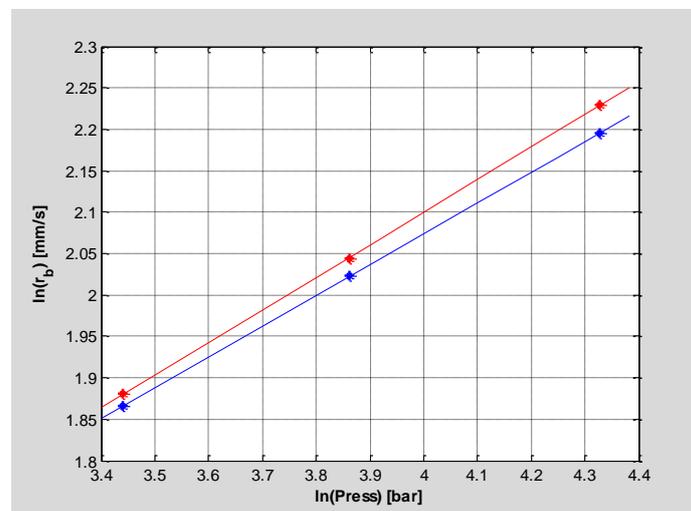


Figura 4.19. Leggi di Vieille ricavate attraverso Baria S2 (blue) ed S2 MOD (rosso), entrambe di tipo Ariane V.

In breve, mentre la normale procedura adottata da Avio (detta appunto *standard STD*) prevede l'inserimento della spina centrale solamente al termine del colaggio del propellente all'interno del *liner* metallico, una versione alternativa (detta anche *modificata MOD*), richiede invece il colaggio direttamente nel *liner* premunito di spina centrale.

Rimandando al Cap. 6 per una più approfondita descrizione a riguardo, sono state definite, attraverso simulazioni CFD della colata del propellente fluido, alcune funzioni HUMP in grado di generare, a partire dalle dinamiche reologiche nel propellente appena colato, delle differenti distribuzioni del rateo di combustione nel web.

In particolare, una prima funzione HUMP, riferita alla procedura *STD* risulterebbe in grado di legare le eterogeneità locali del rateo allo stato tensionale generato internamente all'impasto fluido dall'inserimento della spina centrale, attraverso una formulazione del tipo (Par. 6.1.1)

$$r_b = (1 + f_{HUMP}(\tau)) \cdot a \cdot p_c^n \quad (4.11)$$

Tale fattore, se implementato all'interno del codice di simulazione 2D si è dimostrato essere effettivamente in grado di ricostruire qualitativamente e con buona approssimazione il trend prestazionale delle Baria STD, come evidenziato in Fig. 4.20 , attraverso la generazione all'interno della generica sezione di propellente di una distribuzione del rateo del tipo riportato in Fig. 4.21.

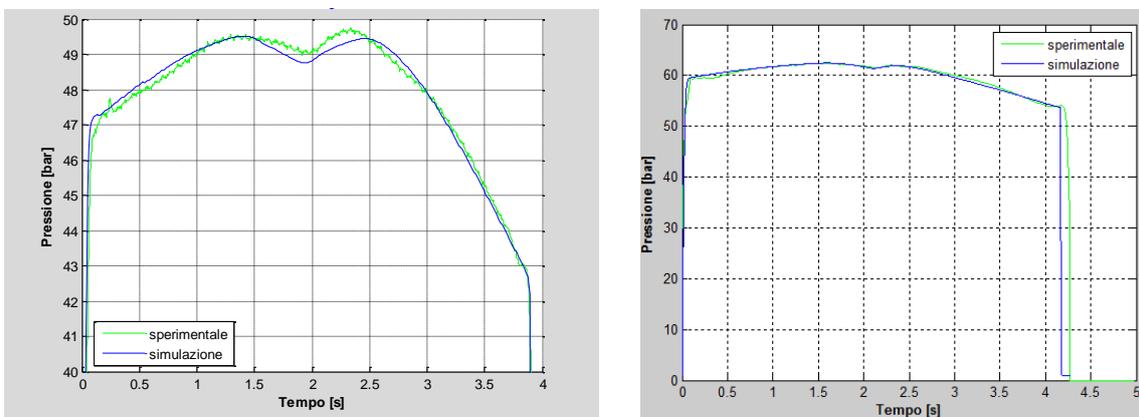


Figura 4.20. Confronto tra curve di pressione sperimentali e simulate, rispettivamente per un motore Baria di tipo S1 e Vega (test a media pressione).

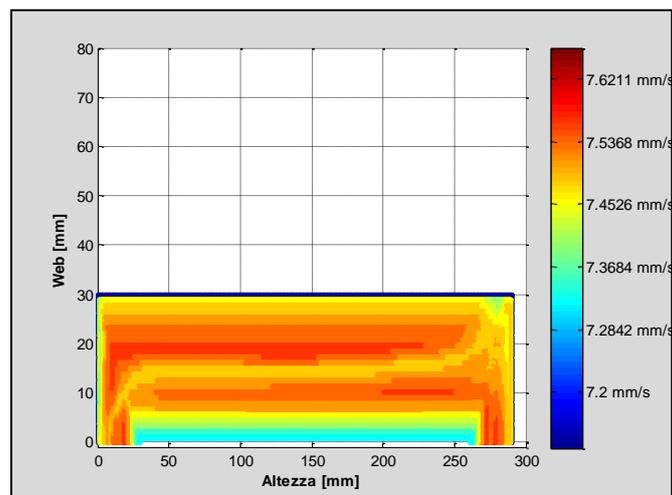


Figura 4.21. Ricostruzione cromatica della distribuzione del rateo di combustione simulato per un motore Baria STD

A seguito delle simulazioni fatte, è risultato inoltre che l'effetto distorsivo introdotto dal fattore di HUMP proposto non si mantiene costante, ma deve essere opportunamente scalato in relazione alla tipologia di prova (pressione bassa, media o alta).

L'analisi prestazionale delle Baria MOD avviene in maniera simile, eccetto che in questo caso la funzione di HUMP proposta viene relazionata direttamente alla distribuzione della concentrazione di particelle solide (specie di ossidante), ottenuta dai risultati CFD e riferita allo spessore del *web*.

$$r_b = \left(1 + f_{HUMP}(\Phi_{part})\right) \cdot a \cdot p_c^n \quad (4.12)$$

Anche in questo caso il fattore introdotto risulta essere in grado di ricostruire qualitativamente il profilo sperimentale di pressione, Fig. 4.22, sebbene l'evidente scostamento presente tra le due curve a partire dalla mezzeria, certamente suggerisca probabilmente il ricorso in futuro a codici di simulazione CFD più precisi (anche se dal punto di vista computazionale molto più onerosi).

Rispetto al caso STD, il fattore di alterazione introdotto è risultato essere molto meno, in termini di influenza, alla particolare prova considerata e pertanto, in prima analisi può ragionevolmente essere mantenuto costante.

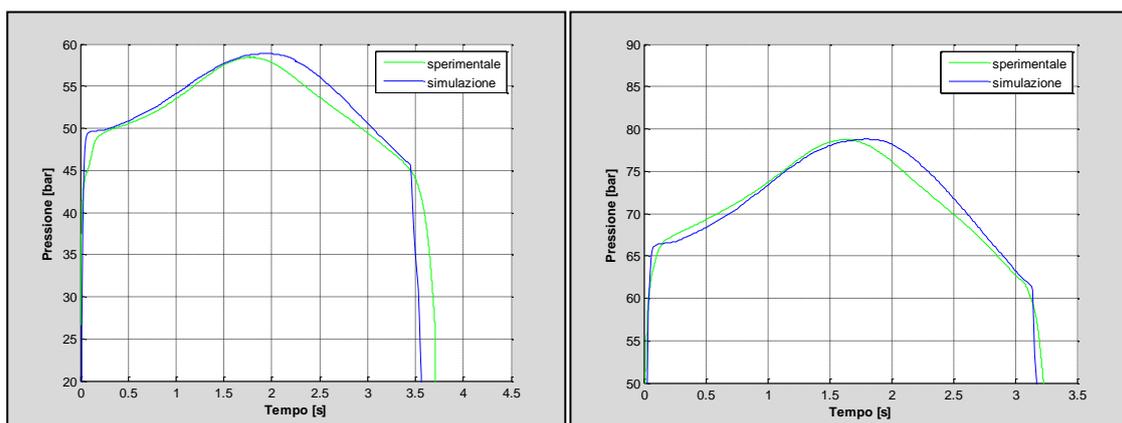


Figura 4.22. Confronto tra curve di pressione sperimentali e simulate per un motore Baria di tipo S2 MOD, rispettivamente per un test a media e alta pressione.

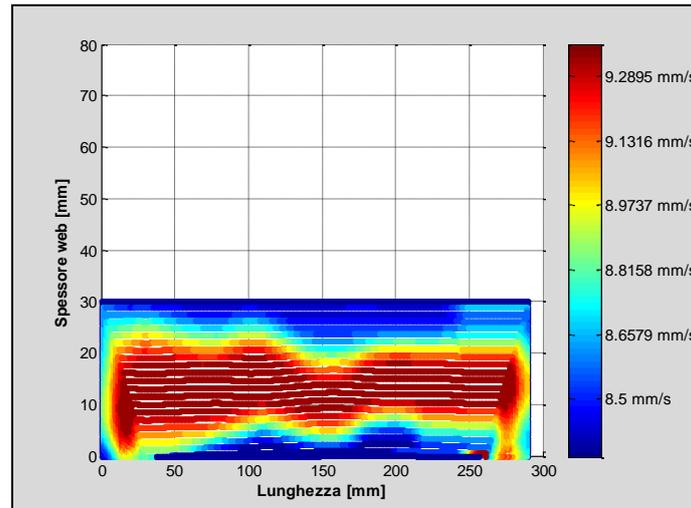


Figura 4.23. Ricostruzione cromatica della distribuzione del rateo di combustione simulato per un motore Baria STD

Complessivamente l'obiettivo può dirsi raggiunto, dal momento che in entrambi i casi le due formulazioni proposte sono risultate in grado di descrivere almeno qualitativamente gli andamenti riscontrati in sede sperimentale. Risultando relazionati alle caratteristiche reologiche del medesimo propellente, i due fattori HUMP possono inoltre essere considerati entrambi agenti al momento della definizione del rateo di combustione locale. La differente modalità di preparazione del grano farà semplicemente sì che il contributo dell'uno risulti predominante su quello dell'altro e la differenziazione nelle due casistiche avvenga in maniera automatica.

$$r_b = \left(1 + c_1 \cdot f_{HUMP}(\tau) + c_2 \cdot f_{HUMP}(\Phi_{part})\right) \cdot a \cdot p_c^n \quad (4.13)$$

La validità del risultato raggiunto può essere apprezzata anche dal punto di vista del calcolo dei parametri balistici di Vieille. Infatti, se si opera una sorta di "filtraggio" del rateo di combustione medio, ottenuto attraverso i normali metodi di riduzione dati, andando a considerare anche i fattori di HUMP precedentemente introdotti, è possibile osservare anche graficamente come le due curve tendano a convergere in una unica, ad ulteriore testimonianza del fatto che propellenti chimicamente costituita dal medesimo tipo di impasto, devono necessariamente avere in principio le medesime caratteristiche balistiche.

$$\left(\frac{r_b}{1 + c_1 \cdot f_{HUMP}(\tau) + c_2 \cdot f_{HUMP}(\Phi_{part})} \right) = a \cdot p_c^n \quad (4.14)$$

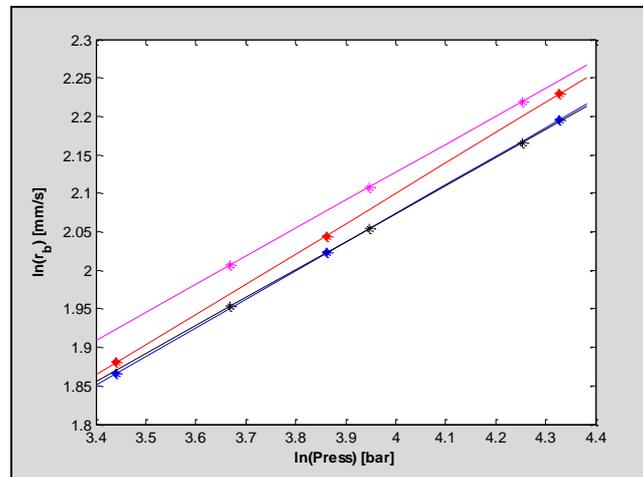


Figura 4.24. Effetto della compensazione delle eterogeneità del rateo di combustione. Le curve balistiche relative a un propellente STD (rosso – blue) e MOD (magenta-nero), si modificano e tendono a convergere in una unica.

4.2 Simulatore ad evoluzione trasversale

Il secondo codice realizzato, ha avuto come obiettivo principale quello di valutare la prestazione del metodo di discretizzazione del profilo di combustione, mediante poligonale, se applicato alla generica sezione trasversale del grano.

Se da un punto di vista dell'analisi sperimentale, tale codice non ha trovato valida applicazione, soprattutto in conseguenza della stringente ipotesi di simmetria delle sezioni lungo l'asse del motore, da un punto di vista metodologico rappresenta un valido trampolino di lancio in vista di una successiva conversione in 3D del modello di regressione.

Inoltre, come già anticipato nel Cap. 2, un simile codice rappresenta un ottimo strumento in fase progettuale, sia per definire la configurazione geometrica ottimale per conseguire un dato profilo di superficie (e dunque di pressione), sia per studiare l'effetto di eterogeneità del rateo di combustione del propellente in direzione radiale ed azimutale.

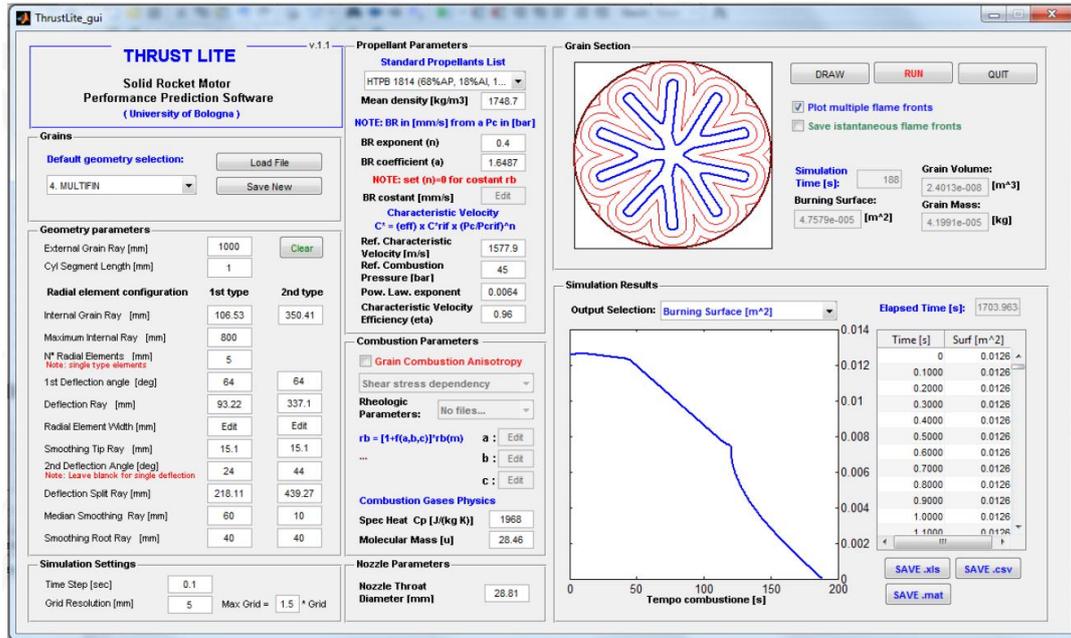


Figura 4.25. Interfaccia grafica del codice di simulazione del processo di regressione superficiale della generica sezione trasversale del motore.

Proprio in vista di questa seconda finalità, è stata realizzata una pratica interfaccia grafica *GUI* (*Graphical User Interface*) in grado di garantire una facile e veloce definizione della geometria motore, potendo contare su differenti configurazioni preimpostate e spazianti dalla semplice tubolare, alle più complesse, ma comunemente utilizzate, *star-shaped* e *multi-fin* (altrimenti nota anche come *dendrite*).

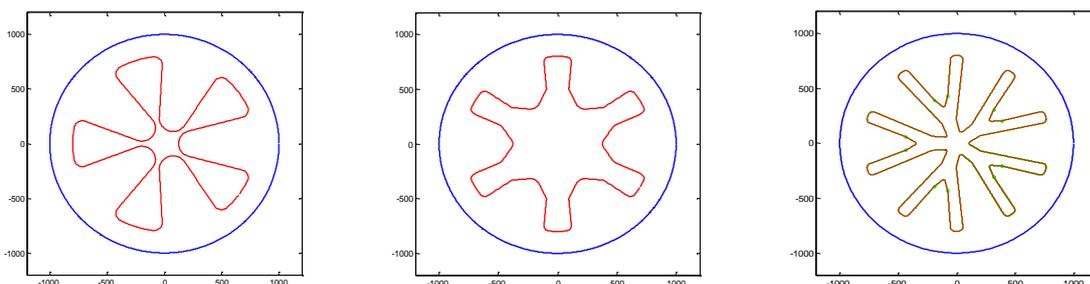


Figura 4.26. Esempio di possibili configurazioni interne del grano realizzabili con il simulatore 2D. Da sinistra *star-shaped*, *wagon-wheel* e *dendrite*.

Anche in questo caso lo schema costruttivo del codice risulta del tutto analogo a quello proposto in Fig. 4.4, eccetto che per il modello di erosione della sezione di gola dell'ugello, attualmente non implementato. In questo caso poi, in virtù delle ipotesi semplificative

adottate, il calcolo del volume istantaneo di grano incombusto avviene tramite semplice integrazione dell'area di sezione lungo l'asse del motore.

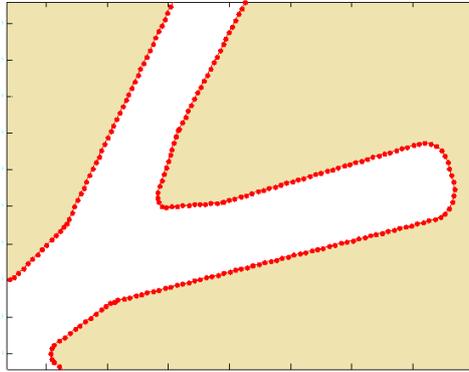


Figura 4.27. Particolare della griglia poligonale utilizzata per la definizione del profilo di combustione.

A differenza del modello descritto nel Par. 4.2, ora la condizione al contorno di vincolo per la dinamica del profilo discreto è rappresentata dalla generica sezione circolare del *case*, e pertanto il controllo avviene in questo caso sulla coordinata radiale del generico punto. Inoltre, il processo di combustione viene fatto avvenire esclusivamente sul profilo interno e dunque vengono assunte come inibite le due estremità del cilindro.

La validazione del codice, nello specifico della parte di regressione, è stata effettuata, nel solo caso isotropo, mediante raffronto diretto dei risultati con un altro modello 2D, sviluppato in attività precedenti e basato su metodologia analitica, Cap. 1. Sfruttando direttamente delle equazioni matematiche parametrizzate, per descrivere l'evoluzione nel tempo delle curve primitive (rette, circonferenze, etc.) in cui viene scomposto il profilo di combustione (Fig. 4.28), questo codice garantisce una soluzione isotropa certamente esatta e pertanto può essere assunto appieno quale riferimento per la validazione.

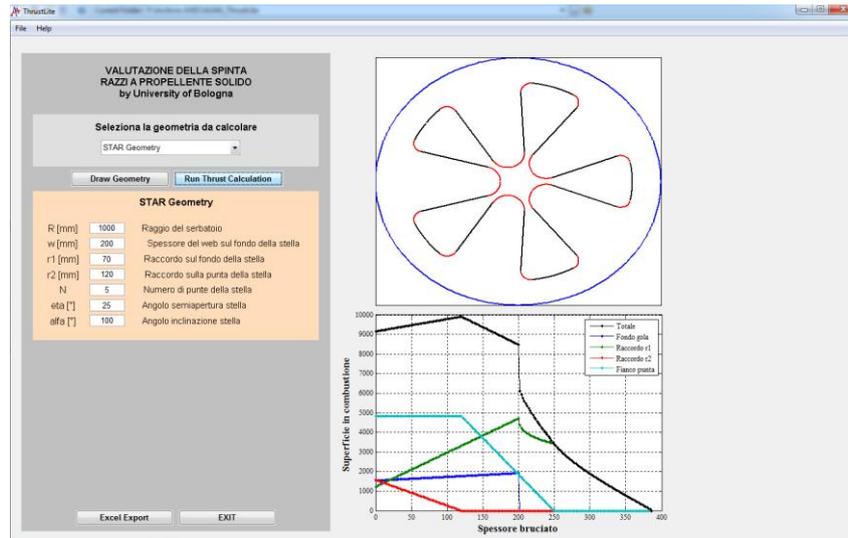


Figura 4.28. Particolare del codice analitico 2D utilizzato come riferimento per la validazione. La differente colorazione nell'immagine della sezione evidenzia le differenti curve primitive utilizzate per descriverne il profilo. Il calcolo della superficie di combustione avviene mediante sommatoria dei differenti contributi singoli.

Tra le differenti prove effettuate, viene proposta quella relativa ad una geometria fittizia a stella con 5 elementi radiali, avente diametro esterno massimo di 1m. L'ingombro longitudinale risulta influente ai fini del calcolo e pertanto può essere assunto quale unitario, convertendo in pratica il raffronto dalla superficie al profilo.

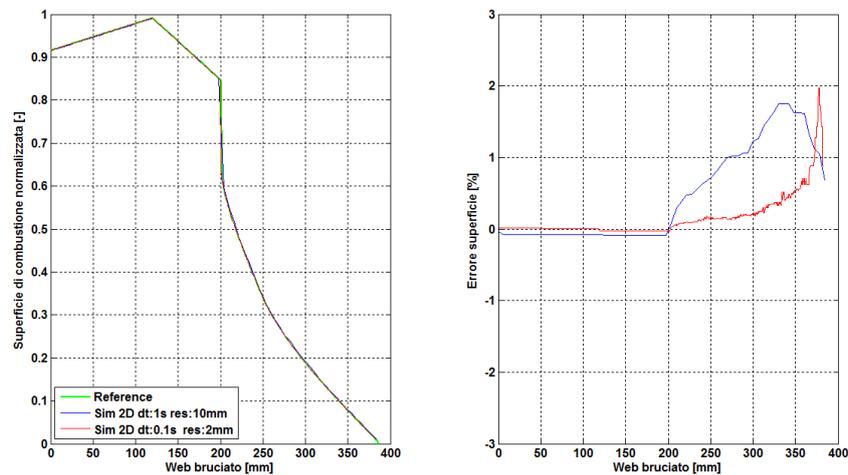


Figura 4.29. Confronto tra modello 2D e soluzione analitica per una configurazione a stella.

Dalla analisi dei profili ottenuti, emerge come il modello 2D risulti certamente in grado di fornire risultati attendibili ed in linea con quanto previsto dalla soluzione analitica (scostamento massimo dell'ordine del 2%), con una accuratezza, come previsto, tanto maggiore quanto maggiore è la risoluzione spaziale e minore lo step temporale utilizzati. La fase più critica è rappresentata dalla parte finale della simulazione, in cui gran parte del profilo di combustione è giunto a contatto con il *case* e predomina pertanto l'inevitabile errore di curvatura tra la circonferenza continua analitica e quella discreta poligonale.

Precisato ciò, l'aspetto innovativo dato dall'approccio 2D discreto consta nel potersi allontanare dalla condizione nominale, introducendo distribuzioni del rateo di regressione differenti sui vari nodi del profilo. Data l'assenza di casi sperimentali da adottare quale riferimento, i casi di seguito proposti hanno dunque uno scopo più che altro dimostrativo, rimandando, qualora possibile, ad una successiva fase l'analisi qualitativa e quantitativa dei risultati.

A titolo di esempio, viene dunque proposto il raffronto tra le evoluzioni temporali delle superfici dei casi isotropo e non, per una geometria di tipo *wagon-wheel* e *dendrite*.

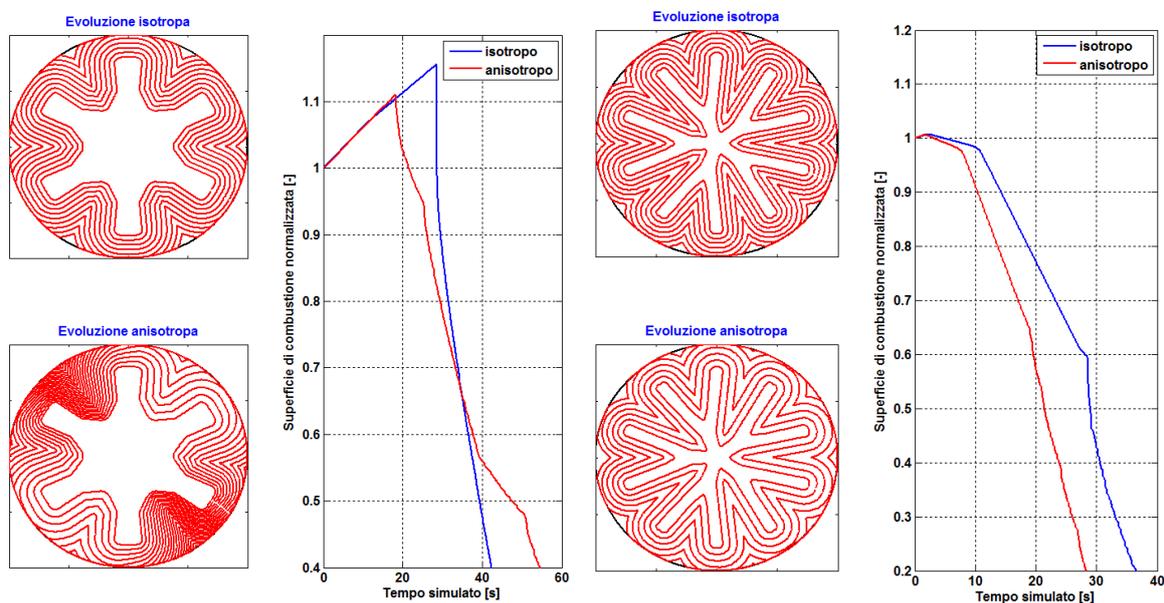


Figura 4.30. Confronto tra evoluzione isotropa ed anisotropa rispettivamente per una geometria *wagon-wheel* e *dendrite*.

In conclusione, è possibile affermare che il codice realizzato e più un generale l'approccio 2D con evoluzione della sezione trasversale, ha dimostrato di possedere la flessibilità necessaria

per poter implementare, nella simulazione del processo di regressione del profilo di combustione, eterogeneità anche molto marcate del rateo di combustione.

Inoltre, sebbene non direttamente sperimentato durante l'attività svolta, può comunque essere pensato come applicabile ad una generica motorizzazione reale (ovvero con *bore* centrale e *case* esterno a sezione variabile), per una primitiva analisi 3D del processo di combustione. Come rappresentato in Fig. 4.31, è possibile pensare di sezionare il volume del grano con una successione di piani normali all'asse e di approssimare ciascuna porzione come un singolo segmento con geometria costante in direzione assiale.

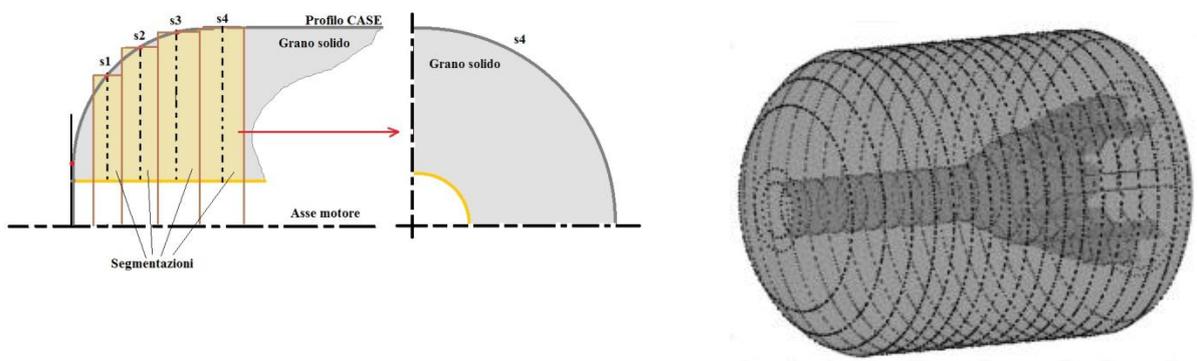


Figura 4.31. Possibile applicazione del modello 2D ad una geometria 3D mediante segmentazione del volume di grano.

Questa soluzione comporterebbe inevitabilmente errori legati alle approssimazioni geometriche introdotte, ma nel contempo rappresenterebbe un veloce metodo per poter introdurre variazioni nel rateo di combustione sia in direzione azimutale che assiale.

5. Il simulatore ROBOOST

Quanto presentato nel precedente capitolo ha rappresentato una sorta di *workbench* dei vari approcci alla modellazione, approfonditi nel corso della attività di ricerca svolta, e ha visto nella realizzazione del codice ROBOOST (*ROcket BOOst Simulation Tool*) il raggiungimento dell'obiettivo finale.

Il codice garantisce una rappresentazione completamente 3D del processo di regressione superficiale del grano, attraverso una discretizzazione del dominio mediante mesh triangolare, ed una risoluzione del campo fluidodinamico interno alla camera attraverso l'accoppiamento di un modello 0D non-stazionario e 1D quasi-stazionario, come descritto nel Cap. 3. Dal punto di vista dell'analisi prestazionale del motore, il codice è dunque in grado simulare non solo le classiche condizioni operative nominali, caratterizzate da una distribuzione del rateo di combustione del propellente (ovvero della velocità di regressione della sua superficie) uniforme su tutta la superficie esposta, ma anche condizioni più in linea con i casi reali, in cui si possono avere comportamenti piuttosto eterogenei del processo di combustione, non solo in virtù di gradienti di pressione o di velocità, ma anche per disomogeneità intrinseche al grano stesso.

Come anticipato nel Cap. 2, se da un lato la descrizione della geometria del grano attraverso un dominio discreto può introdurre alcune difficoltà ed inaccuratezze nel calcolo di alcuni parametri geometrici, quali curvature o normali alla superficie, soprattutto se paragonato ad altri approcci quali i *level-set methods LSM* o le tecniche analitiche, dall'altro garantisce una maggior flessibilità del dominio spaziale ed una interpretazione più "fisica" del fenomeno di regressione, senza ricorrere a particolari funzioni od astrattismi matematici. La descrizione per punti della superficie del grano, consente, come detto, di diversificare localmente le caratteristiche balistiche del propellente, eventualmente introducendo anche forti eterogeneità come ad esempio a seguito di difetti interni o brusche disomogeneità nella composizione dell'impasto.

In questo capitolo viene dunque descritta la struttura del simulatore ROBOOST, realizzato anch'esso interamente in ambiente Matlab®, focalizzando l'attenzione in particolar modo

sull'interazione tra i due principali moduli di regressione e di balistica interna (Fig. 5.1). E' bene sottolineare come la descrizione a seguire intenda fotografare il layout attuale del codice e pertanto futuri perfezionamenti e sviluppi potranno ovviamente modificarne l'attuale aspetto.

L'intero algoritmo è stato sviluppato per poter operare su macchine multi-core, sfruttando le potenzialità del *Parallel-Computing Toolbox* di Matlab® in tutte le operazioni di calcolo più onerose, e pertanto le tempistiche di calcolo richieste sono in generale legate sia alla complessità e dimensione del motore in esame, sia alla risoluzione del dominio geometrico utilizzato, sia alle caratteristiche prestazionali della macchina.

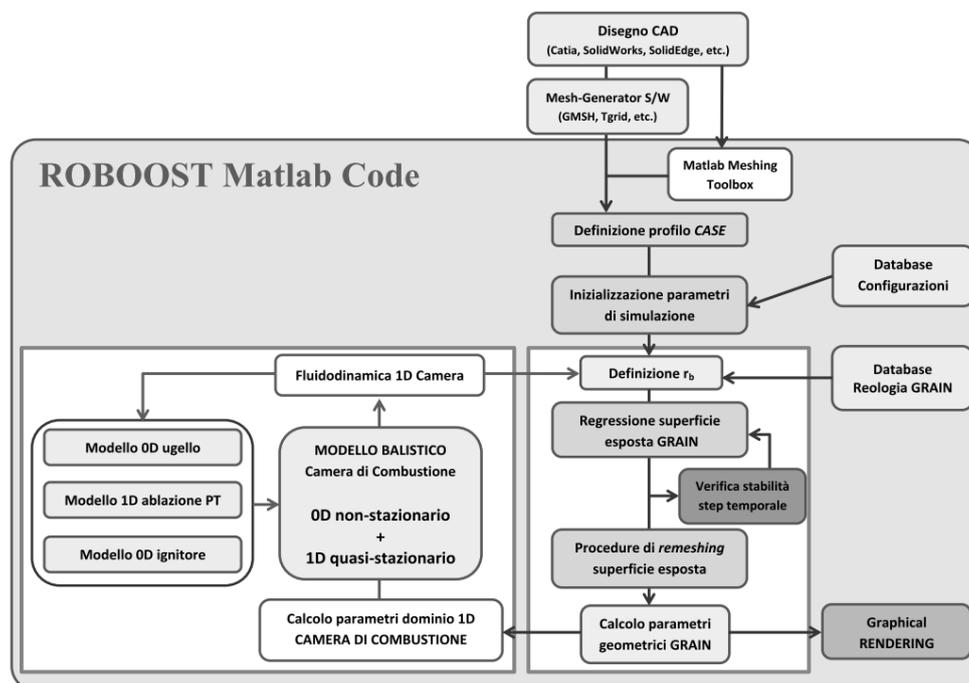


Figura 5.1. Struttura del codice ROBOOST. Vengono evidenziati i due moduli principali rispettivamente di regressione superficiale e di balistica interna.

La seconda parte del capitolo presenta, invece, i risultati ottenuti applicando il simulatore ROBOOST alla configurazione del motore a solido Zefiro 9, realizzato presso gli stabilimenti Avio nell'ambito del programma europeo VEGA. In dettaglio, vengono presentati dei raffronti con curve sperimentali e di riferimento fornite dall'azienda, al fine di validare l'accuratezza del codice, e vengono inoltre proposti i risultati ottenuti introducendo alcune distribuzioni non omogenee del rateo di regressione superficiale.

5.1 Modulo di regressione superficiale

Questo sottosistema comprende tutti i vari algoritmi numerici finalizzati alla generazione del dominio di calcolo, alla sua movimentazione durante il processo di combustione simulato, al controllo della sua coerenza ed al suo *rendering* grafico.

Una volta generata la configurazione del volume di propellente, sia essa di qualche centimetro o di diversi metri di lunghezza e diametro, mediante un qualsiasi codice CAD (*Computer-Aided Drafting*) commerciale (del tipo SolidWorks, Catia, SolidEdge, etc.), questa viene acquisita dal codice ROBOOST mediante il tradizionale formato di interscambio STL (*STereoLithography*).

Nel caso di geometrie semplici, perfettamente assial-simmetriche con cavità centrale in ogni sezione circolare, la creazione della mesh triangolare con la voluta risoluzione può essere realizzata direttamente all'interno del codice, applicando un *refinement* del dominio STL (già esso stesso costituito da una struttura di elementi triangolari) o sfruttando direttamente le librerie disponibili in Matlab® basate sul procedimento di triangolazione di Delaunay (Persson & Strang, 2004), oppure generando una mesh strutturata ex-novo attraverso un semplice processo di discretizzazione cartesiana della superficie.

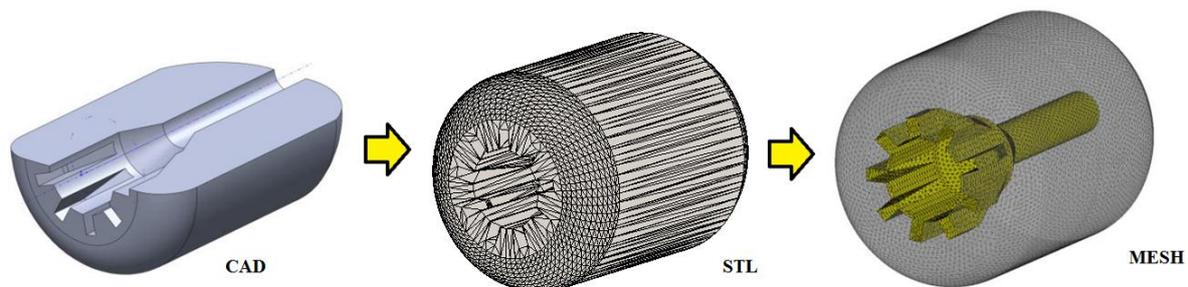


Figura 5.2. Esempio di generazione della mesh triangolare a partire dal disegno CAD del solido.

Qualora invece la configurazione del grano presenti cavità centrali complesse e di dimensione variabile in direzione assiale, la generazione del dominio triangolare può essere effettuata esternamente (in molti casi già all'interno del software di disegno CAD), ricorrendo alla maggior disponibilità di strumenti e tecniche forniti da programmi specifici (Tgrid, Comsol,

GMSH¹, etc.). In questo caso, non viene più acquisita all'interno del codice ROBOOST la geometria originaria STL del propellente, ma direttamente le matrici delle triangolazioni e dei nodi del dominio 3D finale. L'identificazione della porzione di superficie virtualmente esposta al processo di combustione avviene verificando la prossimità spaziale o meno dei singoli elementi triangolari rispetto al profilo interno del *case* (comprensivo di *liner* e protezione termica), acquisito sotto forma di poligonale 2D data la sua perfetta assial-simmetria. Ovviamente tutte le procedure descritte, vengono richieste solamente in fase di definizione di una nuova geometria motore, essendo memorizzato poi il dominio creato all'interno di un apposito archivio per un più rapido caricamento.

A seguire viene avviata la vera fase di inizializzazione del *run* di simulazione: vengono definiti i vari parametri di griglia (risoluzione massima e minima), lo step di simulazione e le altre variabili responsabili della creazione degli output grafici e numerici del codice, meglio approfonditi in seguito. Vengono inoltre calcolati i differenti parametri geometrici iniziali del grano (volume, superficie, massa, etc.) e della camera di combustione (volume, dominio 1D del modello di fluidodinamica, etc.), nonché vengono acquisiti tutti i parametri fisici e chimici necessari ai vari sotto modelli presenti nel codice (mappe termo-chimiche dei gas di combustione, costanti legge di Vieille del grano, profilo di erosione dell'ugello, etc.). Avvenuta l'inizializzazione del codice, viene avviato il *run* di simulazione che si protrae ciclicamente fino al completo consumo della massa di propellente. In questa fase viene inoltre definita la segmentazione assiale del *bore* centrale, funzione della particolare geometria del motore considerato, la quale fungerà successivamente da dominio di calcolo del modello balistico quasi-stazionario.

Ad ogni ciclo, viene quindi effettuata la movimentazione della porzione di mesh esposta, sulla base della teoria esposta nel Par. 2.2. La regressione di ciascun nodo interessato avviene sulla base del corrispondente valore del rateo di combustione locale, il quale viene valutato attraverso una apposita subroutine, che implementa la teoria descritta nel Par. 2.3 e che può tenere conto non solo della fisica della camera ma anche di eventuali eterogeneità predefinite dall'utente.

¹ Gmsh è un generatore di griglie agli elementi finiti 3D *open-source*, dotato anche di capacità CAD e di pre- e post-processing. <http://geuz.org/gmsh/>

In parallelo, viene attuato il controllo di stabilità del passo temporale utilizzato, che provvede a scalare in retroazione tale valore, al fine di evitare l'insorgere di discontinuità o compenetrazioni nel dominio discreto. Come anticipato nel Cap. 2, dato l'onere computazionale richiesto e la difficoltà in taluni casi, è risultato più conveniente ed efficace prevenire l'insorgere delle criticità, senza assolutamente perdere in accuratezza, piuttosto che correggerle costantemente ad ogni passo.

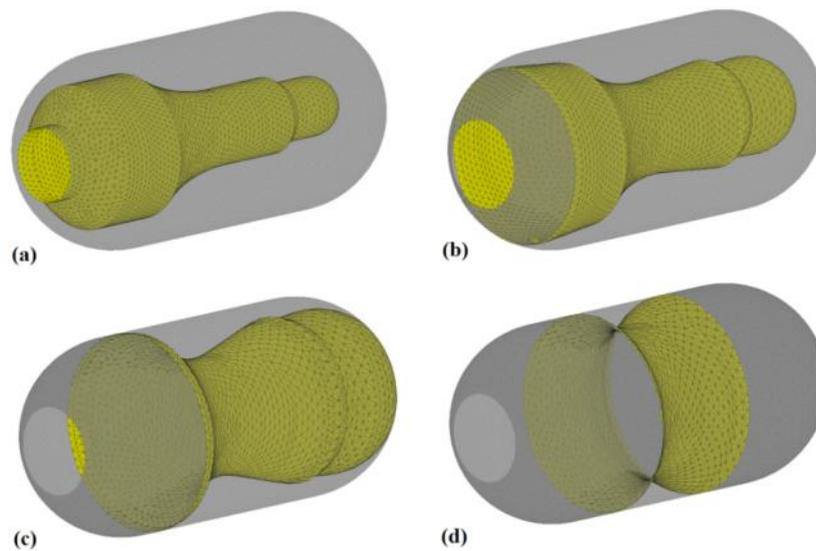


Figura 5.3. Esempio di simulazione del processo di regressione superficiale, come realizzato dal codice ROBOOST.

Viene infatti lasciato alle successive procedure di *remeshing* (Cap. 2) il compito di preservare la coerenza del dominio 3D, risolvendo le eventuali situazioni di criticità incipiente (nella quasi totalità dei casi caratterizzate da una perdita localizzata della qualità delle triangolazioni), e di prepararlo allo stesso tempo al successivo step di simulazione. Sulla base dei vari test effettuati durante la validazione del codice, attualmente viene implementata la sequenza di operazioni riportata in Tab. 5.1, la quale, per le configurazioni finora considerate è in grado di fornire i risultati migliori.

L'ultima operazione effettuata nell'ambito del modulo di regressione è l'aggiornamento dei parametri geometrici del grano e della camera di combustione: del primo vengono calcolati il volume residuo istantaneo e la superficie totale definita dagli elementi triangolari esposti, mentre della seconda, oltre al valore istantaneo del volume totale, vengono definiti tutti i vari

input necessari alla risoluzione della fluidodinamica 1D (grandezze geometriche riferite a ciascun segmento in cui è suddivisa la cavità).

Tabella 5.1. Sommario algoritmi di controllo del dominio 3D all'interno del codice ROBOOST.

Procedure di <i>Remeshing</i>	Descrizione
1. Controllo triangoli <i>overlapped</i>	Rimuove gli elementi triangolari inibiti sovrapposti
2. Controllo passo griglia max	Preserva la dimensione dei lati entro un valore massimo limite
3. Controllo passo griglia min	Preserva la dimensione dei lati al di sopra di un valore minimo limite
4. Controllo triangoli <i>squeezed</i>	Rimuove gli elementi triangolari con indice di qualità basso
5. Controllo convessità superficiale	Corregge le regioni eccessivamente cuspidate. Applica uno smusso controllato agli spigoli della geometria.
6. Controllo coerenza mesh	Verifica la chiusura del dominio discreto.
7. Controllo condizione al contorno	Vincola il dominio discreto all'interno del <i>case</i> del motore.

5.2 Modulo di balistica interna

Questo secondo modulo è incentrato, come detto, sulla ricostruzione delle dinamiche interne alla camera di combustione ed implementa quindi al suo interno tutti gli ulteriori modelli relativi ai vari sottosistemi e fenomeni fisici additivi che condizionano le prestazioni propulsive del motore. L'elemento centrale è rappresentato dalla fusione tra i modelli 0D non-stazionario e 1D quasi-stazionario, presentata nel Cap. 3, il quale, attraverso la soluzione del campo fluidodinamico istantaneo 1D fornisce i vari input per il successivo passo di simulazione, consentendo di definire la nuova distribuzione del rateo di combustione del propellente sulla superficie esposta.

La segmentazione del dominio 1D avviene andando a scansionare la mesh triangolare attraverso una serie di piani normali all'asse del motore, in corrispondenza delle interfacce tra i vari segmenti, con lo scopo di partizionare la mesh 3D e definire quindi i singoli contributi dovuti a triangolazioni esposte ed inibite (Fig. 5.4). Per quanto concerne i vari sotto-modelli,

in genere il contributo dell'accenditore può andare direttamente a condizionare la soluzione dei primi segmenti, a seconda della dimensione del dispositivo e del grado di accuratezza voluto, mentre per quanto concerne l'ugello propulsivo l'efflusso di massa e di entalpia viene sempre introdotto in corrispondenza dell'ultimo nodo, indipendentemente dal fatto che fisicamente l'imbocco del sistema risulti sommerso o non all'interno del *case*.

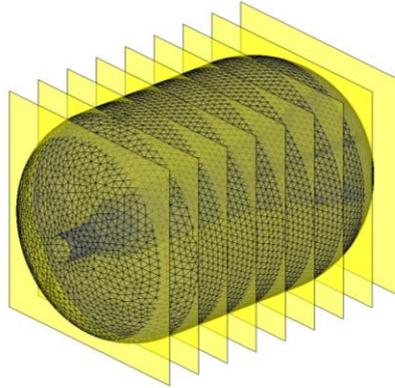


Figura 5.4. Esempio di segmentazione della geometria discreta 3D per l'implementazione del modello di balistica interna.

5.3 Simulazione del motore Zefiro 9

Come anticipato nel capitolo introduttivo, lo sviluppo del codice ROBOOST ha avuto come finalità principale la sua applicazione al motore Zefiro 9, in produzione presso gli stabilimenti Avio (AVIO Group). Questo sistema propulsivo equipaggia il terzo stadio del nuovo lanciatore europeo VEGA (Vettore Europeo di Generazione Avanzata), il cui lancio inaugurale è avvenuto con successo il 13 febbraio 2012 dall'*European Space Center* di Kourou, in Guyana Francese (Fig. 5.5).

Questo nuovo vettore operativo, sviluppato in collaborazione con l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e con l'Agenzia Spaziale Europea (ESA), è finalizzato al trasporto di piccoli carichi dell'ordine dei 1500 kg in orbite *LEO* (*Low Earth Orbits*), soprattutto polari ed eliosincrone, e va ad integrare la famiglia dei lanciatori Arianespace (Fig. 5.6) attualmente in uso.

Con una lunghezza complessiva di circa 30 m, un diametro massimo di 3 m ed un peso al decollo dell'ordine delle 137 ton, il veicolo VEGA è costituito da un corpo singolo a quattro stadi ed implementa numerosi aspetti innovativi nella sua progettazione, che consentono elevate prestazioni e con costi piuttosto ridotti. I primi tre stadi a propellente solido (P 80,

Zefiro 23 e Zefiro 9) presentano infatti involucri motore che vengono realizzati interamente in fibra di carbonio e resina epossidica, mediante la tecnica del *filament-winding* (Fig. 1.6).

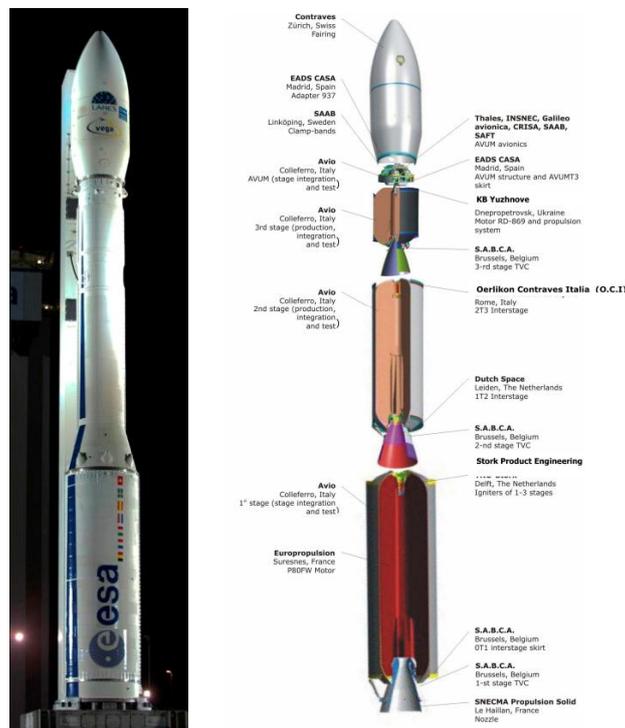


Figura 5.5. Configurazione del lanciatore VEGA con riportati anche i principali costruttori dei vari sottosistemi. (Arianespace, 2006)



Figura 5.6. Attuale famiglia dei lanciatori Arianespace.

Inoltre, essendo rivestiti internamente con materiale protettivo in EPDM a bassa densità e caricati con una nuova formulazione estremamente energetica del grano composito (alta percentuale di polveri metalliche), garantiscono rapporti spinta/peso estremamente elevatissimi. In particolare, due risultano essere i primati conseguiti dal programma VEGA, riconosciuti a livello internazionale: il primo legato alla più grande motorizzazione a solido finora realizzata in materiale composito (P 80), ed il secondo in riferimento a quella attualmente più performante (Zefiro 9). Inoltre, tutti e tre gli stadi sono dotati di ugelli mobili realizzati in *carbon-phenolic*, con rivestimento di gola in *carbon-carbon 3D*, ed attuati attraverso due elettro-attuatori, che eliminano pertanto anche le tradizionali masse additive legate ad un sistema di movimentazione idraulico. Infine, tutti e tre risultano dotati di accenditori consumabili che consentono, una volta degradati ed espulsi di ridurre ulteriormente le masse inerti dell'intero sistema.

Focalizzando ora l'attenzione sul motore Zefiro² 9, le cui dimensioni e prestazioni nominali vengono riportate in Tab. 5.2, esso prevedeva nella configurazione originaria una massa di propellente pari a circa 9 tonnellate (come riportato dal numero identificativo), ma a seguito dei risultati discordanti delle prove di accensione effettuate (si è riscontrato in una di esse un anomalo calo di pressione), tale quantitativo è stato incrementato pur mantenendo inalterata la denominazione.

Tabella 5.2. Sommario delle caratteristiche costruttive e prestazionali del motore Zefiro 9.

Lunghezza [m]	3,5
Diametro max [m]	1,9
Massa propellente [kg]	10.500
Massa a vuoto [kg]	915
Massa case motore [kg]	400
Spinta media [kN]	260 – Vac
Impulso specifico [s]	296 - Vac
Durata combustione [s]	120
Rapporto espansione ugello	56

² ZEFIRO = ZERo FIrst stage ROcket motor deriva dalla configurazione originaria del VEGA che prevedeva due motori Zefiro uguali per i primi due stadi del lanciatore, detti stadio zero e primo stadio.

Dal punto di vista della configurazione, il grano solido presenta una cavità interna a sezione variabile, come evidenziato in Fig. 5.7, caratterizzata da una prima parte cilindrica (lato accenditore) e da una terminale di tipo *finocyl*, in prossimità dell'imbocco ugello. Quest'ultima parte, in particolare, si sviluppa in maniera piuttosto complessa ed originale: il passaggio dalla sezione cilindrica a quella *finocyl*, non avviene in maniera graduale e definita (come tipicamente avviene nei grandi motori booster), ma in modo repentino e spazialmente limitato, in quanto la sezione ridiviene cilindrica poco prima della *polar boss* dell'ugello. Si vengono quindi a creare nove distinte cavità radiali che, durante il processo di combustione, evolvono non solo in direzione azimutale, finendo per fondersi tra di loro, ma anche in direzione assiale, andando a contatto con la calotta posteriore del *case* dopo poche decine di secondi dall'accensione.

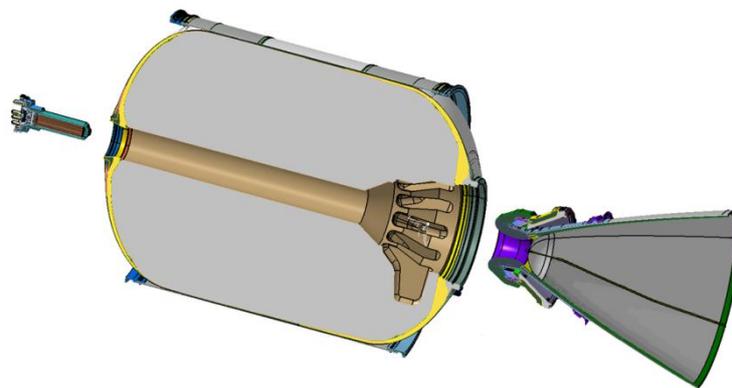


Figura 5.7. Vista in sezione del motore Zefiro 9 con riportati anche i sottosistemi accenditore ed ugello.

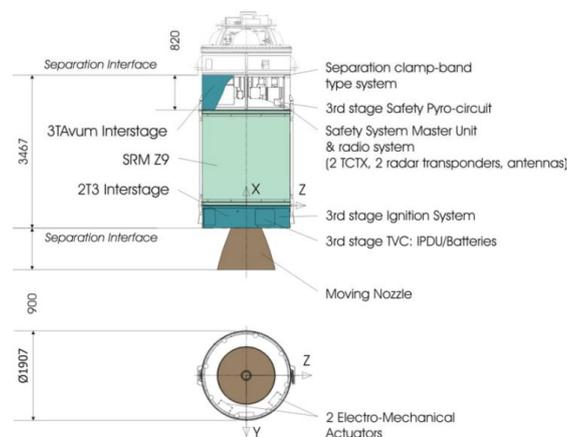


Figura 5.8. Assemblaggio del motore Zefiro 9.

Una tale configurazione, sebbene da punto di vista prestazionale si dimostri efficiente, può introdurre complicazioni al momento del riempimento del *case* con il propellente ancora allo stato fluido, anche a seguito delle numerose bocche di colaggio richieste, e si possono originare difettosità interne alla struttura del grano, riscontrabili attraverso i normali controlli di qualità.

Dalla volontà di analizzare le anomalie rilevate sperimentalmente, e soprattutto di indagare, prima dell'accensione del motore, l'effetto sulla prestazione di una eventuale difettosità riscontrata in un nuovo esemplare, ha avuto origine l'intenzione di applicare il codice ROBOOST a questo motore.

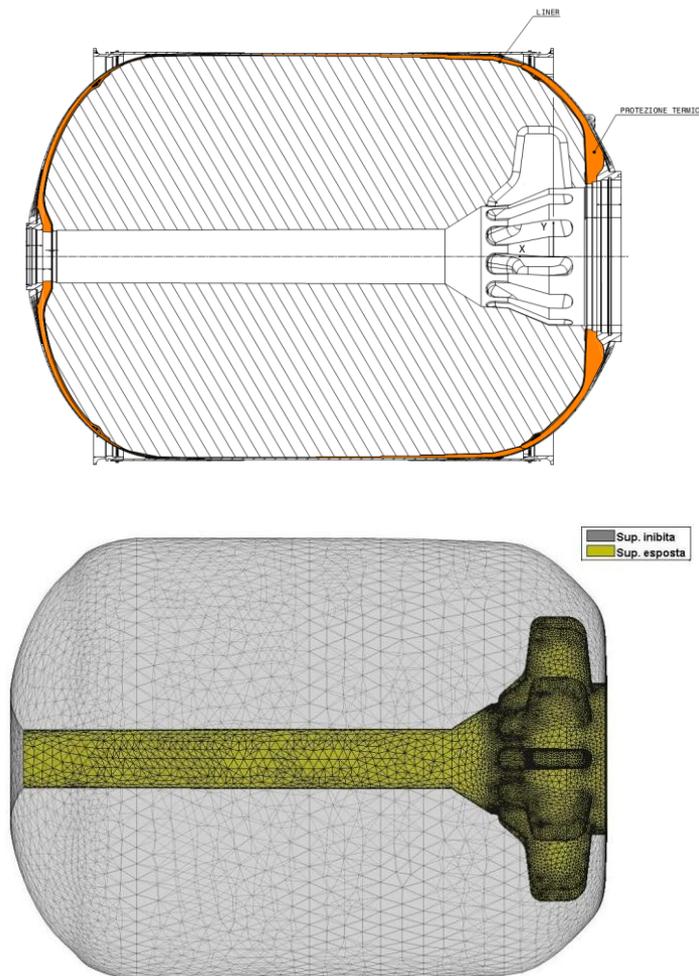


Figura 5.9. Dominio discreto 3D utilizzato per il motore Zefiro 9. Da osservare la differente risoluzione utilizzata per descrivere la porzione della mesh inibita, perché a contatto con il *liner* interno, rispetto a quella virtualmente soggetta al processo di combustione.

5.3.1 Generazione della mesh

Una volta fornita la geometria CAD del grano solido da parte dell'azienda, la generazione del dominio spaziale discreto è stata realizzata sfruttando il software generatore di mesh del pacchetto ANSYS, al fine di poter meglio gestire la risoluzione della griglia.

Successivi tentativi hanno portato alla scelta di una griglia iniziale di circa 53000 elementi triangolari e 26000 nodi, come mostrato in Fig. 5.9, totalmente non-strutturata e con una dimensione delle triangolazioni variabile in funzione della curvatura locale della superficie. Inoltre, dal momento che la porzione inibita della mesh ha la sola funzione di “chiudere” il dominio ai fini del calcolo del volume, è stata utilizzata per essa una risoluzione più bassa, riducendo così la dimensione delle matrici numeriche ed incrementando la prestazione computazionale.

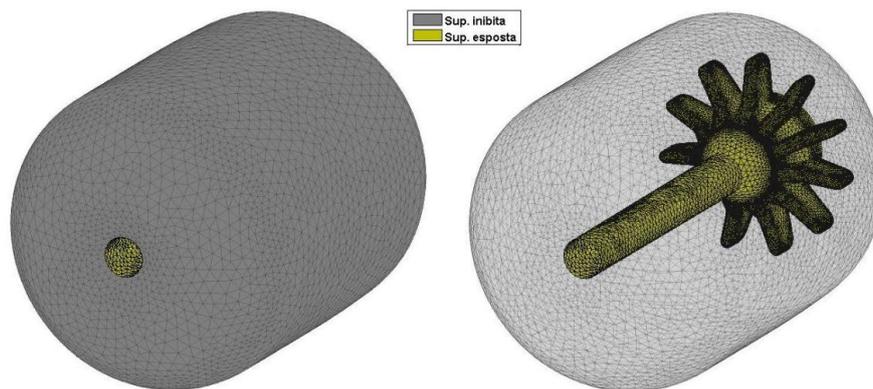


Figura 5.10. Vista isometrica del dominio 3D utilizzato per il motore Zefiro 9.

In Tab. 5.3 viene riportato, a titolo esemplificativo, il confronto in termini di passo griglia tra la porzione di dominio inibita e quella soggetta alla successiva fase di regressione, mentre in Fig. 5.11 vengono riportate in maniera più completa le distribuzioni dei lati e del cosiddetto indice di qualità, descritto nel Cap. 2.

Tabella 5.3. Caratteristiche geometriche del dominio discreto 3D utilizzato per il motore Zefiro 9.

	Mesh esposta	Mesh inibita
<i>Passo max [mm]</i>	50	120
<i>Passo min [mm]</i>	4	12
<i>Area max [mm²]</i>	1022	6024
<i>Area min [mm²]</i>	7,8	83,9

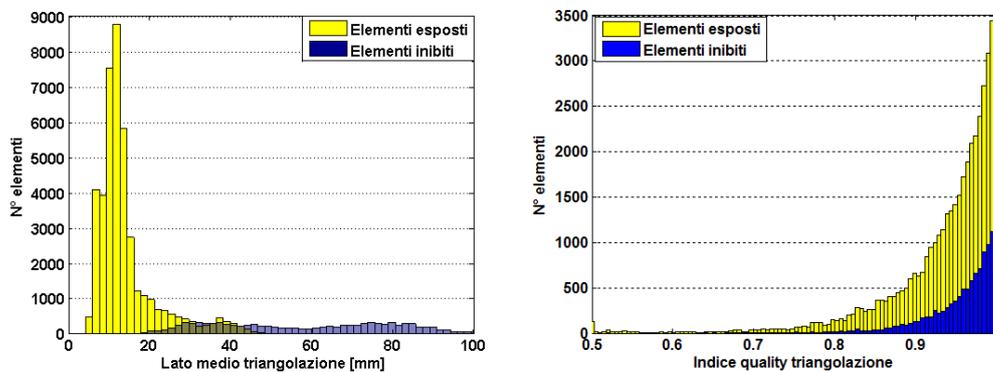


Figura 5.11. Raffronto tra le distribuzioni del passo griglia e dell' indice di qualità tra mesh esposta ed inibita. In particolare, l'indice di qualità è definito come il rapporto tra il raggio della circonferenza inscritta e quella circoscritta al singolo elemento.

Relativamente alla implementazione del modulo di balistica interna, ed in particolare del modello 1D QS, in Fig. 5.12 viene proposta in maniera grafica la segmentazione del dominio 3D. Attualmente, essendo ancora in fase di perfezionamento tale modulo, viene generalmente implementata una suddivisione equispaziata (se si escludono i due elementi di estremità) del canale motore, rimandando ad una prossima campagna prove la definizione del dominio spaziale ottimale.

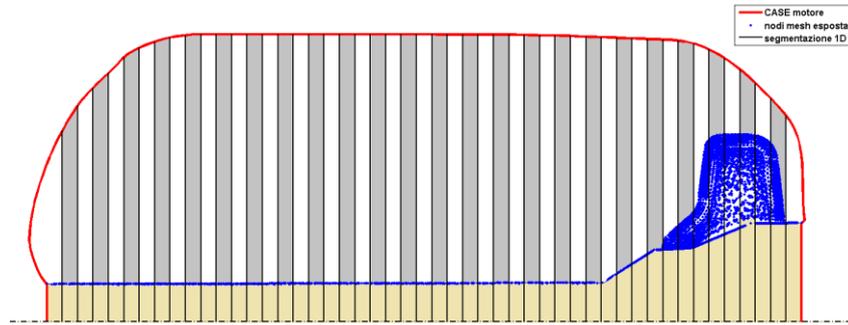


Figura 5.12. Esempio grafico di suddivisione del dominio 3D (50 segmenti) per l'implementazione del modello balistico 1D QS.

Nella successiva Fig. 5.13 viene evidenziata la superficie di combustione che compete al singolo segmento, individuabile in maniera semplice una volta noti i punti di intersezione tra la porzione di mesh virtualmente esposta ed i piani di segmentazione.

In maniera analoga viene calcolata la frazione di superficie inibita della mesh che ricade all'interno del singolo segmento, dal momento che, sottraendo tale valore al medesimo calcolato però ad inizio simulazione (ovvero a combustione ancora non innescata), si è in grado di definire automaticamente anche la singola frazione di rivestimento termo-protettivo esposto ai gas.

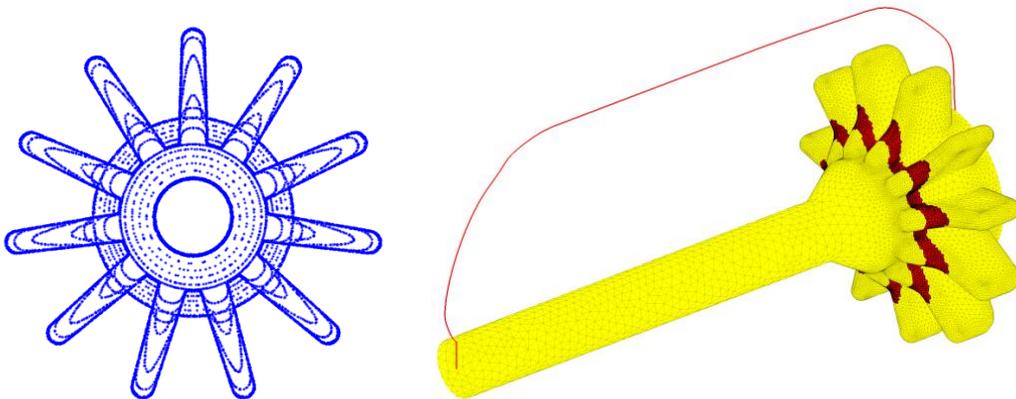


Figura 5.13. Particolare della nuvola di punti derivante dalla segmentazione della mesh ed evidenziazione della superficie di combustione che compete al generico segmento.

5.3.2 Confronto con curve di riferimento AVIO

La prima parte del lavoro ha visto la validazione della prestazione del codice ROBOOST, ed in particolare del modulo di regressione superficiale, attraverso il confronto con curve di riferimento, in termini di superficie e volume, fornite direttamente dall'azienda. Tali curve, in particolare, sono state ottenute utilizzando un altro codice di simulazione normalmente in uso all'interno dell'azienda per lo sviluppo dei nuovi propulsori.

Sperimentalmente, infatti, non risulta attualmente possibile valutare direttamente tali grandezze a meno di ricavarle indirettamente da altri parametri misurabili (come la pressione), attraverso procedure dette “di riduzione dati” che inevitabilmente richiamano costanti e funzioni valutate per via statistica e che quindi introducono ulteriori incertezze. La scelta quindi di utilizzare un riferimento artificiale è dunque risultata pienamente giustificata, anche perché espressione diretta del requisito di accuratezza richiesto dall'azienda. Questo codice, denominato GEOMGDE e sviluppato direttamente in Avio, si basa su approccio di tipo analitico 2D e pertanto ricostruisce il processo di regressione della generica sezione del grano attraverso l'evoluzione di singole partizioni (anche dette nodi) rappresentate da curve primitive geometriche, Fig. 5.14. La definizione del profilo temporale della superficie di combustione, come riportato in Fig. 5.15, avviene quindi come sovrapposizione dei singoli contributi relativi ai differenti nodi.

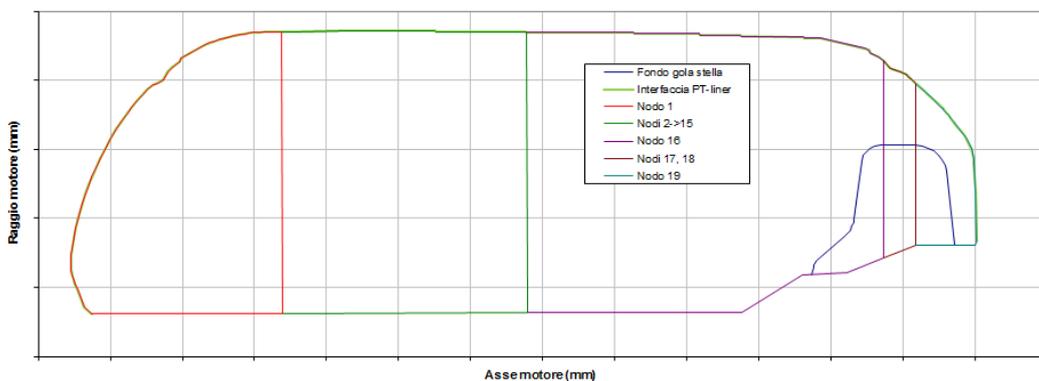


Figura 5.14. Scomposizione geometrica della generica sezione motore, come implementata nel codice Avio GEOMGDE. Essendo basato su una metodologia analitica, il codice ricostruisce la regressione superficiale del grano attraverso l'evoluzione di primitive geometriche.

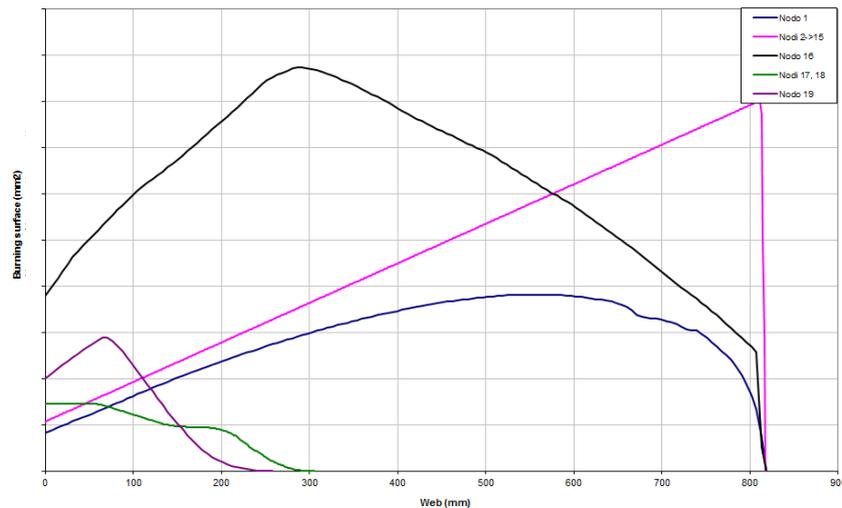


Figura 5.15. Particolare del metodo di ricostruzione della superficie istantanea di combustione come operata dal codice Avio GEOMGDE. Nel dettaglio, il profilo della superficie di combustione totale viene valutato come sommatoria dei contributi dati dai singoli partizionamenti.

Come descritto nel Cap. 1, l'approccio analitico risulta pratico ed efficiente qualora si voglia ricostruire l'evoluzione nominale della superficie di combustione, ovvero con rateo di regressione uniformemente distribuito, mentre si dimostra praticamente inapplicabile nel caso di distribuzioni eterogenee, tanto in direzione assiale quanto azimutale.

Per questo motivo, i raffronti con il codice Avio, di seguito riportati, vengono limitati al solo caso nominale isotropo, riservando alla casistica non-isotropa una analisi dei risultati al momento essenzialmente di tipo qualitativo.

La durata della generica simulazione, qualora venga utilizzato uno *step* temporale di 0,05 s, attualmente risulta dell'ordine delle 5÷6h, a seconda della particolare eterogeneità del rateo di regressione superficiale. La differente evoluzione della mesh esposta, infatti, determina una differente progressione delle procedure di *remeshing* e dunque delle tempistiche richieste per singola iterazione, come evidenziato anche in Fig. 5.16

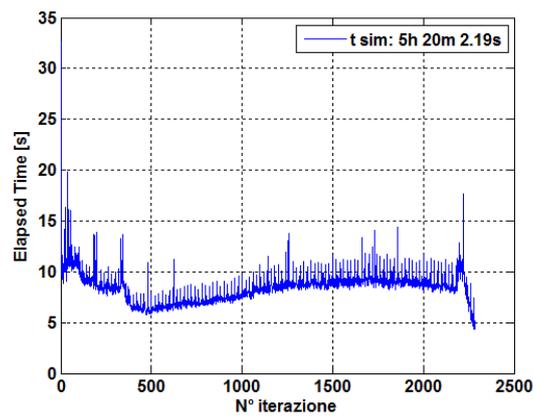


Figura 5.16. Tempo di calcolo richiesto per ogni singola iterazione del codice ROBOOST.

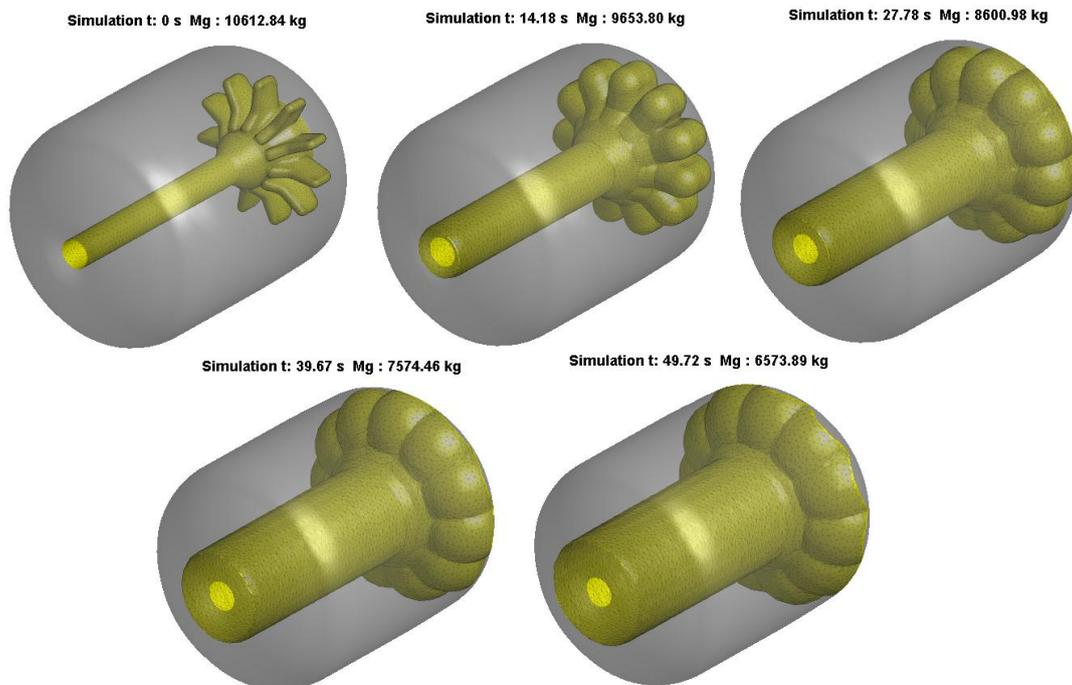


Figura 5.17. Frame relativi ad una simulazione del codice ROBOOST nel caso isotropo (vista isometrica).

Nelle Fig. 5.17 , 5.18 e 5.19 vengono proposte, con differenti visuali, alcune istantanee relative al processo di regressione superficiale come simulato nel caso di rateo di combustione applicato in maniera omogenea a tutti i nodi esposti.

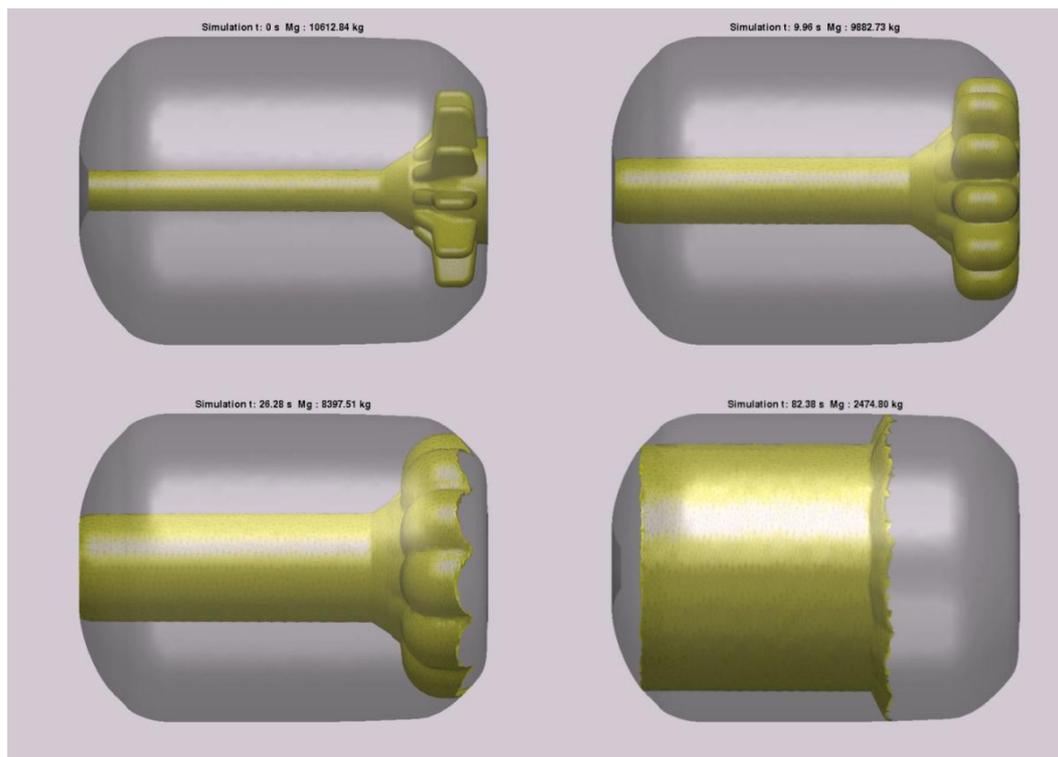


Figura 5.18. Frame relativi ad una simulazione del codice ROBOOST nel caso isotropo (vista laterale).

La “dentellatura” visibile in corrispondenza del bordo della mesh esposta deriva dal fatto che non tutti gli elementi triangolari, sebbene tutti a contatto con il profilo del case e nonostante il caso isotropo, evolvono in maniera non similare per effetto delle procedure di *remeshing*. Questo fenomeno si traduce, in un sorta di rumore di bassa intensità nella curva temporale della superficie, che tuttavia risulta del tutto trascurabile ai fini del calcolo numerico

Dall’analisi dei profili temporali del volume di grano incombusto e della superficie di combustione, opportunamente normalizzati in funzione del cosiddetto *web bruciato*³ e riportati rispettivamente in Fig. 5.20 e Fig. 5.21 è possibile apprezzare fin da subito la buona attendibilità del codice ROBOOST. In entrambi i casi, infatti, gli scostamenti si mantengono globalmente in un intervallo dell’ordine del $\pm 1\%$, nonostante alcuni spot relativamente isolati, soprattutto nel profilo di superficie, comunque limitati in un intervallo del $\pm 2\%$.

³ Il parametro di *web* viene calcolato come somma cumulativa del prodotto tra la velocità istantanea di combustione ed il passo temporale di simulazione



Figura 5.19. Frame relativi ad una simulazione del codice ROBOOST nel caso isotropo (vista lato ugello).

Tali oscillazioni sono dovute essenzialmente alla dinamica della mesh 3D nell'istante temporale in cui gli elementi *finocyl* giungono simultaneamente a contatto con il profilo interno del *case* (~20s), come evidente in Fig. 5.19. In tale situazione, infatti, si verifica la mutazione di una porzione relativamente ampia della mesh esposta alla condizione di inibizione e l'originarsi di regioni con esteso *overlapping*. L'applicazione delle procedure di *remeshing*, descritte nel Cap. 2, provvedono a rimuovere tali regioni ma, allo stesso tempo, introducono inevitabilmente lievi variazioni nella struttura locale della mesh e dunque nella superficie e volume da essa definiti.

Futuri perfezionamenti nell'ambito delle procedure di controllo di coerenza, saranno infatti finalizzati in parte anche al cercare di "smorzare" tali discontinuità, eventualmente anche ricorrendo ad opportuni filtri numerici in grado di saturare le derivate temporali dei parametri geometrici. Data l'originalità dell'approccio utilizzato, non risultano attualmente disponibili nella letteratura del settore algoritmi specifici, finalizzati al *refinement* di mesh 3D mobili, e pertanto risulterà necessario acquisire da specifici settori della *Computer Graphics* gli eventuali strumenti necessari.

Per quanto concerne, invece, la validazione del modello di balistica interna, implementato all'interno del codice ROBOOST, questa può avvalersi non solo delle curve di output fornite da Avio ed ottenute mediante il software GEOMGDE, ma direttamente dei profili di pressione sperimentali relativi ad uno dei test al banco statico (QM3), effettuati durante la fase di certificazione del motore.

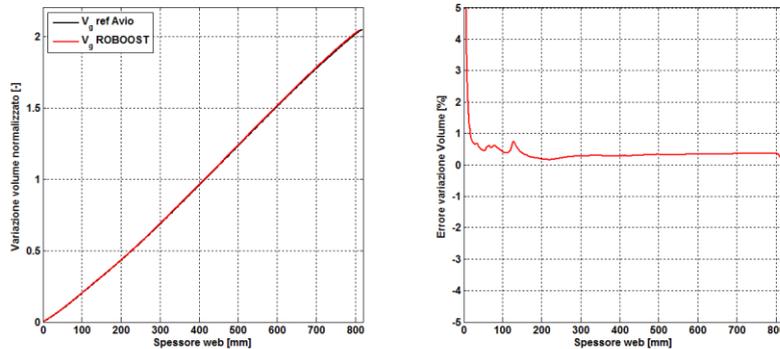


Figura 5.20. Confronto tra il simulatore ROBOOST ed il codice Avio GEOMGDE in termini di evoluzione del volume del grano.

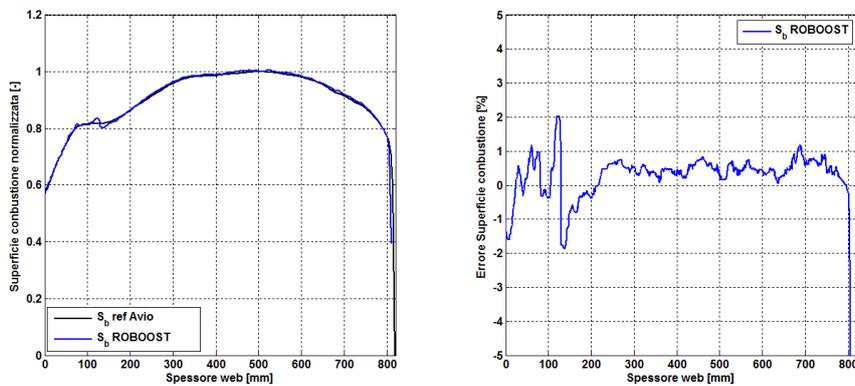


Figura 5.21. Confronto tra il simulatore ROBOOST ed il codice Avio GEOMGDE in termini di evoluzione della superficie di combustione. Relativamente al codice realizzato, viene riportata sia la curva calcolata quale somma totale delle aree degli elementi esposti, sia quella valutata a partire dalla variazione di volume.

In Fig. 5.22 vengono riportate le varie curve di riferimento, tutte riferite alla pressione totale media di camera. Viene inoltre riportato il fattore di HUMP calcolato a partire dai dati sperimentali ed utilizzato da Avio per compensare lo scostamento riscontrato nella previsione GEOMGDE.

E' opportuno sottolineare come, sebbene venga introdotto un fattore di alterazione del rateo di combustione, questo risulta nella pratica applicato in maniera uniforme su tutta la superficie di combustione, e pertanto non si discosta dalla condizione nominale di funzionamento.

Vengono inoltre considerate le dinamiche relative alla ablazione dei materiali termoprotettivi, alla erosione della sezione di gola dell'ugello di spinta, ed all'accenditore, i cui andamenti semi-empirici sono stati precedentemente descritti all'interno del Cap. 3.

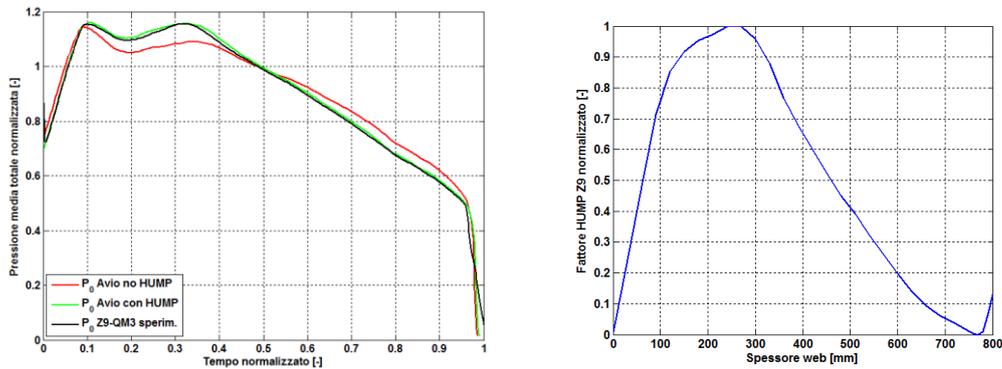


Figura 5.22. Confronto tra le curve di riferimento fornite da Avio, in termini di pressione totale media, e fattore HUMP calcolato a partire dalle curve di pressione sperimentali.

Il confronto con il codice ROBOOST avviene dunque in termini totali e pertanto fatto riferimento unicamente alla soluzione del modello OD non-stazionario. I raffronti vengono effettuati con tutte e tre le curve di riferimento, focalizzando l'attenzione in particolar modo sul raffronto sperimentale.

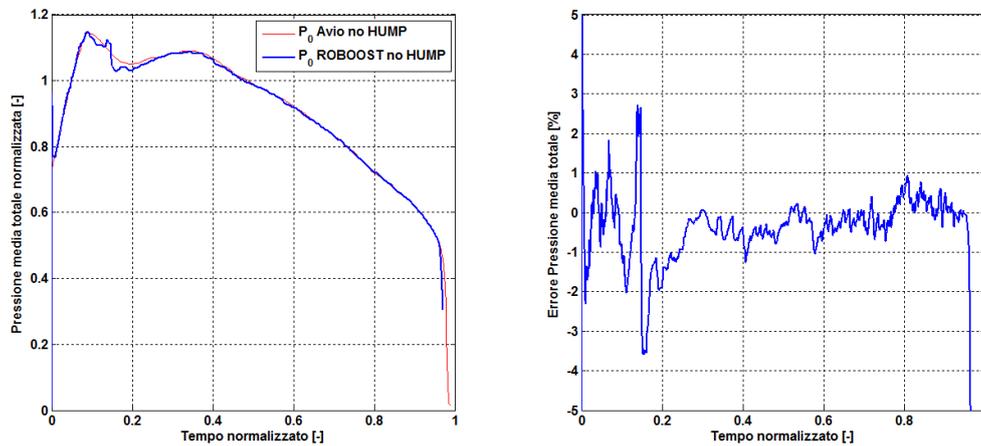


Figura 5.23. Confronto tra il simulatore ROBOOST ed il codice Avio GEOMGDE in termini di pressione totale media nel caso privo di fattore HUMP.

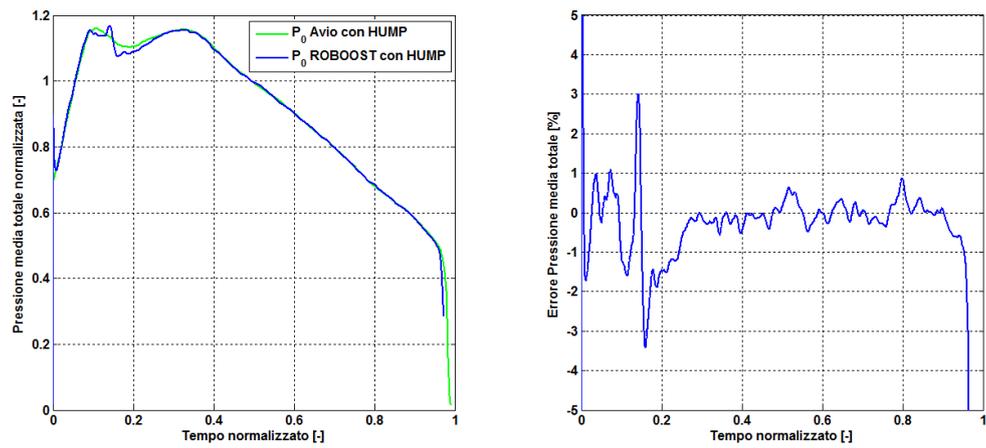


Figura 5.24. Confronto tra il simulatore ROBOOST ed il codice Avio GEOMGDE in termini di pressione totale media nel caso con fattore HUMP.

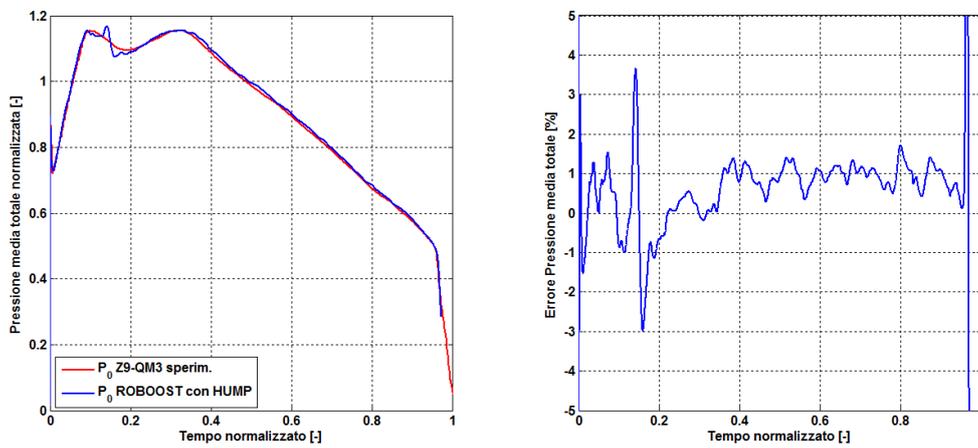


Figura 5.25. Confronto tra la curva sperimentale QM3 ed il simulatore ROBOOST nel caso con fattore HUMP.

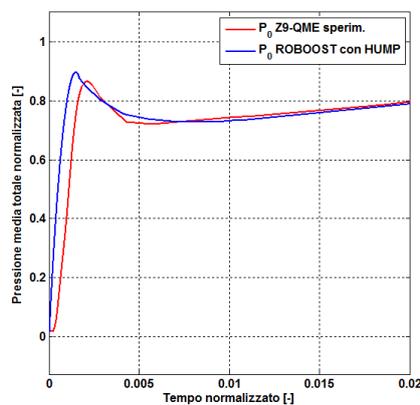


Figura 5.26. Particolare del transitorio di accensione.

In Fig. 5.26 viene riportato il particolare relativo al transitorio di accensione del motore, dove è possibile apprezzare anche il picco isolato di pressione dovuto all'innesco del sistema accenditore. Lo scostamento tra i due transitori è legato al cosiddetto "ritardo di accensione", presente ovviamente nella casistica reale, ma al momento trascurato all'interno del codice Matlab®. Anche in questo caso, è possibile osservare la buona coerenza tra le curve, con scarti percentuali globali ancora una volta dell'ordine del $\pm 2\%$, sebbene risultino evidenti anche in questo caso (come peraltro atteso) gli effetti delle oscillazioni riscontrate nei profili di volume e superficie.

L'implementazione del modello 1D QS, costituisce la tappa più recente dell'iter di sviluppo del codice ROBOOST e pertanto i risultati di seguito riportati hanno principalmente una finalità dimostrativa. Nel dettaglio, in Fig. 5.27 e Fig. 5.28 vengono riportati gli andamenti relativi alle principali grandezze fluidodinamiche di interesse, calcolate all'interno di ciascuna segmentazione.

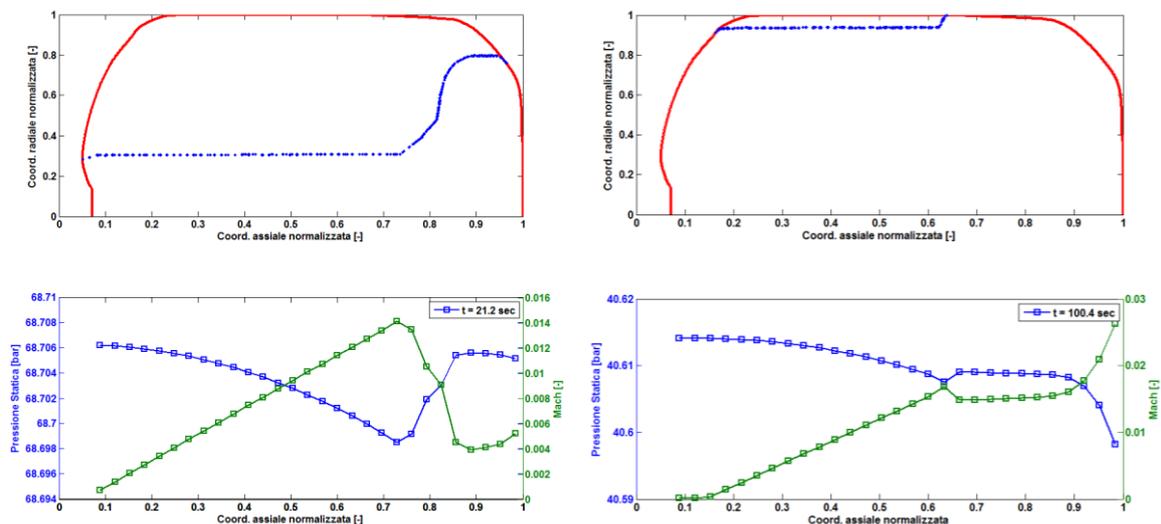


Figura 5.27. Andamenti della pressione statica e del Mach lungo il bore centrale come calcolati dal modello balistico 1D.

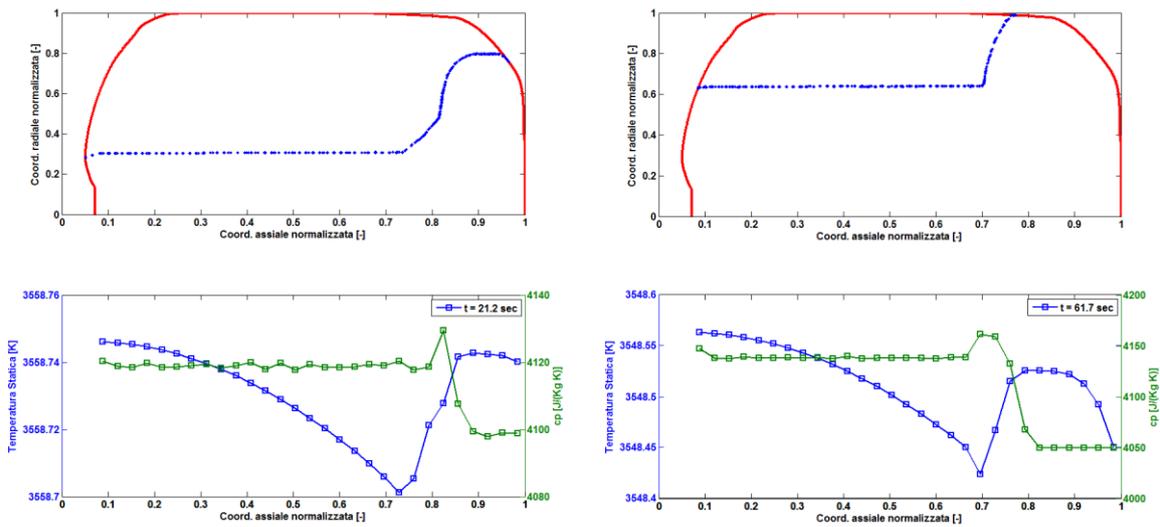


Figura 5.28. Andamenti della temperatura statica e del calore specifico del gas lungo il bore centrale come calcolati dal modello balistico 1D.

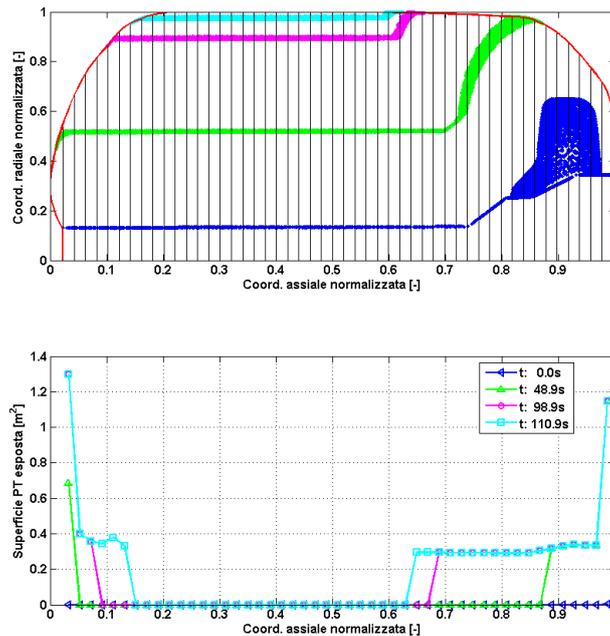


Figura 5.29. Evoluzione della superficie esposta di protezione termica (PT) nei vari segmenti del canale.

Data la ridotta dimensione del motore ed il basso rapporto L/D (~ 1.84), le variazioni lungo l'asse del moto del valore di pressione statica si attestano, come atteso, intorno a valori dell'ordine del 10^{-2} bar e pertanto una descrizione puramente 0D non stazionaria risulta, in prima analisi, del tutto sufficiente a descrivere la prestazione del motore. Analoghe

considerazioni possono essere fatte per la velocità del flusso nel canale centrale e pertanto anche l'eventuale componente erosiva della velocità di combustione può, essere considerata del tutto trascurabile. In Fig. 5.29 viene infine proposta l'evoluzione della superficie di protezione termica (PT), come calcolata dal modello di balistica interna 1D, al variare dell'istante temporale.

5.3.3 Implementazione eterogeneità nel rateo di combustione

L'ultimissima fase dell'attività di dottorato, si è focalizzata principalmente sulla implementazione nel codice di simulazione ROBOOST di alcune prime distribuzioni anisotrope del rateo di combustione. Tale operazione si è rivelata inizialmente non immediata, in quanto è risultato necessario aggiornare alcuni degli algoritmi responsabili delle procedure di *remeshing*, per evitare l'insorgere di compenetrazioni, in precedenza scansate nel caso isotropo.

Di seguito vengono proposti i risultati ottenuti relativamente ad alcune distribuzioni utilizzate sia per verificare il comportamento del modulo di regressione superficiale, sia per iniziare a validare alcune considerazioni emerse soprattutto nell'ambito della analisi balistica del grano propellente.

Un primo studio è stato fatto ipotizzando di “mappare” la generica sezione del grano a partire dal profilo HUMP fornito da Avio (Fig. 5.30), al fine di verificare se anche in questo caso è possibile ottenere qualitativamente risultati simili al caso isotropo.

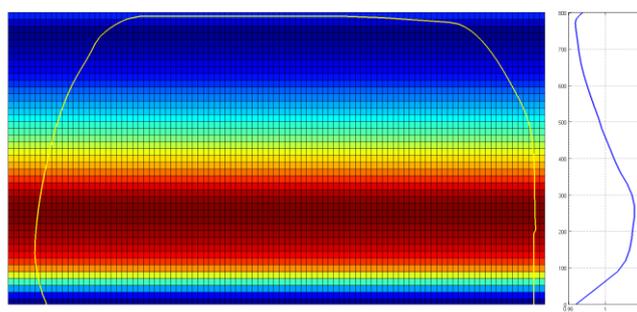


Figura 5.30. Mappatura del rateo di combustione nella generica sezione a partire dal profilo HUMP fornito da Avio. Il giallo viene riportato anche il profilo del *case* motore.

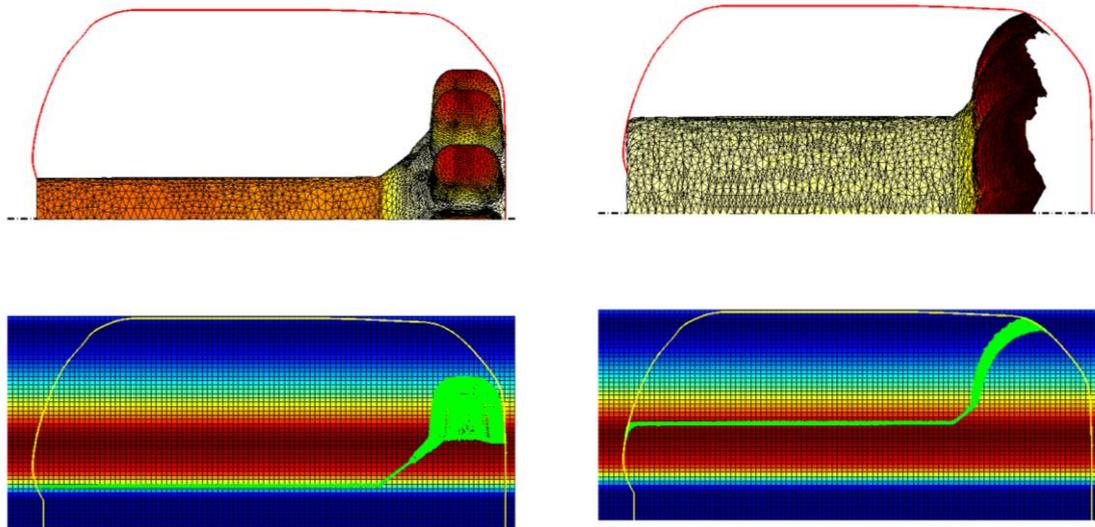


Figura 5.31. Rappresentazione grafica della distribuzione del rateo di combustione ottenuta proiettando sulla sezione del grano il fattore HUMP di Avio ($t: 0.0s$ e $t: 35.0s$).

Da sottolineare come, nel caso isotropo, l'imposizione della funzione compensativa avvenga in maniera uniforme in ciascun punto superficiale, mentre in questo caso vengono a originarsi fin dal principio, soprattutto in corrispondenza della regione a stella, regioni con differenti ratei di regressione. In particolare, osservando le rappresentazioni cromatiche di Fig. 5.31, è possibile formulare preliminarmente una considerazione sui risultati.

La parte cilindrica iniziale della geometria, nel suo regredire si trova ad affrontare ovunque le medesime condizioni di HUMP (analogamente al caso isotropo) e pertanto, dal punto di vista della superficie, il contributo risulterà non diverso dal caso nominale. Ciò che determina la vera differenziazione è la parte *finocyl* che si ritrova all'inizio ad evolvere più rapidamente che nel precedente caso (incrementando di molto la superficie e generando maggiore massa gassosa) per giungere però a contatto prima con il *case* interno, esaurendosi.

I raffronti di Fig. 5.32 mostrano prima di tutto l'effettiva capacità del codice ROBOOST di generare profili di pressione differenti dal caso nominale isotropo, qualora vengano introdotte eterogeneità spaziali nel rateo di regressione della superficie di combustione.

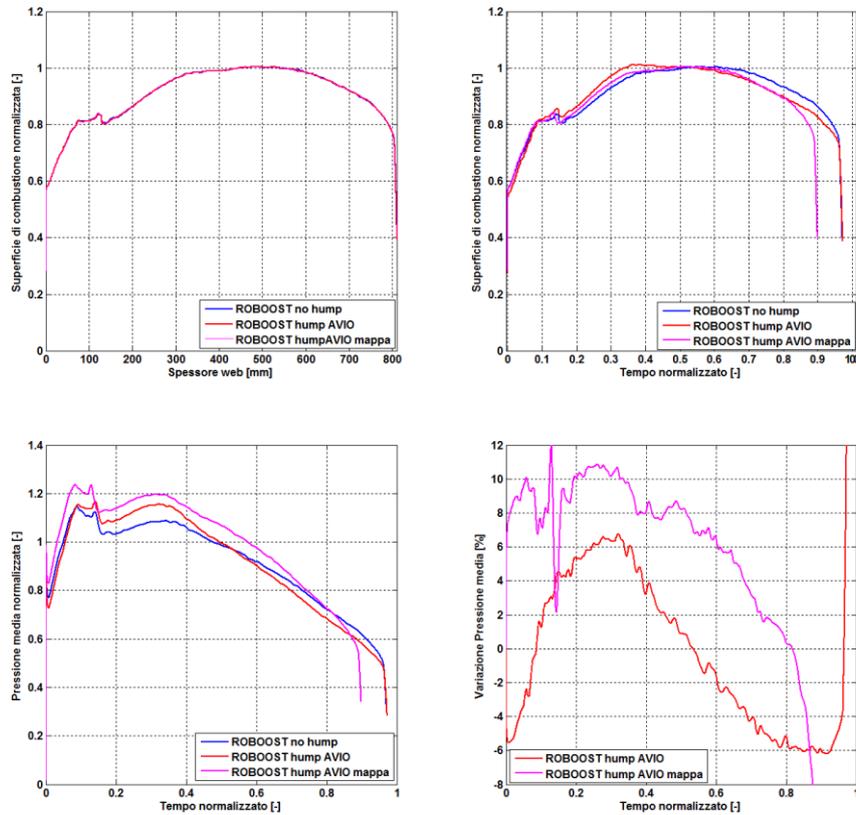


Figura 5.32. Confronti tra il caso isotropo e quello con distribuzione del rateo di combustione ottenuta proiettando sulla sezione del grano il fattore HUMP Avio.

Secondariamente, dimostra però come una tale distribuzione non sia in grado di riprodurre i risultati ottenuti nel caso isotropo con HUMP (equivalente al profilo sperimentale, Fig. 5.25), amplificandoli al contrario in termini di pressione, e pertanto debba essere modificata. Il grafico delle superfici, riportate in termini di web bruciato, viene proposto allo scopo di dimostrare graficamente il preservarsi della derivata temporale di volume (data appunto dal prodotto tra superficie e rateo medio).

A partire dalle analisi e dalle considerazioni, riportate nel Cap. 6, è stata dunque implementata una seconda “mappatura” della sezione che tiene conto, al momento in maniera qualitativa, delle possibili eterogeneità introdotte dal processo *multi-batch*⁴ di riempimento del motore.

⁴ Ovvero mediante più impasti (*batch*) colati in successione.

Dalla Fig. 5.33, risulta evidente come questa seconda soluzione porti ad avere fin da subito un comportamento non uniforme anche della parte cilindrica, per effetto delle regioni del grano corrispondenti virtualmente alle interfacce tra le differenti colate.

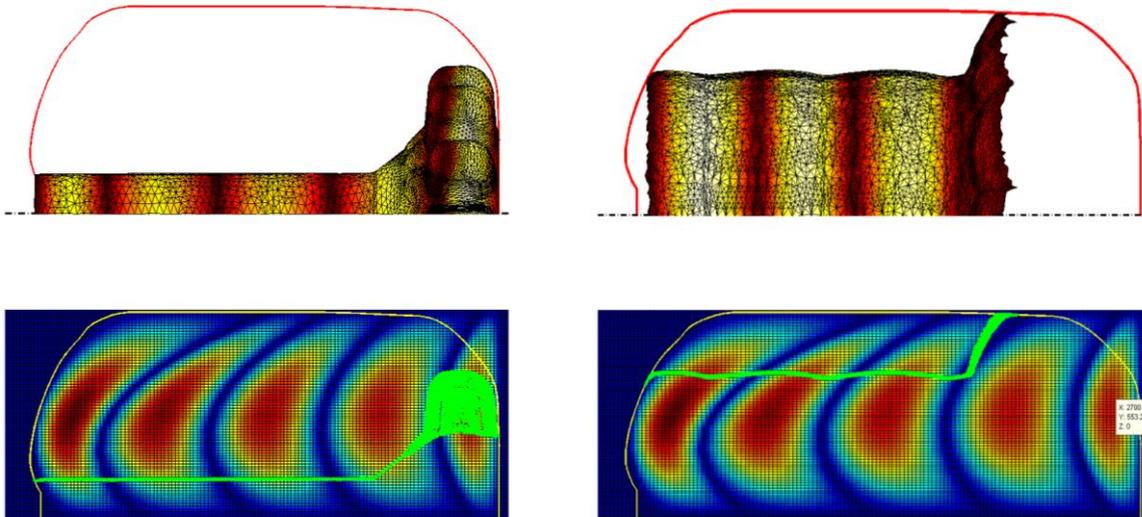


Figura 5.33. Rappresentazione grafica della distribuzione del rateo di combustione del tipo *multi-batch* (t: 0.0s e t: 60.0s).



Figura 5.34. Frame relativi alla simulazione con distribuzione *multi-batch* del rateo di regressione superficiale.

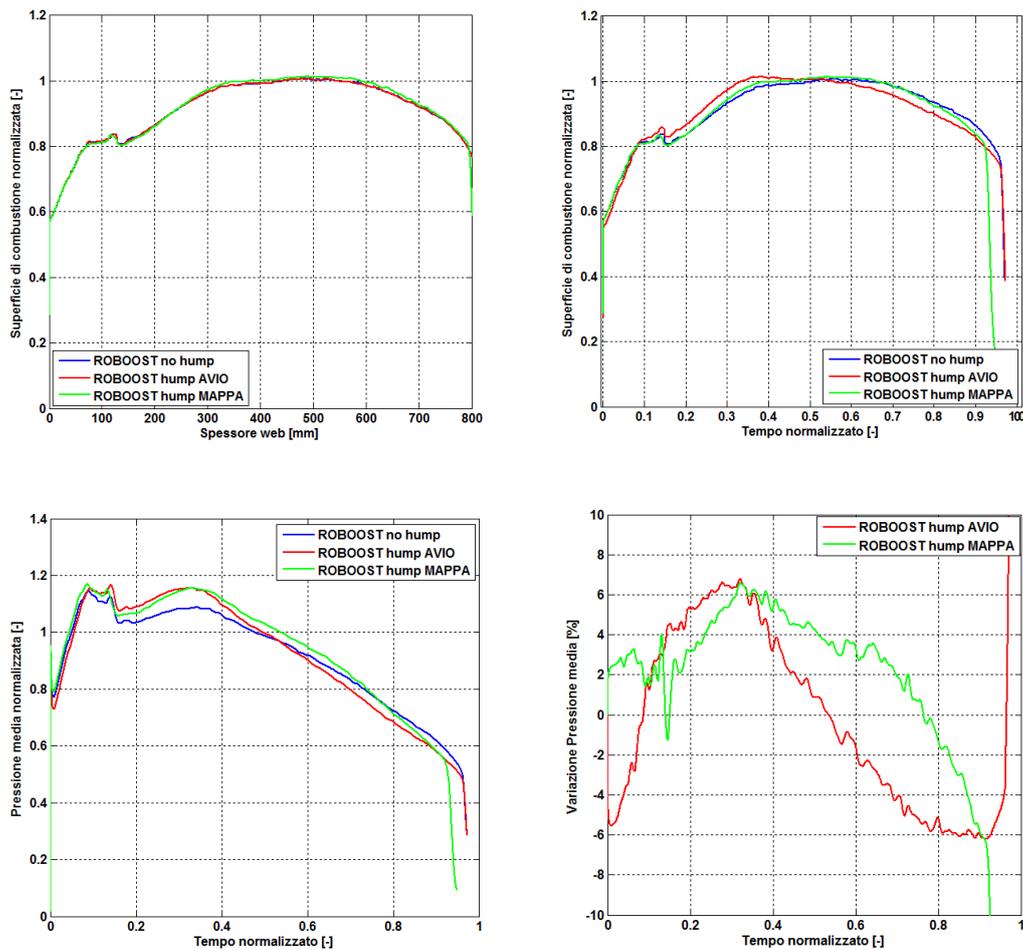


Figura 5.35. Confronti tra il caso isotropo con HUMP di Avio ed il caso proposto con mappatura *multi-batch*.

Il raffronto grafico, mostra come in questo caso le evoluzioni temporali della superficie e della pressione media risultino molto più in linea con quelle del caso isotropo con HUMP, suggerendo la possibile validità della “mappatura” proposta. Ciò appare evidente se si ricava un sorta di nuovo fattore HUMP⁵ (Fig. 5.36) e lo si paragona con quello fornito da Avio. Futuri miglioramenti a questa tipologia di distribuzione saranno mirati soprattutto ad ottimizzare la morfologia delle interfacce tra le varie colate, e ad introdurre una tridimensionalità anche nella “mappatura” del grano. Ad esempio, risulterà interessante indagare il modo in cui il propellente in colata si dispone attorno agli elementi radiali della

⁵ Ovvero in grado, se applicato in maniera omogenea sulla superficie, di produrre i medesimi risultati in termini di pressione ma con una evoluzione della superficie perfettamente isotropa.

spina centrale, in modo tale introdurre una eterogeneità anche in direzione azimutale, nelle regioni del grano interessate.

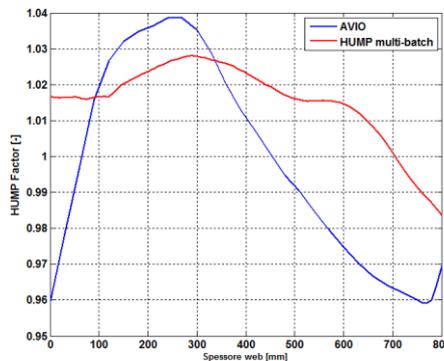


Figura 5.36. Confronto tra il fattore HUMP (isotropo) ottenuto con la mappatura *multi-batch* e quello fornito da Avio.

Da ultimo, a titolo dimostrativo, vengono proposte due ulteriori simulazioni relative sempre al motore Zefiro 9, in cui sono state introdotte delle funzioni spaziali di distorsione del rateo di combustione del tutto arbitrarie. Tali prove, nel dettaglio hanno fatto parte della campagna di simulazioni realizzate per testare i vari algoritmi di *remeshing* del modulo di regressione, durante la fase di sviluppo del codice, e possono pertanto risultare interessanti elementi a sostegno della validità del lavoro svolto.

Il primo caso implementa una distribuzione della velocità di combustione variabile sia in direzione radiale che assiale. In funzione dell'angolo generato dal generico nodo della porzione di mesh in combustione (Fig. 5.37), viene definito un particolare valore del fattore moltiplicativo del rateo locale, facendo uso di una legge di tipo sinusoidale. L'ampiezza di quest'ultima, poi, viene fatta variare in un intervallo $\pm 8\%$ sia angularmente che, in maniera lineare, lungo l'asse del motore.

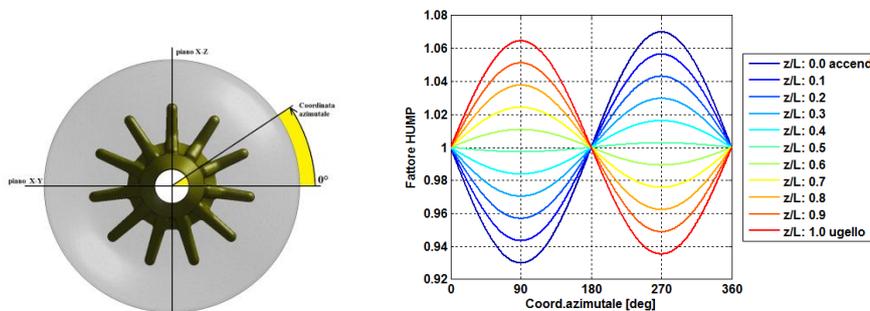


Figura 5.37. Distribuzione fittizia del fattore di alterazione del rateo di combustione con legge sinusoidale.

L'effetto complessivo, evidenziato in Fig. 5.38 è una sorta di distorsione della geometria motore sul piano longitudinale, che sebbene molto evidente dal punto di vista grafico, risulta curiosamente di ben scarso effetto in termini di evoluzioni temporali di superficie e pressione, se non nella fase terminale prima del *tail-off*. Probabilmente, ciò è dovuto ad una sorta di compensazione, in termini di massa di gas generati tra le parti di superficie ad alto e a basso rateo di combustione, in modo tale da generare nel complessivamente un fattore di HUMP di valore pressoché nullo.

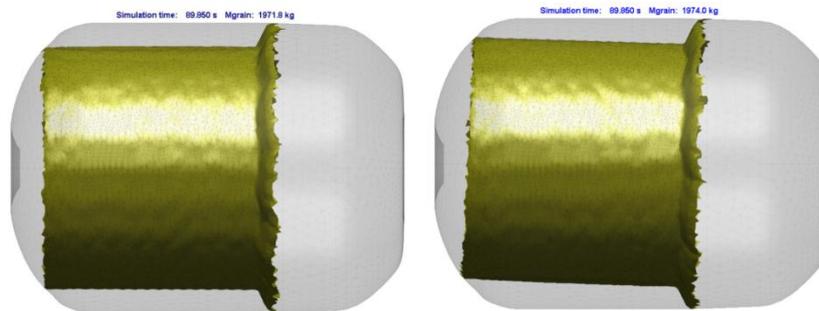


Figura 5.38. Confronto tra caso isotropo (sx) e con distribuzione del rateo di tipo sinusoidale (dx).

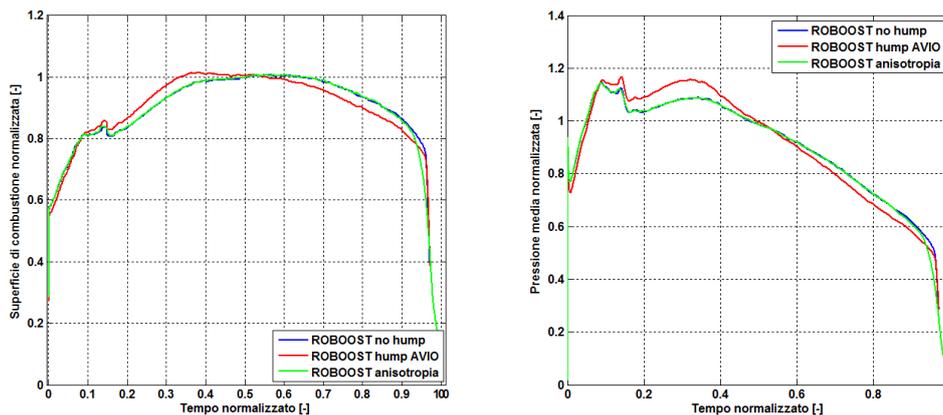


Figura 5.39. Confronto, in termini di superficie e pressione, tra i casi isotropi ed il caso con distribuzione del rateo di tipo sinusoidale .

L'ultimo caso, sperimenta l'evoluzione della superficie di combustione del motore Zefiro 9, qualora venisse introdotta una distorsione del rateo di combustione, lungo l'asse del motore,

tale da determinare una sorta di evidente avvallamento nella parte cilindrica del *bore*. Una tale simulazione è risultata utile, come evidente in Fig. 5.40, per verificare il comportamento della mesh mobile qualora questa raggiunga la superficie interna del *case* in sezioni centrali del motore, al fine di evitare possibili *crash* del codice.

L'analisi delle istantanee mostra anche in questo caso la presenza di una sorta di “dentellatura” in corrispondenza dei bordi tra parte esposta ed inibita, dovuta anche in questo caso alla diversa dinamica delle triangolazioni adiacenti, per effetto delle procedure di *remeshing*.

Riprendendo quanto detto in precedenza, l'ottimizzazione della dinamica degli elementi di mesh parzialmente a contatto con il profilo del *case* rappresenterà uno degli argomenti centrali per le future migliorie al codice, e ciò determinerà indirettamente anche un notevole incremento alla qualità delle curve di output.

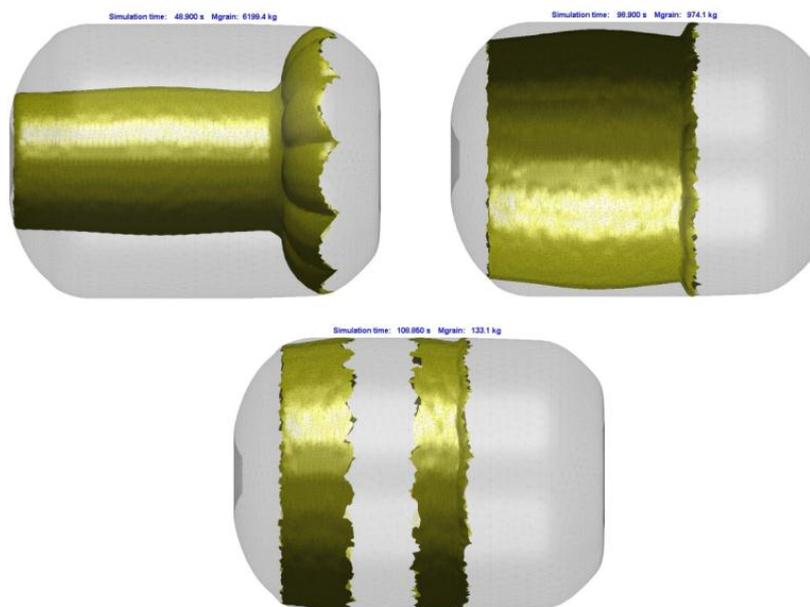


Figura 5.40. Evoluzione della superficie di combustione nel caso di amplificazione del rateo di combustione nella mezzeria della sezione cilindrica del motore.

Complessivamente, è possibile concludere che il codice ROBOOST realizzato, in virtù anche dei casi proposti riferiti al sistema Zefiro 9, si è dimostrato in grado di simulare il funzionamento del motore sia in condizioni nominali, ovvero caratterizzate da un rateo di combustione omogeneo sulla superficie, sia nel caso eterogeneità spaziali arbitrariamente

definite. Alcune di queste distribuzioni, tuttavia, hanno fornito risultati qualitativamente in linea con gli andamenti riscontrabili sperimentalmente e pertanto posso essere certamente assunte quali riferimenti per gli sviluppi futuri.

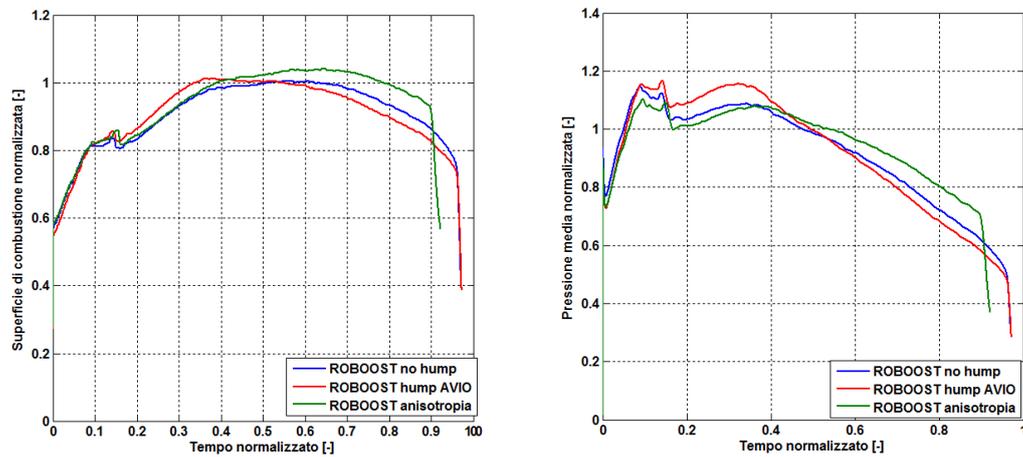


Figura 5.41. Confronto, in termini di superficie e pressione, tra i casi isotropi ed il caso con amplificazione del rateo nella mezzera del motore.

6. Analisi balistica del propellente

I dati sulle caratteristiche balistiche del propellente servono in vari momenti della catena di progettazione e messa in opera di un motore. Durante la fase di studio di una nuova composizione di propellente, ad esempio, è fondamentale per definire quali rapporti tra le varie materie prime devono essere rispettati per poter rientrare nelle specifiche richieste. Durante la fase di riempimento di un motore, invece, soprattutto qualora essendo di grandi dimensioni richiedano colate successive di più lotti (o *batches*)¹, il calcolo delle proprietà balistiche dei vari lotti risultano cruciali per verificare la coerenza del prodotto finale con le previsioni prestazionali fatte e definirne la commerciabilità o meno.

Come precedentemente introdotto nel Cap. 1, la prestazione di un grano propellente viene comunemente rappresentata ricorrendo alla nota Legge di Vieille (Eq. 1.1), che ne esprime la sua principale dipendenza dalla pressione a cui avviene la combustione. Tale formulazione, tuttavia, è in grado solamente di ricostruire, durante il processo di simulazione, il trend del profilo di pressione realizzato all'interno del motore fornendone una descrizione più che altro qualitativa, essendo nella pratica calcolati attraverso una operazione di media sull'intera durata della prova. Questa inaccuratezza viene quindi in genere bilanciata introducendo nella definizione del rateo di combustione (Eq. 1.2) delle funzioni semi-empiriche (*fattori HUMP, BARF, etc.*), del tipo in Fig. 6.1 ricavate sulla base di precedenti prove sperimentali, le quali nella pratica tentano di compensare senza entrare nel dettaglio tutte quelle dipendenze residue, non contemplate dalla relazione di Vieille, che, seppur in maniera minore, condizionano quantitativamente la prestazione del propellente. Inoltre, tutti questi fattori condizionanti intervengono localmente sulla superficie di combustione, mentre per definizione i vari parametri balistici risultano definiti mediamente sull'intera superficie esposta.

¹ Ad esempio per il booster laterali del lanciatore Ariane V sono necessari fino a 10 *batches* per ciascun segmento costitutivo. Tale soluzione è dettata sia da ragioni tecniche legate ai massimi quantitativi di impasto elaborabili dalle odierne macchine impastatrici disponibili, sia per ragioni di sicurezza data l'esplosività dei materiali.

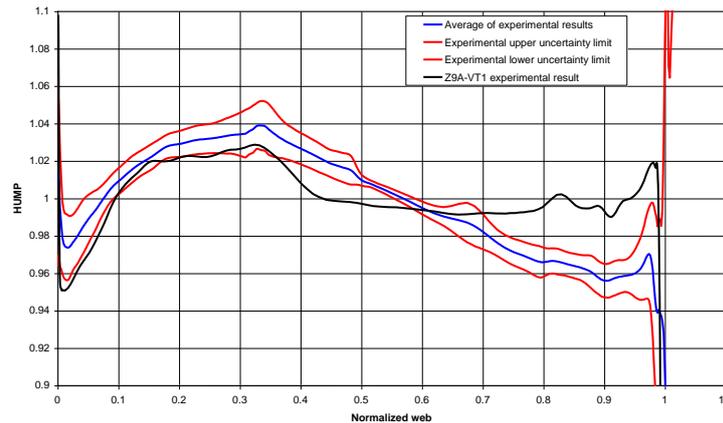


Figura 6.1. Esempio di funzione di HUMP calcolato per via sperimentale.In generale tali andamenti vengono rapportati allo spessore di *web* bruciato, calcolato quale somma cumulativa dei prodotti tra i ratei di combustione medi istantanei e gli istanti

Tutti questi fattori possono essere ricondotti a tre principali tipologie così definite:

- Eterogeneità legate alle differenti condizioni fisiche in cui avviene la combustione, quali ad esempio le distribuzioni di pressione lungo l'asse del motore o le variazioni dovute a fenomeni erosivi da parte dei flussi di gas in transito (combustione erosiva);
- Difetti o discontinuità macroscopiche interne al volume del grano, come ad esempio cavità interne od occlusioni di aria, a seguito delle procedure di colaggio del grano fluido;
- Disomogeneità microscopiche interne alla struttura chimica dell'impasto del propellente.

Per quanto riguarda il primo aspetto, simulazioni accurate delle fluidodinamiche di camera risultano in genere in grado di fornire modelli numerici piuttosto attendibili, e pertanto tali fenomeni possono venire implementati in maniera relativamente semplice all'interno delle simulazioni balistiche. Discontinuità macroscopiche interne al grano, soprattutto se localizzate, risultano identificabili attraverso le normali procedure di controllo (scansioni a raggi X, ultrasuoni, etc.) e, anche in questo caso, possono essere sviluppati opportuni modelli in grado di tenerne conto durante la ricostruzione della prestazione del motore.

Per quanto riguarda l'ultimo aspetto, invece, l'analisi risulta molto più complessa in quanto di non immediata comprensione o non facilmente riscontrabile, se non attraverso specifici studi sperimentali sulla reologia e sulla struttura interna del grano, non sempre possibili od effettuabili con facilità.

In merito a quest'ultimo aspetto, dunque, dando per scontato il diverso comportamento dell'impasto in relazione ai dosaggi utilizzati per i vari ingredienti, possono essere riconosciuti due possibili fattori in grado di determinare una eterogeneità interna alla miscela: un primo legato alla caratteristica qualitativa dell'impasto, ed il secondo alla modalità di riempimento del motore. In particolare, sulla base della esperienza sperimentale di Avio con i propellenti compositi a base AP-HTPB-Al² ed in riferimento ad altri lavori specifici reperibili in letteratura (Unrig, Ribereau, Hiss, Brauner, Namah, & Suys, 1995), possono essere avanzate due considerazioni a sostegno di quanto detto:

- A parità di formulazione di un impasto, si possono ottenere sensibili scostamenti di prestazione qualora siano presenti variazioni nella qualità di uno degli ingredienti. Con il termine qualità, nel dettaglio, si vuole intendere la concentrazione granulometrica interna al particolare componente, intesa come distribuzione nel volume della dimensione delle singole particelle solide. Infatti, al fine di ottimizzare le caratteristiche di resistenza meccanica, di colabilità e di densità globale del grano propellente finale, vengono utilizzate, soprattutto per quanto riguarda l'ossidante (perclorato di ammonio), granulometrie differenti all'interno del medesimo impasto (in genere del tipo bi- o tri-modale), come evidenziato in Fig. 6.2.

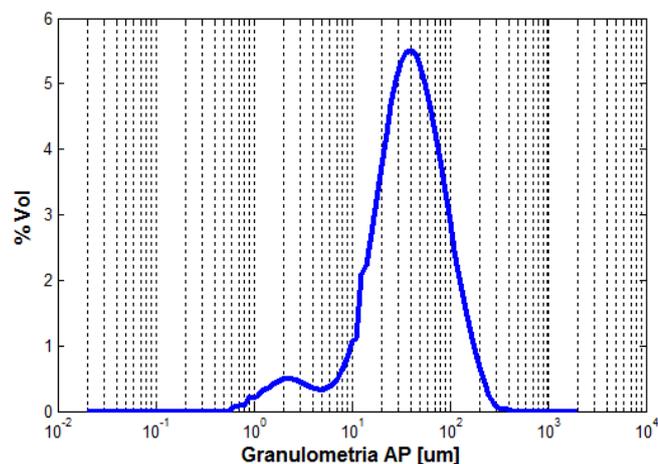


Figura 6.2. Esempio di distribuzione granulometrica all'interno di un lotto di AP.

² Ovvero composti da Perclorato di Ammonio quale ossidante, polvere di Alluminio quale Combustibile e Hydroxyl-Terminated PolyButadiene come polimero legante.

Modifiche nei processi di produzione delle materie prime, sia in termini di ditta fornitrice che di operazione di macinatura, si traducono quindi in alterazioni nelle percentuali di particelle fini e grosse e dunque nel modo di bruciare del composto finale. Tralasciando in tale sede una descrizione più dettagliata (Jain, Nandagopal, & Singh, 2009), si vuole infatti mettere in evidenza come il rateo di combustione risulti inversamente proporzionale alla dimensione delle particelle coinvolte, per effetto delle diverse inerzie termiche in gioco.

- A parità di formulazione, di granulometria interna e di preparazione (miscelazione) dell'impasto, motori geometricamente identici possono tuttavia dare origine a curve di pressione completamente diverse senza, in prima analisi, alcuna evidente motivazione. In realtà le cause sono da ricercarsi nel differente metodo di caricamento del grano, ancora allo stato fluido prima della reticolazione, all'interno del motore. L'estrema eterogeneità interna dell'impasto, infatti, determina durante la procedura di colaggio, per effetto delle dinamiche che possono intervenire nel fluido, la perdita in parte della globale omogeneità conseguita durante la miscelazione, e si vengono dunque a generare difformità locali nella concentrazione particellare interna e conseguentemente nel rateo di combustione.

In particolare, se il primo aspetto risulta relativamente facile da scongiurare, ad esempio attraverso una ferrea standardizzazione delle procedure di lavorazione ed un attento controllo qualitativo delle materie prime, la seconda fonte di alterazione invece risulta più difficile da controllare o eventualmente da modellizzare numericamente.

In parallelo allo sviluppo del codice di simulazione ROBOOST, in collaborazione con Avio si è dunque intrapreso uno studio per individuare possibili approcci di analisi di tale aspetto, cercando di fornirne una descrizione più che altro quantitativa, in maniera tale da poter efficacemente implementare i risultati all'interno degli algoritmi di simulazione, senza ricorrere a complesse procedure sperimentali, al momento non possibili né disponibili.

Di seguito verranno descritti due differenti approcci utilizzati nel definire le funzioni di distribuzione del rateo di combustione, implementate nelle simulazioni proposte nei precedenti Cap. 4 e Cap. 5, allo scopo di cercare di ricostruire o giustificare gli andamenti dei fattori *HUMP* ricavati sperimentalmente.

6.1 Analisi numerica dell'HUMP nei motori Baria

Nell'ambito dell'attività svolta dall'azienda Avio, l'effetto della procedura di colaggio sulla prestazione del motore, come già introdotto nel Cap. 4, viene riscontrata proprio in relazione alle prove con le Bombe Baria nella fase di definizione dei parametri balistici della Legge di Vieille (Maggi, De Luca, Bandera, Subith, & Annovazzi, 2006).

Attualmente, infatti, risultano essere due le tecniche utilizzate per la preparazione delle cartucce tubolari con cavità centrale cilindrica.

Una prima tecnica, anche detta *cast-with-plunged-mandrel*, prevede l'inserimento della spina centrale solamente in seguito al colaggio del propellente nello stampo cilindrico (la cui parete esterna funge anche da *liner* metallico) e la formazione della cartuccia avviene attraverso una sorta di estrusione inversa. L'alternativa, detta anche *cast-with-in-place-mandrel*, realizza la colata del propellente fluido nello stampo già provvisto di spina centrale, e la formatura della cartuccia avviene dunque per semplice riempimento.

Come riportato in Fig. 6.3 questa differenziazione nella tecnica determina a parità di tutti gli altri parametri geometrici e chimici una vistosa diversificazione delle curve di pressione, nel primo caso con una sorta di avvallamento nella zona centrale, mentre al contrario con una prominente centrale nella seconda situazione.

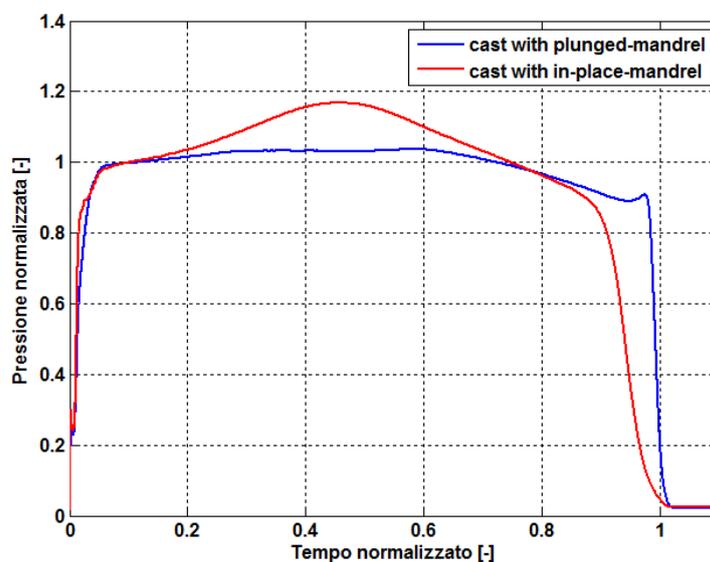


Figura 6.3. Curve di pressione di motori Baria con differenti tecniche di colaggio del propellente.

In assenza di dati sperimentali specifici, si è dunque deciso di ricostruire entrambi i processi di colaggio attraverso una simulazione fluidodinamica mediante il software commerciale Flow3D[®]. Questo codice, infatti, consente di simulare con buona accuratezza flussi 3D con pelo libero, sfruttando un approccio definito *true-VoF* (*Volume of Fluid*), ed è specializzato nella ricostruzione delle fasi di transizione o di cambio di stato fisico.

L'idea alla base è quella di ricostruire i campi di moto interni al propellente fluido e di indagare come questi possano introdurre delle alterazioni nella distribuzione granulometrica interna.

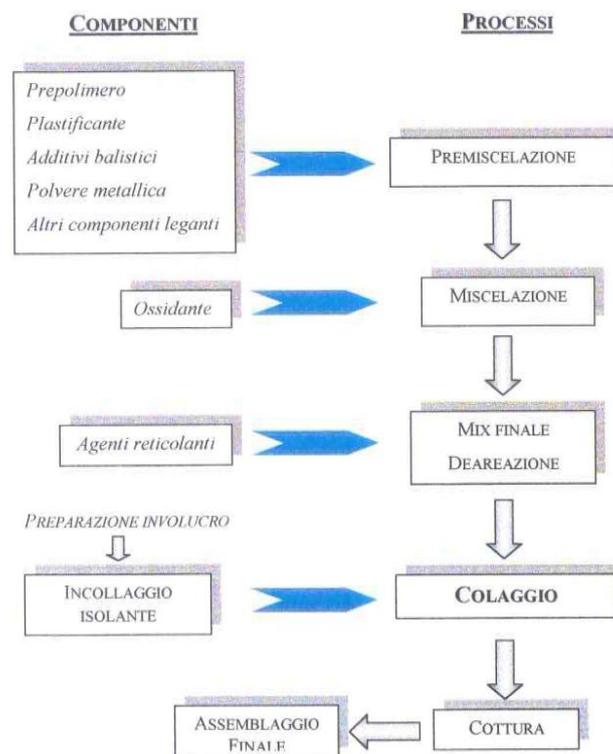


Figura 6.4. Schema del processo di caricamento di un endoreattore a solido (Damiani, 1996).

Per quanto concerne la reologia³ del fluido in questione, il propellente al momento del colaggio rappresenta sicuramente un fluido bifase, ovvero costituito da particelle solide in sospensione in una matrice polimerica liquida, caratterizzato globalmente da un elevato valore della viscosità dinamica, dell'ordine dei 300÷400 Pa·s. Il suo comportamento è certamente

³ Il termine *reologia* deriva dal greco, (dal verbo greco $\rho\epsilon\omega$ che significa scorrere). E' la disciplina che studia le proprietà dei materiali di scorrere. Abbiamo ad un estremo le deformazioni elastiche dei materiali in fase solida che seguono la legge di Hooke, dall'altro il flusso newtoniano di liquidi e gas. Tra i due estremi ci sono i fenomeni di scorrimento di sostanze quali sospensioni, emulsioni, paste che mostrano proprietà intermedie tra quelle dei fluidi e quelle dei solidi.

non-Newtoniano, di tipo viscoelastico, e le sue caratteristiche reologiche dipendono dal tempo trascorso dall'inserimento del reticolante, come evidenziato in Fig. 6.5

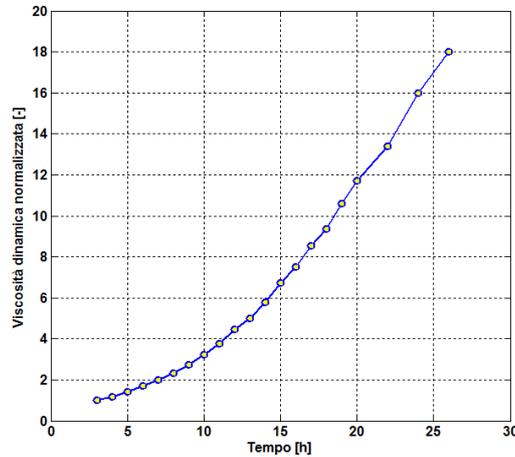


Figura 6.5. Andamento della viscosità dinamica del propellente fluido dopo l'inserimento dell'agente reticolante.

In particolare, da un punto di vista sperimentale una legge più specifica è data dalla formulazione di Hershel-Bulkley (Rogers, Smith, & Klager, 1978)

$$\tau = \tau_0 + \mu_0 \cdot \dot{\gamma}^\varepsilon \quad (6.1)$$

dove lo sforzo di snervamento τ_0 (una sorta di sforzo di primo distacco) e la viscosità dinamica μ_0 risultano entrambi dipendenti dal tempo secondo una relazione di tipo esponenziale, mentre l'esponente ε assume generalmente valori inferiori all'unità (comportamento pseudo-plastico).

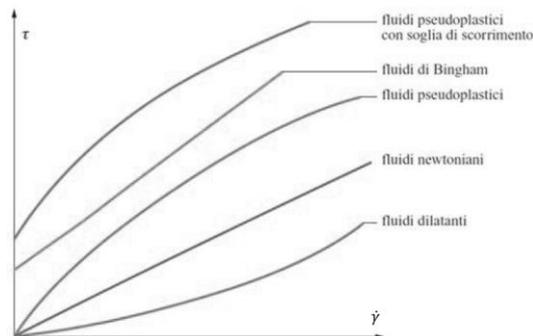


Figura 6.6. Andamento delle tensioni di taglio in funzione del rateo di deformazione per differenti tipologie di fluidi.

Tuttavia, in virtù delle tempistiche estremamente ridotte ($\sim 8\div 10$ min) richieste per il colaggio dei motori Baria, il propellente può comunque essere considerato approssimativamente Newtoniano durante tutta la durata dell'operazione e la sua viscosità assunta in prima analisi come costante.

A giustificare tale ipotesi vi è anche il fatto che i valori di pressione (~ 0.04 bar) e temperatura ($\sim 50^\circ\text{C}$) dell'ambiente di colaggio vengono mantenuti costantemente sotto controllo, e pertanto possono essere considerate trascurabili le eventuali dipendenze della viscosità da tali grandezze fisiche.

6.1.1 Simulazione cast-with-plunged-mandrel

Una volta generata la geometria semplificata dello stampo cilindrico e creata la mesh di calcolo con le opportune condizioni al contorno di parete solida, viene inizializzato il fluido come già presente all'interno dello stampo. Successivamente, viene simulata la discesa della spina centrale, supponendo che quest'ultima avvenga a velocità costante (dell'ordine dei $3\div 4$ mm/s), come calcolato a partire dalle tipiche tempistiche richieste.

Data l'impossibilità da parte del codice di elaborare un fluido bifase a così alta concentrazione, è stato utilizzato un modello monofase avente le medesime caratteristiche globali dell'impasto reale. In assenza di elementi solidi in sospensione, si è dunque cercato nell'analisi del campo di velocità che si instaura durante la risalita del fluido di individuare le possibili cause scatenanti le eterogeneità interne al grano.

In Fig. 6.7 vengono riportati alcuni frame relativi ad una simulazione, mentre nelle successive sono riportati gli andamenti di velocità lungo la direzione dell'asse del motore ricavati al varare dell'istante di simulazione e della sezione di analisi. Data la perfetta assial-simmetria della geometria dell'involucro, si può supporre perfettamente simmetriche in direzione azimutale anche le dinamiche del fluido e pertanto è possibile restringere l'analisi alla singola sezione longitudinale del *web*, risultando praticamente nulli gli altri contributi di velocità.

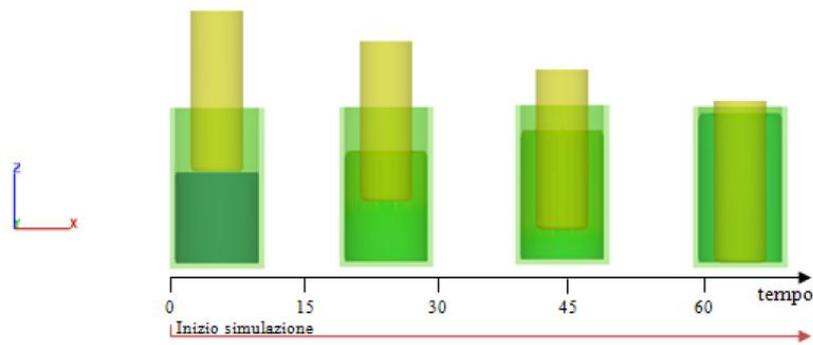


Figura 6.7. Simulazione del processo di formatura del grano propellente mediante inserimento della spina centrale nello stampo (*cast with plunged-mandrel*). Viene utilizzata una velocità di discesa costante, pari a 2.95 mm/s.

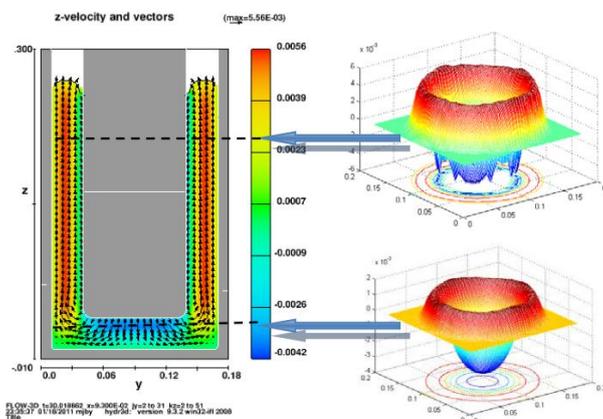


Figura 6.8. Campo di velocità interno al propellente fluido in direzione assiale. In particolare vengono prese in analisi due differenti sezioni del dominio, rispettivamente all'attacco e nel pieno sviluppo del flusso di risalita.

Assumendo quali profili d'indagine quelli ottenuti nell'istante in cui la spina giunge a contatto con la base dell'involucro (ovvero in cui si può riscontrare una certa uniformità assiale del campo di moto), si può osservare come questi risultino principalmente condizionati nella conformazione dalle due condizioni di *no-slip* (aderenza viscosa) definite sulle diverse superfici in gioco. In particolare, si può osservare come, raffrontando questi profili con quelli caratteristici di un flusso canonico attraverso un condotto anulare, il moto di avanzamento della spina tenda a spostare verso valori negativi la curva nella sua prossimità, facendo traslare verso l'esterno il valore di massimo (da circa il 48% al 55% dello spessore del web). Analoga considerazione si può fare osservando i profili delle tensioni di taglio, dove è evidente lo stato tensionale additivo introdotto dal movimento della spina.

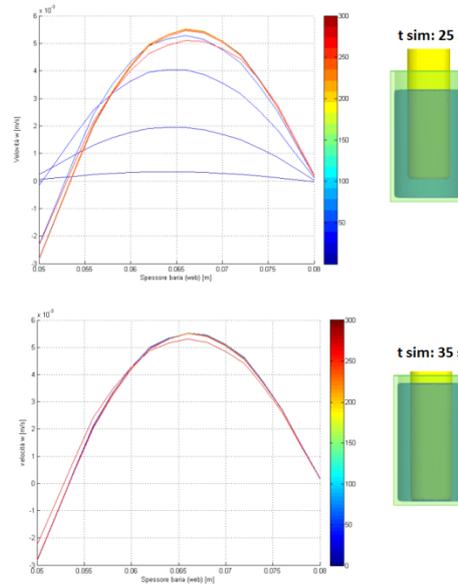


Figura 6.9. Profili di velocità del flusso di risalita al variare della coordinata assiale e dell'istante di simulazione.

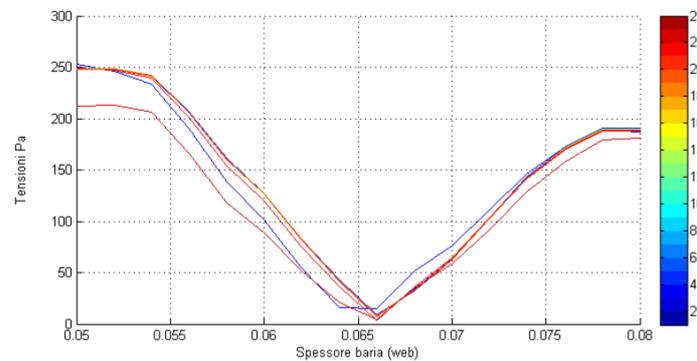


Figura 6.10. Stato tensionale interno al fluido al variare della coordinata assiale.

Se si analizza dunque il profilo di pressione di Fig. 6.3 (trascurando il contributo dovuto alla erosione dell'ugello), normalizzato rispetto all'intervallo complessivo di combustione, e lo si relaciona allo spessore del *web*, risulta evidente la corrispondenza tra la concavità presente circa a metà della curva con quella riscontrata nel profilo tensionale interno.

Richiamando alcuni studi reperibili in letteratura in merito alla migrazione di particelle solide all'interno di fluidi viscosi ed alla segregazione delle particelle con diametri differenti, sono state elaborate le seguenti considerazioni:

- per effetto della viscoelasticità del fluido e dei profili di velocità di tipo parabolico, si viene a generare nelle particelle un moto di migrazione laterale normale alla direzione

del fluido (Villone, D'Avino, Hulsen, Greco, & Maffettone, 2010), verso le regioni con stato tensionale minore;

- lo spostamento di una particella, per effetto della viscosità del fluido ad essa circostante, può essere considerato come inversamente proporzionale alla sua dimensione;
- le particelle di dimensioni maggiori tendono ad essere più mobili di quelle fini, ed a concentrarsi quindi nelle regioni di flusso con velocità maggiori e stati tensionali minori (Daevenas & Thépenier, 1999);
- In corrispondenza della massima convessità del profilo si viene a formare una regione ad alta concentrazione di particelle grosse, particelle che vanno poi gradualmente a diminuire di dimensione spostandosi verso le pareti;
- Come dimostrato da studi specifici presenti in letteratura, le regioni del grano con particelle di ossidante più piccole presentano ratei di combustione più elevati rispetto a quelle con particelle di dimensione maggiore;

In assenza di misure granulometriche dirette, si è quindi analizzata una possibile funzione in grado di modificare i parametri balistici del propellente, calcolati sperimentalmente ed implementati nei codici di simulazione, relazionandoli direttamente al fattore causa della segregazione particellare, ovvero la distribuzione delle tensioni interne al propellente fluido. Attraverso una campagna di prove mediante l'utilizzo del codice di simulazione 2D, precedentemente descritto nel Cap. 4, è stata dunque definita la seguente formulazione

$$r_b = (1 + f_{HUMP}(\tau)) \cdot a \cdot p_c^n \quad (6.2)$$

$$f_{HUMP}(\tau) = \begin{cases} (f_{\max} - 1) \cdot \sin\left(\frac{|\tau|}{\tau_{sat}} \cdot \frac{\pi}{2}\right) & \text{se } |\tau| < \tau_{sat} \\ f_{\max} & \text{se } |\tau| \geq \tau_{sat} \end{cases} \quad (6.3)$$

dove τ_{sat} e f_{\max} sono due variabili che vengono calcolate iterativamente attraverso le simulazioni di combustione, mentre τ identifica le tensioni locali nello spessore web che si realizzano durante il processo di estrusione della cartuccia.

Dalla analisi delle varie simulazioni fatte (Fig. 6.11), si è riscontrato come il valore massimo del fattore di amplificazione risulti anch'esso dipendente dal valore di pressione realizzato

durante la simulazione e pertanto può essere parametrizzato in funzione del tipo di prova (bassa pressione, media pressione o alta pressione). Il parametro τ_{sat} , invece, è risultato piuttosto indipendente dalle varie condizioni di prova e pertanto può essere considerato come termine costante.

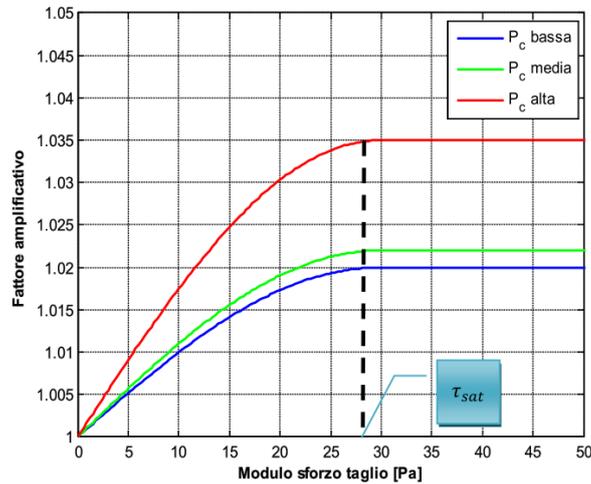


Figura 6.11. Funzione di amplificazione ottenuta nel caso di *cast-with-plunged-mandrel*. Da osservare come il fattore di amplificazione massimo risulti dipendente dalla tipologia di prova, ovvero il valore di pressione

6.1.2 Simulazione *cast-with-in-place-mandrel*

La simulazione del processo di fabbricazione della cartuccia di propellente per i motori Baria attraverso la tecnica del *cast-with-in-place-mandrel*, viene svolta in maniera analoga a quanto descritto in precedenza.

In questo caso, il disegno CAD dello stampo cilindrico presenta già la struttura della spina centrale e la simulazione ha inizio nel momento in cui il fluido penetra nel dominio di calcolo attraverso bocche di colaggio multiple (Fig 6.12).

Anche in questo caso, l'attenzione si è focalizzata principalmente sul campo di velocità e lo stato tensionale interno al fluido già rifluito nello stampo.

In particolare, data la presenza di più bocche di colaggio distinte, viene meno l'ipotesi di perfetta assial-simmetria delle fluidodinamiche interne e, pertanto, viene presa in considerazione la tridimensionalità del fenomeno ed analizzate tutte le componenti di velocità rispetto alla terna cartesiana.

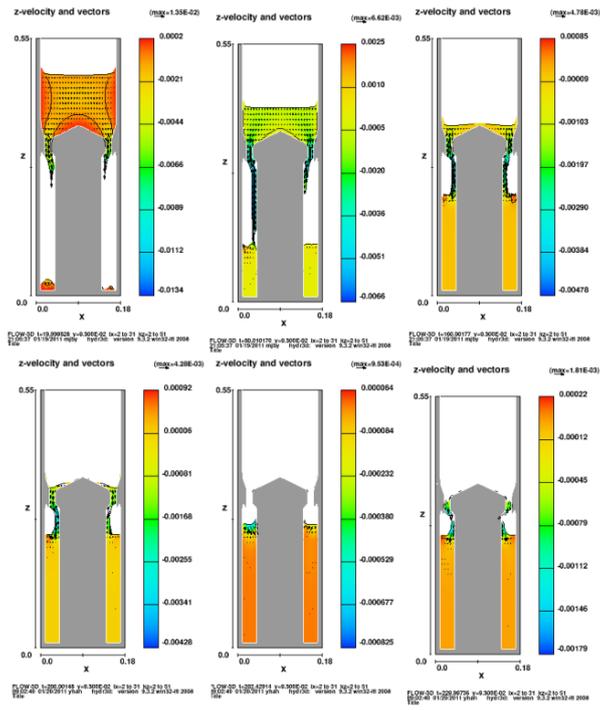


Figura 6.12. Simulazione del processo di formatura del grano propellente mediante colaggio con spina centrale già presente nello stampo (*cast with in-place mandrel*).

A differenza del caso precedente, tuttavia, dall'analisi dei profili ottenuti non sono emerse forti eterogeneità o distribuzioni degli stati tensionali interni (Fig. 6.13), tali da poter essere messi direttamente in relazione con i fattori HUMP ricavati dai profili sperimentali, come visto nel precedente paragrafo.

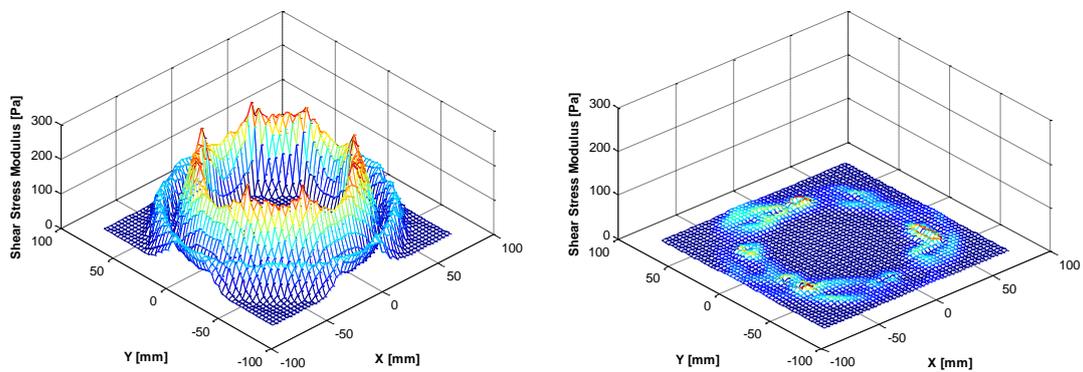


Figura 6.13. Confronto tra gli stati tensionali interni al fluido, simulati nel caso di *cast-with-plunged-mandrel* (sx) e *cast-with-in-place-mandrel*.

E' risultato dunque necessario indirizzare l'indagine ad altri aspetti del processo. In letteratura, nell'ambito di attività di ricerca simili viene fatto riferimento molto spesso ad una "organizzazione" interna del flusso a strati, definita anche *layer model* (Le Breton & Ribereau, 2002), *casting striation* o *rainbow effect* (Friedlander & Jordan, 1984), facilmente riscontrabile attraverso una analisi a raggi X della generica sezione longitudinale del grano (Shimada, Kitagawa, Hasegawa, Fukunaga, & Asakawa, 2010).

In generale, dunque, è pratica comune legare la morfologia di tali stratificazioni, ed in particolare il loro angolo di inclinazione rispetto al fronte di fiamma, alla eterogeneità del rateo di combustione locale.

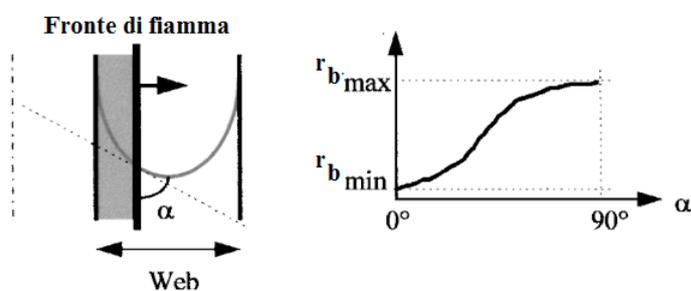


Figura 6.14. Interpretazione grafica della eterogeneità del rateo di combustione in relazione alla organizzazione interna del grano.

In assenza di dati sperimentali specifici, si è dunque cercato di realizzare, ancora una volta mediante la simulazione CFD, delle prove ad hoc per cercare di ricostruire, seppur in maniera approssimata, una analoga relazione.

Un primo tentativo, ha visto l'introduzione nella simulazione di un numero finito di particelle sferiche (~200.000) di differente dimensione ma medesima densità, in modo da verificare comunque una qualche distribuzione preferenziale all'interno del *web*. Dall'analisi dei risultati ottenuti, è stato possibile formulare alcune importanti considerazioni:

- nonostante la ridotta concentrazione delle sospensioni solide, risulta effettivamente riscontrabile una sorta di sedimentazione e di aumento di concentrazione particellare nella zona centrale, approssimativamente in corrispondenza delle bocche di colata;

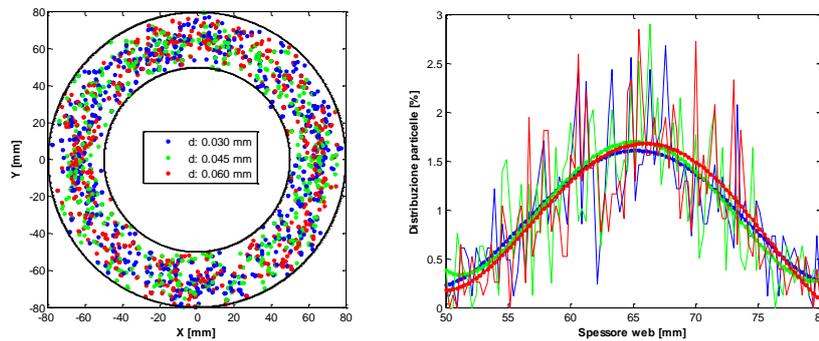


Figura 6.15. Implementazione di particelle solide nella simulazione CFD

- tale andamento, probabilmente in virtù anche delle ridotte dimensioni del motore, risulta pressoché identico per tutte le dimensioni di particelle considerate, e pertanto non è possibile formulare alcuna ipotesi in merito ad una possibile segregazione interna alla granulometria;
- dall'analisi vettoriale delle velocità delle singole particelle esaminate è emerso, sopecie in prossimità della superficie, una differente cinematica tra le particelle giacenti nella zona centrale della sezione, caratterizzate da una certa caoticità in modulo e verso, e quelle in prossimità delle pareti solide, contraddistinte invece da una sorta di risalita;
- se si assume, dunque, che il moto di agitazione introdotto nel fluido dal flusso in caduta si limiti ad una regione prossima alla superficie e che tenda ad attenuarsi man mano che si procede più in profondità, è possibile ipotizzare che le particelle mantengano quasi inalterate le loro caratteristiche, in termini di concentrazione spaziale ed orientazione;
- l'ipotesi precedente fa sì che si possa ipotizzare anche, data la non sfericità delle particelle solide reali, che tali particelle tendano ad orientarsi (come previsto dalla teoria) volgendo alla direzione del flusso la loro superficie frontale minore: pertanto si verrebbe ad avere nella regione centrale anche in questo caso una certa caoticità ed una orientazione media pressoché nulla, mentre in corrispondenza delle pareti una sorta di “verticalizzazione” degli orientamenti, come riportato schematicamente nella Figura seguente;

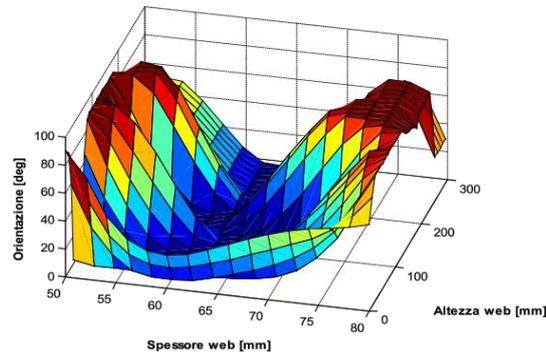


Figura 6.16. Ricostruzione della possibile orientazione particellare all'interno del grano propellente a seguito del colaggio.

Il fronte di fiamma, in corrispondenza della superficie interna cilindrica del grano e di quella esterna inibita, viene quindi ad incontrare nel suo avanzamento una regione caratterizzata inizialmente non solo da una bassa densità particellare (soprattutto ossidante) ma anche da particelle orientate a rivolgere la superficie esposta maggiore (e dunque caratterizzate da una maggiore inerzia termica). Questo si traduce in una riduzione del rateo di penetrazione dell'onda termica, e dunque della velocità di combustione locale. Situazione opposta si può supporre avvenire invece nella regione centrale dove si ottiene un rapido aumento del rateo di combustione, soprattutto in virtù della maggiore concentrazione particellare.

Tuttavia, nonostante concettualmente risulti valido, l'aspetto dell'orientazione particellare può risultare piuttosto labile, se raffrontato con il primo, e pertanto si è deciso di trascurarlo in prima analisi.

A partire dai profili di distribuzione particellare ricavati lungo tutta la sezione longitudinale del grano, è stata dunque definita la seguente formulazione

$$r_b = (1 + f_{HUMP}(\Phi_{part})) \cdot a \cdot p_c^n \quad (6.4)$$

$$f_{HUMP}(\Phi_{part}) = f_{max} \cdot \alpha(\Phi_{part}) \quad (6.5)$$

dove si è indicato con ϕ_{part} la distribuzione delle particelle simulate (indipendentemente dalla loro dimensione) riferita allo spessore del *web*. Anche in questo caso il parametro f_{max} viene fatto dipendere, attraverso una serie di simulazioni mediante il codice 2D, dal valore di pressione medio raggiunto in camera e dalla particolare formulazione del propellente (Ariane V o Vega).

Anche in questo caso, i risultati relativi ad alcune simulazioni fatte vengono proposti nel precedente Cap. 4.

6.2 Analisi sperimentale del fattore HUMP nel motore Zefiro 9

L'analisi del processo di caricamento del propellente in motori di grandi dimensioni, per cercare di ricostruire anche in questo caso le possibili relazioni esistenti con i fattori di HUMP riscontrati sperimentalmente, si dimostra alquanto più complessa che nel caso dei motori Baria. Alle varie considerazioni avanzate nei paragrafi precedenti, e che possono ancora essere considerate pienamente valide, devono essere aggiunte anche quelle derivanti dal fatto che il processo di colaggio avviene in più fasi consecutive e con più impasti. Concettualmente la procedura può essere definita ancora una volta del tipo *cast-with-in-place-mandrel* (dal momento che la spina centrale viene inserita preliminarmente nel motore), ma in questo caso è necessario tener conto anche delle dinamiche e delle interazioni che si vengono a generare tra i diversi *batch* di propellente, come evidenziato in Fig. 6.17

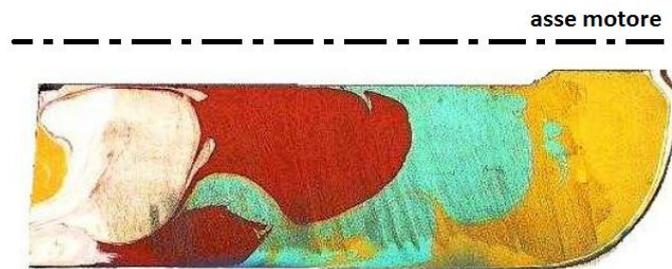


Figura 6.17. Esempio di stratificazioni interne al grano propellente in un SRM di grandi dimensioni. Questo campione dimostrativo è stato realizzato presso gli stabilimenti Avio e, al fine di evidenziare meglio la disposizione delle stratificazioni, sono stati inserite delle pigmentazioni policrome all'interno dei vari impasti.

In particolare, è possibile osservare come, per effetto delle pressioni generate da ogni nuovo impasto in fase di colata, si abbiano tutta una serie di rimescolamenti e di risalite lungo le pareti laterali da parte degli strati sottostanti, sebbene complessivamente i vari *batch* rimangano sempre ben distinguibili l'uno dall'altro. Questo è dovuto alla caratteristica reologica del fluido in esame ed al fatto che, date le tempistiche dell'ordine delle ore richieste, si vengono a generare differenze di viscosità e densità tra l'impasto "fresco" in fase di colata e quelli già presenti all'interno dell'involucro, in cui ha avuto già inizio il processo di reticolazione in maniera naturale.

Anche in questo caso, il primo approccio utilizzato per l'analisi è risultato essere quello numerico, attraverso simulazioni CFD con il codice Flow3D organizzate in modo tale da indagare di volta in volta un particolare aspetto del problema (Fig. ...)

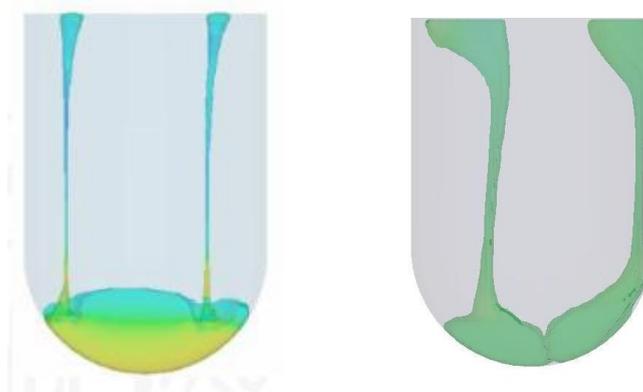


Figura 6.18. Esempi di simulazione CFD del processo di colaggio del propellente all'interno di uno stampo fittizio. Le immagini fanno riferimento a due simulazioni differenti in cui è stata fatta variare la viscosità del fluido (~ 300 Pa·s nella prima, ~ 550 Pa·s nella seconda).

Scarsi risultati sono stati ottenuti in merito alla simulazione con due o più bocche di colata ben distinte tra loro, per cercare di studiare anche l'interazione tra i diversi "fronti" fluidi (regioni che in genere ospitano occlusioni di bolle d'aria o discontinuità nella amalgama), mentre sono state riscontrate serie difficoltà nelle simulazioni *multi-batch*, per lo più causate dalla impossibilità del software di gestire simultaneamente più fluidi con caratteristiche reologiche diverse.

E' stata dunque rivolta l'attenzione ad una indagine più propriamente sperimentale, grazie alla disponibilità di alcuni campioni di propellente inerte provenienti da una colata dimostrativa relativa ad un motore Zefiro 9, Fig. 6.19. Sebbene l'impasto utilizzato non presenti le medesime caratteristiche granulometriche di quello attivo, essendo costituito esclusivamente di saccarosio, HTPB e pigmenti bicromatici, può rappresentare in ogni caso un valido banco prova per validare le considerazioni fatte nell'ambito dell'approccio numerico. In particolare, l'obiettivo è stato in primis quello di verificare eventuali discrepanze tra la struttura granulometrica di un campione asportato nella zona centrale di un impasto ed uno asportato in corrispondenza dell'interfaccia tra due diverse colate.



Figura 6.19. Particolare del sezionamento del motore Zefiro 9, caricato con propellente inerte bicromatico. Nell'immagine sono evidenziate anche le regioni di propellente utilizzate nei raffronti.

Un primo tentativo di analisi, effettuato tramite microscopia ottica a riflessione, è risultato non in grado di fornire indicazioni utili a riguardo, per lo più a causa della scarsa qualità e contrasto cromatico delle superfici esaminate.

Come evidente nelle Fig. 6.20, a causa della loro trasparenza, i cristalli di zucchero risultano scarsamente distinguibili in entrambe le colorazioni, inoltre questa tipologia di analisi prevede di norma una preparazione ed un lavaggio della superficie di osservazione, pratiche che si sono rivelate non in accordo con la natura friabile del polimero e solubile dei cristalli.

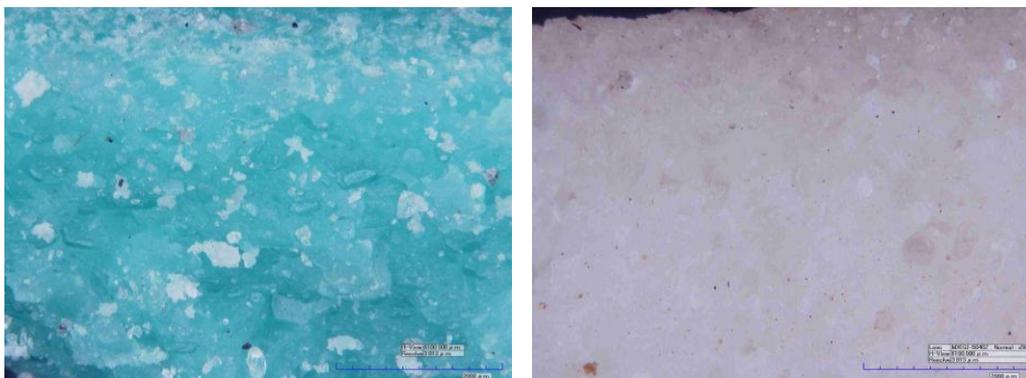


Figura 6.20. Analisi di campioni di propellente inerte mediante microscopia ottica a riflessione.



Figura 6.21. Analisi con microscopia ottica di un campione di propellente inerte prelevato nell'interfaccia tra due colate consecutive.

L'alternativa, come adottata anche in diversi studi reperibili in letteratura, è risultata essere la micro-tomografia computerizzata a raggi X normalmente utilizzata in ambito medico, in quanto capace di analizzare la struttura interna di un campione senza la minima invasività.

Attraverso un supporto mobile, il campione viene posto in rotazione e scansionato a step angolari attraverso un fascio verticale di raggi X.

L'assorbimento dei raggi da parte del materiale attraversato viene misurato sotto forma di perdita di intensità ed è ovviamente dipendente dalla particolare densità locale. Le proiezioni angolari grezze vengono quindi elaborate attraverso un processo di retroproiezione basato sulla cosiddetta *trasformata di Radon* e convertite in una successione di immagini 2D raffiguranti le differenti sezioni del campione normali al suo asse di rotazione.

In Fig. 6.22 sono riportati, a titolo esemplificativo, le sezioni tomografiche di due campioni di propellente inerte (circa 1,5x1,5x1,5 cm) prelevati nelle due regioni di interesse. La risoluzione adottata per il fascio di raggi, e dunque delle immagini di output, è pari a circa 6 μ m.

Visivamente non è possibile riscontrare differenze macroscopiche tra i due campioni, in conseguenza anche al fatto che l'impasto risulta del tutto mono-modale. E' stato dunque necessario realizzare un apposito algoritmo in ambiente Matlab® per l'analisi binaria delle immagini acquisite ed il calcolo dei vari parametri geometrici delle singole particelle.

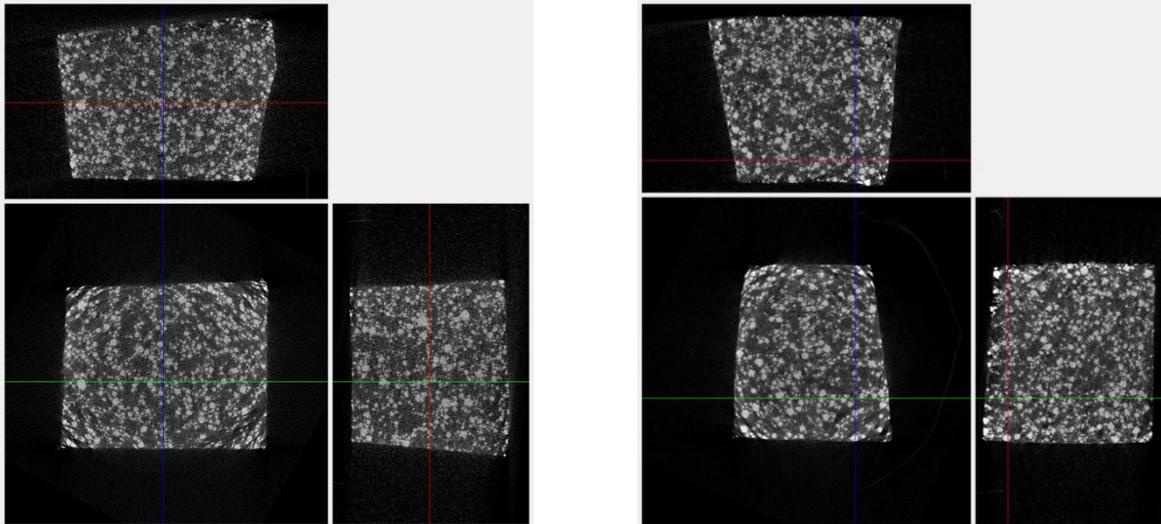


Figura 6.22. Sezioni tomografiche dei due campioni di propellente inerte analizzati. La prima a sinistra fa riferimento ad un frammento prelevato nella zona centrale di una delle colate, mentre la seconda in corrispondenza di una interfaccia tra due diverse.

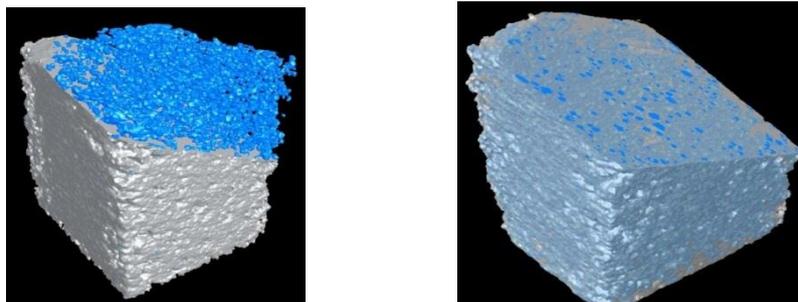


Figura 6.23. Rendering 3D delle sezioni tomografiche acquisite. Nella prima immagine vengono evidenziati i cristalli di saccarosio presenti all'interno del campione, mentre nella seconda viene proposta un generico sezionamento.

Al fine di garantire la correttezza del calcolo, escludendo le regioni prive di materiale, viene preso in esame in tutte le sezioni un sotto-dominio (anche detto ROI, *Region Of Interest*) di circa 5mm di lato. Dallo studio della correlazione esistente tra due immagini consecutive (equispaziate di una distanza pari alla risoluzione del singolo pixel) è risultato possibile effettuare una analisi delle particelle non solo nel 2D, ma anche nel 3D, ricorrendo al concetto grafico di *voxel* (*volumetric pixel*), potendo così pervenire ad alcuni importanti risultati:

- Dal punto di vista della concentrazione, è stato riscontrato un numero di particelle maggiore nel campione di centro colata, rispetto a quello prelevato nell'interfaccia.

- Dall'analisi dei diametri equivalenti (Fig. 6.24) è emerso come in prossimità dell'interfaccia tra due colate differenti si abbia un accumulo di particelle di dimensioni complessivamente maggiori rispetto al caso del centro colata.

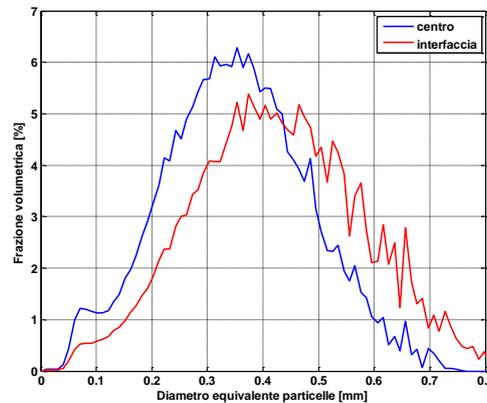


Figura 6.24. Distribuzione granulometrica all'interno dei campioni analizzati.

- Considerando il singolo *batch*, per effetto delle forze di gravità e delle inerzie dovute alla caduta, le particelle solide tendono a depositarsi verso il basso (sedimentazione), lasciando un sottile strato di quasi solo legante in prossimità del pelo libero.
- L'inserimento ogni nuovo *batch* interagisce con quello già presente nel motore ed in particolare con lo strato di legante a bassa concentrazione particellare che si è formato in prossimità del pelo libero superiore. Per effetto della pressione piezometrica della massa nuova in caduta, lo strato di legante superficiale tende ad essere sospinto lontano dal punto di impatto, dando origine alle vistose risalite laterali. I primi impasti risultano quindi quelli maggiormente compressi (per effetto delle altre colate sovrastanti) e le risalite di fatto più marcate.
- In conseguenza della maggior mobilità delle particelle grandi per effetto delle forze viscosse, queste tenderanno a seguire il fronte fluido e dunque ad allontanarsi maggiormente dal punto d'impatto del filetto in caduta, rispetto a quelle più piccole. Si viene dunque a creare in prossimità del flusso di colata (individuabile dalla concavità dei profili) una zona caratterizzata da una elevata concentrazione di granulometria fine e dunque da un rateo di combustione localmente più elevato.

A partire dalle precedenti considerazioni è stata ricostruita una possibile mappatura della distribuzione granulometrica interna alla sezione del grano e dunque del rateo di combustione (Fig. 6.25). In accordo con il profilo del fattore di HUMP ricavato per via sperimentale, si vengono ad avere due regioni in prossimità della spina centrale e della superficie esterna del *case*, caratterizzate da un basso valore della prestazione balistica del grano ed una più centrale, in asse con le bocche di colata e disassata rispetto alla mezzeria della sezione in cui si verifica un rapido incremento di prestazione per effetto della maggior concentrazione di particelle e soprattutto di piccola dimensione.

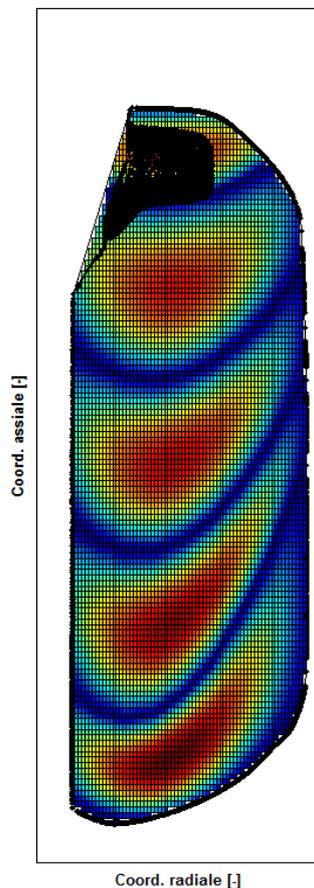


Figura 6.25. Ricostruzione della eterogeneità della caratteristica balistica del propellente nel motore Zefiro 9, per effetto del processo di colaggio. In nero vengono riportati i nodi griglia iniziali relativi al dominio di simulazione del codice ROBOOST.

Tale mappatura è stata successivamente implementata all'interno del simulatore ROBOOST ed i risultati simulati raffrontati con i profili di pressione sperimentali, riportati nel Cap. 5.

7. Conclusioni

L'attività di ricerca svolta, e presentata in questa dissertazione, si inserisce nell'ambito dello studio di possibili strumenti e metodi per l'indagine prestazionale dei motori a razzo a propellente solido normalmente impiegati per la propulsione aerospaziale.

Dal punto di vista tematico, essa è stata organizzata principalmente lungo due filoni tematici complementari:

- definizione e lo sviluppo di uno strumento di simulazione per la ricostruzione delle caratteristiche operative reali di un qualsiasi endoreattore a solido;
- studio dei principali elementi determinanti la prestazione balistica del grano solido .

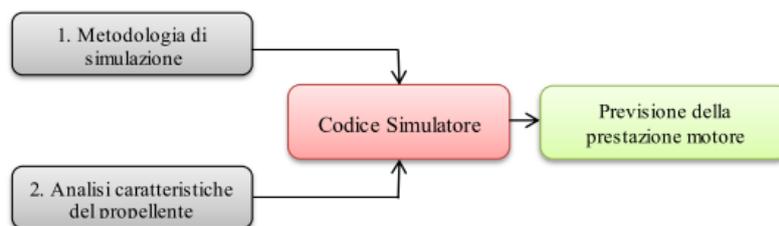


Figura 7.1. Organizzazione dell'attività di ricerca svolta.

Il lavoro è stato possibile grazie alla collaborazione ed all'aiuto dell'azienda Avio Space Division di Colleferro (Roma), che ha messo a disposizione nozioni e dati sperimentali indispensabili per la realizzazione e validazione dei codici e dei modelli qui descritti.

Per quanto concerne il primo filone tematico, data la semplicità costruttiva e di funzionamento dei sistemi a propellente solido, l'obiettivo dello studio si è focalizzato principalmente sulla ricostruzione del processo di combustione del grano, in maniera tale da poter definire, a partire da esso, le caratteristiche fisiche della camera di combustione (pressione, temperatura, etc.), responsabili della prestazione propulsiva del motore.

Ad oggi, infatti, sebbene globalmente siano stati realizzati numerosi e differenti codici (non sempre disponibili in commercio), finalizzati a tale scopo, pochi risultano concretamente in grado di applicare nella ricostruzione numerica del processo ratei di combustione

spazialmente variabili da punto a punto sulla superficie del grano, come effettivamente accade nel fenomeno reale.

Infatti, pratica comunemente adottata risulta essere oggi quella di mantenere comunque un approccio teorico, ovvero caratterizzato da un rateo di regressione della superficie di combustione ovunque uniforme, introducendovi opportuni coefficienti compensativi di correzione, detti in genere fattori HUMP, calcolati a partire dal confronto con precedenti dati sperimentali.

Il lavoro di modellazione qui descritto ha dunque cercato di superare tale limitazione, proponendo un nuovo approccio in grado di garantire una maggiore risoluzione puntuale della superficie di combustione, in modo tale da consentire una più “realistica” definizione del processo di combustione del grano senza ricorrere ai fattori HUMP finora utilizzati.

Tale approccio, nella pratica, è basato su una discretizzazione spaziale finita della superficie del grano e sulla sua movimentazione controllata in corrispondenza dei nodi, sulla base del valore locale del rateo di combustione imposto. Questo, se da un lato può introdurre, rispetto ad altri approcci oggi in uso, come le tecniche analitiche o il cosiddetto *level-set method*, difficoltà nel calcolo di alcuni parametri di superficie, quali normali o curvature, dall'altro garantisce di certo una maggiore flessibilità del dominio, dal momento che ciascuno nodo nell'evolvere non risulta vincolato agli altri da relazioni geometriche e l'unico vincolo imposto si riduce ad essere ovviamente l'osservanza del cosiddetto Principio di Huygens (Cap. 2).

Inoltre, l'accuratezza della descrizione risulta come nota, legata al passo di discretizzazione spaziale utilizzato e pertanto può essere comunque migliorata, incrementando opportunamente la risoluzione del dominio, andando ovviamente ad inficiare sulle tempistiche di calcolo richieste.

Alla conversione delle informazioni fornite dal codice di regressione in caratteristiche di camera e dunque in prestazione propulsiva, è stato dedicato un complementare modello di balistica interna, realizzato in modo tale da potersi di volta in volta interfacciare efficacemente con il primo algoritmo. A seconda della accuratezza ricercata e delle dimensioni stesse della motorizzazione simulata, l'algoritmo di balistica interna può ricorrere o ad un semplice approccio 0D non stazionario oppure alla combinazione di un metodo 0D non-stazionario e di uno 1D Quasi Stazionario, in grado di ricostruire, con opportune semplificazioni, anche le fluidodinamiche interne alla camera di combustione.

L'accoppiamento tra “modulo di regressione superficiale” e “modulo di balistica interna”, rappresenta appunto lo “strumento di simulazione”, utilizzabile per l'analisi di curve sperimentali o la previsione prestazionale del motore reale.

Un primo codice 2D, integrato con una descrizione 0D della balistica interna, è stato sviluppato e impiegato al fine di indagare gli scostamenti tra i profili di pressione sperimentali e quelli simulati, relativamente ai motori in scala ridotta Baria, impiegati dall'azienda per la caratterizzazione del propellente solido. Sono implementate possibili distribuzioni del rateo di combustione in grado di giustificare i trend sperimentali, ottenendo buoni risultati e fornendo una prima validazione al metodo.

Un secondo e molto più complesso codice di simulazione, denominato ROBOOST (ROcket BOOst Simulation Tool) è stato realizzato utilizzando un approccio discreto completamente 3D, per la ricostruzione della dinamica del grano, ed un modello completo 0D-1D QS per la soluzione balistica interna. La validazione è stata effettuata applicando tale codice al motore Zefiro 9, prodotto da Avio, conseguendo buoni risultati nei raffronti sia con curve di riferimento che con profili sperimentali forniti dall'azienda. Sono state effettuate simulazioni del funzionamento del motore sia in condizioni nominali che non, introducendo distribuzioni eterogenee del rateo di combustione sia per testare le capacità dell'algoritmo che per tentare di giustificare i fattori di HUMP ricavati.

Il secondo filone tematico di ricerca, descritto nella dissertazione ha invece riguardato l'analisi delle caratteristiche fisiche, chimiche e reologiche del grano solido al fine di relazionarle alle distribuzioni eterogenee del rateo di combustione implementate nei codici di simulazione realizzati.

Relativamente ai motori in scala ridotta Baria sono state effettuate simulazioni CFD dei processi di preparazione del propellente per ricostruirne gli effetti sulla sua struttura interna prima della solidificazione finale. Seppur semplificate, tali simulazioni hanno comunque consentito di definire con successo possibili fattori ed aspetti determinanti eterogeneità del propellente tali da giustificare qualitativamente i fattori HUMP riscontrati sperimentalmente.

In merito al motore Zefiro 9, invece, sono stati analizzati mediante micro-tomografia computerizzata a raggi X campioni di propellente inerte, al fine di indagare il contributo alla disomogeneità della granulometria del propellente dovuto al riempimento *multi-batch* (ovvero in più fasi consecutive) del motore. I risultati emersi hanno in parte confermato le ipotesi formulate in precedenza ed hanno consentito di realizzare una preliminare “mappatura” della prestazione del propellente.

Entrambi i filoni di ricerca non sono da considerarsi conclusi ma, al contrario possono considerarsi tutt'ora in evoluzione.

Relativamente al simulatore ROBOOST, gli sforzi futuri saranno mirati al perfezionamento sia del modello di balistica interna 1D QS, sia del algoritmo di regressione, ed in particolar modo delle procedure di *remeshing*. Inoltre, verranno implementate nelle simulazioni anche le alterazioni nella prestazione dovute alla presenza di difetti, anche estesi, all'interno del grano, come ad esempio cricche od occlusioni d'aria (Fig. 7.2).

In merito, invece, alla analisi balistica del propellente, si proseguirà con lo studio della struttura interna al grano, sia in maniera sperimentale che simulata, per cercare di validare completamente tutte le considerazioni formulate nel Cap. 6, e per definire, soprattutto in riferimento al motore Zefiro 9, delle mappa del rateo di combustione molto più coerenti con i reali fattori di HUMP riscontrati.



Figura 7.2. Esempio di occlusione d'aria in un grano propellente, nella zona a contatto con il *liner* interno.

Bibliografia

- Arianespace. (2006). *VEGA User's Manual (3)*.
- AVIO Group. (s.d.). Tratto da Company Web Site: www.aviogroup.com
- Benini, E. (2006). *Propulsione Aerea*. Padova: CLEUP.
- Bianchi, D. (2007). *Modeling of Ablation Phenomena in Space Applications*. Roma: PhD Thesis - Università degli Studi di Roma La Sapienza.
- Bradley, H. (1964). Theory of an Homogeneous Model of Rocket Motor Ignition Transient. *Solid Propellant Rocket Conference*. Palo Alto (California): AIAA Paper 64-127.
- Bray, N. (2004). *Notes on Mesh Smoothing*.
- Brown, J. (1991). Vertex Based Data Dependent Triangulations. *Computer-Aided Design vol.8*, 239-251.
- Cavallini, E. (2009). *Modeling and Numerical Simulation of Solid Rocket Motors Internal Ballistics - PhD Thesis*. Roma.
- Chan, O. (1974). *Asymmetric Grain Evolution Computer program*. Aerojet Solid Propulsion Company.
- Chemical Equilibrium with Application*. (s.d.). Tratto da NASA Glenn Research Center: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/>
- Coats, D., Nickerson, G., Dang, A., & Dunn, S. (1987). Solid Performance Program (SPP). *23rd AIAA Joint Propulsion Conference*. San Diego (CA).
- Daevenas, A., & Thépenier, J. (1999). Recent Progress in the Prediction and Analysis of the Operation of SRMs. *Acta Astronautica - vol. 44 (7)*, 461-469.
- Damiani, F. (1996). *Simulazione Fluidodinamica del Colaggio di Propellente in Endoreattori a Propellente Solido*. Roma: Tesi di Laurea - Università degli Studi "Tor Vergata".
- De Soto, S., & Friedman, A. (1965). Flame Spreading and Ignition Transient in Solid Grain Propellant. *AIAA Journal vol.3*, 405-412.
- Desbrun, M., Meyer, M., Schroeder, P., & Barr, A. (1999). Implicit Fairing of Arbitrary Meshes using Diffusion and Curvature Flow. *Proceedings of SIGGRAPH*, (p. 317-324).
- Di Angelo, L., & Di Stefano, P. (2006). *Metodi per l'Interpretazione delle Curvature di Geometrie definite con Mesh Triangolari*. DIMEG Università de L'Aquila.

- Fedele, D. (2011). *Modello di calcolo per la valutazione delle prestazioni propulsive di un motore ibrido - MsC Thesis*. Università degli Studi di Bologna.
- Filippo, S. (1999). *Gasdinamica*. Ed. Ingegneria 2000.
- Friedlander, M., & Jordan, F. (1984). Radial variation of Burning Rate in Center Perforated Grains. *20th Joint Propulsion Conference*. Cincinnati.
- Gouraud, H. (1971). Continuous Shading of Curved Surfaces. *IEEE Trans Computer* vol.20, 6, 623-629.
- Heywood, J. (1989). *Internal Combustion Engine Fundamentals*. McGraw-Hill.
- Jain, S., Nandagopal, S., & Singh, P. (2009). Size and Shape of Ammonium Perchlorate and their Influence on Properties of Composite Propellant. *Defence Science Journal - vol. 59 (3)*, 294-299
- Jiao, X., Zheng, G., Lawlor, O., Alexander, P., Campbell, M., Health, M., et al. (2005). An Integration Framework for Simulations of Solid rocket Motors. *41st Joint Propulsion Conference*. Tucson (Arizona).
- Kim, S., Lee, D., & Yang, M. (2004). Offset Triangular Mesh Using the Multiple Normal Vectors of a Vertex. *Computer-Aided Design and Applications* vol.1, 285-292.
- Le Breton, P., & Ribereau, D. (2002). Casting Process Impact on Small Scale SRM Ballistic Performance. *Journal of Propulsion and Power* vol.18 (6).
- Lee, J., & Burchfield, P. (1966). *Solid Propellant Rocket Motor Performance Computer Programs using the Group Transformation Method*. NASA TN D-3667.
- Maggi, F., De Luca, L., Bandera, A., Subith, V., & Annovazzi, A. (2006). Burn-rate Measurements on Small-Scale Rocket Motors. *Defence Science Journal* vol. 56 (3), 353-367.
- Max, N. (1999). Weights for Computing Vertex Normals from Facet Normals. *Journal of Graphics Tools* vol.4, 2, 1-6.
- Persson, P., & Strang, G. (2004). A Simple Mesh Generator in Matlab. *SIAM Rev.* - vol 46 (2), 329-345.
- Rogers, C., Smith, P., & Klager, K. (1978). *Rheology of Composite Solid Propellants during Motor Casting*. NASA.
- Shapiro, A. (1953). *Dynamics and Thermodynamics of Unsteady Compressible Flow - vol. I & II*. New York: The Roland Press Company.
- Shimada, T., Kitagawa, K., Hasegawa, H., Fukunaga, M., & Asakawa, H. (2010). Development of Advanced Computer Science for SRM Internal Ballistics: ACSSIB. *61th International Astronautical Congress*. Prague.

- Sutton, G., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements - 7th ed.* Wiley & Sons.
- Unrig, G., Ribereau, D., Hiss, A., Brauner, C., Namah, G., & Suys, O. (1995). Processing Effects on Ballistic Response of Composite Solid Propellant Grains. *Paper AIAA 95-2585*. San Diego (CA).
- Villone, M., D'Avino, G., Hulsen, M., Greco, F., & Maffettone, P. (2010). Numerical Simulations of Particle Migration in a Viscoelastic Fluid subjected to Poiseuille Flow. *Computer & Fluids*.
- Vorsteveld, L. G., & Hermance, C. (1987). Effect of Geometry on Ignition of a Reactive Solid: Acute Angles. *Journal of Propulsion vol.5 (1)*, 26-31.
- Willcox, M., Brewster, M. Q., Tang, K., & Stewart, D. (2007). Solid Propellant Grain Design and Burnback Simulation using a Minimum Distance Function. *Journal of Propulsion and Power - vol 23 (2)*.