



Ricerca di Sistema elettrico

Caratterizzazione sperimentale di un bruciatore “Trapped Vortex”

R. Camussi, T. Pagliaroli, E. Giulietti, C. Stringola

CARATTERIZZAZIONE SPERIMENTALE DI UN BRUCIATORE "TRAPPED VORTEX"

R. Camussi, T. Pagliaroli (Università degli Studi Roma TRE)
E. Giulietti, C. Stringola (ENEA)

Settembre 2014

Report Ricerca di Sistema Elettrico

Accordo di Programma Ministero dello Sviluppo Economico - ENEA

Piano Annuale di Realizzazione 2013

Area: Produzione di energia elettrica e protezione dell'ambiente

Progetto B2: Cattura e sequestro della CO₂ prodotta da combustibili fossili

Obiettivo: Parte A - b: Tecnologie per l'ottimizzazione dei processi di combustione

Sub-task b.3.2: Caratterizzazione sperimentale di un bruciatore "Trapped Vortex"

Responsabile del Progetto: Ing. Stefano Giammartini, ENEA

Il presente documento descrive le attività di ricerca svolte all'interno dell'Accordo di collaborazione "*Caratterizzazione sperimentale di un bruciatore Trapped Vortex*"

Responsabile scientifico ENEA: Ing. Emanuele Giulietti

Responsabile scientifico Università degli Studi Roma TRE: Prof. Roberto Camussi

Indice

SOMMARIO.....	4
1 INTRODUZIONE.....	5
2 DESCRIZIONE DELLE ATTIVITÀ SVOLTE E DEI RISULTATI	6
2.1 IL SISTEMA A GUIDA D'ONDA.....	7
2.2 SETUP SPERIMENTALE	10
2.3 MATRICE DELLE PROVE IN CONDIZIONI REATTIVE.....	11
2.3.1 <i>Risultati delle prove relative al sub-matrice 1</i>	13
2.3.2 <i>Risultati prove relative al sub-matrice 2</i>	15
2.3.3 <i>Risultati prove relative al sub-matrice 3</i>	16
2.3.4 <i>Risultati prove relative al sub-matrice 4 e 5</i>	16
2.4 TEST MODALE IN CONDIZIONI NON REATTIVE.....	17
2.5 CALCOLO DEL PRIMO MODO ACUSTICO IN CONDIZIONI REATTIVE	18
2.6 INSTABILITÀ TERMOACUSTICA	19
2.7 LA DIAGNOSTICA DELL'INSTABILITÀ TERMOACUSTICA.....	21
2.7.1 <i>La trasformata wavelet: Local Intermittency Measure</i>	21
2.7.2 <i>Definizione di un indice d'instabilità termoacustica</i>	26
2.8 IDENTIFICAZIONE SORGENTI DI FLUTTUAZIONE DI ENERGIA RADIANTE	30
3 CONCLUSIONI.....	36
4 RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI.....	37
5 ABBREVIAZIONI ED ACRONIMI.....	38

Sommario

Nel presente documento è descritta l'attività di ottimizzazione del bruciatore Trapped Vortex (ETVB-mod.1, acronimo di "ENEA Trapped Vortex Burner – modello 1") progettato e realizzato durante i precedenti Accordi di Programma [1]. Tale tecnologia è caratterizzata da basse emissioni inquinanti ed alta stabilità di combustione.

L'attività sperimentale ivi descritta è stata volta ad indagare il range di stabilità del combustore ed a sviluppare gli strumenti diagnostici necessari ad un'attività futura mirata all'ottimizzazione dell'impianto.

Il comportamento aeroacustico del TVC è stato studiato sperimentalmente, a freddo ed in condizioni reattive, attraverso una serie di campagne di misura effettuate sull'impianto disponibile presso l'ENEA. In una prima fase si è verificato il set-up sperimentale esistente e si è cercato di apportare opportuni miglioramenti proponendo nuove soluzioni realizzative della catena di misura, con la finalità d'incrementare il rapporto segnale-rumore. Successivamente, dopo aver pianificato una test-matrix a completamento di un database precedentemente acquisito, si è proceduto con l'acquisizione di nuovi dati. In questa fase l'ENEA si è occupata degli allestimenti sperimentali, del controllo dell'impianto e dell'acquisizione dei segnali, mentre l'Università degli Studi Roma TRE si è dedicata all'analisi dei dati. L'analisi è stata condotta per mezzo di tecniche convenzionali, quali l'analisi nel dominio del tempo e della frequenza. Successivamente, tecniche di analisi più sofisticate sono state sviluppate ed impiegate per ottenere una più approfondita comprensione delle dinamiche in gioco. La trasformata wavelet è stata utilizzata per l'analisi dei segnali in evoluzione, dimostrandosi quindi particolarmente idonea all'individuazione di precursori di instabilità. Inoltre la tecnica nota come Proper Orthogonal Decomposition (POD) ha visto il suo impiego nell'individuazione delle sorgenti coerenti di energia radiante.

Un aspetto rilevante della ricerca è rappresentato dalla generazione di "Indici di instabilità" universali, ossia indipendenti dalla tipologia di bruciatore. In questo quadro, particolarmente critiche sono risultate le misure delle fluttuazioni di pressione a parete. Tali misure necessitano di un sistema in grado di resistere alle alte temperature in gioco, pertanto si è utilizzato un opportuno dispositivo, studiato *ad hoc*.

La pressione acustica è stata monitorata anche attraverso dei microfoni posizionati all'esterno del combustore.

Inoltre, al fine di ottenere informazioni statistiche circa la cinetica chimica e di riuscire a correlarle con le pressioni, sono state condotte alcune prove preliminari utilizzando un sensore ODC, due trasduttori di pressione ed un microfono esterno.

Le campagne di misura sono state finalizzate alla ricerca ed alla caratterizzazione delle condizioni di transizione e di innesco delle instabilità termoacustiche del combustore. Sono stati variati i valori di portata di aria primaria, portata di aria secondaria e portata di gas metano, per consentire di parametrizzare i risultati in termini di potenza termica e rapporto di equivalenza.

Il principale risultato emerso dall'attività descritta nel presente rapporto tecnico è stato ottenuto dall'analisi delle fluttuazioni di pressione rilevate a parete. Sono stati individuati dei picchi in frequenza dovuti ad effetti di natura acustica ed in particolare legati al primo modo di risonanza della geometria del combustore. Tali componenti tonali si presentano contemporaneamente nelle fluttuazioni di energia radiante qualora le condizioni di esercizio dell'impianto siano significativamente magre.

Questo comportamento attesta, in modo inequivocabile, che, sebbene le potenze in gioco siano contenute, il combustore risulta affetto da instabilità termoacustica. Poiché questo fenomeno si presenta in condizioni considerevolmente magre, una strategia di controllo di tale fenomenologia deve considerarsi volta ad un'ulteriore estensione del range di funzionamento.

Lo studio ha portato, come ricaduta scientifica, all'introduzione di una relazione analitica in grado di predire la frequenza del primo modo acustico in condizioni reattive, rendendo l'interpretazione delle componenti tonali nello spettro delle fluttuazioni di pressione particolarmente robusta.

1 Introduzione

Il *Trapped Vortex Combustor* (TVC) è un combustore di relativa nuova concezione, sfruttabile nei motori con Turbine a Gas, potenzialmente in grado di risolvere la crescente domanda di alta efficienza, basse emissioni e basse perdite di carico. I vantaggi intrinseci alla base della sua concezione lo rendono competitivo rispetto ai combustori tradizionali. Inoltre la tecnologia Trapped Vortex è in grado di realizzare condizioni di combustione MILD (*Moderate and Intense Low oxygen Dilution*).

La principale differenza tra TVC e combustori tradizionali per Turbine a Gas risiede nelle modalità di stabilizzazione della fiamma. Negli ultimi, la fiamma è stabilizzata attraverso la formazione di una macroscala fluidodinamica generata all'interno della cavità del TVC. Infatti, aria e combustibile vengono iniettate con continuità all'interno della cavità, garantendo una combustione stabile e sostenuta grazie all'efficienza del mescolamento ottenuta per mezzo della macroscala fluidodinamica.

Le performance di un combustore sono legate proprio alla capacità di mescolamento aria-combustibile all'interno della cavità. La presenza di ricircolazione dei prodotti della combustione all'interno della cavità aiuta a bruciare un significativo quantitativo di combustibile; in condizioni di miscela magra, le basse temperature che ne derivano inibiscono il meccanismo di Zeldovich responsabile della produzione di NOx. Una distribuzione omogenea dei prodotti della combustione operata dalla macroscala è inoltre importante per ottenere adeguate distribuzioni di temperatura all'interno del combustore e alla sua uscita.

La ricerca del miglior compromesso tra l'efficienza del combustore e l'emissione di inquinanti può portare, in alcune condizioni operative, all'insorgere di fenomeni di instabilità della fiamma. Pagliaroli [2] ha mostrato, attraverso indagini sperimentali, che, per questa tipologia di geometria, il primo modo acustico è una componente dominante delle fluttuazioni di pressione. Tale componente potrebbe dare luogo a fenomeni d'instabilità termoacustica.

Le instabilità termoacustiche, infatti, si manifestano attraverso elevate fluttuazioni di pressione e crescente rilascio di calore. L'insorgere del fenomeno porta ad un aumento delle vibrazioni del sistema, alti livelli di rumore e aumento delle temperature con conseguenti danneggiamenti per fatica.

L'identificazione e la comprensione dei meccanismi che innescano questa fenomenologia è quindi un passo cruciale nella progettazione e messa in opera di un combustore. È in questa ottica che si inquadra il lavoro svolto in collaborazione tra l'Università degli Studi Roma TRE ed il Centro Ricerche Casaccia dell'ENEA.

Con lo scopo di approfondire la conoscenza dei regimi di stabilità, sono stati approntati una serie di test numerici e sperimentali su un modulo di bruciatore TVC, l'ETVB-mod1 (ENEA Trapped Vortex Burner modello 1), presente all'ENEA. I modi acustici sono stati studiati per via sperimentale sia a freddo che in condizioni reattive. Nelle analisi è stato evidenziato l'insorgere di accoppiamenti tra acustica e processo di combustione, i quali sono ascrivibili al primo modo acustico della camera.

I principali risultati ottenuti e le modalità con cui sono stati raggiunti verranno illustrati esaustivamente nelle sezioni che seguono.

2 Descrizione delle attività svolte e dei risultati

Il presente documento descrive l'attività di caratterizzazione del bruciatore ETVB-mod1 mediante indagine parametrica svolta presso il centro ricerche ENEA, Casaccia. Nel corso dello studio sperimentale sono state variate le portate dell'aria primaria, secondaria e del combustibile con la finalità d'investigare il comportamento dell'impianto per diversi punti di funzionamento. La matrice delle prove è stata fissata sulla base delle esperienze pregresse, a completamento di un database precedentemente acquisito.

In Figura 1 è presente un'immagine del solo bruciatore, nel quale sono state messi in evidenza gli ingressi dell'aria e del combustibile, mentre in Tabella 2 sono stati riportati i range operativi dei sistemi di alimentazione.

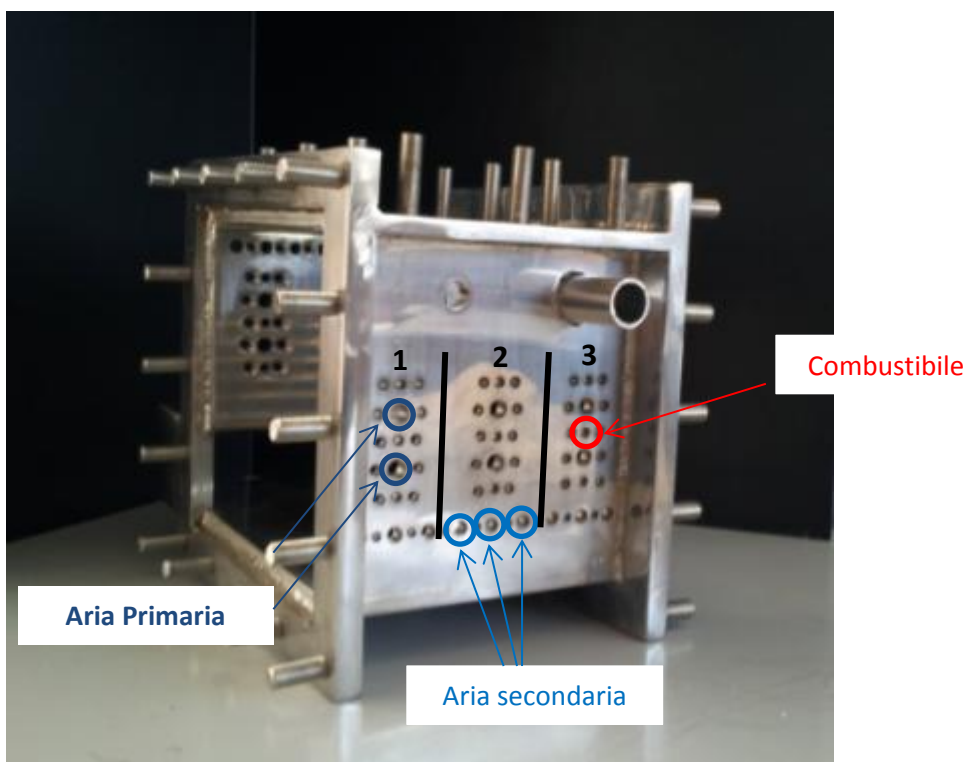


Figura 1. Il TVC installato sull'impianto MICOS. Centro Ricerche Casaccia, ENEA.

Tabella 2. Portate volumetriche totali minime e massime erogabili dai sistemi di alimentazione dell'impianto.

Range operativi sistemi di alimentazione TVC			
	n° fori	Portate Volumetriche [Nm ³ /h]	
		Min	Max
Aria Primaria Low	12	2.4	24
Aria Primaria High	12	15	140
Aria Secondaria	18	10	190
Metano CH ₄	18	1.5	20

Per completezza un' immagine dell'impianto è riportata in Figura 2.



Figura 2. Vista del TVC, dell'impianto di alimentazione e del controllo aria-combustibile.

Il setup sperimentale è stato pensato sulla base dei risultati ottenuti in studi precedenti [1, 2, 3, 4, 5]. In questi studi, condotti in condizioni non reattive, è emerso che il primo modo acustico del bruciatore ricopre un ruolo dominante in termini di fluttuazioni di pressione generate all'interno della camera. Sebbene, la geometria in esame sia differente da quella di un classico risonatore di Helmholtz, è stato dimostrato che il comportamento acustico della camera è a questo assimilabile [2]. Poiché significative fluttuazioni acustiche tonali, quali quelle dovute ai modi acustici negli impianti di potenza possono portare a fenomeni d'instabilità termoacustica. Il setup sperimentale allestito è stato pensato proprio per mettere in evidenza una eventuale tendenza dell'impianto all'innescarsi di questo meccanismo.

2.1 Il sistema a guida d'onda

Le misure di fluttuazioni di pressione, all'interno di una camera di combustione in condizioni reattive, possono essere effettuate solo per mezzo di un dispositivo detto guida d'onda, il quale permette di allontanare l'elemento sensibile del misuratore, in questo caso un trasduttore di pressione, dalle sorgenti di calore. Lo sviluppo del sistema guida d'onda-trasduttori di pressione è stato parte integrante dell'attività, pertanto una descrizione delle metodologie usate e delle geometrie ottenute è data nel paragrafo successivo.

La geometria della guida d'onda è stata studiata mediante lo sviluppo di un modello agli elementi finti implementato in COMSOL. La geometria ottenuta, mediante iterazioni successive, deve restituire una risposta in frequenza piatta in un range di basse frequenze, da 50 a 2000 Hz. In Figura 3 viene mostrata la geometria del modello FEM (Finite Element Method) realizzato. In Figura 4 sono riportati, a titolo di esempio, due campi di fluttuazioni di pressione: in condizione di risonanza (a) e in condizione di non risonanza acustica (b).

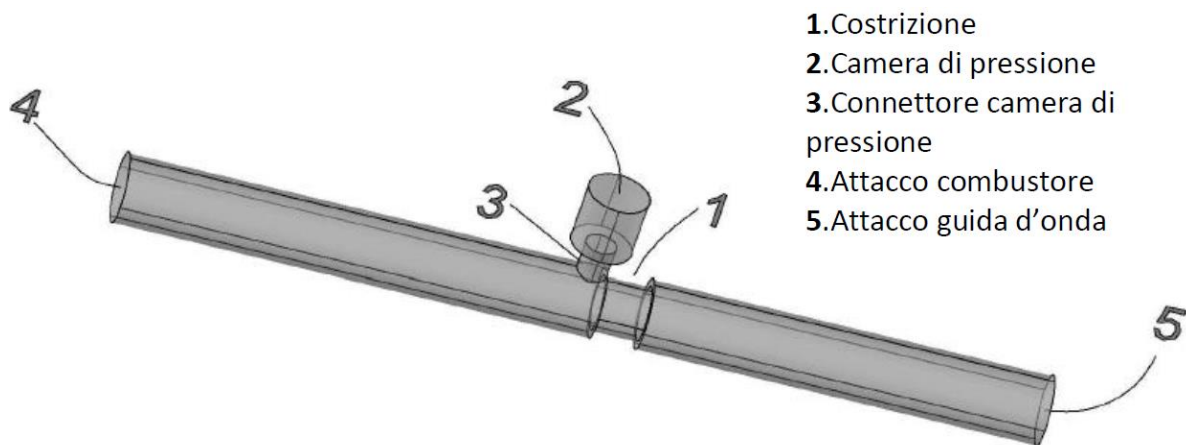


Figura 3. Geometria del modello FEM della guida d'onda.

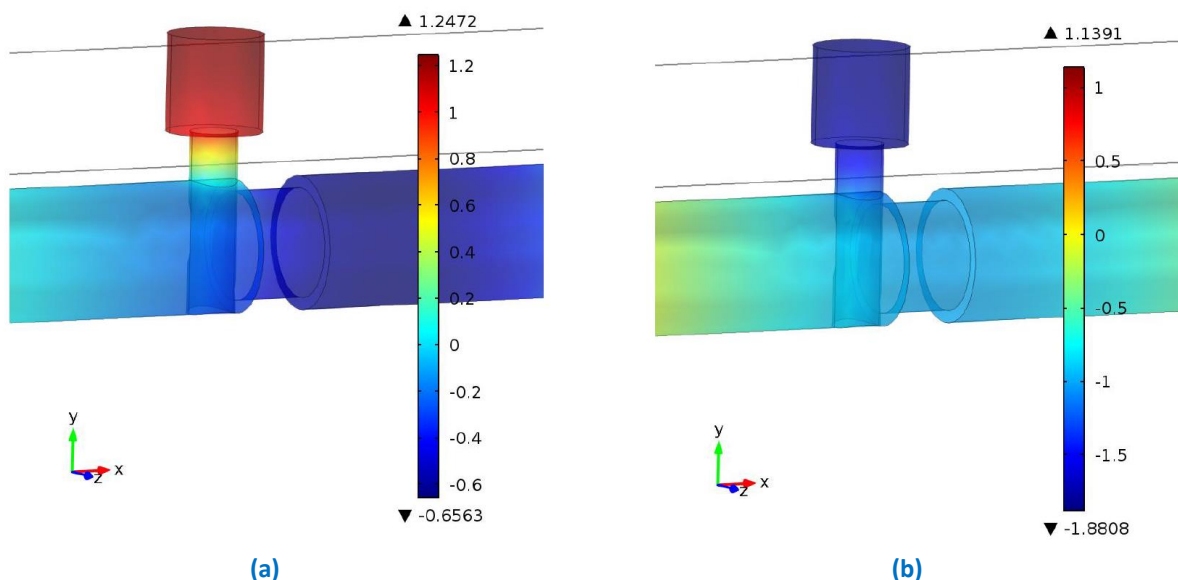


Figura 4. Risultati ottenuti mediante simulazione FEM: (a) campo di fluttuazione di pressione alla frequenza di 8000 Hz; (b) campo di fluttuazione di pressione alla frequenza di 100 Hz.

Come si può notare osservando lo spettro di risposta in frequenza, mostrato in Figura 5, il comportamento della geometria in esame risultò pressochè costante nel range compreso tra 100 e 2000 Hz, quello delle frequenze d'interesse.

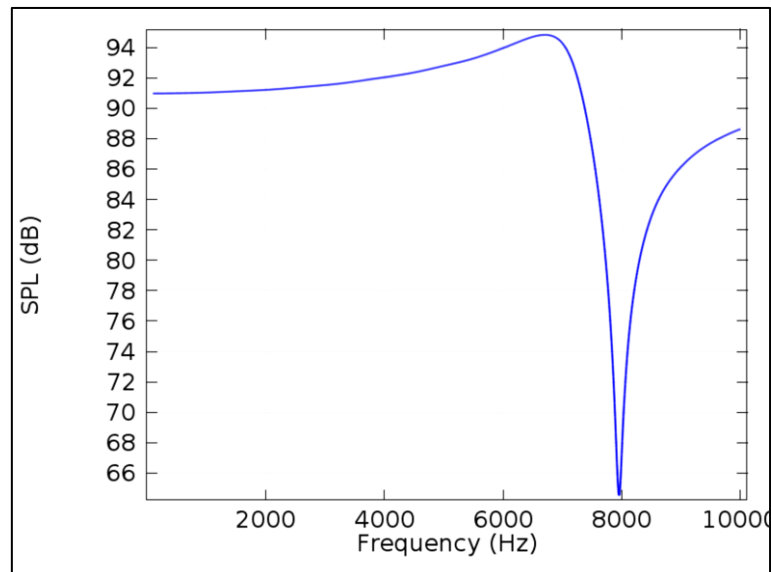


Figura 5. Spettro delle fluttuazioni di pressione espresso in termini di Sound Pressure Level (SPL).

Tali studi hanno condotto alla realizzazione del progetto finale come dettagliato in un report tecnico precedentemente redatto [6] (Figura 6). La guida d'onda rappresentata in Figura 6 è quella utilizzata per approntare il setup sperimentale che sarà descritto nel successivo paragrafo.

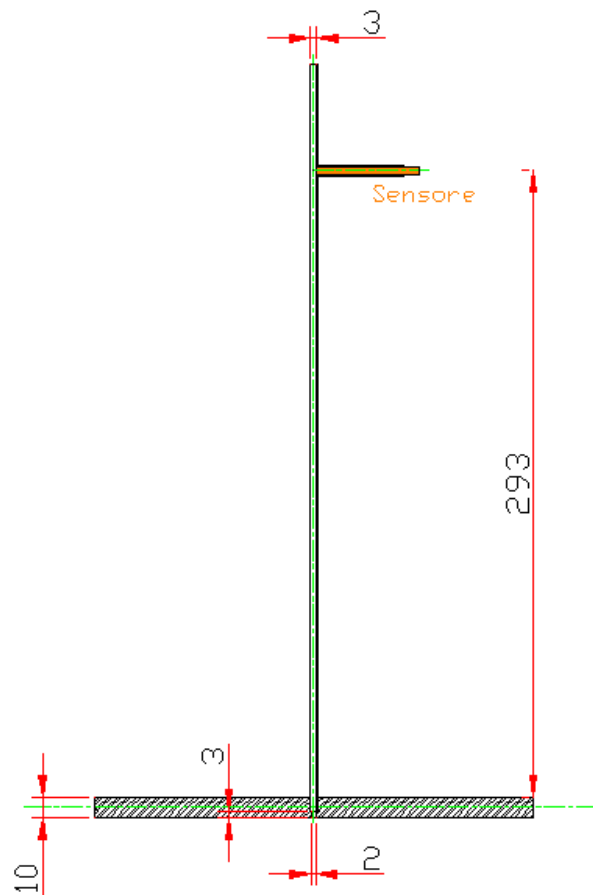


Figura 6. Progetto esecutivo della guida d'onda.

2.2 Setup sperimentale

Il setup sperimentale allestito dal personale ENEA ha previsto l'impiego di due guide d'onda, con rispettivi trasduttori di pressione, i quali sono stati posti sulla faccia superiore ed inferiore della camera di combustione; è stato inoltre collocato un microfono all'esterno della camera.

Per l'acquisizione delle pressioni sono stati utilizzati dei trasduttori di pressione del tipo KULITE XTEH-10L-190 (M) SERIES (vedi Figura 7a) e dei microfoni modello MICROTECH GEFELL M360 (vedi Figura 7b).

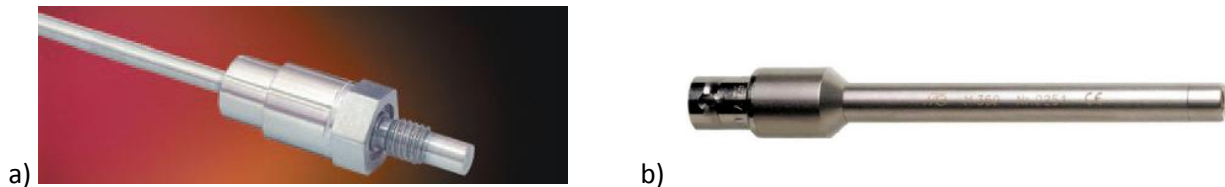


Figura 7. Trasduttore Kulite (a) e Microfono Microtech (b).

I trasduttori sono stati usati per la misura delle fluttuazioni di pressione a parete poiché più indicati ad effettuare misure alle alte temperature e valori di pressione. Con una sensibilità di $4.89 \cdot 10^{-2} \text{ mV/Pa}$, possiedono un range operativo compreso tra $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ a $538 \text{ }^\circ\text{C}$ ed una frequenza di taglio pari a 20 kHz .

Il microfono MICROTECH è caratterizzato da una grande sensibilità, dell'ordine di 12.5 mV/Pa , ed una risposta in frequenza piatta fino a 20 kHz . Il massimo Sound Pressure Level (SPL) misurabile è di 130 dB . Dove per SPL si intende:

$$SPL = 10 \log \frac{(p_s^2)_{av}}{p_{ref}^2}$$

dove $(p_s^2)_{av}$ è il quadrato del valore efficace medio della pressione (rms) e p_{ref} è la pressione di riferimento pari a 10^{-5} Pa .

Il range operativo di temperature del microfono va da $-10 \text{ }^\circ\text{C}$ a $50 \text{ }^\circ\text{C}$.

La calibrazione del microfono è stata effettuata utilizzando un Delta Ohm HD9101 mentre per l'amplificazione del segnale è stato impiegato un modulo ICP® Conditioning modules M28.

La catena di misura ha previsto l'impiego di una scheda della National Instruments modello PCI 6115 per l'acquisizione con 4 input analogici a 12 bit ciascuno con un rate di 10 MSample/s .

La frequenza di campionamento è stata impostata a 50 kHz e si sono acquisiti segnali per una durata di 30 s . Per sfruttare tutto il range dinamico della scheda, a seconda del test case i valori minimo e massimo di tensione acquisibile sono stati $\pm 0.2 \text{ V}$ o $\pm 0.5 \text{ V}$ ed il tipo di accoppiamento scelto sulla scheda è stato di tipo AC.

I file sono stati salvati in formato binario tdms allo scopo di ottimizzare la memorizzazione del database le cui dimensioni sono significative.

In accordo con il lavoro documentato in [6] si è nuovamente approntato un sistema ODC (Optical Diagnostics of Combustion) in parallelo con le misure di pressione.

Come descritto in [7] l'ODC si è dimostrato efficiente nella diagnostica dell'instabilità termoacustica: in regime d'instabilità il segnale presenta un elevato valore della cross-correlazione con il segnale di pressione.

Inoltre misure sperimentali precedentemente effettuate hanno mostrato che l'ODC fornisce le stesse informazioni in frequenza ottenute con la tecnica LDA (Laser Doppler Anemometry) [8]. Rispetto all'allestimento sperimentale descritto nel precedente report [6], è stata inserita una telecamera commerciale (SONY powershot) con la finalità d'identificare la posizione di sorgenti di fluttuazione luminosa ed una termocoppia di tipo k è stata inserita in camera di combustione. La tecnica d'identificazione di strutture coerenti di fluttuazione luminosa sarà descritta dettagliatamente nel presente report. Una rappresentazione del setup sperimentale è data in Figura 8.

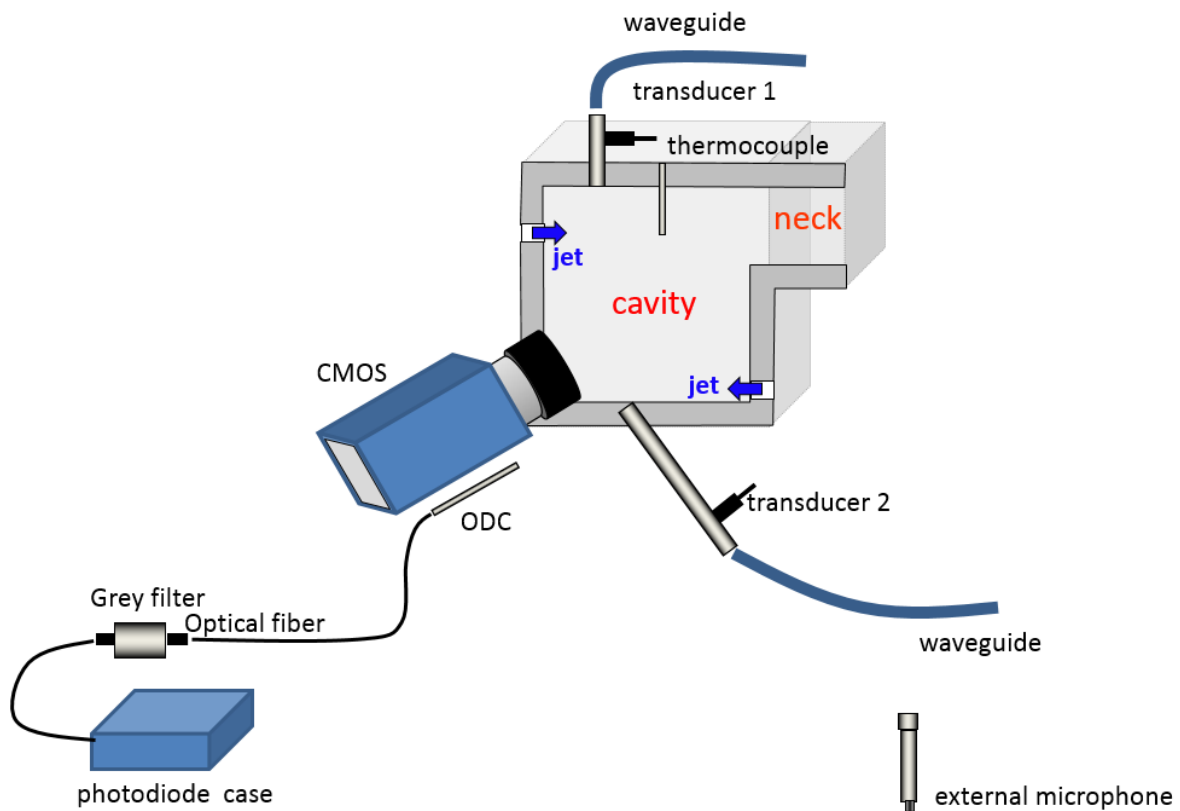


Figura 8. Rappresentazione del setup sperimentale realizzato.

2.3 Matrice delle prove in condizioni reattive

Le condizioni di prova analizzate nel presente studio sono state stabilite in accordo con il personale ENEA che ha gestito l'impianto e condotto le prove in collaborazione con l'Università. Di seguito sono riportate in ordine cronologico in condizioni di funzionamento dell'impianto che sono state oggetto dell'investigazione sperimentale (Tabella 1).

Nelle prove il combustibile è stato introdotto soltanto dai condotti centrali di entrambe le pareti per un totale di 6 ugelli attivi (Figura 1).

In base alle prove che è stato possibile condurre, si è effettuata un'analisi parametrica in funzione di:

- Aria primaria
- Aria secondaria
- Distribuzione di portata aria primaria/secondaria a parità di portata totale
- Rapporto di equivalenza

In ciascuna prova appartenente alla medesima sub-matrice è stato variato un solo parametro alla volta per mettere in evidenza le eventuali dipendenze del funzionamento dell'impianto da tale variabile.

Prove a Caldo

Tabella 1. Totale delle prove effettuate in condizioni reattive con e senza preriscaldamento dell'aria.

Sub-matrice	CIRCUITO ARIA PRIMARIA		ARIA SECONDARIA	GAS NATURALE	
	Portata Low [Nm ³ /h]	Portata High [Nm ³ /h]	Portata [Nm ³ /h]	Portata [Nm ³ /h]	ϕ
1	10	70	0	7.7	0.92
1	10	70	9	7.7	0.92
1	10	70	31	8	0.95
1	10	70	31	8	0.95
1	10	70	54	8	0.95
2	7	38	31	7.9	1.67
2	7	38	44	7.9	1.69
2	7	38	53	7.9	1.67
2	7.3	38	63	7.9	1.68
2	7.3	38	70	7.8	1.63
2	7.3	38	78	7.8	1.63
2	7.3	38	87	7.8	1.63
2	7.3	38	97	7.9	1.66
2	7.2	38	120	7.9	1.66
2	7.2	38	146	7.9	1.66
3	7.3	33	102	8	1.89
3	7	45	100	8	1.47
3	6.9	73	100	8	0.95
3	7	81	100	8	0.87
3	7	105	100	8	0.68
3	7	125	100	8	0.58
4	6.7	33	99	6.1	1.46
4	6.5	46	100	6	1.09
4	6.9	73	99	6	0.72
4	6.9	82	99	6	0.64
4	7	85	99	6	0.62
5	10	70	60	13.6	1.62
5	10	70	76	13.3	1.58
5	10	70	96	14.1	1.68
5	10	70	120	14.4	1.71
5	10	70	151	14.4	1.71

dove ϕ è il rapporto di equivalenza definito come:

$$\phi = \frac{\alpha}{\alpha_{st}} = \frac{\dot{m}_{gas} / \dot{m}_{aria,tot}}{(\dot{m}_{gas} / \dot{m}_{aria,tot})_{st}}$$

Inoltre è stato definito un altro parametro, denominato rapporto di equivalenza della cavità, ϕ_{cav} , che tiene conto delle sole portate immesse all'interno della cavità del TVC:

$$\phi_{cav} = \frac{\alpha}{\alpha_{st}} = \frac{\dot{m}_{gas} / \dot{m}_{aria,cav}}{(\dot{m}_{gas} / \dot{m}_{aria,tot})_{st}}$$

L'idea alla base della precedente definizione è quella di considerare nel rapporto di equivalenza, le sole portate adottate in cavità che sono le uniche a partecipare alla reazione chimica, pertanto le sole che verrebbero prese in considerazione in un bilancio stechiometrico.

2.3.1 Risultati delle prove relative al sub-matrice 1

Nella prima sub-matrice di prove sono stati valutati gli effetti dovuti alla variazione di aria secondaria mantenendo costante l'adduzione di aria primaria in condizioni di miscela magra. Sebbene l'aumento di questa grandezza comporti l'aumento del SPL da 124.9 dB a 131.9 dB, nessuna variazione nella forma della power spectral density (PSD) è stata riscontrata, come si può osservare in Figura 9.

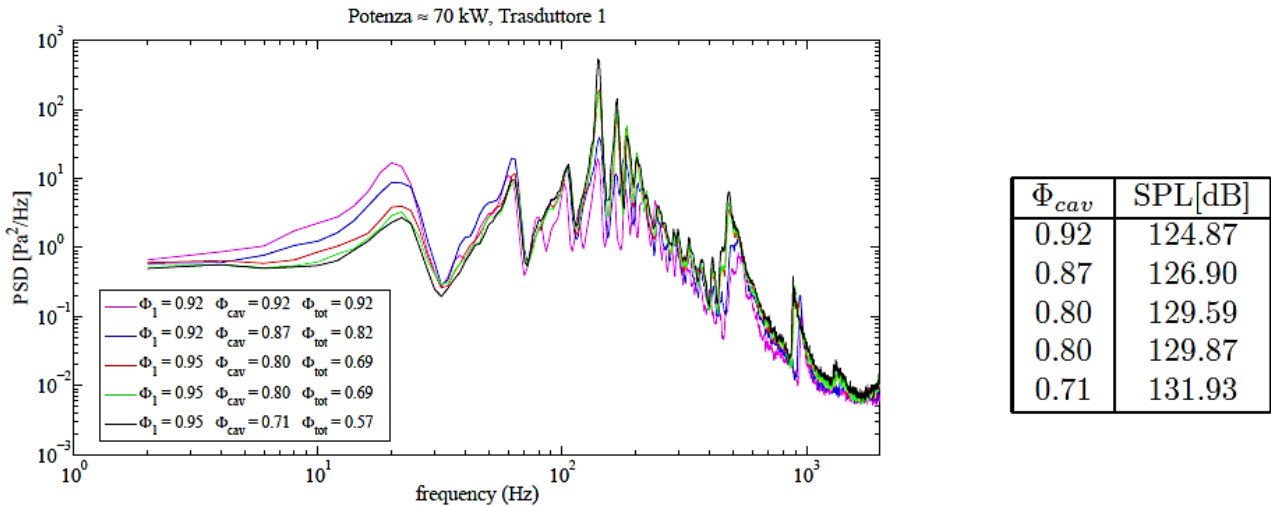


Figura 9. Power spectral density calcolata per i segnali del primo blocco di prove.

I picchi presenti nelle PSDs sono rilevati da entrambi i trasduttori di pressione (p_1 e p_2 in Figura 8) affacciati alla camera di combustione, come confermato dai cross-spettri di pressione presentati in Figura 10. I cross-spettri dei segnali campionati dai due trasduttori mostrano tre picchi di ampiezza decrescente all'aumentare della frequenza. Il risultato suggerisce che le fluttuazioni tonali in esame sono fluttuazioni che interessano l'intero volume della camera, ovvero sono associate a dei modi acustici della geometria.

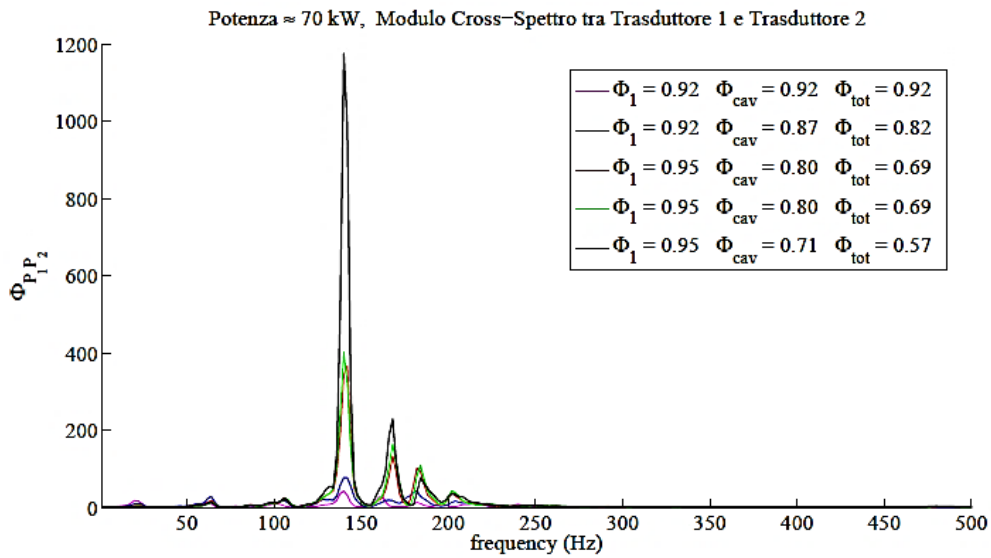


Figura 10. Cross-spectrum calcolata per i segnali del primo blocco di prove, riferiti al trasduttore 1 e 2.

Le informazioni evinte hanno richiesto un ulteriore approfondimento che è stato effettuato mediante analisi sperimentale. In particolare è stato effettuato un test modale; i risultati, discussi nei prossimi paragrafi, confermano l'ipotesi sostenuta in merito alla natura delle componenti tonali del segnale. Le frequenze dei tre picchi al variare del rapporto di equivalenza sono riportate nella tabella che segue:

Tabella 2. Frequenze dei tre picchi predominanti calcolate al variare della portata secondaria.

	Φ_{cav}	frequenza picco 1 [Hz]	frequenza picco 2 [Hz]	frequenza picco 3 [Hz]
—	0.92	140	162	182
—	0.82	140	164	182
—	0.80	142	168	184
—	0.80	140	168	184
—	0.71	140	168	184

Deboli variazioni della frequenza del primo picco sono riconducibili alle variazioni delle temperature in camera di combustione dovute alle variazioni del rapporto di equivalenza. Bisogna inoltre tenere presente che la portata del gas, per i diversi punti di funzionamento, sono invariate ovvero che la potenza generata è costante.

2.3.2 Risultati prove relative al sub-matrice 2

All'aumentare dell'aria secondaria, analogamente al risultato precedente, si ottiene un aumento delle fluttuazioni di pressione. In questo caso i valori assunti dal SPL raggiungono un massimo di 150 dB come si può osservare nella tabella associata al grafico presente in Figura 11.

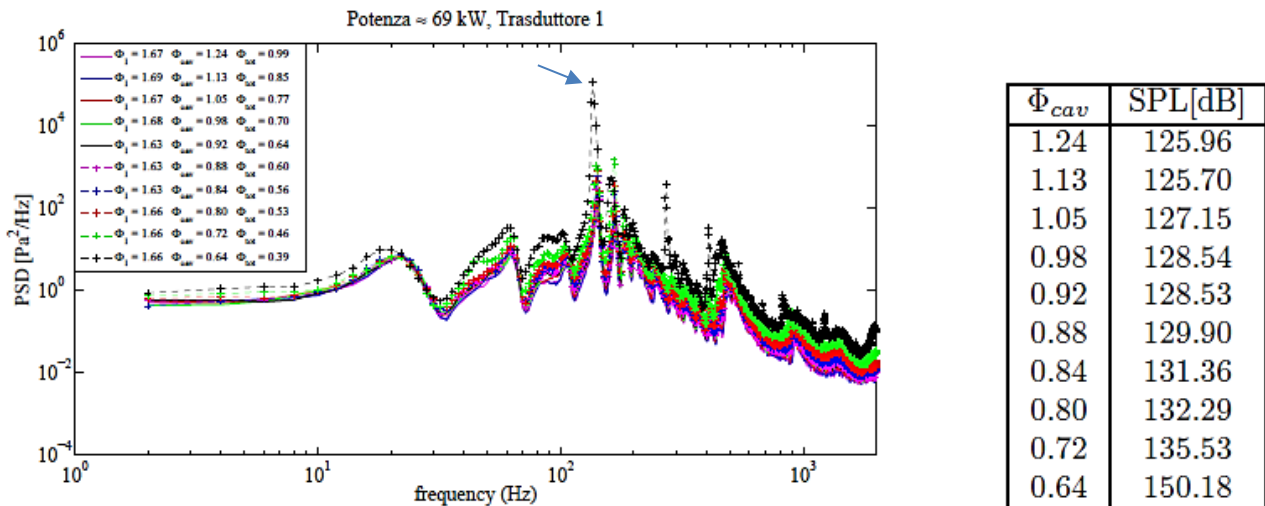


Figura 11. Power spectral density calcolata per i segnali del secondo blocco di prove.

Un valore così elevato del SPL è inaspettato data la piccola taglia della camera e le limitate potenze elaborate dall'impianto.

Il valore massimo di SPL viene raggiunto in corrispondenza un valore significativamente basso del rapporto di equivalenza ($\phi_{cav} = 0.64$) ovvero in condizioni di miscela magra. Per questa condizione le fluttuazioni di pressione presentano una componente tonale dominante, di diversi ordini di grandezza maggiore rispetto alla componente broadband del segnale.

Anche in questo caso la frequenza delle componenti tonali del segnale di pressione sono debolmente influenzata dal rapporto di equivalenza come si evince dalla Tabella 3.

Tabella 3. Frequenze dei primi due picchi predominanti, calcolate al variare della portata secondaria.

	Φ_{cav}	frequenza picco 1 [Hz]	frequenza picco 2 [Hz]
—	1.24	142	168
—	1.13	142	168
—	1.05	142	168
—	0.98	142	168
—	0.92	142	168
-+	0.88	142	168
-+	0.84	142	168
-+	0.80	142	168
-+	0.72	140	166
-+	0.64	136	162

Nella Tabella 3 è possibile osservare che al diminuire del rapporto di equivalenza si verifica uno debole shift in frequenza dei modi acustici, in accordo con il caso precedente analizzato.

2.3.3 Risultati prove relative al sub-matrice 3

Le prove analizzate in questa sezione mostrano gli effetti dovuti alla variazione dell'aria primaria. I risultati sono in accordi con i precedenti (Figura 12) e possono essere riassunti brevemente in tre punti:

1. un aumento dell'aria determina un incremento delle fluttuazioni di pressione;
2. le componenti tonali delle fluttuazioni di pressione sono dominanti;
3. la variazione del rapporto di equivalenza determina una debole variazione della frequenza delle componenti tonali.

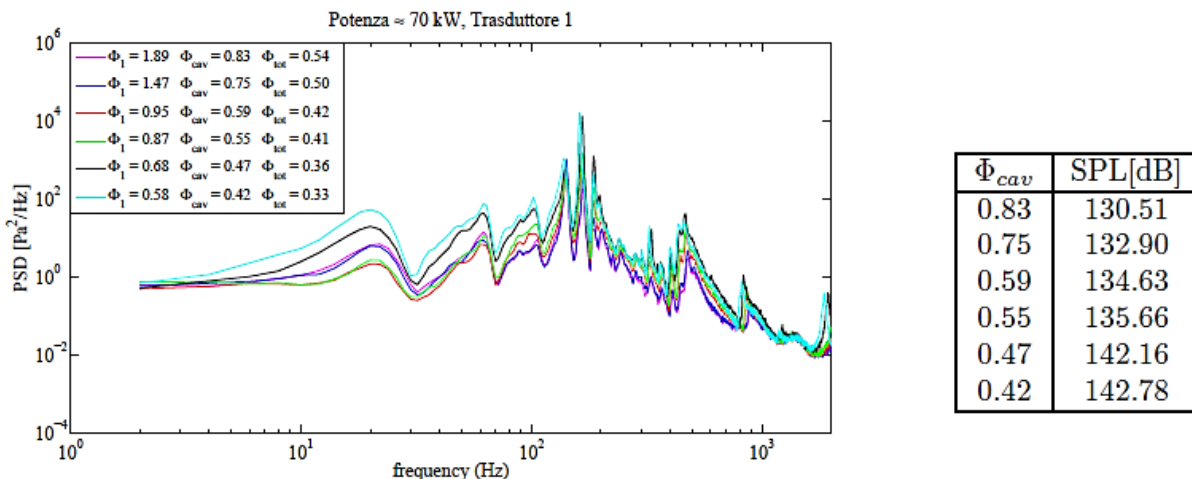


Figura 12. Power spectral density calcolata per i segnali del terzo blocco di prove.

2.3.4 Risultati prove relative al sub-matrice 4 e 5

I risultati relativi all'analisi della sub-matrice 4 e 5 danno luogo alle medesime conclusioni fino ad ora documentate. Dunque per brevità non verranno inclusi in questo documento.

2.4 Test modale in condizioni non reattive

Allo scopo d'investigare il comportamento acustico del TVC, il personale ENEA con la consulenza dell'Università di RomaTRE, ha allestito un test acustico modale sul bruciatore ETVB-mod1. In Figura 13 è schematizzato il set-up sperimentale allestito.

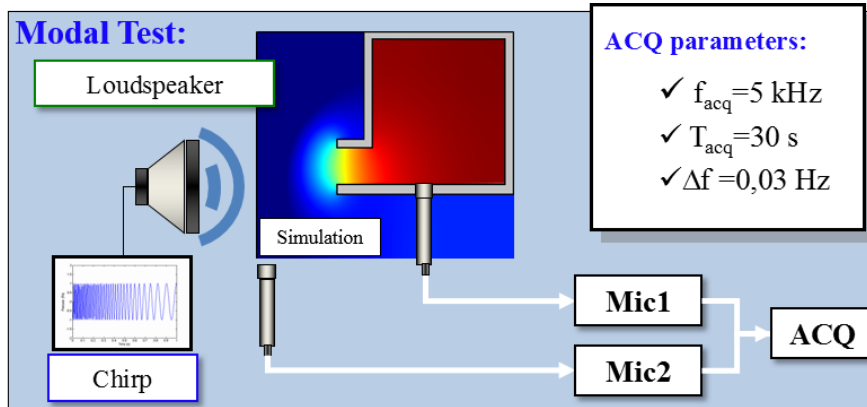


Figura 13. Rappresentazione del test acustico modale in condizioni non reattive.

Nello specifico, impiegando una coppia di microfoni è stato acquisito il segnale emesso da un altoparlante posto in prossimità del outlet della camera. L'altoparlante emette una forzante acustica che eccita i modi propri della camera. Indicando con $p_1(t)$ il segnale di pressione acquisito in camera di combustione e con $p_2(t)$ quello campionato in prossimità della sorgente della forzante. È possibile calcolare la Funzione di Risposta in Frequenza (FRF) come il rapporto tra i due segnali calcolati nel dominio della frequenza:

$$FRF = \frac{|p_1(f)|}{|p_2(f)|}$$

La FRF mostrata in Figura 14 presenta 5 picchi, quello di cui a maggiore ampiezza è a 159 Hz.

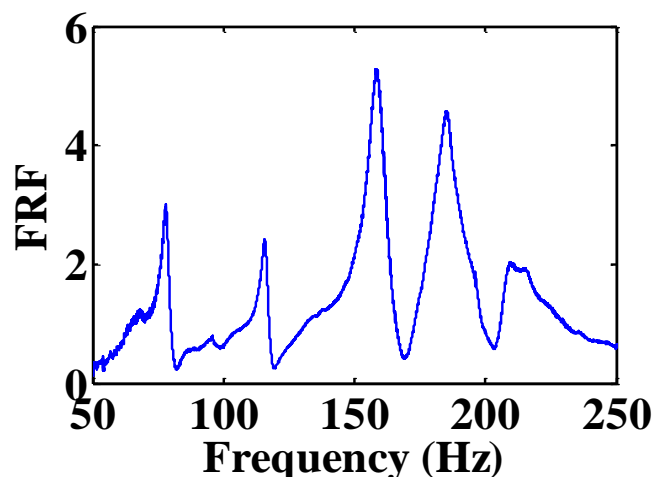


Figura 14. Funzione di risposta in frequenza in condizioni non reattive.

Con la finalità d'identificare il picco dovuto al primo modo acustico della camera, è stata applicata un formula semi-analitica per il calcolo della frequenza modale [2]:

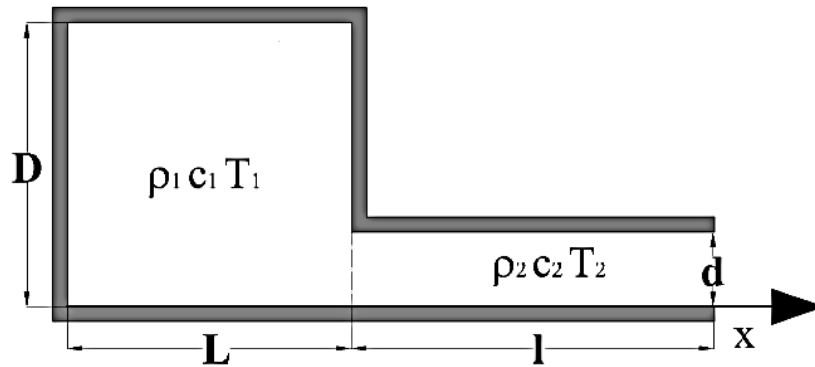


Figura 15. Geometria del modello di TVC considerato nella formulazione analitica.

$$f_p = \frac{c_0}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{\Gamma L l'}}$$

dove c_0 è la velocità del suono, mentre la variabile Γ , il rapporto di aspetto della geometria, è definita come segue:

$$\Gamma = \frac{D}{d}$$

Un confronto tra la frequenza modali misurata sperimentalmente, f_{exp} , e quella calcolata mediante il modello, f_p , permette d'individuare la frequenza del primo modo acustico del TVC.

f_p (Hz)	f_{exp} (Hz)
160	159

Poiché la formula utilizzata per la predizione analitica è quella utilizzata per calcolare la frequenza di un risonatore di Helmholtz, possiamo affermare che la camera si comporta, dal punto di vista acustico, come questo risonatore.

2.5 Calcolo del primo modo acustico in condizioni reattive

La formula per il calcolo della frequenza acustica fondamentale della camera è stata applicata in condizioni reattive.

La power spectral density (PSD) del segnale di pressione acquisito dal trasduttore 1, riferita al caso in esame, presenta un picco d'importante ampiezza ad una frequenza di 164 Hz.

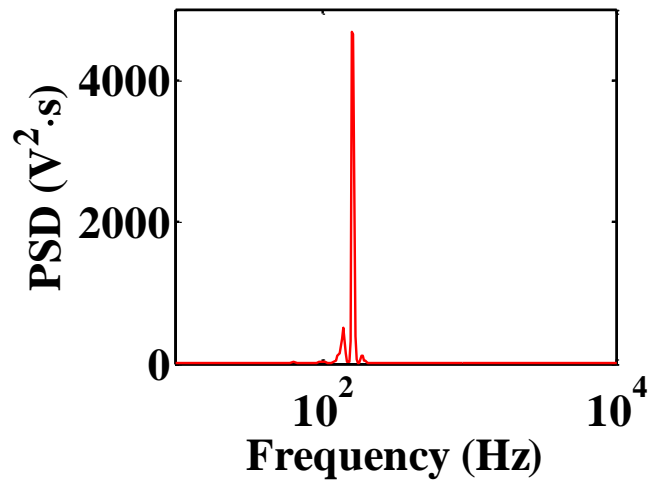


Figura 16. Power spectral density del segnale di pressione.

La temperatura necessaria per il calcolo della velocità del suono è stata misurata con una termocoppia. Ipotizzando una temperatura omogenea in camera di combustione, il confronto tra la frequenza fondamentale calcolata e la frequenza fondamentale ottenuta sperimentalmente indica che, anche in condizioni reattive, il primo modo acustico del TVC è un modo dominante.

Nella tabella che segue sono raccolti i valori utilizzati per il calcolo della frequenza del modo acustico.

Tabella 4. Parametri fisici e geometrici impiegati per il calcolo della frequenza acustica propria del TVC in condizioni reattive.

D (mm)	d (mm)	Γ	l (mm)	l' (mm)	T (K)	c (m/s)	f _p (Hz)	f _{exp} (Hz)
190	50	4	700	772	1573	795	165	164

2.6 Instabilità termoacustica

Un cross-spectrum tra il segnale di pressione e quello di energia radiante evidenzia un accoppiamento tra i due segnali, i quali presentano 2 frequenze comuni. Tale accoppiamento indica un feedback tra due sub-dinamiche del processo: l'acustica e il processo di combustione. Il picco mostrato in Figura 17, denominato prima armonica, decresce in ampiezza ed in frequenza con la riduzione del rapporto di equivalenza.

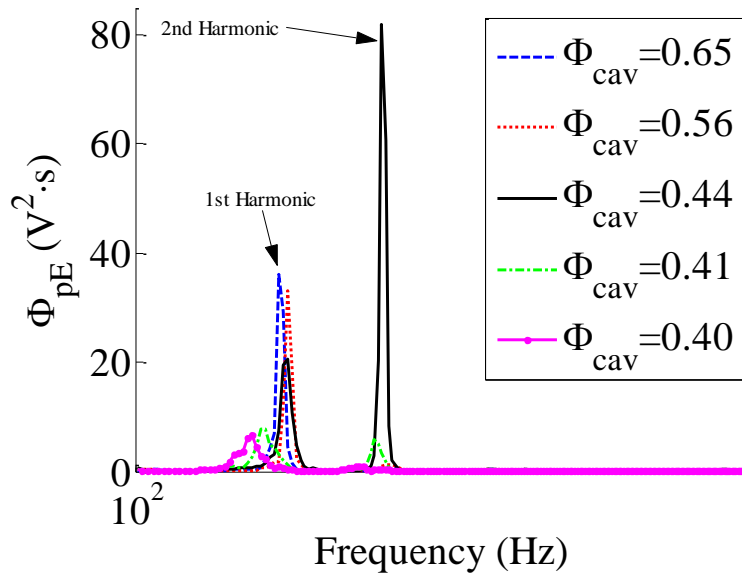


Figura 17. Cross-spettro calcolata a partire dal segnale di pressione acquisito per mezzo del trasduttore 1 e quello di energia radiante campionato con l'ODC.

La riduzione del rapporto di equivalenza determina una riduzione della temperatura in camera di combustione, tale riduzione determina la riduzione della velocità del suono e delle frequenze di oscillazione. Un altro effetto riferito alla riduzione di temperatura è la riduzione delle emissioni di energia radiante come modellizzato nell'espressione che segue [8]:

$$E(t) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [S_f \sum_{rad=1}^{N_{rad}} i_{rad} \gamma_{rad}^*(T_f) Y_{rad}(t) + A_p E_{th}(\bar{T}, \lambda) + S_f(t) E_{th}(T_f, \lambda)] d\lambda$$

In Figura 17 per $\Phi_{cav}=0.44$ si nota un'importante riduzione dell'ampiezza della prima armonica a favore dell'ampiezza della seconda, tale fenomeno noto come switch in frequenza, indica che per quello specifico punto di funzionamento dell'impianto viene eccitato un altro modo proprio dell'impianto, più nello specifico il primo modo acustico della camera di combustione. La presenza di un valore alto del cross-spectrum indica che il primo modo acustico del TVC è accoppiato con l'emissione di energia radiante legata intrinsecamente alla cinetica chimica. Un forte accoppiamento tra acustica e combustione è un risultato inaspettato, se ci si riferisce ad un impianto a così bassa potenza. Tale fenomeno è probabilmente legato alla natura del primo modo acustico della camera che si comporta come un risuonatore di Helmholtz.

È interessante confrontare il comportamento in condizioni di miscela magra, finora analizzato, con il comportamento in condizione di miscela grassa. Come si può notare esaminando la Figura 18, in condizioni di miscela grassa la fiamma risulta evidentemente intrappolata nel vortice che si forma in cavità e l'energia radiante (E) ha una natura di tipo broadband. Nel caso di miscela magra invece la fiamma diviene *colorless*, le componenti tonali nel segnale di pressione (p_1 e p_2) divengono maggiormente importanti e si presentano anche nel segnale di energia radiante. Tale comportamento è tipico dell'instabilità termo-acustico. Possiamo concludere che il comportamento del dispositivo è stabile per rapporti di equivalenza superiori ad 1 mentre in condizione magre presenta punti di funzionamento dell'impianto instabili dal punto di vista termoacustico.

Al fine di estendere il range di funzionamento dell'impianto potrebbe essere progettata una strategia di controllo che tenga conto della tendenza all'instabilità dell'impianto in condizioni significativamente magre.

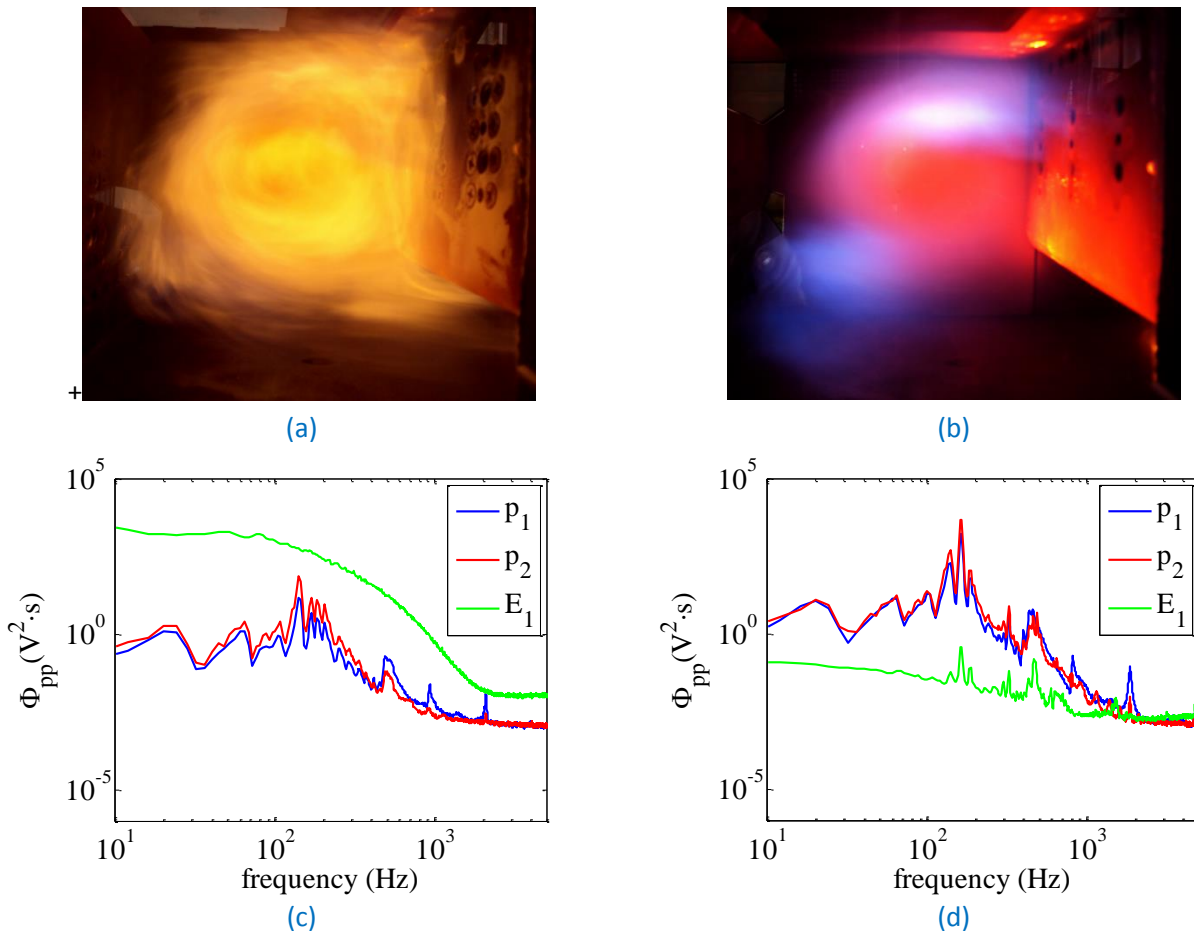


Figura 18. Spettri di potenza calcolata per due condizioni del rapporto di equivalenza: miscela grassa, $\Phi_{cav}=1.24$ (a,c); e miscela magra $\Phi_{cav}=0.42$ (b,d).

2.7 La Diagnostica dell'instabilità termoacustica

Poiché una strategia di controllo prevede l'implementazione di una strategia di diagnostica, in questo paragrafo verrà descritta la strategia di diagnostica dei precursori d'instabilità mediante decomposizione wavelet dei segnali.

2.7.1 La trasformata wavelet: Local Intermittency Measure

La trasformata wavelet permette l'identificazione delle strutture coerenti nei segnali mediante una rappresentazione tempo frequenza detta scalogramma.

La procedura di trattamento dei dati adottato per lo svolgimento dell'attività d'investigazione della instabilità dei combustori trapped vortex è riportata di seguito.

Lo scopo della procedura è quello di estrarre dai segnali i contributi più energetici.

La trasformata wavelet è ottenuta mediante proiezione del segnale sulla una base compatta, $\Psi(t)$, i.e. localizzata nel tempo.

Formalmente la trasformata di un segnale di fluttuazione di pressione $p'(t)$ alla scala r è data dalla seguente espressione.

$$w(r,t) = C_{\Psi}^{-1/2} r^{-1/2} \int_{-\infty}^{+\infty} \Psi^* \left(\frac{t-\tau}{r} \right) p(\tau) d\tau$$

dove C_ψ è il coefficiente legato al valore medio $\Psi(t)$.

Il metodo d'identificazione degli eventi impiegato nella presente attività è il Local Intermittency Measure (LIM) definito come segue:

$$LIM(r,t) = \frac{w(r,t)^2}{\langle w(r,t)^2 \rangle_t}$$

dove l'operatore $\langle \bullet \rangle_t$ indica una media temporale.

L'identificazione delle strutture coerenti è basata sull'idea che il passaggio di strutture coerenti ad una certa scala caratteristica r e ad un istante t_i induca un incremento dell'energia a quella scala. Pertanto, applicando un'opportuna soglia al LIM, pari a S , al passaggio di una struttura coerente la condizione $LIM(r,t) > S$ sarà verificata.

L'obiettivo è quello d'identificare la presenza di fenomeni precursori dell'instabilità termoacustica con la finalità di caratterizzare l'eventuale presenza di punti di funzionamento critici dell'impianto.

Il codice d'identificazione dei precursori dell'instabilità è stato sviluppato in ambiente LabVIEW 2010.

In Figura 19 è stato inserito uno screenshot della graphic user interface del codice sviluppato.

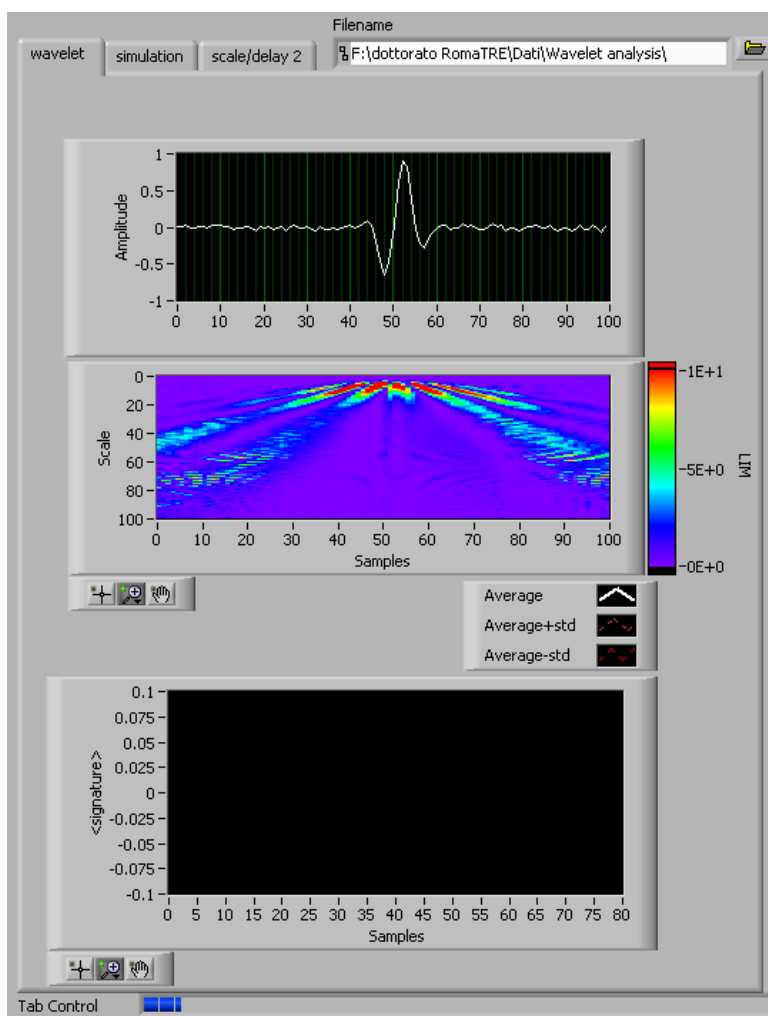
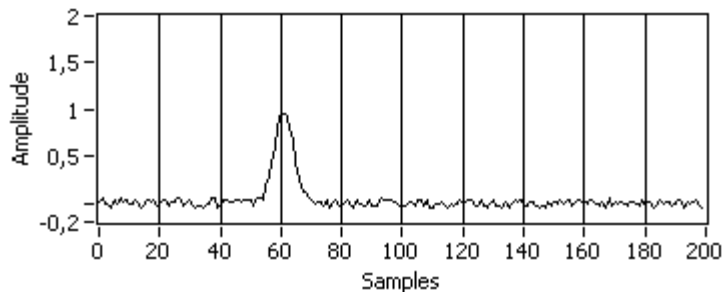
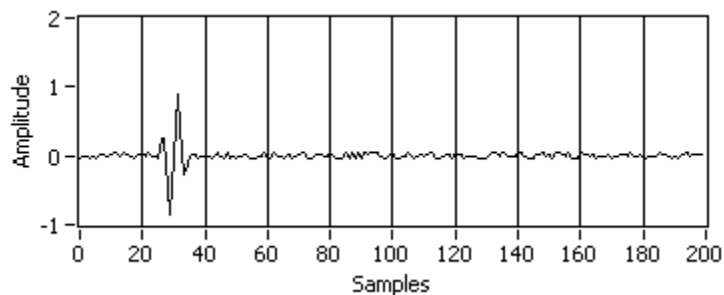


Figura 19. Schermata dell'interfaccia grafica del codice realizzato.

La procedura di validazione del codice ha previsto l'implementazione di un simulatore in grado di produrre fenomeni coerenti sovrapposti ad un segnale random. In particolare sono stati generati al calcolatore due segnali. Nel primo (x_1) sono stati modellati degli eventi utilizzando una campana di Gauss, nel secondo (x_2) gli eventi sono delle oscillazioni sinusoidali modulate dalla medesima gaussiana.



(a)



(b)

Figura 20. Finestra temporale riferito al segnale di tipo gaussiano x_1 (a), e finestra temporale riferito al segnale x_2 (b).

In entrambi i casi un rumore bianco è stato sovrapposto al segnale coerente. Tali eventi sono presenti nel segnale con una bassa probabilità di accadimento, i.e. sono degli eventi rari e sono volti a simulare dei precursori d'instabilità. L'insieme dei tempi di accadimento viene generato mediante l'utilizzo di un algoritmo che produce una variabile random.

In Figura 21 (a) è riportata una finestra temporale riferita a x_1 , mentre la mappa ottenuta mediante applicazione del LIM è visibile in Figura 21 (b). Si può notare che in corrispondenza del passaggio della struttura di forma gaussiana, nella mappa di colore è visibile un significativo incremento del LIM.

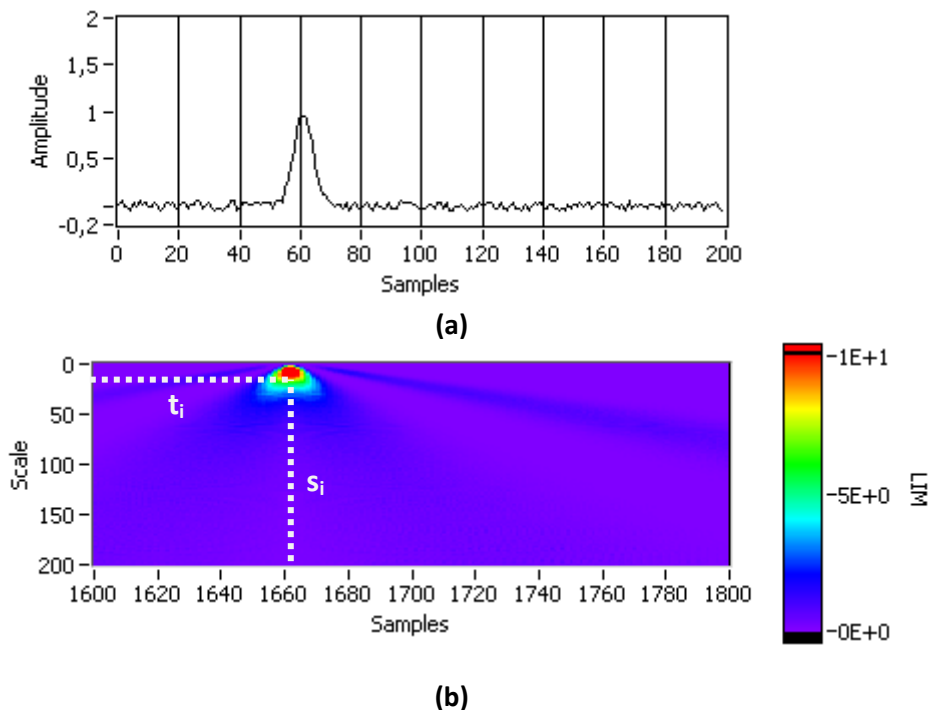


Figura 21. Finestra temporale riferito al segnale x_1 (a), mappa ottenuta mediante trasformata wavelet e applicazione successiva del LIM (b).

Analizzando la mappa del LIM, è possibile ottenere il riferimento temporale dell’evento, ossia t_i , e la sua scala temporale, ossia s_i . Il riferimento temporale di due eventi successivi sarà utilizzato per calcolare il tempo di ritardo tra eventi, allo scopo di mostrare che gli eventi sono indipendenti temporalmente. Memorizzando queste due informazioni, t_i e s_i , è possibile calcolare una media condizionata degli eventi individuati.

L’insieme dei tempi t_i ai quali si manifestano gli eventi coerenti viene utilizzato come riferimento per attuare una procedura di media condizionata degli eventi che restituisce la forma dell’evento in termini statistici. Il risultato ottenuto mediante la procedura applicata ad x_1 è riportato in Figura 22. Alla struttura media è stato sovrapposto il suo margine d’incertezza. In questo caso poiché la media è andata a convergenza il margine d’incertezza non è facilmente visibile nel grafico.

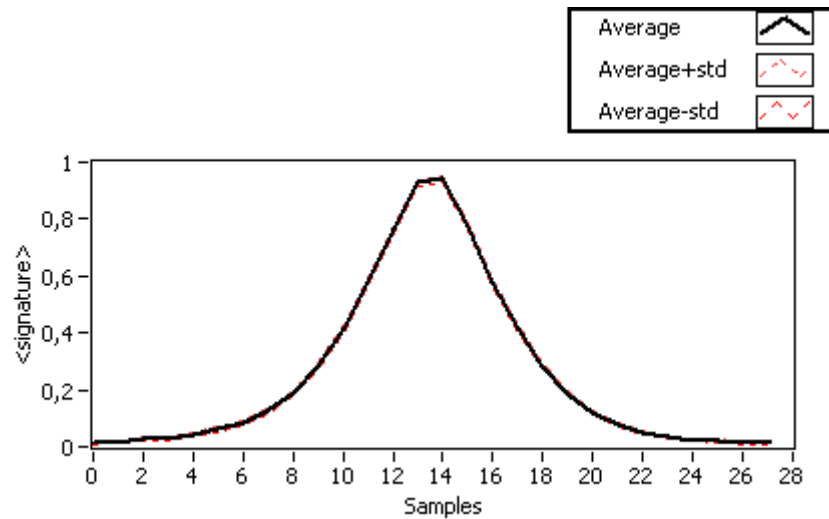


Figura 22: Media condizionata alla quale è stato sovrapposto un margine d'incertezza sul valore medio pari alla deviazione standard.

Successivamente la medesima procedura è stata applicata ad un evento coerente con una struttura più complessa un wave packet: un segnale periodico modulato da una gaussiana. Il risultato della media condizionata è soddisfacente ed è riportato in Figura 23.

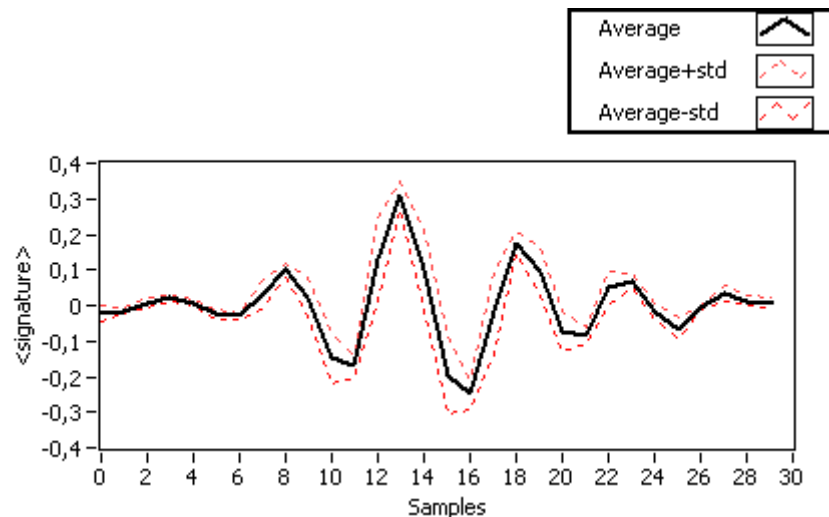


Figura 23: Media condizionata alla quale è stato sovrapposto un margine d'incertezza sul valore medio pari alla deviazione standard.

La metodologia descritta in questo paragrafo è stata applicata per l'identificazione di eventi coerenti campionati dall'ODC come descritto in [9].

2.7.2 Definizione di un indice d’instabilità termoacustica

L’instabilità termoacustica è un fenomeno noto quanto studiato nell’ambito della combustione. Tale instabilità si presenta nella sua fase conclamata quando l’acustica influenza il processo di combustione. Nel diagramma di flusso rappresentativo che segue, si può notare che l’acustica è posta in un ramo di controreazione del processo di combustione (v. Figura 24).

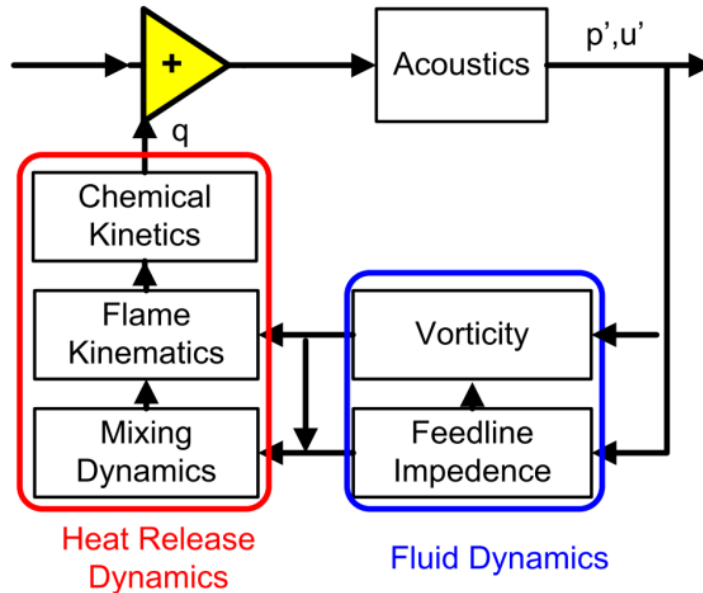


Figura 24: Schematizzazione classica della instabilità termoacustica.

Storicamente tale fenomeno viene diagnosticato facendo riferimento al criterio di Rayleigh:

$$\int\int_{oV}^T p'(\mathbf{x},t)q'(\mathbf{x},t)dvdt > \int\int_{oV}^T \Phi(\mathbf{x},t)dvdt \approx 0$$

Dove p', q' sono rispettivamente le fluttuazioni di pressione e del rilascio di calore, V il volume del combustore e T il periodo delle oscillazioni, mentre Φ la dissipazione di energia acustica. Il secondo termine della disequaglianza è assunto come molto piccolo nei combustori. Dunque la disequaglianza può essere approssimata come segue:

$$\int\int_{oV}^T p'(\mathbf{x},t)q'(\mathbf{x},t)dvdt > 0$$

La condizione d’instabilità termoacustica è verificata se p' e q' sono isofrequenziali. Bruschi, et. al. hanno mostrato che in condizioni d’instabilità termoacustica l’energia irradiata dalla fiamma nel visibile e le fluttuazione di pressione emesse sono fortemente correlate [7].

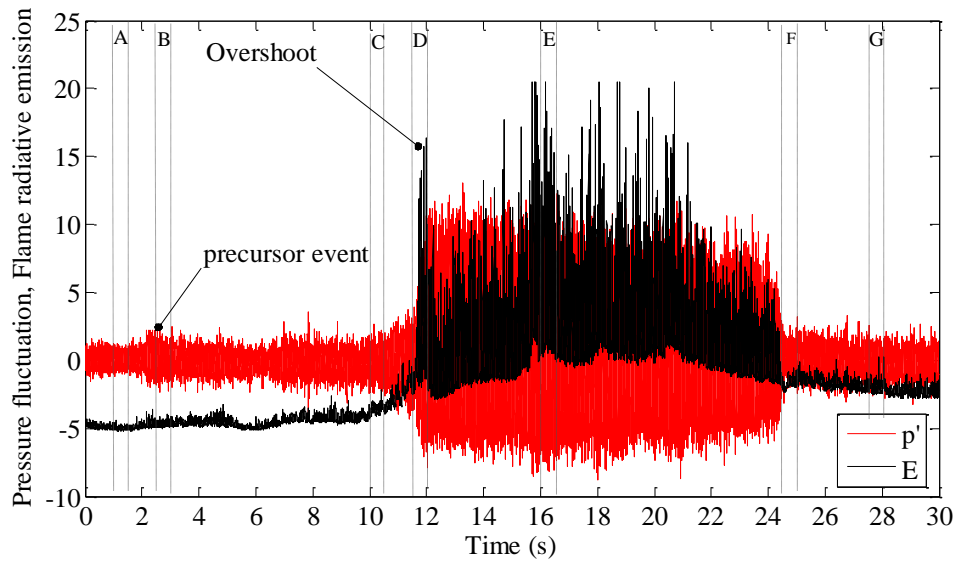


Figura 25: Fluttuazione di pressione e segnale di energia radiante campionati in condizioni di instabilità incipiente conclamata [7].

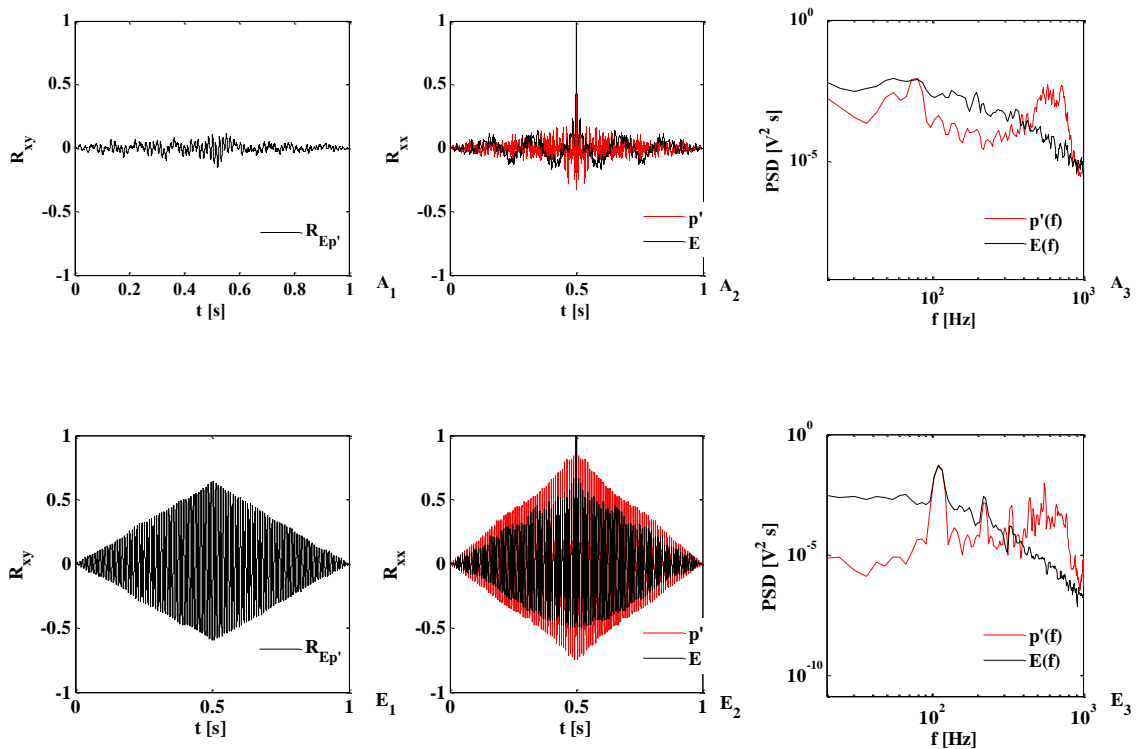


Figura 26: Cross correlazione, autocorrelazione, power spectral density riferite al segnale di pressione ed energia radiante, indicati rispettivamente con il pedice 1, 2 e 3. I segnali sono stati elaborati in due condizioni. Stabilità indicata con la lettera A ed instabilità indicata con la E [7].

In Figura 26 E₁ si può notare che in condizione d'instabilità i due segnali: energia radiante e fluttuazioni di pressione sono correlati. Sulla traccia del criterio di Rayleigh è stato definito, nel quadro della presente attività di ricerca, un indice dinamico d'instabilità, che tiene conto della coerenza dei due segnali.

L'indice d'instabilità H, che altro non è che un coefficiente di cross-correlazione (ovvero una covarianza normalizzata, ossia una covarianza adimensionale), è dipendente dal tempo t, e perciò permette una diagnostica real-time.

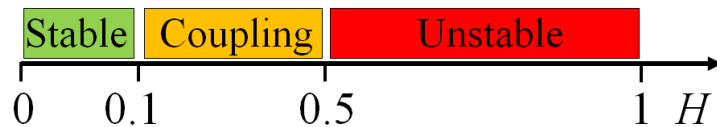
$$H(t) = \frac{1}{T\sigma_E\sigma_p} \int_0^T \int_V p'(t-\tau)E'(t-\tau)dVd\tau$$

dove p' è il segnale di fluttuazione della pressione (ossia la componente dinamica), E' è il segnale di fluttuazione dell'energia radiante, T è il periodo delle oscillazioni (ovvero la grandezza della finestra temporale), σ_E è la deviazione standard dell'energia radiante, σ_p è la deviazione standard del segnale di pressione, τ è il tempo variabile all'interno della finestra temporale del segnale, V è il volume del combustore (ovvero il volume inquadrato da una sonda ottica).

Definire in tal senso un indice d'instabilità ha diversi vantaggi, tra i quali il principale è il suo range di definizione.

$$H(t) \in [0,1]$$

In seguito si vedrà che è possibile identificare 3 intervalli di H ai quali si possono far corrispondere 3 regimi di funzionamento dell'impianto: "stabile", che è caratterizzato da basse fluttuazioni delle variabili di stato; "accoppiamento", che è caratterizzato da rilevanti fluttuazioni delle variabili di stato alle medesime frequenze; ed infine un intervallo "instabile" identificato da importanti fluttuazioni delle variabili di stato alla medesima frequenza.



Si evince da simulazioni numeriche che per valori prossimi alla zero, la condizione è stabile mentre per valori superiori a 0.5 l'instabilità è conclamata, come si può osservare in Figura 27 nella quale l'indice è sovrapposto alla time history del segnale.

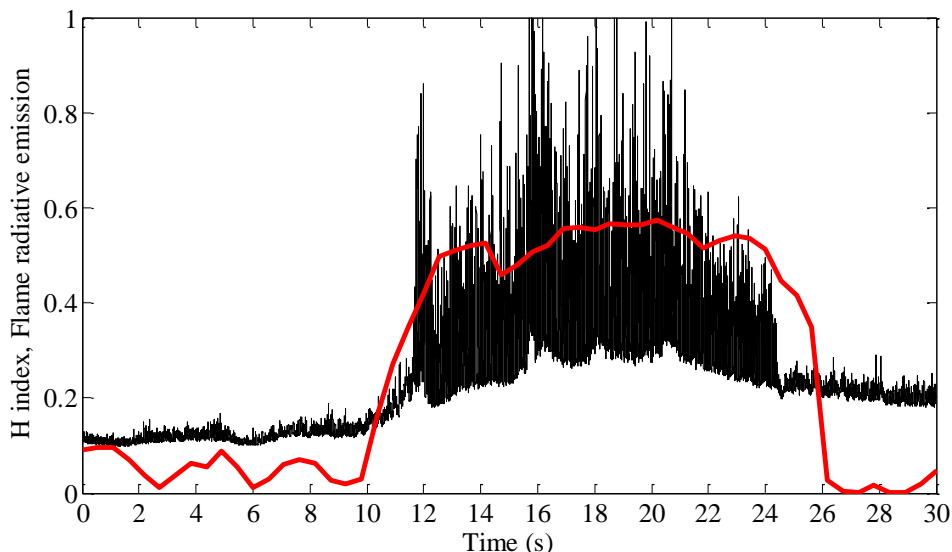


Figura 27: Rappresentazione dell'indice d'instabilità sovrapposto al segnale di pressione

L'indagine preliminare è condotta allo scopo di testare le strategie di analisi basate sulla trasformata wavelet applicate ad un database estremamente rappresentativo del fenomeno d'instabilità termoacustica, ovvero il database comunemente denominato in ENEA Casaccia "Savona", dalla collocazione geografica del combustore studiato.

Il metodo d'identificazione di strutture coerenti mediante LIM è stato utilizzato per identificare delle strutture coerenti nel segnale di energia radiante E, ovvero i precursori dell'instabilità.

Si può notare che gli eventi selezionati e rappresentati mediante procedimento di media condizionata, si presentano come un burst (Figura 28). Tale struttura è stata denominata pattern d'instabilità. Il pattern d'instabilità si ripete frequentemente nella time history del segnale.

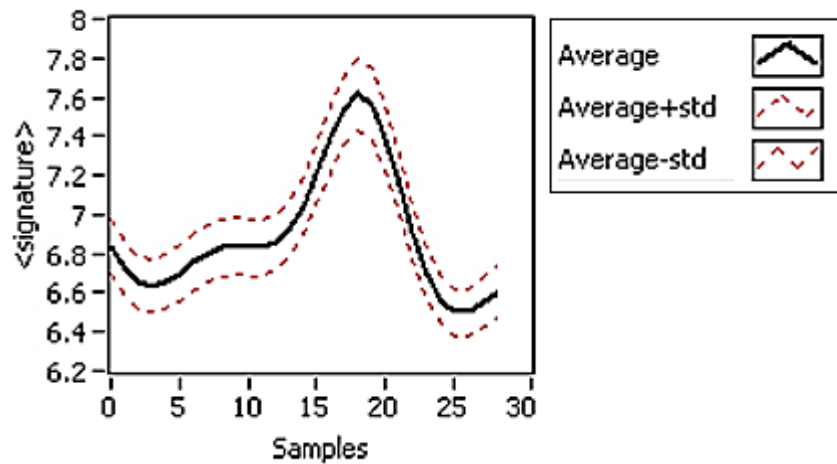


Figura 28: Pattern d'instabilità.

I tempi di riferimento del pattern t_i sono stati rappresentati nel tempo sovrapponendo il grafico dell'indice d'instabilità definito nel presente lavoro.

La frequenza del pattern d'instabilità negli istanti che precedono l'instabilità è notevolmente inferiore rispetto a quanto si verifica ad instabilità conclamata, come si può vedere in Figura 29.

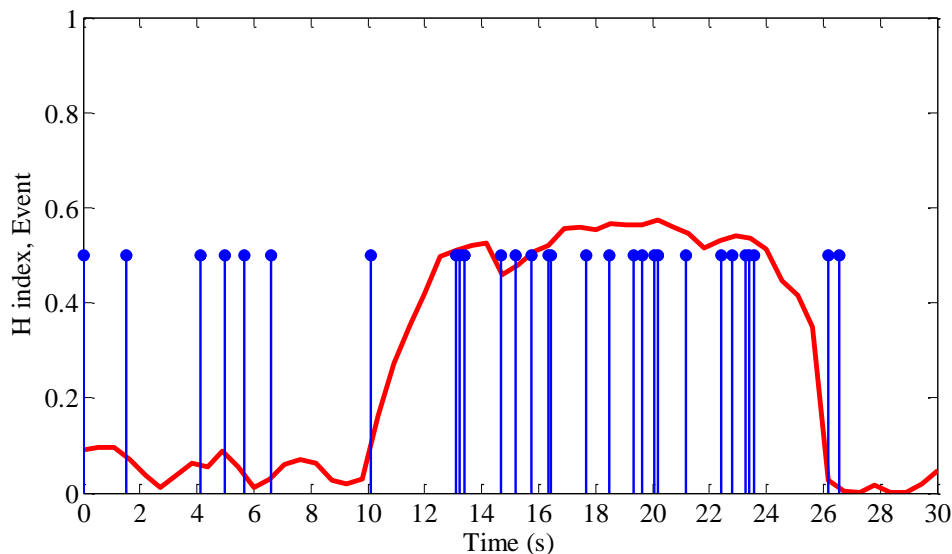


Figura 29: Rappresentazione dell'indice d'instabilità sovrapposto ai tempi di riferimento t_i del pattern d'instabilità.

2.8 Identificazione sorgenti di fluttuazione di energia radiante

Bruschi et al. hanno mostrato che alle fluttuazioni tonali di energia radiante sono correlate alle fluttuazioni di pressione, e che a questo accoppiamento sono imputabili inneschi d'instabilità termoacustica [7]. Nel fondamentale lavoro citato, l'energia radiante è stata campionata con un ODC che produce un'integrazione nello spazio della radiazione luminosa generata dal processo di combustione. Tale procedura non permette d'identificare le sorgenti di fluttuazione di energia radiante nello spazio. Identificare le sorgenti di fluttuazione è di fondamentale importanza per progettare una strategia di controllo passivo. Infatti identificare regioni in camera, alle quali sono imputabili elevate variazioni della luminosità, potrebbe significare identificare estinzioni locali del fronte di fiamma, oppure delle regioni con elevata dipendenza temporale. A questo scopo è stata applicata una tecnica di decomposizione delle immagini basata sulla Proper Orthogonal Decomposition (POD).

Il codice utilizzato per la decomposizione dei dati è stato implementato nel corso di una precedente attività [2]. Sviluppato in Labview il software denominato *easyPOD* decompone i campi presenti in una cartella, producendo dei file di output in formato rappresentabile con il TECPLOT: il campo medio, i primi n modi e lo spettro degli autovalori.

Esegue inoltre l'analisi di convergenza della decomposizione modale.

L'interfaccia di *easyPOD* è mostrata in Figura 30.

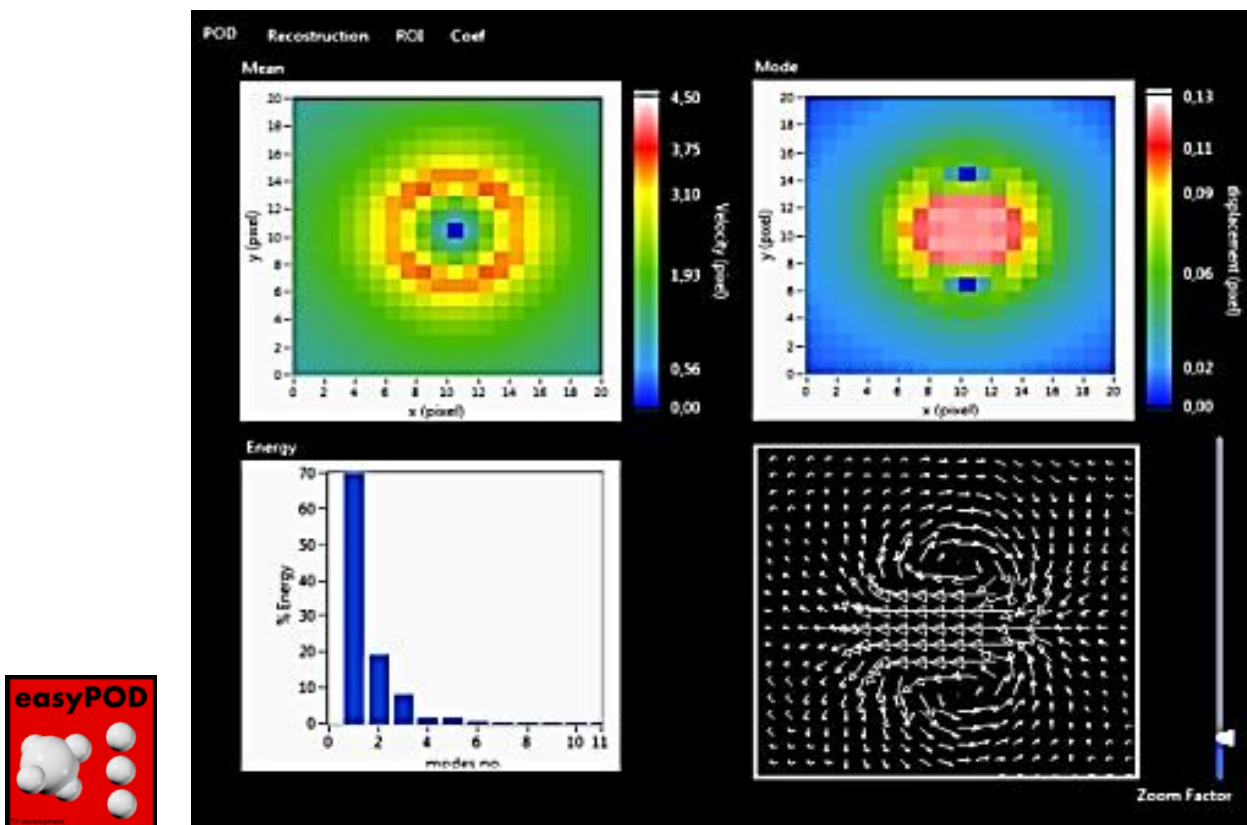


Figura 30: Graphic User Interface del codice *easyPOD* utilizzato per la decomposizione in modi propri dell'emissione di energia radiante generata nella camera di combustione.

I modi POD sono una base orto-normale determinata mediante un algoritmo di ottimizzazione detto metodo di Sirovich. I modi, una volta identificati, vengono impiegati per decomporre il segnale. Nella formula che segue viene decomposto un campo vettoriale di velocità:

$$\bar{u}(\bar{x}, t) = \langle \bar{u}(\bar{x}, t) \rangle + \sum_{i=1}^N a_i(t) \phi_i(\bar{x})$$

dove $\bar{u}(\bar{x}, t)$ è il vettore velocità, a_i l'i-mo coefficiente POD e ϕ_i il modo corrispondente. Con $\langle \bullet \rangle$ si indica l'operatore di media d'insieme. È interessante notare che i modi hanno una dipendenza solo spaziale e i coefficienti ne hanno una temporale. Infatti per mezzo della POD può essere effettuata una separazione delle variabili. La tecnica viene spesso utilizzata per generare modelli matematici semplificati o analizzare database LES e DNS. In genere, i modi sono di difficile interpretazione fisica anche se l'analisi viene applicata ad un caso semplice.

Il software è stato validato utilizzando un database prodotto mediante simulazione numerica. È stata simulata la dinamica di un vortice di Rankine, sovrapponendo delle perturbazioni note al campo generato dal vortice. Nella figura che segue si possono osservare due esempi dell'effetto della perturbazione sul vortice di Rankine.

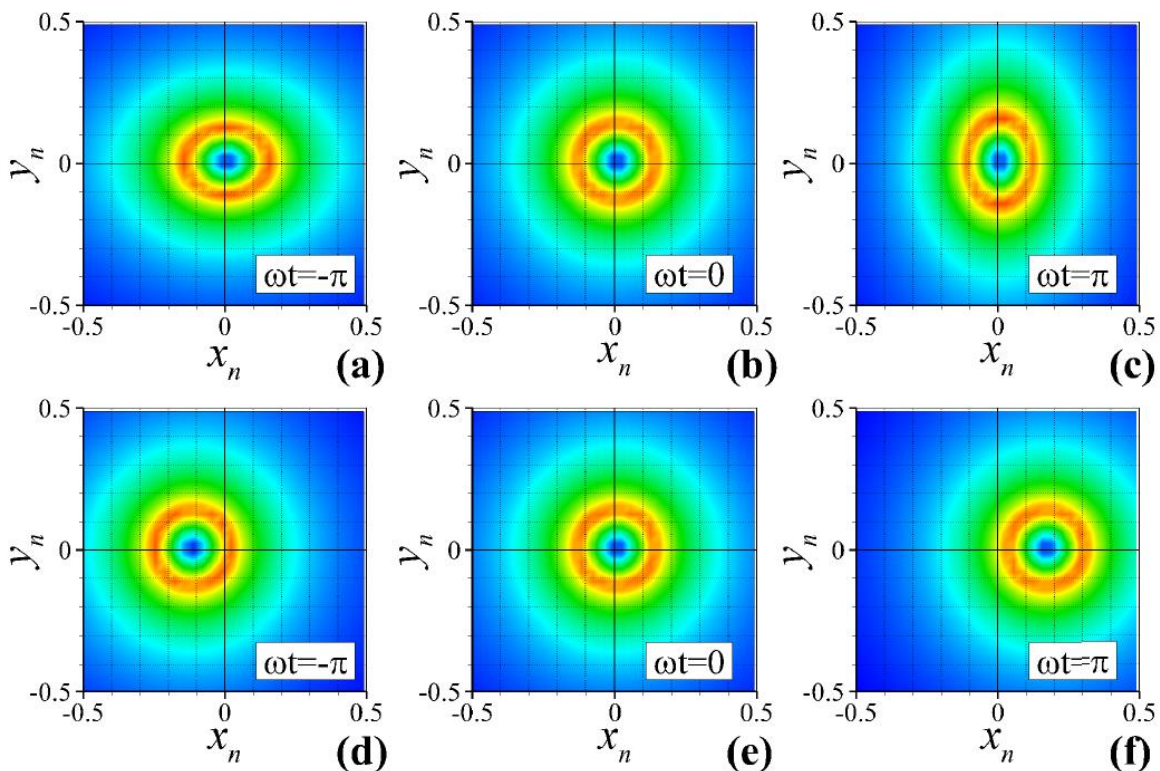


Figura 31: Le immagini a,b,c, sono tre fasi del campo di ampiezza della velocità ottenuto sovrapponendo un vortice di Rankine con una perturbazione nota; le immagini d,e,f sono tre fasi del campo di ampiezza della velocità ottenuto introducendo una perturbazione nella definizione del centro di vortice di Rankine.

Di seguito un esempio dell'informazione di output elaborata dal codice easyPOD.

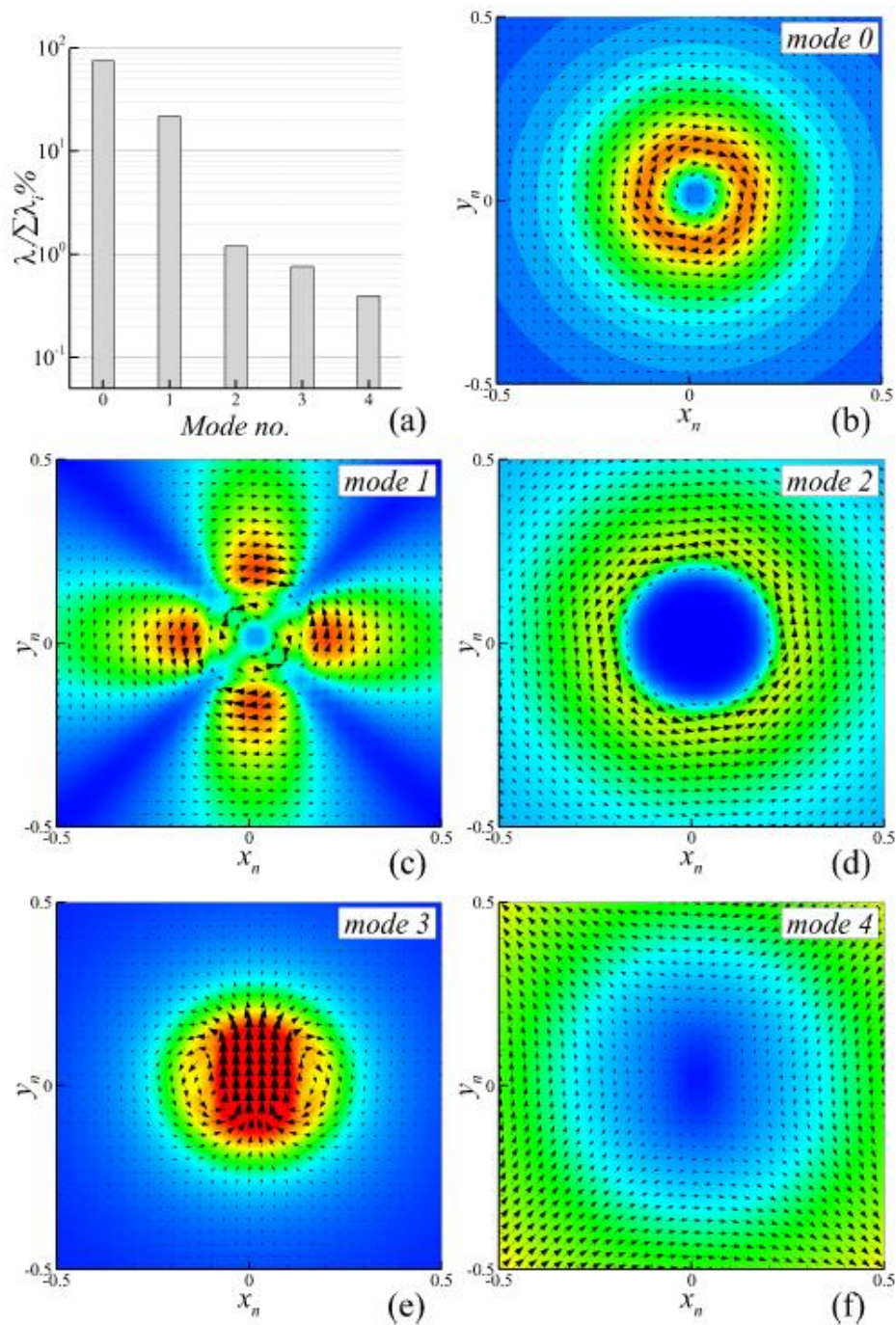


Figura 32: L'immagine a è un esempio dello spettro degli auto valori; b è il campo medio; c, d, e ed f sono invece il primo, il secondo, il terzo e il quarto modo calcolati da easyPOD.

La procedura di validazione ha previsto il confronto fra le perturbazioni sovrapposte ed i modi ottenuti mediante decomposizione. Il risultato è stato soddisfacente.

Poiché nella presente attività sono stati elaborati dei campi scalari (le immagini digitali di una fiamma) il codice è stato adattato a questo tipo di elaborazione.

Concettualmente, una delle basi minime è quella costituita dagli autovettori associati al tensore, costituito da tutti gli snapshot contenuti nel database, come rappresentato in Figura 33.

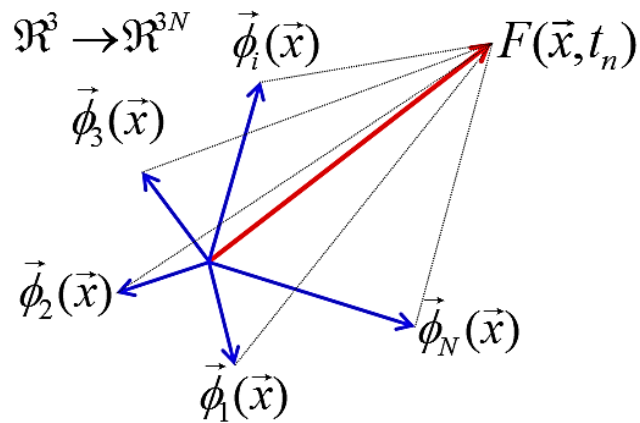


Figura 33: Rappresentazione della proiezione del tensore F , rappresentativo dell'immagine digitale sulla base dei modi propri del sistema.

Quanto finora descritto può essere espresso sinteticamente mediante l'espressione:

$$F(\bar{x}, t_n) = \langle F(\bar{x}) \rangle + \sum_i a_i(t_n) \bar{\phi}_i(\bar{x})$$

dove F rappresenta l'immagine della fiamma al tempo t_n .

Un esempio di applicazione della tecnica all'impianto investigato è descritta di seguito.

Alcune delle immagini, acquisite in condizioni di miscela grassa, con il relativo riferimento temporale sono visibili in Figura 34. Deboli fluttuazioni della luminosità della fiamma sono evidenti, in particolare in una regione periferica della zona di reazione.

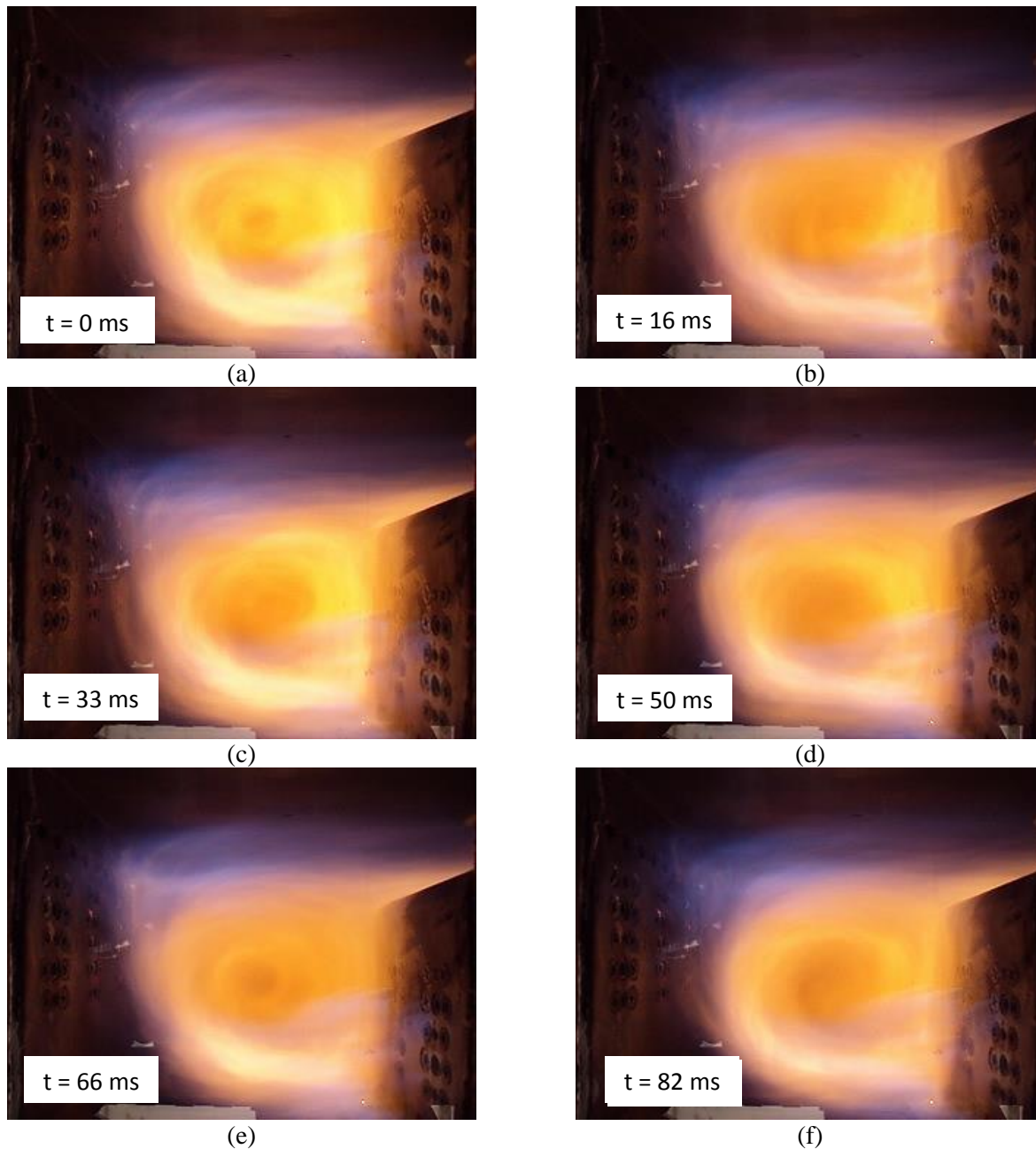


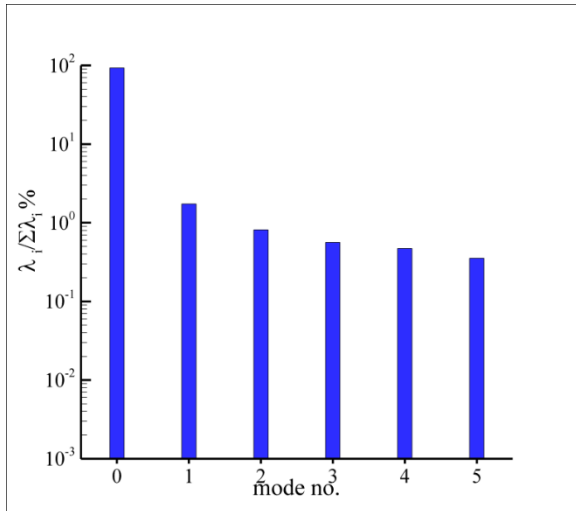
Figura 34: Alcuni snapshot della fiamma in camera di combustione.

In Figura 35 (a) lo spettro degli autovalori, rappresentativo dell'energia associata ad ogni modo indica che il modo 0, ovvero l'immagine media, conserva una quota parte dell'energia prossima al 100%.

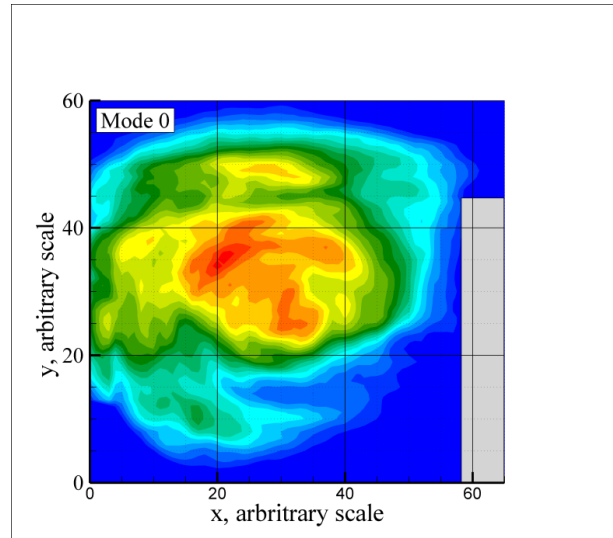
Si può concludere che ci sia una forte stabilità di combustione in condizione di miscela grassa. Osservando il modo 0 nella medesima figura si può inoltre concludere che la fiamma è intrappolata all'interno della cavità, come da obiettivo progettuale.

I modi 1 ed 2 sono rappresentativi delle sorgenti coerenti di fluttuazione. Nei color map dei modi si può osservare una regione periferica nella quale è contenuta la sorgente di fluttuazione, tale sorgente è probabilmente legata al roll-up del getto. In riferimento al modo 2, si nota una sorgente coerente di luminosità, frutto d'interazione fra due regioni: una periferica ed un'altra collocata al centro del vortice.

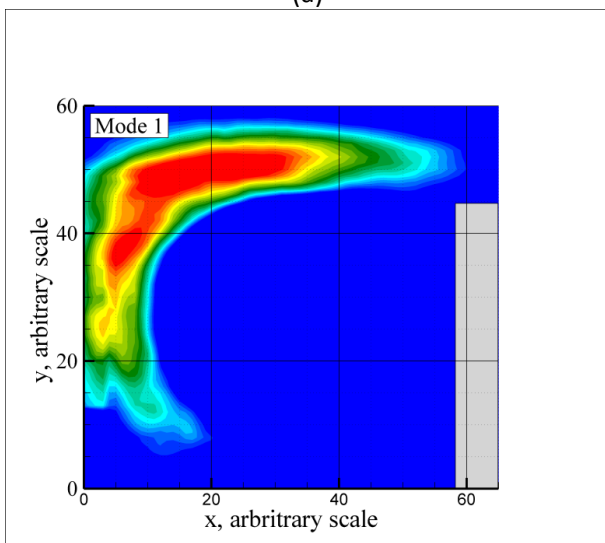
Si può concludere che la tecnica POD risulta molto promettente e che la sua applicazione nel prossimo futuro, in condizioni magre, potrebbe restituire interessanti informazioni riguardanti il meccanismo d'instabilità della camera.



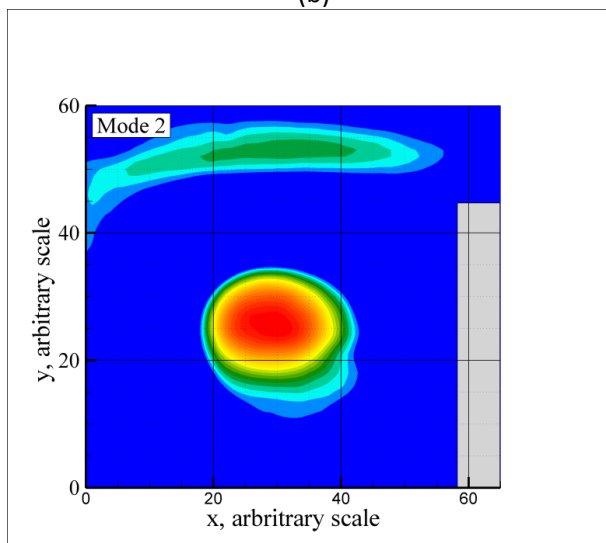
(a)



(b)



(c)



(e)

Figura 35: Tecnica POD applicata al TVC: spettro degli autovalori (a); il modo 0 (b) ovvero l'immagine media; il modo 1 (c) ed il modo 2 (d) che sono rappresentativi delle sorgenti coerenti di fluttuazione.

La strategia di diagnostica risulta essere uno strumento promettente per l'identificazione di sorgenti coerenti di fluttuazione di energia radiante in condizioni di miscela grassa, pertanto in futuro la medesima strategia sarà applicata alle condizioni di miscela magra per identificare le sorgenti di fluttuazione e progettare una strategia di controllo adeguata.

3 Conclusioni

Il Trapped Vortex Combustor ETVB-Mod1, sito nel Centro Ricerche Casaccia dell'ENEA, è stato testato sperimentalmente. I risultati sono stati ottenuti per mezzo di una stretta sinergia tra il personale ENEA e quello dell'università degli studi Roma TRE. L'obiettivo prefissato all'inizio del rapporto di collaborazione consisteva nella caratterizzazione del TVC dal punto di vista acustico, aeroacustico e termoacustico. Durante l'attività sperimentale il funzionamento dell'impianto e la conduzione delle prove è stata gestita dal personale ENEA con la collaborazione dell'Università di Roma TRE. Le prove riassunte nella test-matrix, inclusa nel documento, sono state concordate da entrambe le parti.

Le condizioni di misura sono state scelte per completare un database acquisito nel corso di una precedente attività dell'Accordo di Programma. Sono state effettuate prove sia in condizioni non reattive che reattive. Le prime sono state volte a validare un modello acustico per predire la frequenza di risonanza del combustore in condizioni non reattive. Successivamente il modello è stato opportunamente esteso e impiegato per l'interpretazione dei dati sperimentali acquisiti in condizioni reattive. Si è inoltre verificato che tale modello potrà essere utilizzato in futuro nelle fasi progettuali di questo tipo di camere di combustione.

Le fluttuazioni di pressione alle pareti della camera sono state acquisite con un trasduttore di pressione. Queste misure hanno comportato delle difficoltà applicative dovute all'ambiente: date le elevate temperature è stato necessario collocare l'elemento sensibile del dispositivo sufficientemente lontano dalla sorgente di calore utilizzando una guida d'onda, opportunamente progettata.

L'utilizzo dei trasduttori di pressione ha permesso di concludere che, all'aumentare della portata elaborata dall'impianto, il rumore in camera aumenta sensibilmente indipendentemente dal circuito di alimentazione.

Nel rumore prodotto dal processo sono presenti diverse componenti tonali (140-142 Hz, 162-168 Hz e 184 Hz). Una delle componenti, la più importante per ampiezza, è dovuta al primo modo acustico della camera che è di circa 164 Hz. Le restanti non sono state investigate, poiché non rivestono un ruolo significativo in termini di performance dell'impianto.

In tutti i test effettuati si è eseguita un'acquisizione in parallelo, mediante sonda ODC, della radiazione luminosa generata dal processo. E' proprio attraverso l'utilizzo combinato dell'ODC e dei trasduttori di pressione che è stato possibile identificare dei punti di funzionamento del combustore per i quali si manifesta il fenomeno della instabilità termoacustica. Infatti, come mostrato in [7], il raggiungimento della condizione di instabilità termoacustica è identificato da un elevato valore dell'indice di cross-correlazione tra le fluttuazioni di pressione e l'energia radiante.

In particolare nel TVC l'instabilità s'innescava per rapporti di equivalenza notevolmente bassi, evidenziando l'elevata stabilità del combustore per un esteso range di funzionamento. Infatti, in condizione di miscela grassa, la fiamma risulta essere stabile e il segnale di energia radiante non presenta alcuna correlazione con le fluttuazioni di pressione. Invece, nelle misure realizzate in condizioni di miscela magra, si è messa in evidenza la presenza di due picchi in frequenza che vengono riscontrati sia nello spettro dell'energia radiante che nelle fluttuazioni di pressione.

Con la finalità di ampliare ulteriormente il range di funzionamento del TVC, è stata progettata una strategia di diagnostica in grado di identificare la presenza di fenomeni precursori dell'instabilità, indipendentemente dalla tipologia di bruciatore investigata. Tali fenomeni sono stati individuati nel dominio del tempo mediante un algoritmo basato sulla trasformata wavelet. Il software che implementa la strategia d'identificazione è stato sviluppato in LabView e sarà incluso nella procedura di diagnostica realtime dell'instabilità del combustore.

Infine, per verificare ulteriormente la stabilità del combustore in condizioni di miscela grassa, è stata eseguita un'analisi delle immagini basata sulla tecnica POD. L'idea alla base dell'analisi si fonda sulla interpretazione dello spettro degli autovalori: se, con buona approssimazione, l'energia si distribuisce totalmente sul modo zero, il processo di combustione è stabile, poiché la sua componente fluttuante, ovvero la sua dipendenza temporale, è debole.

Tale analisi ha confermato quanto emerso dall'indagine spettrale: il processo di combustione in condizioni di miscela grassa è stabile.

4 Riferimenti bibliografici

1. R. Camussi, T. Pagliaroli, "Caratterizzazione aerodinamica e aeroacustica di bruciatori non convenzionali di tipo Trapped Vortex", Accordo di Programma Ministero dello Sviluppo Economico-ENEA, Report Ricerca di Sistema Elettrico, RdS/2012/194, settembre 2012.
2. T. Pagliaroli, "Aeroacoustic, acoustic and fluid dynamic characterization of rectangular partial enclosures", PhD Thesis, University RomaTRE, Rome, 2013.
3. T. Pagliaroli, R. Camussi, "Acoustic and Aeroacoustic Characterization of Rectangular Partial Enclosures," 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, (2013), Berlin, Germany, doi:10.2514/6.2013-2050.
4. T. Pagliaroli, R. Camussi, "Acoustic-Flow Characterization of Trapped Vortex Combustion in non-reactive condition," 9th European Fluid Mechanics Conference, (2012), Rome, Italy.
5. T. Pagliaroli, R. Camussi, "Wall pressure fluctuations in Rectangular Partial Enclosures," Journal of Sound and Vibration, (under minor revision).
6. E. Giulietti, C. Stringola, R. Camussi, A. Di Marco, "Caratterizzazione aeroacustica di un bruciatore non convenzionale di tipo Trapped Vortex", Accordo di Programma Ministero dello Sviluppo Economico - ENEA, Settembre 2013.
7. R. Bruschi, E. Giacomazzi, E. Giulietti, T. Pagliaroli, C. Stringola, M. Nobili, "Optical Investigation of Thermo-Acoustic instabilities in turbulent flames," 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (28th AIAA Aeroacoustics Conference), AIAA 2007-3424, (2007), Rome, Italy, doi:10.2514/6.2007-3424.
8. E. Giacomazzi, G. Troiani, E. Giulietti, R. Bruschi, "Effect of turbulence on flame radiative emission", Experiments in Fluids, vol. 44 (2008), issue 4, pp. 557-564.
9. T. Pagliaroli, R. Camussi, E. Giacomazzi, E. Giulietti, "Velocity measurement of particles ejected from a small size solid rocket motor", J. Prop. And Power (in printing).

5 Abbreviazioni ed acronimi

CSD	Cross-Spectral Density
ETVB-mod1	ENEA Trapped Vortex Burner - modello 1
FEM	Finite Element Method
FRF	Funzione di Risposta in Frequenza
LDA	Laser Doppler Anemometry
LIM	Local Intermittency Measure
MICOS	Multipurpose Installation for COmbustion Studies
MILD	Moderate and Intense Low oxygen Dilution
ODC	Optical Diagnostics of Combustion
POD	Proper Orthogonal Decomposition
PSD	Power Spectral Density
SPL	Sound Pressure Level
TVC	Trapped Vortex Combustor

Breve Curriculum del responsabile scientifico del gruppo proponente

Roberto Camussi si è laureato con lode in Ingegneria Aeronautica presso l'Università "La Sapienza" di Roma nel 1991. Nel 1995 ha completato il Dottorato di Ricerca in Meccanica Teorica ed Applicata presso la stessa Università e, nello stesso anno, ha vinto un posto da Ricercatore presso l'Università Roma Tre. Dal 2002 è Professore Associato presso la facoltà di Ingegneria dell'Università Roma Tre. Dal 2012 è Professore Straordinario presso l'Università Roma Tre.

Nel periodo 1994-1995 ha svolto attività di ricerca presso l'Ecole Normale di Lione. Dal 1994 ad oggi ha partecipato a numerose conferenze Nazionali ed Internazionali, come Chairman in alcune sessioni. E' stato organizzatore di workshop, conferenze e scuole internazionali.

E' stato invitato a tenere numerosi seminari presso Università e centri di ricerca italiani ed esteri, compreso un breve corso tenuto nell'ambito della scuola estiva internazionale "Turbulence: measurements and signals", presso l'Institut d'Etudes Scientifique di Cargese (Francia), organizzata dal CNRS francese nel 2002, ed un corso intitolato "Boundary Layer Noise" nell'ambito della scuola "Noise Sources in Turbulent Shear Flows", tenuta presso il CISM (Udine), nel 2011.

E' stato invitato a contribuire su riviste internazionali con pubblicazioni di review ad invito. E' Referee di numerose prestigiose riviste internazionali (ad esempio. Journal of Fluid Mechanics, Physics of Fluids, Experiments in Fluids).

E' Referee della *National Science Foundation* degli USA, del sistema *EPSRC* – UK Engineering and Physical Science Research Council, del sistema *e-GAP2* della Royal Society, London (UK).

Fa parte del Consiglio Direttivo dell'associazione AIVELA (Associazione Italiana di Velocimetria Laser). E' il rappresentante dell'AIDAA (Associazione Italiana di Aeronautica ed Astronautica) presso l'*Aeroacoustic Specialists Committee* della CEAS (Council of European Aerospace Society).

Ha avuto ruolo di responsabilità e di collaborazione in numerosi contratti e convenzioni di ricerca finanziati dalla comunità europea (nel 6° e 7° programma quadro), da enti pubblici (quali MUR, CNR, Regione Lazio), da centri di ricerca (quali ASI, CIRA, ENEA) e da società private (quali ad esempio ALENIA, MBDA, ITALFERR). Insegna presso la Facoltà di Ingegneria dell'Università Roma Tre, tenendo un corso di fluidodinamica nella laurea in Ingegneria Meccanica, e corsi di Aerodinamica e Propulsione, nell'ambito della laurea magistrale di Ingegneria Aeronautica. Tiene corsi nel settore dell'aeroacustica agli studenti della sezione di Ingegneria Meccanica e Industriale della Scuola Dottorale di Ingegneria dell'Università Roma Tre, del cui Collegio dei Docenti fa parte. E' docente guida di diversi dottorandi, di numerosi laureandi di primo e secondo livello, di numerosi stagisti italiani e stranieri. Ha fatto parte di commissioni per concorsi a posti di Ricercatore, di Dottorato, di assegni di ricerca ed ha fatto parte di commissioni per l'esame finale di Dottorato sia in Italia che presso Università straniere.

Ha lavorato principalmente nel settore della fluidodinamica sperimentale con studi nel campo dei flussi turbolenti, dell'aeroacustica ed aerodinamica di flussi di parete, dell'aeroacustica ed aerodinamica di getti, della combustione turbolenta e nello sviluppo di metodologie avanzate per analisi di segnali.

Le ricerche svolte hanno portato alla realizzazione di oltre 130 lavori scientifici pubblicati su riviste scientifiche internazionali e atti di conferenze nazionali o internazionali. Per brevità si riportano nel seguito solo gli articoli pubblicati su riviste internazionali, con referaggio.

1. R. CAMUSSI, G. GUJ, "On the Extended Self Similarity and the Form-Function", **Meccanica**, vol. 30, pp. 719-725, 1995.
2. R. CAMUSSI, D. BARBAGALLO, G. GUJ, F. STELLA: "Transverse and longitudinal scaling laws in homogeneous and non-homogeneous low Re_λ turbulence", **Lecture notes in Physics**, ed. Springer-Verlag, pp. 171-178, 1995.
3. R. CAMUSSI, G. GUJ: "Experimental analysis of scaling laws in low Re grid-generated turbulence", **Experiments in fluids**, vol. 20, pp. 199-209, 1996.
4. R. CAMUSSI, G. GUJ: "Extended Self Similarity in Anisotropic Grid-generated Turbulent flow", **European Journal of Mechanics /B**, vol. 15(2), pp. 257-273, 1996.

5. R. CAMUSSI, D. BARBAGALLO, G. GUJ, F. STELLA: "Transverse and longitudinal scaling laws in non-homogeneous low Re Turbulence", **Physics of Fluids**, vol. 8 (5), pp. 1181-1191, 1996.
6. R. CAMUSSI, C. BAUDET, R. BENZI, S. CILIBERTO, "Scaling properties of the velocity increments correlation function", **Physics of Fluids**, vol. 8 (6), pp. 1686-1688, 1996.
7. R. CAMUSSI ed altri autori, "Structure functions in turbulence in various flow configurations, at Reynolds number between 30 and 5000, using Extended Self Similarity", **Europhysics Letters**, vol. 34 (6), pp. 411-416, 1996.
8. R. CAMUSSI, S. CILIBERTO, R. BENZI, C. BAUDET, "Statistical uncertainty in the analysis of structure functions in turbulence", **Physical Review E**, vol. 4, pp. 100-103, 1996.
9. R. CAMUSSI, G. GUJ, "Wavelet decomposition and coherent structures eduction of low Re_{λ} turbulent hot wire signals", **Flow, Turbulence and Combustion**, Vol. 57, pp. 195-209, 1996.
10. R. CAMUSSI, G. GUJ, "Orthonormal wavelet decomposition of turbulent flows: intermittency and coherent structures", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 348, pp. 177-199, 1997.
11. R. CAMUSSI, R. BENZI, "Hierarchy of transverse structure functions", **Physics of Fluids**, Vol. 9 (2), pp. 257-259, 1997.
12. R. VERZICCO, R. CAMUSSI, "Transitional regimes of low-Prandtl thermal convection in a cylindrical cell", **Physics of Fluids**, Vol. 9 (6), pp. 1287-1295, 1997.
13. R. CAMUSSI, D. BARBAGALLO, G. GUJ, "Experimental analysis of transverse intermittency in a turbulent jet flow", **Experiments in Fluids**, Vol. 22, pp. 268-270, 1997.
14. R. CAMUSSI, S. CILIBERTO, C. BAUDET, "Experimental study of the evolution of a velocity perturbation in fully developed turbulence", **Physical Review E**, Vol. 56 (5), pp. 6181-6184, 1997.
15. R. CAMUSSI, R. VERZICCO, "Convective turbulence in mercury: scaling laws and spectra", **Physics of Fluids**, Vol. 10, pp. 516-527, 1998.
16. G. GUJ, R. CAMUSSI, "Statistical analysis of local turbulent energy fluctuations", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 382, pp. 1-26, 1999.
17. R. VERZICCO, R. CAMUSSI, "Prandtl number effects in convective turbulence", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 383, pp. 55-73, 1999.
18. V. NINNI, R. CAMUSSI, G. GUJ, "Statistical study of anisotropic anomalous behavior of a cylinder wake", **Experiments in Fluids**, Vol. 26, pp. 161-168, 1999.
19. R. CAMUSSI, G. GUJ, "Experimental analysis of intermittent coherent structures in the near field of a high Re turbulent jet flow", **Physics of Fluids**, Vol. 11 (2), pp. 423-431, 1999.
20. R. CAMUSSI, A. STELLA, T. KOWALEWSKI, G. GUJ, "Large-scale structures forming in a cross-flow: Particle Image Velocimetry conditional analysis", **Machine, Graphics and Vision**, Vol. 8, pp. 579-596, 1999 (also presented at the conference "EUROMECH 406: Image Processing Methods in Applied Mechanics", Varsavia, 6-9 Maggio, 1999).
21. R. VERZICCO, R. CAMUSSI, "On thermally-driven convection in cylindrical cells of unitary aspect ratio", (invited) **Recent Research Developments in Fluid Dynamics**, Vol. 2, pp. 63-85, 1999
22. M. ONORATO, R. CAMUSSI, G. IUSO, "Anomalous scaling and bursting process in an experimental turbulent channel flow", **Physical Review E**, Vol. 61 (2), pp. 1447-1454, 2000.
23. R. CAMUSSI, R. VERZICCO, "Anomalous scaling exponents and coherent structures in high Re fluid turbulence", **Physics of Fluids**, Vol. 12 (3), pp. 676-687, 2000.
24. V. NIKORA, D. GORING, R. CAMUSSI, "Intermittency and interrelationships between turbulence scaling exponents: phase-randomisation tests", **Physics of Fluids**, Vol. 13 (5), pp. 1404-1414, 2001.
25. R. CAMUSSI, G. GUJ, "Wavelet analysis of turbulence data: coherent structures identification and intermittency", **Non Linear Instability Analysis**, Vol. II, L. Debnath & D.N. Rihani eds., Wit Press, Computational Mechanics Publications, pp 179-220, 2001 (invited).
26. R. CAMUSSI, "Wavelets", **2001 Yearbook of science and technology**, *Encyclopedia of Science and Technology*, McGraw-Hill ed., 2001 (invited).
27. R. CAMUSSI, "Coherent structures identification from Wavelet analysis of PIV bidimensional velocity fields", **Experiments in Fluids**, Vol. 32, pp. 76-86, 2002.

28. R. CAMUSSI, G. GUJ, A. STELLA, "Experimental study of a jet in a cross-flow at very low Reynolds number", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 454, pp. 113-144, 2002.
29. R. VERZICCO, R. CAMUSSI, "Structure function exponents and pdf of the velocity difference in turbulence", **Physics of Fluids**, Vol. 14, pp. 906-909, 2002.
30. G. GUJ, M. CARLEY, R. CAMUSSI e A. RAGNI, "Acoustic identification of coherent structures in a turbulent jet", **Journal of Sound and Vibrations**, Vol 259, pp 1037 – 1065, 2003.
31. R. VERZICCO, R. CAMUSSI, "Numerical experiments on strongly turbulent thermal convection in a slender cylindrical cell", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 477, pp. 19-49, 2003.
32. R. CAMUSSI, R. VERZICCO, "Temporal statistics in high Rayleigh number convective turbulence", **European Journal of Mechanics – B/Fluids**, Vol. 23, pp. 427-442, 2004.
33. R. CAMUSSI, M. FELLI, "Far field pressure fluctuations and coherent structures in a low Mach number turbulent jet flow", **International Journal of Aeroacoustics**, Vol. 3, pp. 347-360, 2004.
34. R. CAMUSSI, G. GUJ, A. RAGNI, "Wall pressure fluctuations induced by turbulent boundary layers over surface discontinuities", **Journal of Sound and Vibration**, Vol. 294, 177–204, 2006.
35. R. CAMUSSI, DI FELICE F., "Statistical properties of vortical structures with spanwise vorticity in zero pressure gradient turbulent boundary layers", **Physics of Fluids**, Vol. 18, pp. 035108-1 035108-16, 2006.
36. R. CAMUSSI, G. GUJ, A. DI MARCO, A. RAGNI, "Propagation of wall pressure perturbations in a large aspect-ratio shallow cavity", **Experiments in Fluids**, Vol. 40, pp. 612-620, 2006.
37. M. FELLI, F. DI FELICE, G. GUJ, R. CAMUSSI, "Analysis of the Propeller wake evolution by pressure and velocity phase measurements", **Experiments in Fluids**, Vol. 41, pp. 441-451, 2006.
38. R. CAMUSSI, G. GUJ, B. IMPERATORE, A. PIZZICAROLI, D. PERIGO, "Wall pressure fluctuations induced by transonic boundary layers on a launcher model", **Aerospace Science and Technology**, Vol. 11, pp. 349-359, 2007.
39. M. FELLI, G. GUJ, R. CAMUSSI, "Effect of the number of blades on propeller wake evolution", **Experiments in Fluids**, Vol. 44, 409-418, 2008.
40. R. CAMUSSI, G. GUJ, F. TOMASSI, R. SISTO, "Effect of air injection on the far field pressure radiated from a jet at subsonic Mach numbers", **International Journal of Aeroacoustics**, Vol. 7, pp. 69-82, 2008.
41. R. CAMUSSI, M. FELLI, F. PEREIRA, G. ALOISIO, A. DI MARCO, "Statistical Properties of Wall Pressure Fluctuations Over a Forward Facing Step", **Physics of Fluids**, Vol. 20, pp. 075113-1 075113-13, 2008.
42. R. CAMUSSI, G. ROBERT, M. C. JACOB, "Cross-Wavelet analysis of wall pressure fluctuations beneath incompressible turbulent boundary layers", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 617, pp. 11-30, 2008.
43. M. FELLI, R. CAMUSSI, G. GUJ, "Experimental analysis of the flow field around a propeller-rudder configuration", **Experiments in Fluids**, Vol. 46, pp. 147-164, 2009.
44. M. C. JACOB, J. GRILLIAT, R. CAMUSSI, G. CAPUTI GENNARO, "Aeroacoustic investigation of a single airfoil tip leakage flow", **International Journal of Aeroacoustics**, Vol. 9 (3), pp. 253-272, 2010.
45. R. CAMUSSI, M. JACOB, J. GRILLIAT, G. CAPUTI GENNARO, "Experimental study of a tip leakage flow: wavelet analysis of pressure fluctuations", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 660, pp. 87-113, 2010.
46. M. FELLI, R. CAMUSSI, "Experimental characterization of the tip vortex evolution in a propeller wake", **Journal of Fluid Mechanics**, Vol. 682, pp. 5 – 53, 2011.
47. F.R. VERDUGO, A. GUITTON, R. CAMUSSI, "Experimental investigation of a cylindrical cavity in a low Mach number flow", **Journal of Fluids and Structures**, in press, 2012.
48. S. GRIZZI, R. CAMUSSI "Wavelet analysis of Near-Field Pressure Fluctuations Generated by a Subsonic Jet", **Journal of Fluid Mechanics**, in press, 2012.