



Agenzia nazionale per le nuove tecnologie, l'energia  
e lo sviluppo economico sostenibile



*Ministero dello Sviluppo Economico*

RICERCA DI SISTEMA ELETTRICO

Caratterizzazione aerodinamica e aeroacustica di bruciatori non  
convenzionali di tipo Trapped Vortex

*Roberto Camussi, Tiziano Pagliaroli*



Report RdS/2012/194

CARATTERIZZAZIONE AERODINAMICA E AEROACUSTICA DI BRUCIATORI NON CONVENZIONALI DI TIPO TRAPPED VORTEX

Roberto Camussi, Tiziano Pagliaroli (Università Roma Tre)

Settembre 2012

Report Ricerca di Sistema Elettrico

Accordo di Programma Ministero dello Sviluppo Economico - ENEA

Area: Produzione di energia elettrica e protezione dell'ambiente

Progetto: Studi sull'utilizzo pulito dei combustibili fossili, la cattura ed il sequestro della CO<sub>2</sub>

Responsabile del Progetto: Stefano Giammartini, ENEA

## Indice

<b>Sommario</b> .....	<b>4</b>
<b>1 Introduzione</b> .....	<b>5</b>
<b>2 Descrizione delle attività svolte e risultati</b> .....	<b>5</b>
2.1 <i>Background teorico: Acustica in fluidi non reattivi</i> .....	5
2.1.1 Double duct.....	5
2.1.2 Risuonatore di Helmholtz .....	6
2.1.3 Fattori correttivi (end-corrections) .....	7
2.2 <i>Set-up sperimentale</i> .....	8
2.2.1 Geometria in esame.....	8
2.2.2 Impianto di adduzione dell'aria .....	9
2.2.3 I modelli utilizzati .....	11
2.2.4 Catena di misura acustica .....	13
2.2.5 Calibrazione .....	14
2.2.6 Catena di misura velocimetrica.....	14
2.2.7 Software di controllo ed acquisizione dati.....	16
2.2.8 Messa a punto del set-up .....	18
2.3 <i>Matrice delle prove</i> .....	20
2.3.1 Matrice delle prove per il test acustico modale .....	20
2.3.2 Matrice delle prove per le misure aeroacustiche .....	22
2.3.3 Matrice delle prove per le misure PIV .....	23
2.4 <i>Risultati prove acustiche ed aeroacustiche</i> .....	24
2.4.1 Test modale sperimentale .....	24
2.4.2 Analisi aeroacustica .....	26
2.4.3 Struttura dei modi: analisi numerica COMSOL .....	28
2.5 <i>Risultati misure PIV</i> .....	32
2.5.1 Campi di velocità.....	32
2.5.2 Turbolenza in cavità .....	33
<b>3. Conclusioni</b> .....	<b>35</b>
<b>4. Riferimenti bibliografici</b> .....	<b>35</b>
<b>Appendice: breve curriculum scientifico del gruppo di lavoro</b> .....	<b>37</b>

## Sommario

Il presente documento contiene la descrizione delle attività svolte in accordo con quanto riportato nell'allegato tecnico al presente contratto. La ricerca ha avuto come obiettivo la caratterizzazione fluidodinamica, acustica ed aeroacustica di un combustore TVC (Trapped Vortex Combustor) in condizioni non reattive. Lo studio fluidodinamico è stato condotto mediante misure di velocità effettuate utilizzando la tecnica Particle Image Velocimetry (PIV). Lo studio acustico ed aeroacustico è stato effettuato utilizzando un array di microfoni in assenza o in presenza del flusso. Lo studio sperimentale è stato condotto presso il laboratorio sperimentale del Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Industriale (DIMI) dell'Università Roma Tre, utilizzando due modelli di combustore realizzati ad hoc ed opportunamente strumentati.

Lo studio acustico ha portato all'individuazione dei modi propri acustici ed è stato supportato da simulazioni numeriche di tipo FEM. L'analisi fluidodinamica ha consentito di caratterizzare le principali strutture vorticosi di grande scala nelle condizioni di funzionamento di interesse. L'analisi aeroacustica ha consentito di estrarre il contributo sia idrodinamico che acustico dalle fluttuazioni di pressione a parete.

La possibilità di avere informazioni sia sulle strutture fluidodinamiche che sulle fluttuazioni di pressione è di cruciale importanza in particolare per la prevenzione di eventuali instabilità termoacustiche. Lo studio effettuato ha infatti permesso di individuare una geometria ottimale del combustore, che, in condizioni operative, si suppone abbia un comportamento particolarmente stabile. Tale geometria risulta essere parzialmente diversa rispetto a quella originariamente proposta da ENEA.

## 1 Introduzione

L'attività di ricerca svolta dall'Università Roma TRE è stata mirata allo studio sperimentale della fluidodinamica ed aeroacustica di un Combustore Trapped Vortex (TVC) che nella sua versione finale dovrà funzionare con syngas ricchi di idrogeno per aumentare l'efficienza dei bruciatori avanzati a bassa emissione di CO<sub>2</sub>.

Tale attività di ricerca ha previsto:

- la realizzazione di alcuni prototipi per la sperimentazione;
- l'individuazione dei parametri geometrici rilevanti mediante una analisi di sensibilità;
- lo studio sperimentale acustico ed aeroacustico al variare dei parametri sensibili individuati;
- l'implementazione di un modello FEM per la simulazione dei modi acustici del combustore nel suo funzionamento a freddo;
- lo studio fluidodinamico al variare dei parametri d'interesse mediante tecnica PIV;
- la scelta di linee guida per la progettazione di un combustore trapped vortex di nuova generazione con requisiti aeroacustici e fluidodinamici ottimizzati.

Risulta fondamentale studiare il moto fluidodinamico all'interno di tale cavità per due motivi:

1. All'interno della cavità del bruciatore a geometria TVC si sviluppa un vortice principale la cui presenza e la cui intensità favoriscono il mescolamento tra gas ed aria, favorendo quindi una combustione più omogenea e quindi a più bassa emissione di CO<sub>2</sub>.
2. All'interno di tale cavità si può rilevare la presenza di modi acustici molto energetici. Questo è un requisito comunemente indesiderato nelle camere di combustione poiché potrebbe promuovere, in condizioni reattive e nei casi più gravi, fenomeni d'instabilità termoacustica.

## 2 Descrizione delle attività svolte e risultati

### 2.1 Background teorico: Acustica in fluidi non reattivi

In questo capitolo viene presentata brevemente la teoria che descrive la propagazione delle onde acustiche in condotti che presentano un salto di sezione al loro interno (discontinuità di prima specie nella sezione).

Di seguito vengono descritte due geometrie in particolare: *double duct* e il risonatore di Helmholtz che sono di particolare interesse per la successiva analisi scientifica dei risultati sperimentali ottenuti.

La temperatura è assunta costante per semplificare la trattazione.

#### 2.1.1 Double duct

La configurazione *double duct* consiste in due condotti a sezione costante uniti da un'interfaccia a  $z = a_1$  (Figura 2.1). Il lato in corrispondenza di  $z = 0$  presenta una parete rigida, avendo quindi un coefficiente di riflessione  $R_1 = 1$ , mentre sulla sezione di uscita  $z = a_1 + a_2$  è imposta una pressione costante,  $R_2 = -1$ .

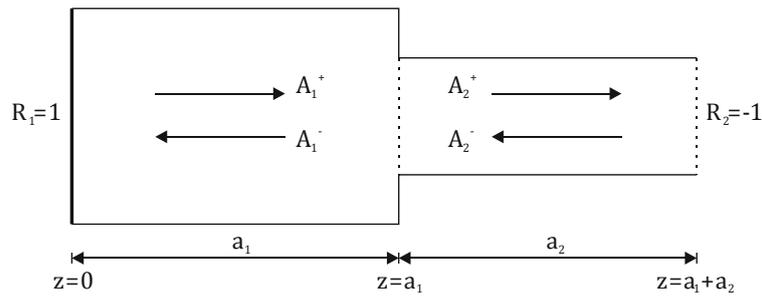


Figura 2.1: configurazione double duct.

Per questo tipo di geometria è stata proposta da T. Poinot [13] una relazione analitica che predice la frequenza del primo modo acustico.

$$\cos(ka_1) \cos(ka_2) - \Gamma_1 \sin(ka_1) \sin(ka_2) = 0$$

la cui soluzione numerica è detta *quarter-wave mode*.

### 2.1.2 Risuonatore di Helmholtz

Un risuonatore di Helmholtz è un dispositivo acustico composto da una cavità contenente un volume di aria  $V$  e da un'imboccatura avente sezione  $A$  e lunghezza  $l$  (Figura 2.2).

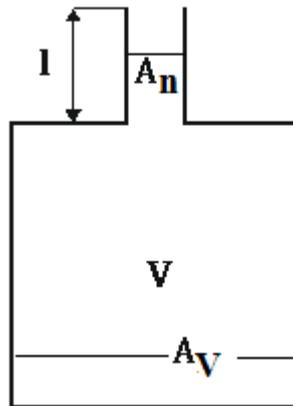


Figura 2.2: schema di un risuonatore di Helmholtz.

I risuonatori di Helmholtz sono stati descritti per la prima volta in letteratura da Hermann Ludwig Ferdinand von Helmholtz nel 1860. Helmholtz [15] formulò la prima teoria matematica per risuonatori con apertura circolare, nella quale presentò una formula per il calcolo della loro frequenza di risonanza, basata sul volume della cavità e sull'area dell'apertura.

Successivamente, Rayleigh [16] presentò una teoria secondo la quale la lunghezza dell'imboccatura non era necessariamente uguale allo spessore delle pareti della cavità. Egli suggerì che le particelle di fluido nelle immediate vicinanze dell'imboccatura prendessero parte al moto indotto dalle oscillazioni del fluido all'interno del collo [17].

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{A_n}{A_v l_{eff}}}$$

Con  $A_n$ ,  $A_v$ ,  $l_{eff}$ ,  $c$ , sezione del collo, sezione della cavità, lunghezza del collo efficace, velocità del suono rispettivamente.

### 2.1.3 Fattori correttivi (end-corrections)

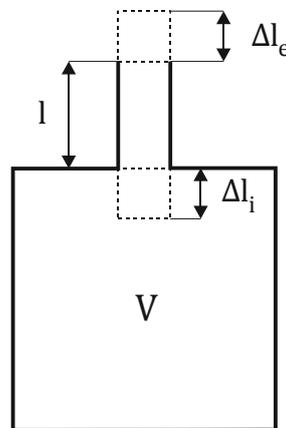
Rayleigh propose l'aggiunta di due fattori correttivi da sommare alla lunghezza effettiva dell'imboccatura del risonatore di Helmholtz, per tenere conto degli effetti acustici nelle immediate vicinanze dell'imboccatura stessa (Figura 2.3). Questi due fattori sono [18]:

end-correction interno ( $\Delta l_i$ ), che corrisponde all'interfaccia imboccatura-cavità;

end-correction esterno ( $\Delta l_e$ ), che si riferisce all'interfaccia imboccatura-ambiente esterno.

Si definisce così la lunghezza efficace dell'imboccatura:

$$l_{eff} = l + \Delta l_i + \Delta l_e$$



**Figura 2.3: Rappresentazione dei fattori correttivi dell'imboccatura.**

Sono state proposte molteplici espressioni per i due fattori correttivi in base alla forma della sezione di uscita e alle dimensioni della cavità. Per aperture circolari, il fattore correttivo proposto da Rayleigh [16] per la sezione esterna è:

$$\Delta l_e = 0.8242r$$

dove  $r$  è il raggio dell'imboccatura. Per poter applicare tale fattore correttivo ad aperture di sezione non circolare Crighton et al. [19] proposero l'utilizzo di un raggio equivalente:

$$r_{eq} = 1.06 A^{3/4} U^{-1/2}$$

dove  $U$  è il perimetro dell'apertura. Ingard [20] propose invece espressioni differenti per il fattore correttivo interno, in base alla forma della cavità e dell'apertura ed in base alla posizione dell'apertura stessa. I fattori correttivi interni ed esterni sono spesso raggruppati in un unico parametro  $2\Delta l$  [18].

## 2.2 Set-up sperimentale

In questo capitolo vengono descritti gli impianti e le attrezzature utilizzate nel presente studio. Poiché il lavoro si è svolto in varie fasi anche il set-up sperimentale è stato costantemente modificato e aggiornato in base alle esigenze.

L'intera attività sperimentale è stata effettuata presso la sezione di Aerodinamica e Termofluidodinamica del laboratorio sperimentale del Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Industriale (DIMI) dell'Università degli Studi Roma Tre. La struttura dispone di una camera semianecoica, di superficie di circa  $8 \text{ m}^2$  e di un laboratorio in cui è stato allestito l'impianto ed il sistema di acquisizione PIV. Entrambi i locali sono serviti da una linea di aria compressa che può operare fino ad una pressione di 8 bar.

La prima parte del lavoro, ossia quella che comprende le misure acustiche ed aeroacustiche, è stata svolta all'interno della camera anecoica al fine di ridurre il più possibile i rumori e le interferenze esterne. Successivamente è stato studiato il campo di velocità all'interno del TVC tramite la tecnica PIV.

Di seguito viene descritta la geometria del combustore studiato, l'impianto di adduzione allestito per l'alimentazione dell'aria compressa e le due catene di misura (microfoni e PIV) utilizzate nella configurazione definitiva.

### 2.2.1 Geometria in esame

La geometria del prototipo oggetto di questo studio, fornita dall'ENEA, consiste in una cavità avente dimensioni di  $190 \times 190 \times 60 \text{ mm}$ , con uno scarico di sezione rettangolare avente dimensioni  $50 \times 50 \times 60 \text{ mm}$  (Figura 2.4).

Il combustore presenta tre ugelli per l'adduzione dell'aria nel flusso principale di diametro pari a  $7,5 \text{ mm}$  ed altri tre, aventi le medesime dimensioni, per l'adduzione dell'aria in cavità.

Sono inoltre presenti 8 ugelli per l'adduzione del combustibile di dimensioni  $5 \text{ mm}$  disposti sulle pareti laterali della cavità e due getti premiscelati aria-gas per il funzionamento della fiamma pilota, necessaria all'accensione del combustore. In questo studio tuttavia questi ultimi non saranno utilizzati dato lo scarso contributo che in condizioni non reattive hanno sul moto medio.

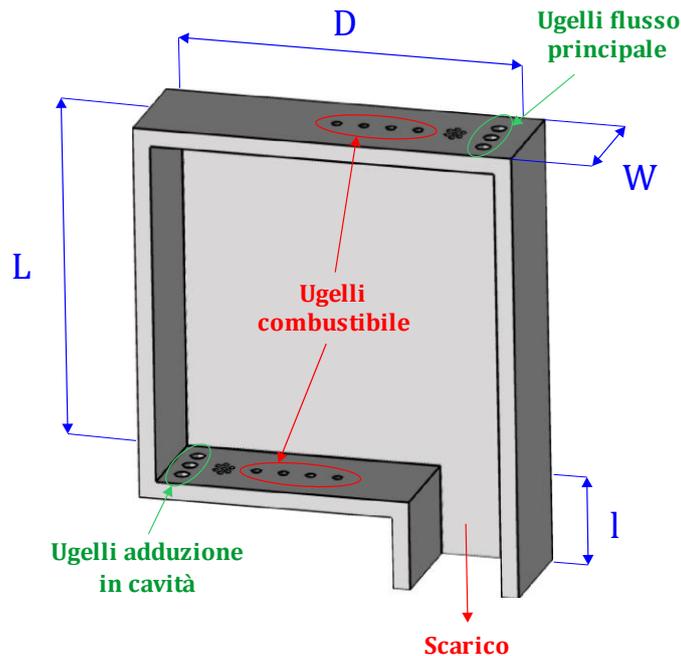
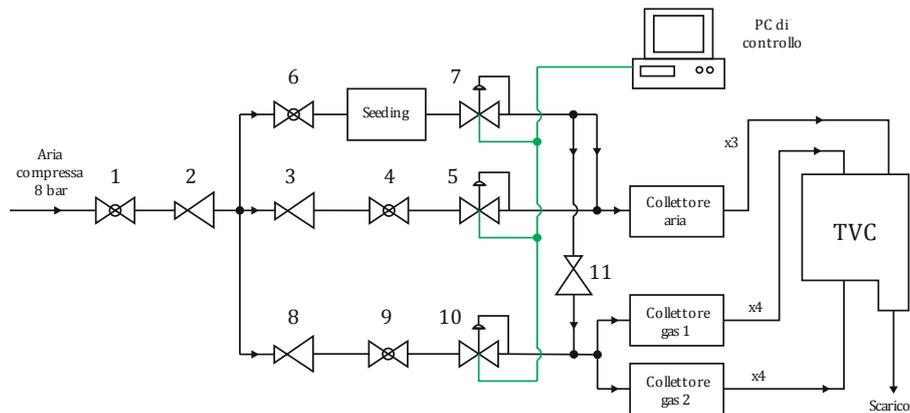


Figura 2.4: Geometria del combustore TVC oggetto di studio.

## 2.2.2 Impianto di adduzione dell'aria

L'impianto di adduzione dell'aria (Figura 2.5) è costituito da un sistema di flussimetri *Brooks Instruments*, che consentono la misurazione e la regolazione della portata, comandati attraverso un software in ambiente LabVIEW, alimentati dalla mandata di aria principale attraverso dei riduttori di pressione.



**Figura 2.5: Schema dell'impianto di adduzione del combustore.**

- 1, 4, 6, 9:** valvola a sfera;
- 2:** riduttore di pressione 5 bar;
- 3:** riduttore di pressione 4 bar;
- 5:** flussimetro Brooks 5853 S;
- 7, 10:** flussimetro Brooks 5851 S;
- 8:** riduttore di pressione 3 bar;
- 11:** regolatore di pressione.



**Figura 2.6: Particolare della parte terminale dell'impianto di aria compressa del dipartimento, sul quale sono montati i regolatori di pressione e le valvole a sfera (posizioni 1, 2, 3, 6, 8).**

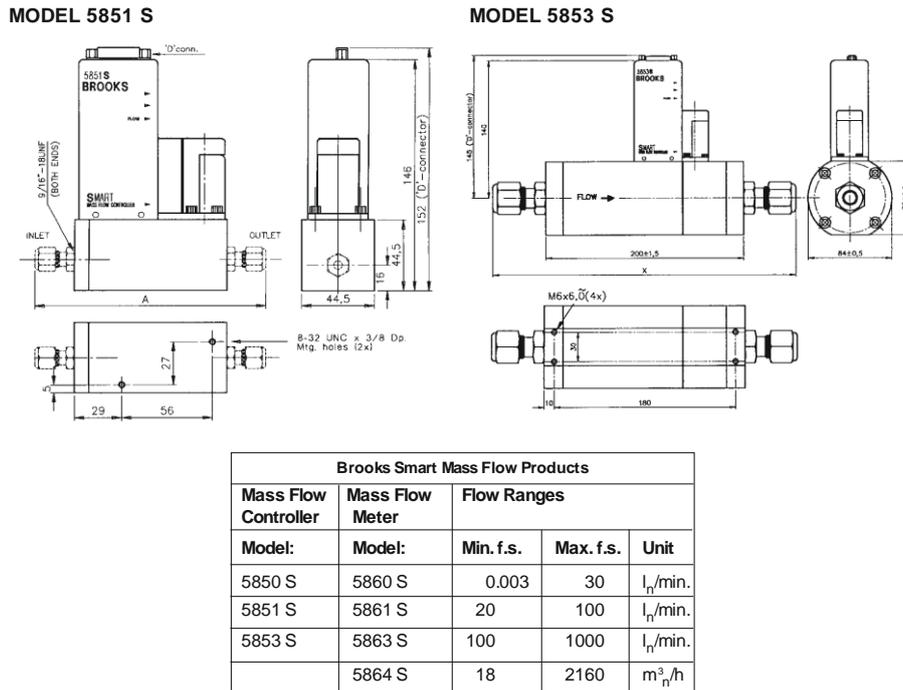


Figura 2.7: Flussimetri Brooks Instruments utilizzati e loro caratteristiche.

Per alimentare il TVC attraverso il flusso principale o l'adduzione in cavità è necessario disporre di tre linee di aria aventi medesima portata. Poiché i getti aria sono tre, è stato necessario ripartire la portata di aria in uscita a valle del relativo flussimetro attraverso un apposito collettore. Sono stati dapprima testati collettori commerciali di tipo lineare (Figura 2.8) e *double y*, riscontrando tuttavia prestazioni scadenti: elevate perdite di carico e disomogeneità nelle portate in uscita.

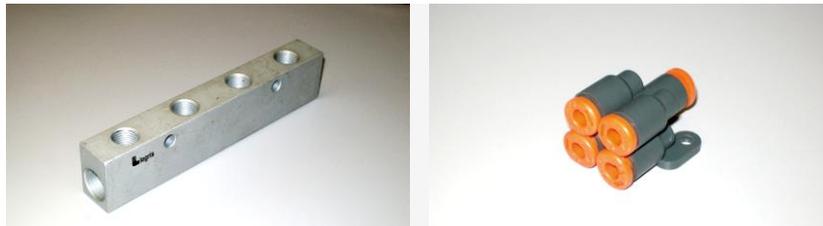


Figura 2.8: Collettore commerciali.

Si è scelto quindi di sviluppare dei collettori custom costituiti da cilindrici in ottone da 1" di diametro (Figura 2.9) con una distribuzione assial-simmetrica delle sezione di alimentazione:

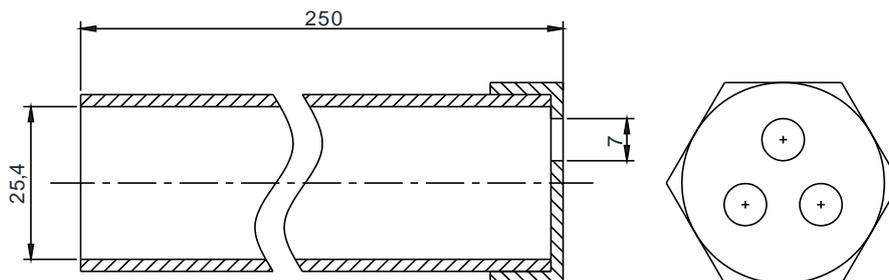


Figura 2.9: Collettore cilindrico.

La lunghezza del cilindro è stata presa pari a venti volte il diametro dell'imbocco in modo tale da far decadere il getto ed ottenere in uscita un profilo di velocità quanto più possibile uniforme. Tale configurazione si è rivelata efficace, come confermato da test in laboratorio eseguiti con tubo di Pitot.

### 2.2.3 I modelli utilizzati

Allo scopo di ottimizzare le procedure sperimentali e minimizzare i tempi necessari, sono stati realizzati due modelli separati dedicati, rispettivamente, alle misure di pressione (acustiche ed aeroacustiche) ed alle misure di velocità (mediante la tecnica PIV). I due set up sono illustrati di seguito.

#### a) Modello TVC per misure PIV:

Il TVC per misure PIV (Figura 2.10) è realizzato in plexiglass di colore nero opaco con la parete laterale in corrispondenza dell'adduzione principale e la copertura superiore realizzate in plexiglass trasparente, per permettere l'ingresso della luce laser e la ripresa del flusso interno da parte della telecamera. Il modello è montato su un supporto metallico che può traslare trasversalmente rispetto al laser per permettere il corretto allineamento del dispositivo con il piano della lama laser. È stato inoltre realizzato un sistema di scarico per permettere l'evacuazione dei vapori prodotti dal sistema di insemminazione.

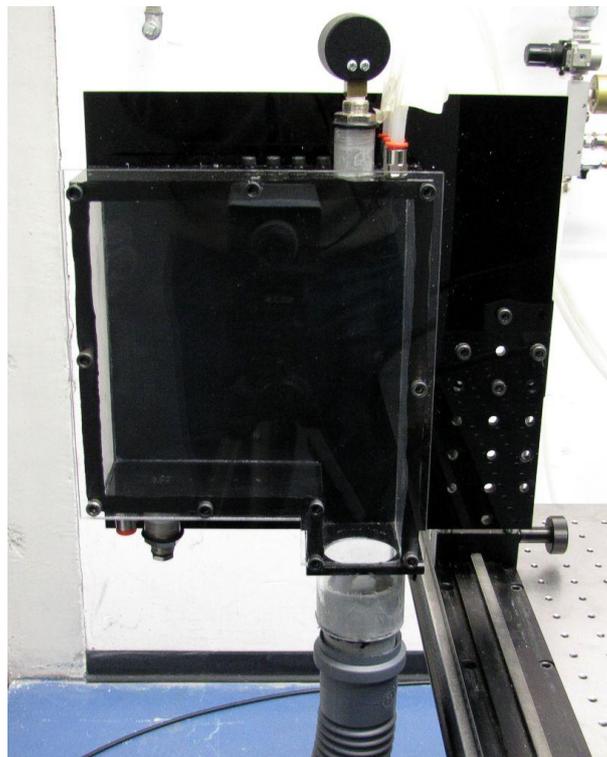


Figura 2.10: Modello di combustore TVC per misure PIV.

#### b) TVC per misure acustiche:

Il TVC per misure acustiche (Figura 2.11) è analogo al precedente, ma è realizzato interamente in plexiglass trasparente e presenta dei dispositivi di ancoraggio, realizzati *ad hoc*, per permettere l'installazione dei microfoni a filo alle pareti.

Il dispositivo differisce dal primo in quanto è stato realizzato a geometria variabile. La profondità della cavità, per mezzo di una paratia che trasla trasversalmente, può essere modificata nell'intervallo 190-130 mm (Figura 2.12). Il fine è quello d'identificare la dipendenza delle performance acustiche in funzione della profondità in modo da proporre delle linee guida per la progettazione di dispositivi da utilizzare in condizioni reattive.

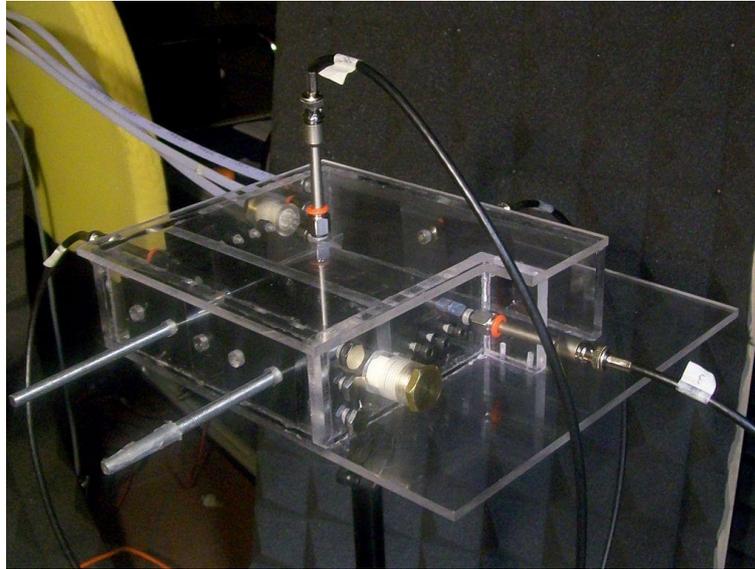


Figura 2.11: Modello di combustore TVC per misure acustiche.

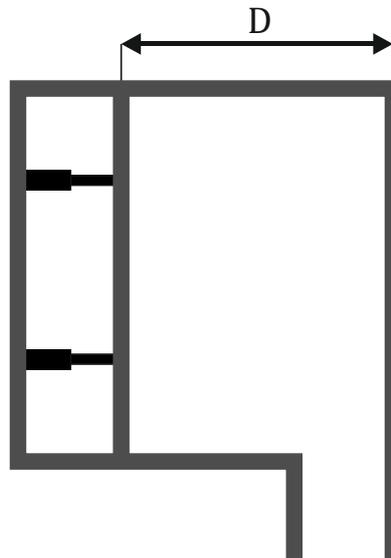
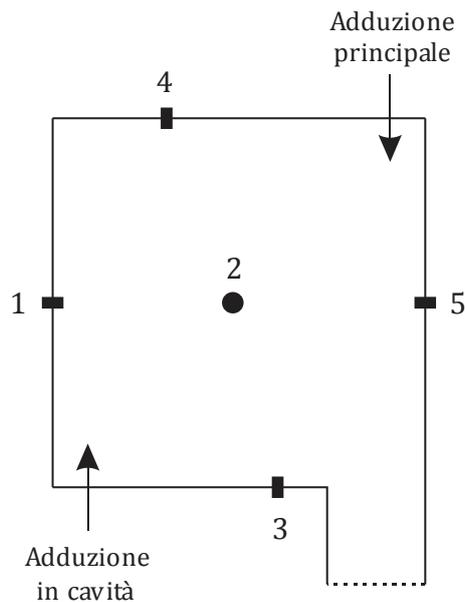


Figura 2.12: Schematizzazione del sistema di movimentazione della paratia per variare la profondità della cavità.

Si riporta di seguito (Figura 2.13) uno schema che riproduce la disposizione dei microfoni all'interno del prototipo per le misure acustiche ed aeroacustiche.



**Figura 2.13: Disposizione dei microfoni nel TVC per misure acustiche.**

#### 2.2.4 Catena di misura acustica

La catena di misura utilizzata per le misure microfoniche, è costituita dai seguenti componenti:

##### 1. Microfoni:

Sono stati utilizzati cinque microfoni *Microtech Gefell M360* a condensatore (Figura 2.14).



**Figura 2.14: microfono Microtech Gefell M360.**

##### 2. Alimentatore phantom

L'alimentatore phantom<sup>1</sup> serve a fornire la tensione necessaria al funzionamento del microfono e del preamplificatore. Esso è composto da un array di moduli interconnessi tra loro, collegati ad un unico alimentatore che fornisce 24V in corrente continua.

##### 3. Scheda di acquisizione

La scheda di acquisizione utilizzata è del tipo *National Instruments NI SCXI-1600*. Tale scheda è collegata mediante cavi coassiali ai corrispettivi canali di output dei microfoni e tramite cavo usb ad un PC che acquisisce i segnali e ne consente l'analisi mediante un software sviluppato in ambiente LabVIEW.

<sup>1</sup> Si dice *phantom* la tecnica che consiste nel far passare l'alimentazione elettrica lungo gli stessi cavi in cui passa il segnale audio.

### 2.2.5 Calibrazione

La calibrazione del microfono viene effettuata mediante il calibratore *Delta Ohm Sound Calibrator HD9101 class 1* (Figura 2.15). Esso emette un suono frequenza nota pari a 1000Hz a due livelli di ampiezza selezionabili pari a 94dB e 114dB.



Figura 2.15: calibratore “Delta Ohm Sound Calibrator HD9101 class 1”.

### 2.2.6 Catena di misura velocimetrica

La catena di misura adottata per le misure di velocità effettuate mediante la tecnica PIV è composta dai seguenti componenti:

#### 1. Laser

Il laser utilizzato è del tipo “Quantel Big Sky Laser Twins BSL” (Figura 2.16). Il laser è composto da teste pulsate che emettono un fascio ad una lunghezza d’onda di 532 nm ad una potenza di 200 mJ.



Figura 2.16: dispositivo laser “Quantel Big Sky Laser Twins BSL”.

#### 2. Telecamera:

La telecamera utilizzata per la registrazione delle immagini è del tipo “SensiCam 370 KF” (Figura 2.17) che possiede una risoluzione di 1280x1024 pixel ed acquisisce immagini in scala di grigi con una profondità di 12 bit.



Figura 2.17: telecamera "SensiCam 370 KF".

### 3. Sincronizzatore:

il sincronizzatore "BNC model 575 pulse/delay generator" (Figura 2.18) ha la funzione di generare gli impulsi di comando del laser e della telecamera. È controllato tramite porta seriale dal PC di controllo.



Figura 2.18: sincronizzatore "BNC model 575".

### 4. Scheda di acquisizione:

la scheda di acquisizione "PCO 525" permette di acquisire le immagini dalla telecamera e salvarle sull'hard disk del PC tramite il software CamWare.

## 5. Dispositivo di inseminazione:

Il dispositivo utilizzato è il PIVTEC GmbH PIVPART45 (Figura 2.19), fornito dal CIRA (*Centro Italiano Ricerche Aerospaziali*), che dispone di 45 ugelli che nebulizzano un olio in particelle da un micron di diametro. Gli ugelli sono utilizzabili in cascata in combinazioni di 3, 6, 12 o 24. L' apparecchio funziona con una pressione di esercizio di 5 bar ed è controllato in remoto da una apposita console.



Figura 2.19: dispositivo di inseminazione "PIVTEC GmbH PIVPART45".

### 2.2.7 Software di controllo ed acquisizione dati

Il controllo dell'intero impianto di adduzione e l'acquisizione dei dati avviene da un'unica postazione remota, mediante l'utilizzo dei seguenti software:

#### a) Controllo dell'impianto ed acquisizione acustica:

Il software di controllo dell'impianto di adduzione è implementato in LabVIEW e comprende tre differenti moduli:

- 1) il modulo *Facility* permette la regolazione della portata di aria principale, il flusso dei getti del combustibile e quello dell'inseminante attraverso i flussimetri Brooks Instruments (Figura 2.20) (si ringrazia ENEA nella persona di Caterino Stringola per il supporto tecnico fornito durante lo sviluppo del modulo);

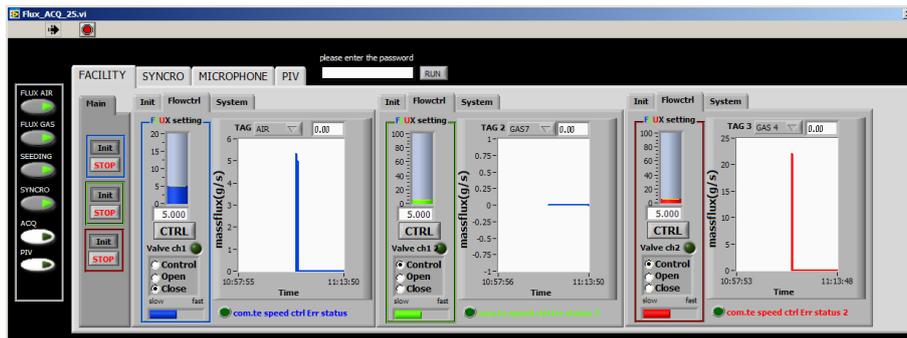


Figura 2.20: modulo di controllo dei flussimetri.

- 2) il modulo *Syncro* serve a controllare l'energia emessa dal laser, ed i tempi di ritardo tra i fasci laser emessi e l'esposizione del CCD (Figura 2.21).

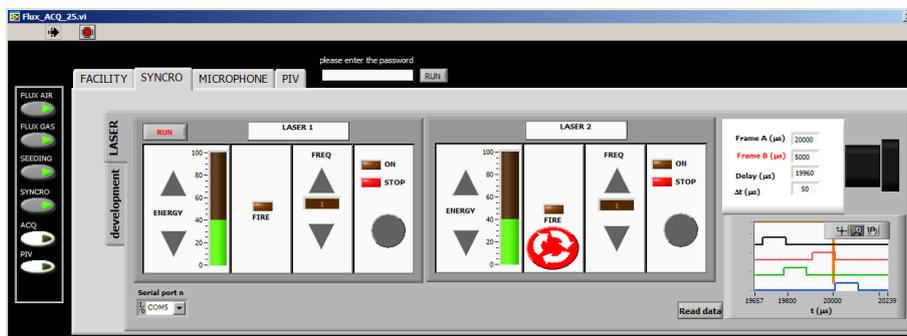


Figura 2.21: modulo di controllo del laser.

- 3) il modulo *Microphone* gestisce l'acquisizione del segnale acustico visualizzando in tempo reale sia il segnale che lo spettro relativo a ciascun microfono.

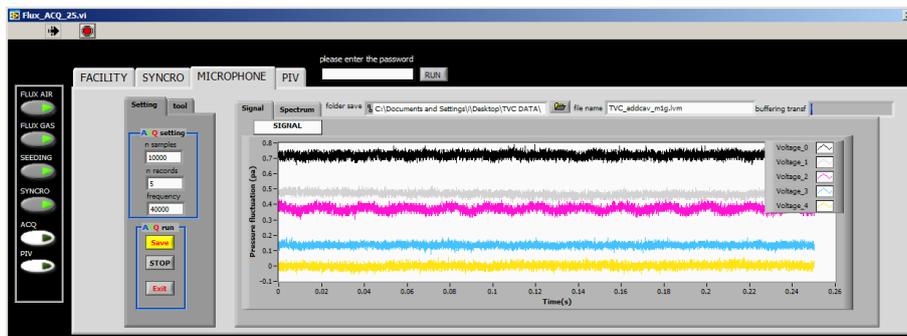
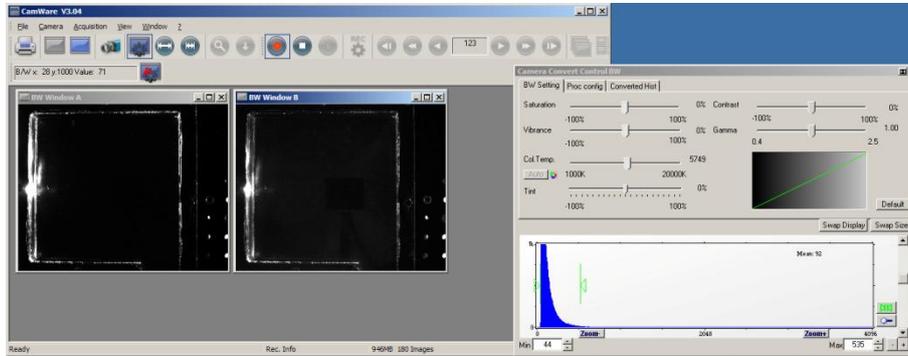


Figura 2.22: modulo di acquisizione microfoni.

Durante la campagna sperimentale la frequenza di campionamento è stata impostata a 40 kHz per un totale di 8 secondi di acquisizione .

**b) Acquisizione immagini PIV:**

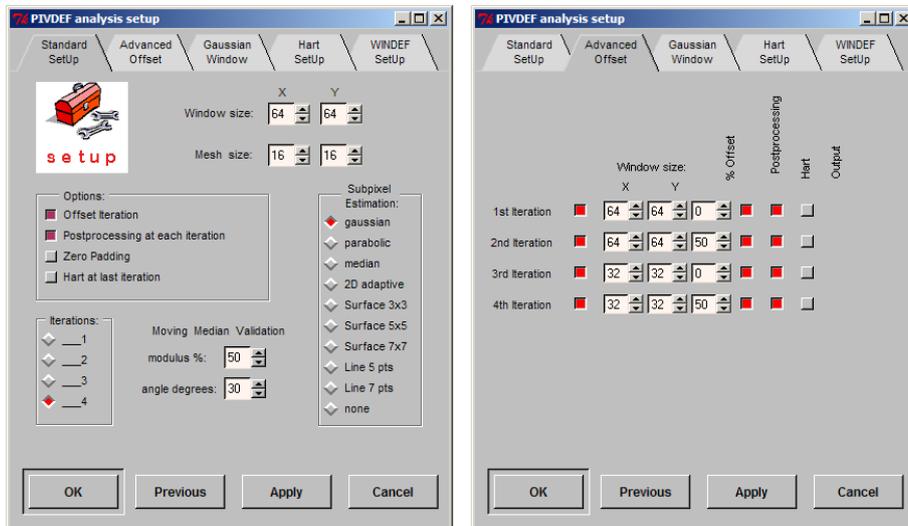
La telecamera è comandata dal software CamWare v3.04 (Figura 2.23) da usare contemporaneamente al software di controllo dell'impianto.



**Figura 2.23: software CamWare per il controllo della telecamera PIV.**

**c) Elaborazione immagini PIV:**

L'elaborazione delle immagini PIV avviene tramite il software PIVDEF, fornito dall'INSEAN (Istituto Nazionale per Studi ed Esperienze di Architettura Navale). PIVDEF esegue l'analisi di una coppia di immagini impiegando algoritmi di *overlapping*, *window deformation*, *spurious vector filtering*.



**Figura 2.24: Schermate delle impostazioni del software PIVDEF.**

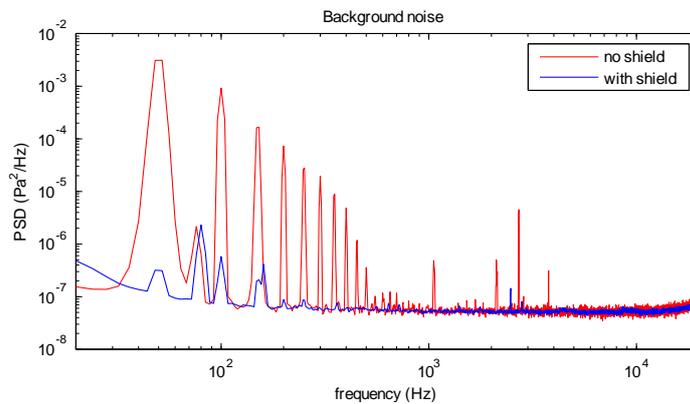
**2.2.8 Messa a punto del set-up**

Prima di procedere alle misure vere e proprie, sono state effettuate alcune acquisizioni del rumore elettrico di fondo, ossia con l'intera catena di misura collegata ad eccezione dei microfoni. Da una prima analisi degli spettri si è notata la notevole presenza di disturbi a frequenze multiple dei 50 hertz (Figura 2.26), riconducibili quindi a cause di induzione elettromagnetica da parte dell'impianto della rete elettrica. Si è quindi cercato di prendere opportuni accorgimenti al fine di limitarli: è stata realizzata una gabbia di Faraday in cui racchiudere la scheda di acquisizione e gli amplificatori (Figura 2.25).



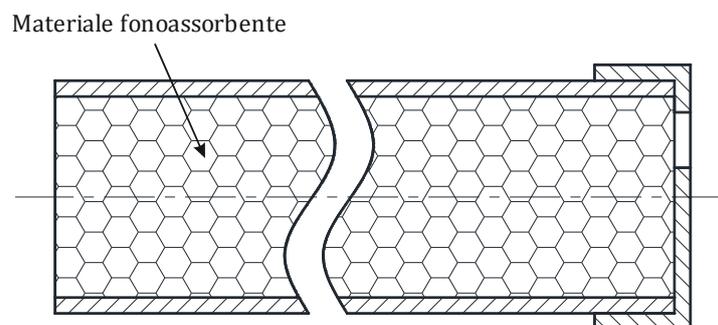
**Figura 2.25: gabbia di Faraday che racchiude il sistema di acquisizione SCXI-1600.**

La struttura della gabbia di Faraday è stata realizzata in alluminio, mentre le facce sono state ricoperte da una griglia metallica con maglie di 3 mm. Il dispositivo è stato dotato di collegamento all'impianto di terra. Si riporta un confronto tra lo spettro ottenuto con e senza gabbia (Figura 2.26), da cui si può notare un evidente miglioramento del segnale.

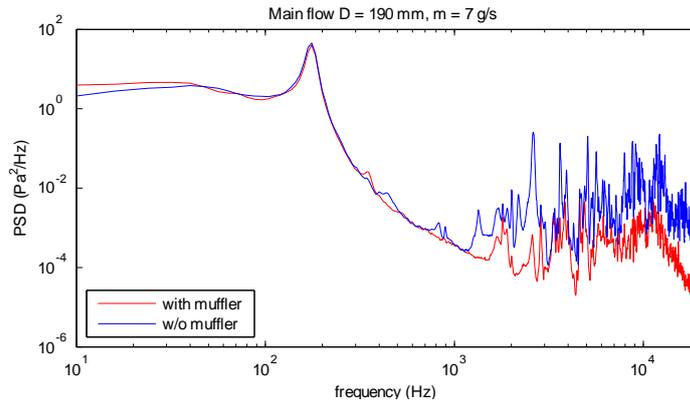


**Figura 2.26: Confronto degli spettri del background acustico con e senza gabbia di Faraday.**

Inoltre per limitare quanto più possibile il rumore acustico prodotto dall'impianto di alimentazione si è pensato di utilizzare un *muffler* e di integrarlo nel collettore ottenendo un *collettore/muffler*.



**Figura 2.27: Disposizione del materiale fonoassorbente all'interno del collettore cilindrico della linea di adduzione dell'aria.**



**Figura 2.28: Confronto tra le PSD del microfono 2 nel caso di TVC con adduzione principale, portata 7 g/s e profondità D=190 mm, con e senza muffler.**

Nella Figura 2.28 è riportato il confronto tra le PSD ottenuta in un singolo caso con e senza l’impiego del muffler. Il muffler ha permesso lo smorzamento dei picchi acustici ad alta frequenza originati dall’ impianto di alimentazione. In questo modo è stato possibile caratterizzare l’acustica del solo combustore.

### 2.3 Matrice delle prove

Nei seguenti paragrafi si riportano le configurazioni nelle quali sono state svolte le misure acustiche e PIV. Per facilitare la comprensione, nella Tabella 2.1 si riporta la corrispondenza tra portata di aria e la velocità del flusso in uscita dagli ugelli:

Portata (g/s)	Velocità (m/s)
1	6.18
3	18.55
5	30.99
7	43.29
9	55.66
11	68.02
13	80.40
15	92.77

**Tabella 2.1: Corrispondenze tra portate in massa e velocità del flusso di aria sulla sezione di uscita dei singoli ugelli.**

#### 2.3.1 Matrice delle prove per il test acustico modale

Si riporta la matrice delle acquisizioni eseguite nell’ambito del test modale, effettuato tramite la sollecitazione del test case attraverso un altoparlante posto in prossimità della sezione d’uscita del test case. I parametri geometrici variati durante le prove sono: la profondità della camera di prova D ed una dimensione dell’imboccatura b (Figura 2.29).

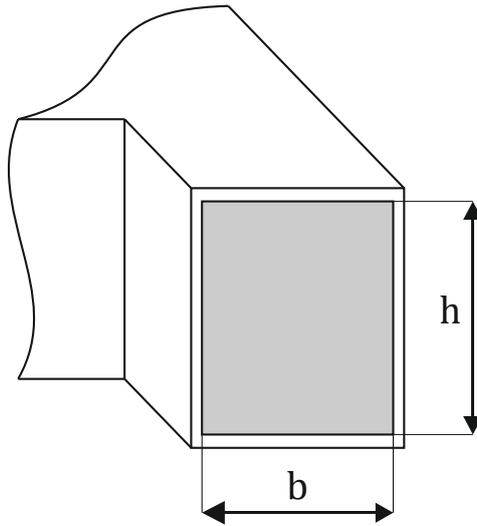


Figura 2.29: dimensioni dell'imboccatura.

Chirp 100-1600Hz:

Chirp 800-1500Hz:

		b (mm)	
		50	
D (mm)	190	120 s	
	160	120 s	
	130	120 s	

		b (mm)	
		50	
D (mm)	190	120 s	
	160	120 s	
	130	120 s	

Chirp 100-250Hz:

		b (mm)		
		50	40	30
D (mm)	190	60 s	60 s	60 s
	187	60 s	60 s	60 s
	180	60 s	60 s	60 s
	175	60 s	60 s	60 s
	170	60 s	60 s	60 s
	160	60 s	60 s	60 s
	150	60 s	60 s	60 s
	140	60 s	60 s	60 s
	130	60 s	60 s	60 s

### 2.3.2 Matrice delle prove per le misure aeroacustiche

Si riportano di seguito matrici delle prove aeroacustiche eseguite, al variare della portata di aria e della profondità della cavità  $D$ .

#### Adduzione principale, con muffler:

		Portata aria (g/s)						
		1	3	5	7	9	11	15
D (mm)	190	•	•	•	•	•	•	•
	170	•	•	•	•	•	•	•
	160	•	•	•	•	•	•	•
	130	•	•	•	•	•	•	•

#### Adduzione principale, senza muffler:

		Portata aria (g/s)						
		1	3	5	7	9	11	15
D (mm)	190	•	•	•	•	•	•	•
	160	•	•	•	•	•	•	•
	130	•	•	•	•	•	•	•

#### Adduzione in cavità, con muffler:

		Portata aria (g/s)						
		1	3	5	7	9	11	15
D (mm)	190	•	•	•	•	•	•	•

#### Adduzione in cavità, senza muffler:

		Portata aria (g/s)						
		1	3	5	7	9	11	15
D (mm)	190	•	•	•	•	•	•	•

### 2.3.3 Matrice delle prove per le misure PIV

Si riportano di seguito le matrici delle prove PIV eseguite, al variare della portata di aria e del tipo di adduzione, della profondità  $D$  e della percentuale di apertura dei getti relativi al combustibile. In ogni elemento delle matrici è riportato il numero di immagini acquisite in ogni prova.

#### Adduzione principale, $D=190\text{mm}$ :

		Portata aria (g/s)			
		3	7	11	15
Getti %	0	180	180	180	1080
	33	180	180	180	180
	66	180	180	180	180
	100	180	180	180	1080

#### Adduzione principale, $D=160\text{mm}$ :

		Portata aria (g/s)		
		7	11	15
Getti %	0	180	180	1080

#### Adduzione principale, $D=130\text{mm}$ :

		Portata aria (g/s)		
		7	11	15
Getti %	0	180	180	1080

#### Adduzione in cavità, $D=190\text{mm}$ :

		Portata aria (g/s)			
		3	7	11	15
Getti %	0	180	180	180	180
	33	180	180	180	180
	66	180	180	180	180
	100	180	180	180	180

## 2.4 Risultati prove acustiche ed aeroacustiche

In questo capitolo si illustrano i risultati dell'analisi acustica effettuata sperimentalmente mediante il cosiddetto test modale, ovvero misurando la risposta del sistema ad un chirp. L'analisi acustica è stata completata attraverso un'analisi numerica FEM eseguita utilizzando il software COMSOL 3.5° disponibile al DIMI. Tali simulazioni hanno avuto l'obiettivo di individuare la topologia dei modi propri e farne un confronto con i risultati sperimentali. I risultati ottenuti dall'analisi acustica sono stati utilizzati per interpretare in maniera completa e soddisfacente le proprietà delle fluttuazioni di pressione a parete in presenza di flusso. In particolare è stato possibile interpretare le componenti spettrali dominanti in termini di modi acustici e di contributi idrodinamici e quindi di individuare, dal punto di vista acustico, la configurazione geometrica ottimale.

### 2.4.1 Test modale sperimentale

L'analisi sperimentale di tipo acustico si basa sulla determinazione della risposta cavità ad una eccitazione acustica opportunamente generata. Tale eccitazione viene prodotta attraverso un altoparlante collegato, attraverso un amplificatore, ad un generatore di segnale. La risposta del sistema viene determinata attraverso i segnali microfonici utilizzando i trasduttori allocati sulla superficie della cavità secondo lo schema riportato nel capitolo 3.

Preliminarmente al test modale è stata effettuata la caratterizzazione della risposta in frequenza dell'altoparlante, il risultato della caratterizzazione è riportato in Figura 2.30.

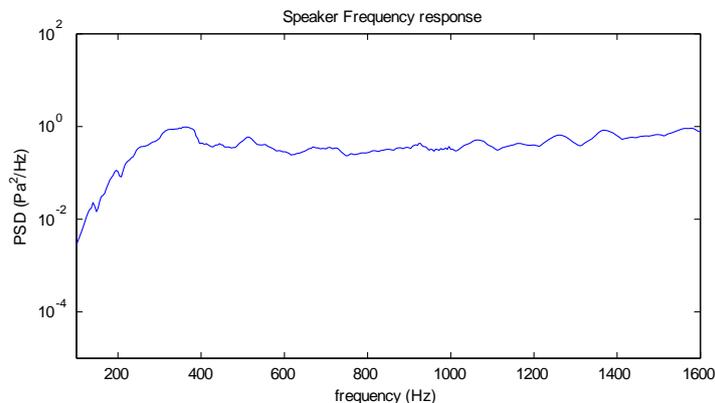


Figura 2.30: Risposta in frequenza dell'altoparlante nell'intervallo 100-1600 Hz.

Il test modale viene quindi eseguito posizionando l'altoparlante di fronte all'imboccatura del TVC alla distanza di 50 cm (Figura 2.31).

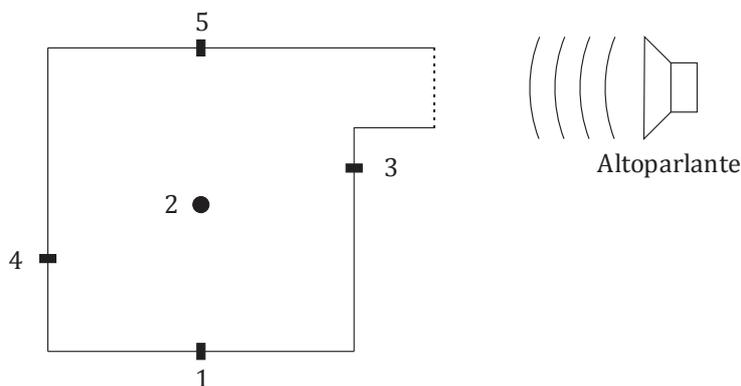
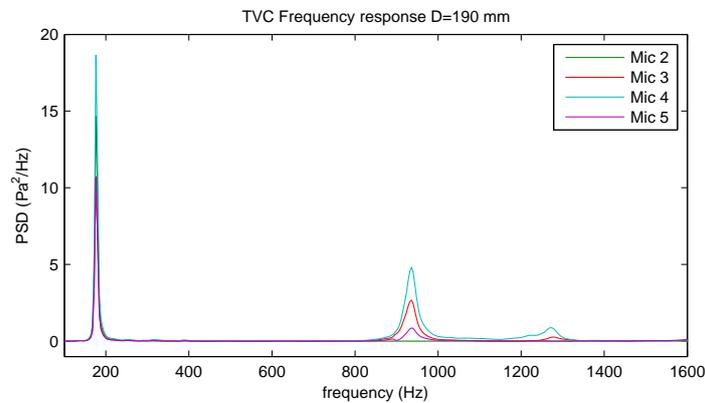


Figura 2.31: Disposizione dell'altoparlante e dei microfoni per il test modale.

Si riportano di seguito i risultati della risposta in frequenza del TVC al chirp effettuato nell'intervallo 100-1600 Hz, in cui vengono mostrati gli spettri relativi ai microfoni in legenda.

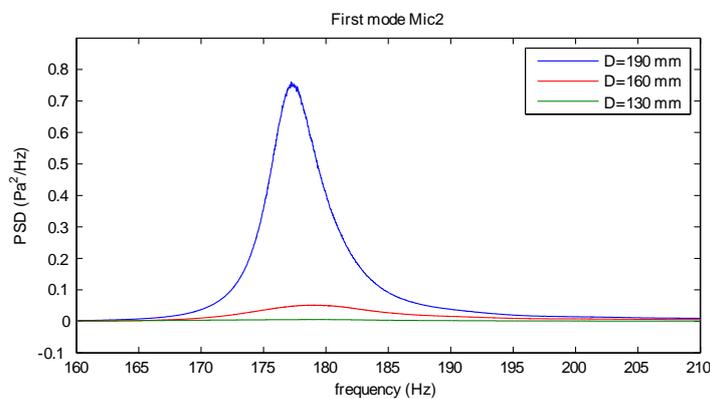


**Figura 2.32: risposta in frequenza del TVC per D=190 mm.**

Si può notare nella PSD in Figura 2.32 la presenza di tre picchi: il primo a 177 Hz, il secondo a 932 Hz ed il terzo a 1272 Hz relativi ai primi tre modi acustici del combustore identificati.

### 1) Primo modo

Il primo modo è stato studiato al variare della profondità della cavità (Figura 2.33). Risulta evidente la diminuzione dell'intensità del modo di un ordine di grandezza riducendo la profondità da D=190 mm a D=130 mm.

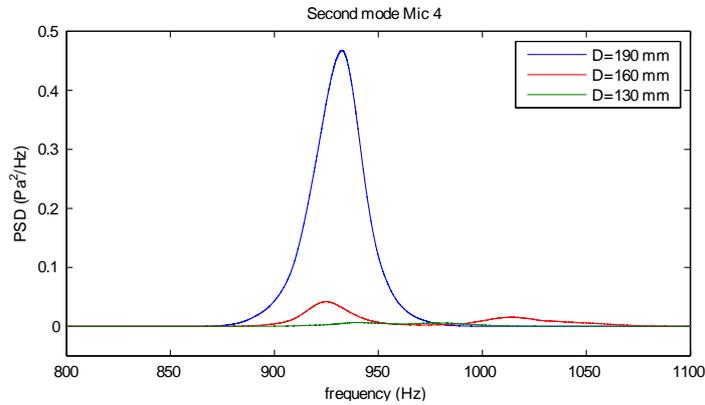


**Figura 2.33: confronto delle PSD del primo modo al variare della profondità D.**

Questo può essere giustificato con il fatto che riducendo molto la profondità della cavità questa assomiglia sempre meno ad un risonatore di Helmholtz, mentre è più simile ad una configurazione di tipo double-duct.

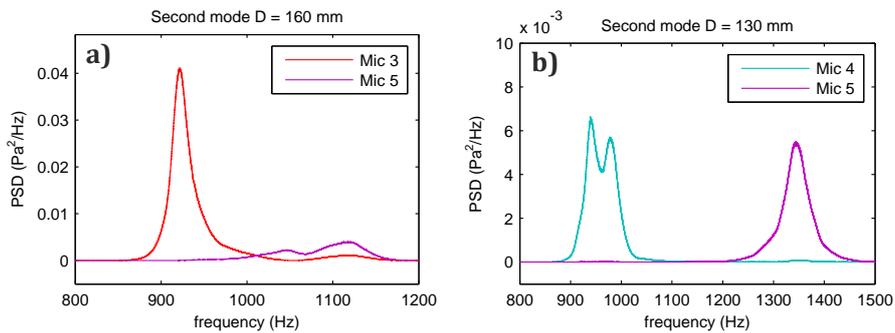
## 2) Secondo modo

Nel secondo modo (Figura 2.34) si nota una diminuzione consistente del contenuto energetico al diminuire di D, come visto nel caso precedente.



**Figura 2.34: confronto delle PSD del secondo modo al variare della profondità D.**

Nel caso D=160 mm e D=130 mm, si nota nello spettro la comparsa di un ulteriore picco a frequenza più elevata man mano che D diminuisce (Figura 2.35). Questo fenomeno, detto *peak splitting*, è dovuto al disaccoppiamento del secondo modo longitudinale dal secondo modo trasversale.

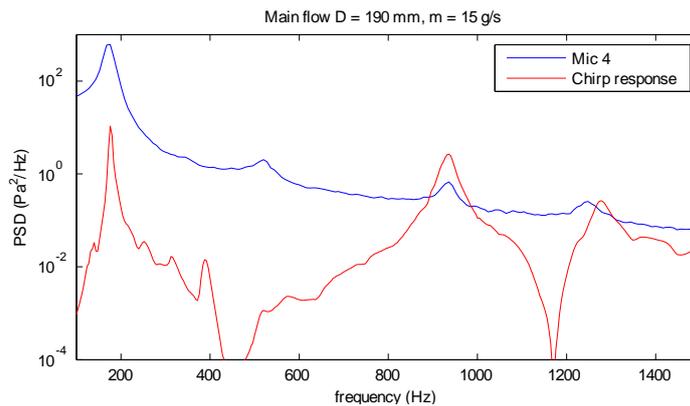


**Figura 2.35: separazione dei picchi del secondo modo al diminuire della profondità della cavità: a) D=160 mm, b) D=130 mm.**

### 2.4.2 Analisi aeroacustica

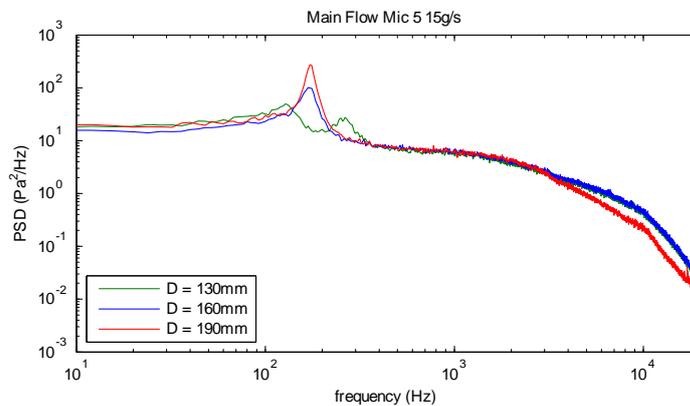
Gli spettri delle fluttuazioni di pressione a parete sono stati misurati anche in presenza di flusso e confrontati con i risultati ottenuti attraverso l'analisi modale. Come riportato nel Cap. 4, lo studio aeroacustico è stato condotto per diverse condizioni di funzionamento. Nel seguito si riportano solo i risultati più significativi e relativi a condizioni di funzionamento di maggiore interesse pratico.

Sovrapponendo la risposta in frequenza del TVC nel caso di D=190 mm e protata 15g/s allo spettro ottenuto in condizioni di sollecitazione aeroacustica (Figura 2.36), si può notare come le frequenze dei picchi acustici determinati con l'analisi modali siano presenti anche nel segnale di pressione fluttuante. Il picco dello spettro aeroacustico alla frequenza di 550 Hz, non è invece da imputare ad un modo proprio, in quanto non è presente nello spettro di risposta in frequenza. Si suppone quindi che esso sia dovuto a fenomeni idrodinamici o a risonanze nel sistema di adduzione.



**Figura 2.36: Sovrapposizione tra risposta in frequenza del TVC con D=190 mm e spettro aeroacustico con adduzione principale e portata 15 g/s.**

Interessante è l'andamento degli spettri aeroacustici del TVC, alimentato dal flusso principale con una portata di 15 g/s (Figura 2.37) al variare della profondità della cavità.



**Figura 2.37: Confronto tra gli spettri aeroacustici del TVC alimentato tramite il flusso principale al variare di D.**

Rispetto alla Figura 2.36, la rappresentazione è effettuata su una scala di frequenze molto più estesa e quindi è ben visibile solo il primo modo. Al diminuire di D è associata dapprima la sola diminuzione dell'energia del primo modo acustico, ma per D=130 mm si osserva una divisione del primo picco in due picchi di minore intensità, che non era stata osservata nel test modale probabilmente a causa della risposta dell'altoparlante che degrada alle basse frequenze. Va inoltre evidenziato come alla diminuzione di energia del primo modo corrisponda un aumento del contenuto energetico alle alte frequenze, per frequenze superiori a circa 5 kHz. Questo fa pensare ad una conservazione del contenuto energetico totale del segnale. Per averne la conferma è stato calcolato il contenuto globale di potenza attraverso il cosiddetto *Sound Pressure Level (SPL)*, definito come segue:

$$SPL = 20 \log_{10} \frac{P_{RMS}}{p_0}$$

Dove  $P_{RMS}$  è il valore quadratico medio (*Root Mean Square*) della pressione acustica e  $p_0$  è la pressione di riferimento in aria ( $p_0=20 \mu\text{Pa}$ ).

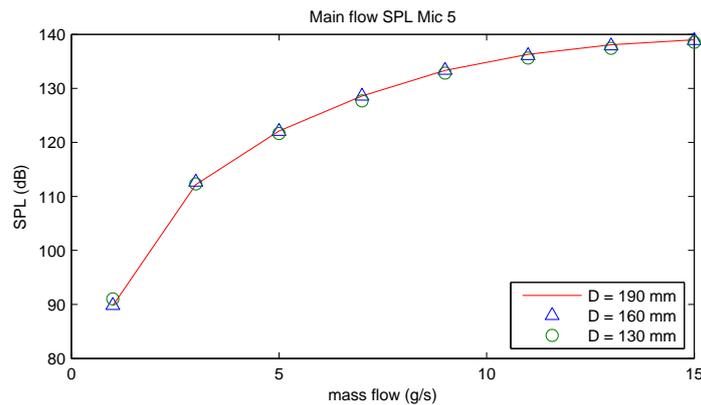


Figura 2.38: Confronto dei SPL con adduzione principale al variare della profondità D.

Come si nota dal grafico, in effetti al variare della profondità della cavità non vi è una variazione significativa del SPL. Si nota inoltre la generazione di un elevato SPL alla portata nominale di esercizio (15 g/s), requisito indesiderato nelle camere di combustione. Pertanto si ritiene che il tentativo di ottimizzazione aeroacustica e termoacustica eseguito non sembra essere solo appropriato, ma necessario.

### 2.4.3 Struttura dei modi: analisi numerica COMSOL

Per una migliore interpretazione dei risultati della caratterizzazione sperimentale è necessario conoscere la struttura dei modi acustici all'interno del combustore. Per fare ciò si è effettuata un'analisi numerica mediante il software di calcolo agli elementi finiti COMSOL 3.5°.

Si utilizza il modello di analisi agli autovalori contenuto nel modulo di acustica 3D (Figura 2.39), che utilizza come formulazione base l'equazione delle onde.

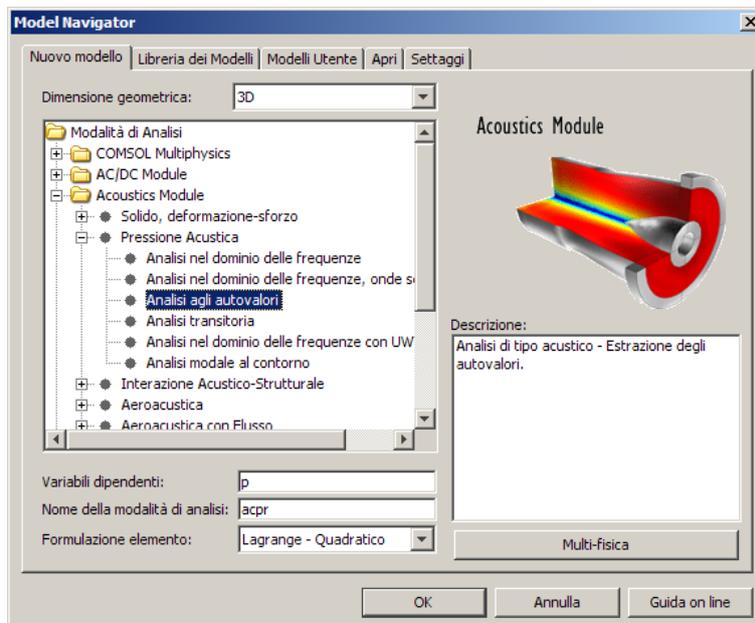
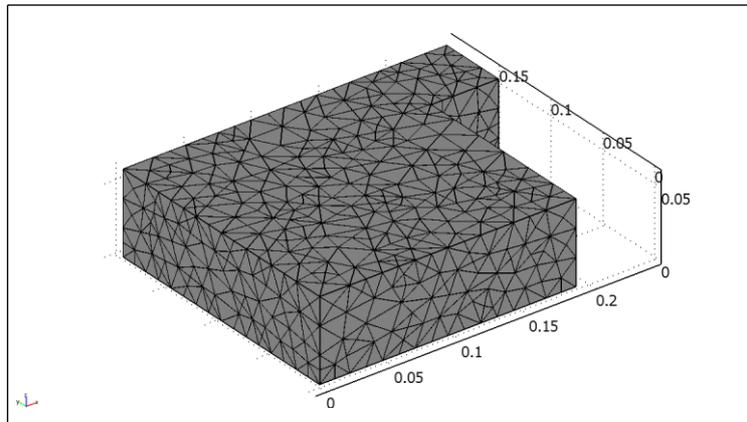


Figura 2.39: Impostazioni del modello di calcolo nel software COMSOL.

Le proprietà del fluido sono state impostate secondo i parametri di atmosfera standard ( $T=288.15$  K,  $\rho=1.225$  kg/m<sup>2</sup>,  $c=340.29$  m/s) e le condizioni al contorno utilizzate sono di parete rigida per tutte le facce della geometria, eccezion fatta per lo scarico, sul quale è stata utilizzata la condizione al contorno di  $p'=0$ .

Per il meshing della geometria si è scelto di utilizzare i parametri di default del programma: la mesh è di tipo non strutturato con un elements per wave number EPW>5 (Figura 2.40).



**Figura 2.40: Mesh della geometria per D=190 mm.**

Sono state analizzate le tre geometrie risultate più significative nell'analisi sperimentale, ossia D=190 mm, D=160 mm e D=130 mm.

**a) D=190 mm**

Nel caso D=190 mm (Figura 2.41) si nota come il primo modo sia di tipo volumetrico: le oscillazioni di pressione partono dall'imboccatura e si estendono all'intero volume della cavità. Il primo modo rispecchia quindi il fenomeno della risonanza di Helmholtz, tuttavia la frequenza predetta dal solutore numerico si discosta leggermente dai 177 Hz rilevati sperimentalmente. Ciò è probabilmente da attribuire al fatto che il modello numerico non tiene conto della zona nelle immediate vicinanze dell'imboccatura, la quale influenza la risonanza di Helmholtz [16].

Il secondo ed il terzo modo presentano invece le caratteristiche di onde stazionarie, che causano fluttuazioni di pressione all'interno del volume della cavità senza tuttavia interessare la sezione di uscita. Il secondo modo presenta un nodo che interessa il microfono 2, mentre il terzo modo presenta dei nodi in corrispondenza dei microfoni 1, 2 e 5. Ciò è in accordo con i dati sperimentali, come si può notare in Figura 2.32.

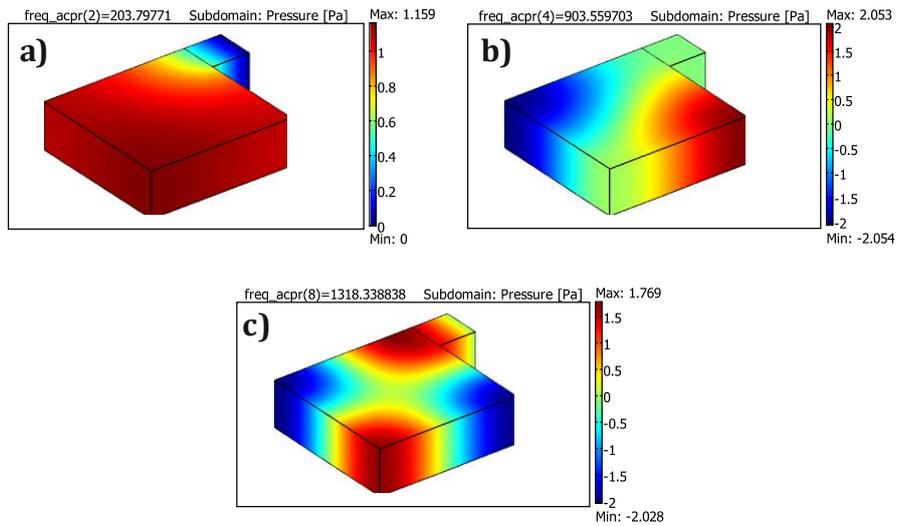


Figura 2.41: Andamento della pressione per i primi tre modi propri con D=190 mm.

**b) D=160 mm e D=130 mm**

Nel caso di D=160 mm (Figura 2.42) e di D=130 mm (Figura 2.43) si nota immediatamente come il secondo modo si divida in due fenomeni distinti, ossia un modo a frequenza più bassa in cui sono presenti onde longitudinali che attraversano la cavità ed uno a frequenza più alta che presenta onde trasversali.

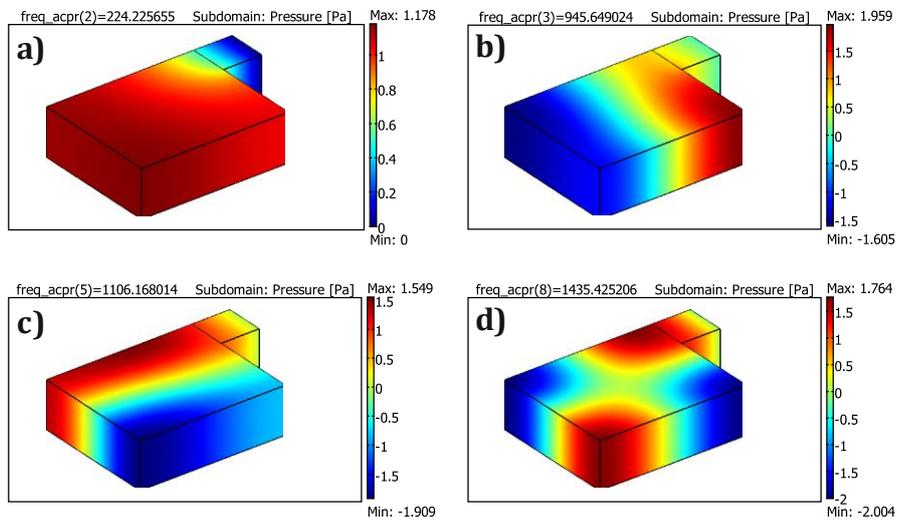
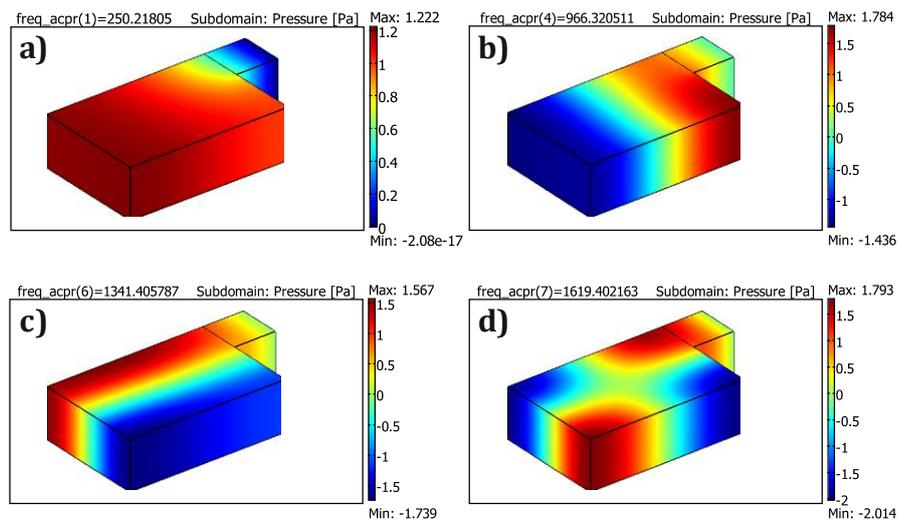


Figura 2.42: andamento della pressione per i primi quattro modi propri con D=160 mm.



**Figura 2.43: andamento della pressione per i primi quattro modi propri con D=130 mm.**

Questo comportamento è da attribuire alla variazione dell'aspect ratio della cavità: si è passati infatti da un rapporto  $D/L=1$ , in cui le onde longitudinali e trasversali risuonano alla stessa frequenza, ad un rapporto di 0.84 che permette il disaccoppiamento dei modi.

La profondità della cavità è un parametro d'interesse nella progettazione di questo tipo di dispositivo e la sua riduzione garantisce una riduzione dell'intensità del primo modo acustico che potrebbe generare fenomeni d'instabilità termoacustica nel funzionamento a caldo.

## 2.5 Risultati misure PIV

In questo capitolo vengono presentati e discussi i campi di velocità ottenuti mediante misure PIV nelle configurazioni  $D=190$  mm,  $D=160$  mm e  $D=130$  mm a diverse velocità d' immissione d' aria.

### 2.5.1 Campi di velocità

Si riportano di seguito i campi di velocità medi nelle varie configurazioni della geometria e per le condizioni di funzionamento di progetto, ossia con portata 15 g/s.

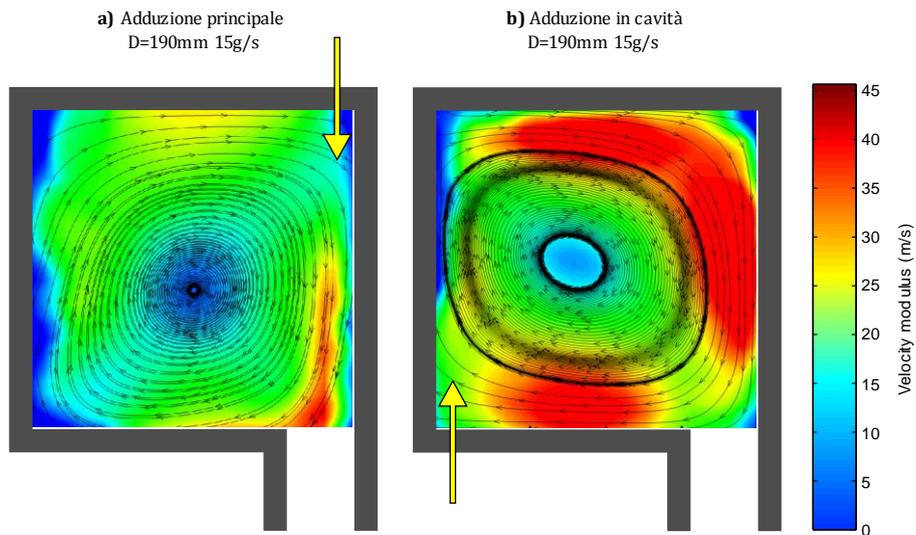


Figura 2.44: campi di velocità con  $D=190$  mm e portata di 15 g/s, utilizzando una dimensione della finestra di 32 pixel, al variare del tipo di adduzione: a) adduzione principale; b) adduzione in cavità.

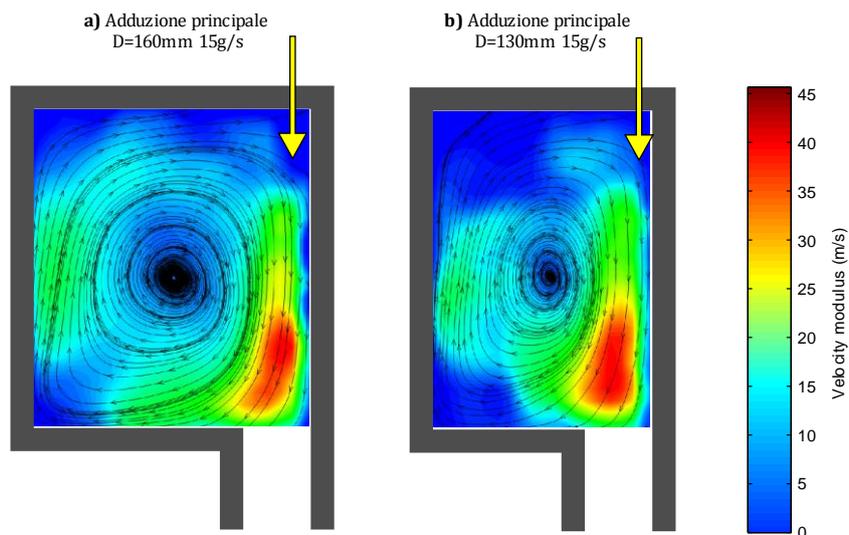
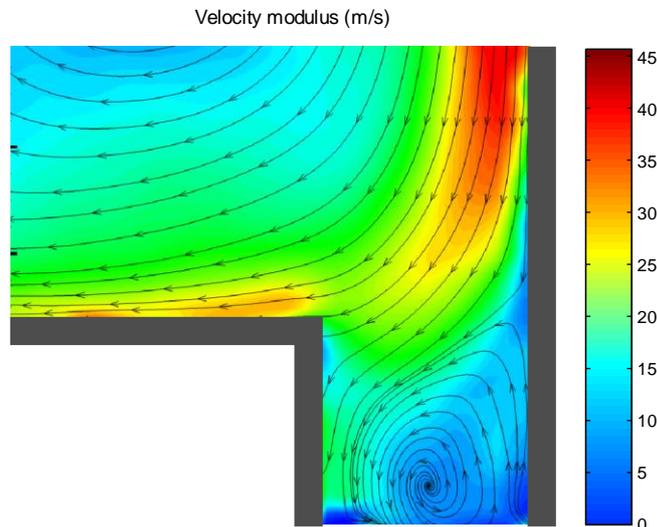


Figura 2.45: campi di velocità con portata di 15 g/s, utilizzando una dimensione della finestra di 32 pixel, al variare della profondità della cavità: a)  $D=160$  mm; b)  $D=130$  mm.

Si riporta di seguito un particolare del campo di velocità in corrispondenza del condotto di scarico del combustore, analizzato per verificarne la capacità di smaltire correttamente la portata di fluido (Figura 2.46).

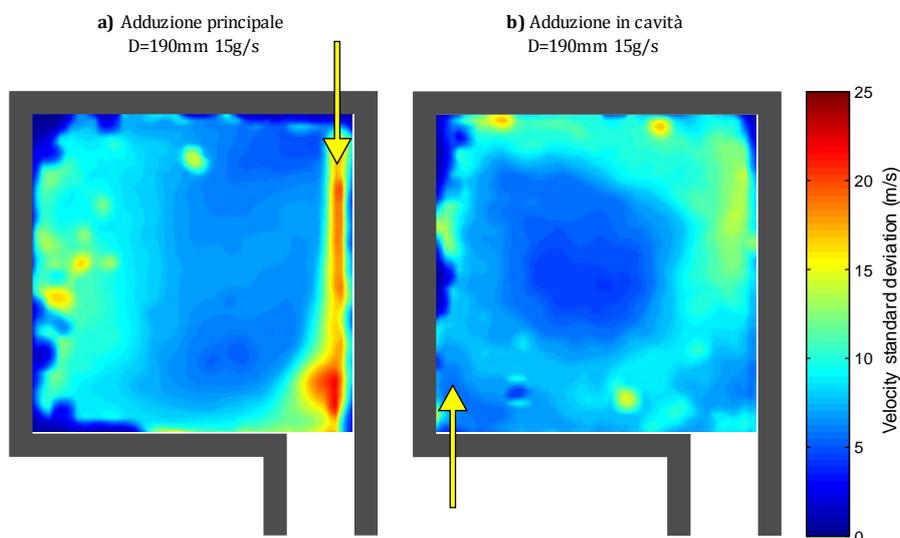


**Figura 2.46: particolare del campo di velocità del condotto di scarico. Si noti la bolla di ricircolo in corrispondenza della sezione di uscita.**

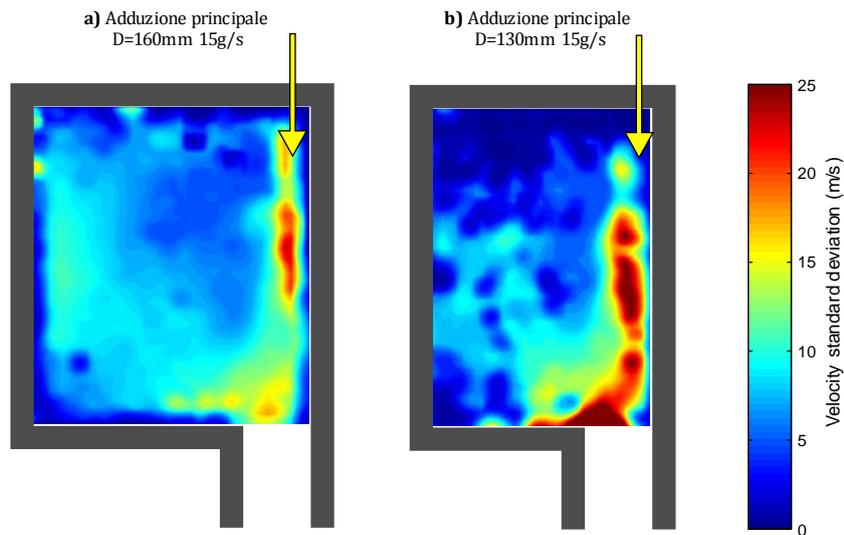
Si può chiaramente notare come vi sia una bolla di ricircolo in corrispondenza del condotto di scarico, che riduce la sezione di efflusso effettiva circa del 60%. Appare chiaro che la geometria dello scarico potrebbe avere ampi margini di miglioramento nel caso di una eventuale riprogettazione. Questo aspetto verrà descritto in dettaglio in un capitolo successivo.

### 2.5.2 Turbolenza in cavità

Di seguito sono mostrati i campi deviazione standard della velocità nelle quattro configurazioni analizzate precedentemente (Figura 2.47 e Figura 2.48).



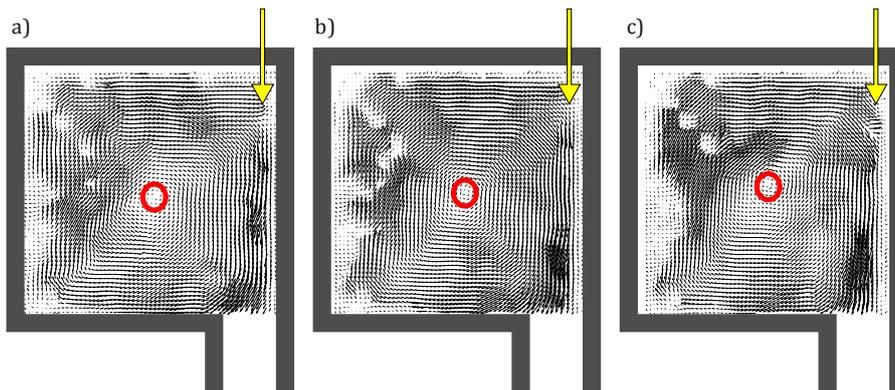
**Figura 2.47: deviazione standard della velocità con D=190 mm e portata di 15 g/s al variare del tipo di adduzione: a) adduzione principale; b) adduzione in cavità.**



**Figura 2.48: deviazione standard della velocità con portata di 15 g/s al variare della profondità della cavità: a) D=160 mm; b) D=130 mm.**

Si può notare come, man mano che diminuisce la profondità della cavità, la deviazione standard aumenta sia nella zona del vortice che in quella del getto. Si può dedurre che il vortice è maggiormente stabile nel caso D=190 mm ed adduzione in cavità.

Facendo un confronto fra i campi istantanei per il caso D=190mm e D=130mm, andando a marcare con un cerchio rosso il *core* del vortice, risulta chiara la maggiore stabilità del vortice nella configurazione D=190mm (Figura 2.49).



**Figura 2.49: Campi vettoriali istantanei della velocità con D=190 mm e portata di 15 g/s. Il cerchio rosso indica la posizione del centro del vortice.**

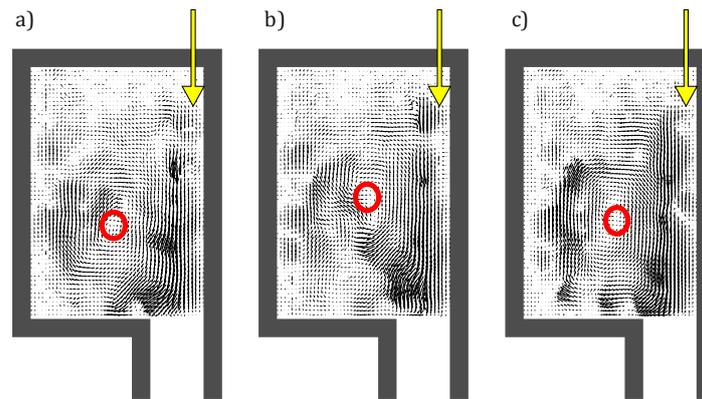


Figura 2.50: Campi vettoriali istantanei della velocità con  $D=130$  mm e portata di 15 g/s. Il cerchio rosso indica la posizione del centro del vortice.

### 3. Conclusioni

Il lavoro svolto ha consentito di caratterizzare i fenomeni di risonanza dei modi propri acustici all'interno della cavità del combustore Trapped Vortex. Si è potuto constatare come il modo proprio che più influenza la dinamica del combustore è il primo. Dalle analisi sperimentali è emerso come tale modo abbia un elevato contenuto energetico quando la profondità della cavità è pari a 190 mm ( $D/L=1$ ) e come la sua intensità si riduca al diminuire del rapporto  $D/L$ . Gli spettri aeroacustici hanno mostrato come alla diminuzione di intensità del primo modo corrisponda un aumento del contenuto energetico alle alte frequenze, mantenendo inalterato il SPL all'interno del combustore.

Le analisi dei campi di velocità hanno permesso di fare delle considerazioni sulla stabilità del vortice. In particolare la configurazione più stabile è quella con  $D=190$  mm, mentre quella con  $D=130$  mm risulta meno stabile. Nella procedura di ottimizzazione a caldo sarà dunque necessario tener conto che a riduzioni di profondità corrispondono riduzioni dell'intensità del primo modo acustico, ma peggioramenti in termini di stabilità del vortice.

### 4. Riferimenti bibliografici

- [1] V. R. Katta e W. M. Roquemore, "Numerical Studies on Trapped Vortex Concepts for Stable Combustion", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 120, pp. 60-68, 1998.
- [2] A. M. Annaswamy, M. Fleifil, J. W. Rumsey, R. Prasanth, J. P. Hathout e A. F. Ghoniem, "Thermoacoustic instability: model-based optimal control designs and experimental validation".
- [3] T. Pagliaroli, E. Giacomazzi e G. P. Romano, "Interactions between forced acoustic waves and turbulent premixed flame", *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, n. 6, pp. 647-650, 2009.
- [4] A. Singhal e R. V. Ravikrishna, "Single cavity trapped vortex combustor dynamics - Part-1: Experiments", *International journal of spray and combustion dynamics*, vol. 3, n. 1, pp. 23-44, 2011.
- [5] A. Singhal e R. V. Ravikrishna, "Single cavity trapped vortex combustor dynamics - Part-2: Simulations", *International journal of spray and combustion dynamics*, vol. 3, n. 1, pp. 45-62, 2011.
- [6] A. Di Marco, "Numerical analysis of the hydrogen combustion in a double cavity Trapped Vortex Combustor", Doctoral Thesis, Università degli Studi Roma Tre, 2009.
- [7] M. Losurdo, C. Bruno, G. Calchetti, E. Giacomazzi e M. Rufoloni, "Effects of different fuels in a Trapped

Vortex combustor”, ENEA, 2002.

- [8] A. Di Nardo, G. Calchetti e C. Mongiello, “Design and simulation of a Trapped Vortex combustion chamber for gas turbine fed by syngas”, ENEA, 2010.
- [9] J. A. Wünnig e J. G. Wünnig, “Flameless oxidation to reduce thermal NO-formation”, *Progress in Energy and Combustion Science*, vol. 23, pp. 81-94, 1997.
- [10] K. Y. Hsu, L. P. Goss, D. D. Trump e W. M. Roquemore, “Performance of a Trapped Vortex Combustor, AIAA Paper 95-0810”, in *33<sup>rd</sup> Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1995.
- [11] R. C. Hendricks, D. T. Shouse, W. M. Roquemore, D. L. Burrus, B. S. Duncan, R. C. Ryder, A. Brankovic, N. S. Liu, J. R. Gallagher e J. A. Hendricks, “Experimental and computational study of Trapped Vortex Combustor sector rig with tri-pass diffuser”, 2004.
- [12] W. M. Roquemore, D. Shouse, D. Burrus, A. Johnson, C. Cooper, B. Duncan, K. Y. Hsu, V. R. Katta, G. J. Sturgess e I. Vihinen, “Trapped Vortex Combustor Concept for Gas Turbine Engines, AIAA Paper 2001-0483”, in *39<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, NV, 2001.
- [13] T. Poinsot e D. Veynante, “Theoretical and Numerical Combustion”, Second Edition, Edwards, 2005.
- [14] S. W. Rienstra e A. Hirschberg, “An Introduction to Acoustics”, 2012.
- [15] H. L. F. von Helmholtz, “On the sensations of tone as a physiological basis for the theory of music”, 1885.
- [16] J. W. S. Rayleigh, “The Theory of the Helmholtz Resonator”, 1916.
- [17] S. Singh, C. Q. Howard e C. H. Hansen, “Tuning a semi-active Helmholtz resonator”, in *International Symposium on Active Noise and Vibration Control*, Adelaide, 2006.
- [18] F. Rodriguez Verdugo, “Experimental investigation of flow past open and partially closed cylindrical cavities”, Doctoral Thesis, Università degli Studi Roma Tre, 2012.
- [19] D. Crighton, A. Dowling, J. Ffowcs Williams, M. Heckl e F. Leppington, “Modern methods in analytical acoustics: lecture notes”, Springer-Verlag, 1994.
- [20] U. Ingard, “On the theory and design of acoustic resonators”, *Journal of Acoustical Society of America*, vol. 25, n. 6, pp. 1037-1061, 1953.
- [21] P. Eriksson, “Some Aspects of Gas Turbine Fuel Preparation and Turbomachinery Response to LCV Fuels”, Doctoral Thesis, Lund University, 2009.
- [22] R. Camussi e G. Guj, “Dispense di Aerodinamica”, Università degli Studi Roma Tre, 2010.
- [23] M. Raffel, C. Willert, S. Wereley e J. Kompenhans, “Particle Image Velocimetry: a practical guide”, Second Edition, Springer, 2007.

## Appendice: breve curriculum scientifico del gruppo di lavoro

### Risorse umane e capacità professionali

Il gruppo di ricerca proponente è guidato Roberto Camussi, Professore Ordinario in Fluidodinamica presso la facoltà di Ingegneria (Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Industriale) dell'Università Roma Tre. Il gruppo di ricerca ha una notevole esperienza nel settore dell'aerodinamica e dell'aeroacustica sperimentali di flussi in cavità, reagenti e non reagenti, sia per quanto riguarda aspetti metodologici (misure con film e filo caldo, PIV, LDV, microfoni) che per aspetti legati al processamento dei dati ed allo sviluppo di modelli teorici di predizione.

Parte delle competenze nel settore di interesse sono state sviluppate nell'ambito di fruttuose collaborazioni pregresse tra il gruppo di ricerca del DIMI ed l'ENEA.

### 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  $Re_\lambda$  turbulence", **Lecture notes in Physics**, ed. Springer-Verlag, pp. 171-178, 1995.
3. R. CAMUSSI, G. GUJ: "Experimental analysis of scaling laws in low  $Re_\lambda$  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 education of low  $Re_\lambda$  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.