



Ricerca di Sistema elettrico

Modifica di un bruciatore commerciale per
turbogas di potenza, al fine di ampliare il
range di funzionamento stabile e quindi la
“load flexibility”

*E. Giulietti, C. Stringola, S. Chiocchini,
L. Pagliari, S. Cassani, E. Giacomazzi*

MODIFICA DI UN BRUCIATORE COMMERCIALE PER TURBOGAS DI POTENZA, AL FINE DI AMPLIARE IL RANGE DI FUNZIONAMENTO STABILE E QUINDI LA LOAD FLEXIBILITY

E. Giulietti, C. Stringola, L. Pagliari, S. Cassani, E. Giacomazzi (ENEA)
S. Chiochini (Università degli Studi Roma TRE, DIMI)

Settembre 2013

Report Ricerca di Sistema Elettrico

Accordo di Programma Ministero dello Sviluppo Economico - ENEA

Piano Annuale di Realizzazione 2012

Area: Produzione di energia elettrica e protezione dell'ambiente

Progetto: Cattura e sequestro della CO₂ prodotta dall'utilizzo dei combustibili fossili

Obiettivo: Tecnologie per l'ottimizzazione dei processi di combustione e di ossi-combustione

Responsabile del Progetto: ing. Stefano Giammartini, ENEA



Indice

SOMMARIO.....	4
1 INTRODUZIONE.....	5
2 DESCRIZIONE DELLE ATTIVITÀ SVOLTE E RISULTATI.....	6
2.1 LA NECESSITÀ DI NUOVI SENSORI E NUOVA TECNICA DIAGNOSTICA PER MISURE IN TURBINE A GAS	7
2.2 LA TECNICA ODC	7
2.3 L'IMPIANTO COMET-HP	10
2.4 DESCRIZIONE DEL BRUCIATORE SIEMENS-ANSALDO.....	12
2.5 RISULTATI SPERIMENTALI DELLE PRIME PROVE	19
2.6 POSSIBILI CAUSE DEL VERIFICATOSI MALFUNZIONAMENTO ODC: PROBABILE FUNZIONAMENTO SIMILE ALLA FLAMELESS.....	26
2.7 MODIFICA DEL BRUCIATORE V64.3A PER OTTENERE UN COMBUSTORE A FIAMMA DISTRIBUITA ULTRA MAGRA ED ALTAMENTE STABILE	27
2.8 LE NUOVE CONDIZIONI OPERATIVE DOPO LA MODIFICA DEL BRUCIATORE.....	28
2.9 RISULTATI SPERIMENTALI DELLE PROVE SUL BRUCIATORE MODIFICATO CON LA NUOVA STRUMENTAZIONE OTTICA ODC	30
3 CONCLUSIONI.....	48
4 RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI	49
5 ABBREVIAZIONI ED ACRONIMI.....	50

Sommario

In questo rapporto tecnico viene descritta la sperimentazione sul bruciatore della Siemens-Ansaldo V64.3A montato all'interno dell'impianto COMET-HP. Tale sperimentazione, eseguita a varie condizioni di funzionamento, ha permesso di ottenere alcuni interessanti risultati che hanno portato a modificare il bruciatore tradizionale per Turbine a Gas incrementandone la stabilità e la flessibilità. Mediante una modifica al bruciatore V64.3A si è ottenuta una fiamma *Colorless Distributed Combustion* totalmente premiscelata, ultra magra, distribuita e non affetta da instabilità.

La sperimentazione effettuata ha inoltre fornito le basi teoriche e sperimentali per migliorare il sistema di diagnostica avanzata non invasiva denominato ODC (*Optical Diagnostics of Combustion*) brevettato dall'ENEA, rendendolo più sensibile alle dinamiche nel campo dell'UV e quindi maggiormente adatto alla diagnostica della combustione, anche in condizioni particolarmente estreme come la combustione molto magra o MILD.

Tutte le prove sono state effettuate mediante l'uso contemporaneo della tecnica ODC e dei trasduttori di pressione, permettendo di confrontare i risultati e validare la nuova tecnica diagnostica.

1 Introduzione

La maggior parte dell'energia utilizzata dalla società industriale viene attualmente prodotta bruciando combustibili fossili in impianti motori termici, alla cui famiglia appartengono anche le Turbine a Gas (TG). È facilmente prevedibile che le fonti energetiche convenzionali tenderanno a conservare il loro ruolo predominante anche per i prossimi decenni. Ed infatti la discontinuità e la scarsa concentrazione di potenza delle fonti rinnovabili, come l'energia eolica, non permettono ora, come in un prossimo futuro, di fronteggiare la crescente domanda mondiale di energia elettrica.

È noto che i motori a combustione interna, siano essi volumetrici alternativi (come ad esempio i MCI, Motori a Combustione Interna) oppure a canali aperti (come ad esempio le TG, Turbine a Gas), contribuiscono ad alterare il naturale equilibrio dell'atmosfera, ossia a determinare l'inquinamento, perché da un lato vi si alimentano aspirando aria, dall'altro vi scaricano i prodotti della combustione.

Quanto appena detto giustifica: 1) il progressivo inasprimento delle normative introdotte dai principali paesi industrializzati per costringere le case costruttrici ad investire nella ricerca finalizzata al contenimento dell'impatto ambientale; 2) lo sforzo profuso nella ricerca di processi di conversione energetica dalla sempre maggiore efficienza; 3) la tendenza a realizzare impianti motori termici in grado di assicurare il più rapido avviamento possibile e la massima flessibilità di esercizio, così da poter soddisfare l'alternanza con le fonti rinnovabili nel primario contributo alla copertura del carico.

Le Turbine a Gas, rispetto ad altri sistemi di conversione energetica convenzionali, in virtù del ridotto costo d'impianto, delle contenute emissioni nocive e della prontezza di risposta in regolazione, soddisfano gli obiettivi richiesti.

La combustione di miscele magre (*Lean PreMixed Combustion*, LPM) è la tecnologia che rappresenta l'attuale stato dell'arte nelle TG per impianti alimentati gas naturale o syngas. Nel caso invece di bruciatori ad olio, analoga filosofia si riconosce nella tecnica di prevaporizzare e premiscelare l'idrocarburo liquido nella vena d'aria comburente (*Lean Premixed Prevaporized Combustion*, LPP). Con questi accorgimenti è possibile esercire le Turbine a Gas rispettando le direttive europee sulle emissioni degli impianti industriali. Tuttavia, soprattutto quando ci si avvicina al massimo eccesso d'aria compatibile col rischio di Lean Blow Out (LBO), le fiamme premiscelate tendono a sperimentare grandi oscillazioni di pressione, dovute all'accoppiamento tra le pulsazioni del rilascio di calore ed i modi di risonanza acustica del combustore.

Fenomeni di tal genere sono comunemente noti come instabilità termoacustiche od instabilità di combustione "operative", in quanto responsabili di problemi pratici durante il funzionamento delle Turbine a Gas. Si possono infatti registrare, oltre allo spegnimento per LBO, energiche vibrazioni della camera di combustione e del liner di alimentazione: in tali condizioni il cedimento strutturale del combustore può sopraggiungere in breve tempo.

Anche se gli effetti negativi delle instabilità di combustione sono noti da molti anni e notevoli sforzi sono stati profusi nella messa a punto di strumenti numerici predittivi e sistemi per la diagnosi in tempo reale, l'obiettivo di inibire la manifestazione di questi fenomeni in architetture fluidodinamiche per quanto possibile varie e diversificate, nel più ampio campo di funzionamento in fuori progetto, è ancora lungi dall'essere conseguito. Risulta importante avere a propria disposizione nuovi sensori e nuove tecniche diagnostiche capaci di investigare meglio i meccanismi che sono alla base della complessa interazione tra chimica e turbolenza che governa tali instabilità termoacustiche. Grazie a tali nuove tecniche diagnostiche si possono trarre utili indizi sperimentali circa gli artifici necessari per la soppressione, o quantomeno il controllo, degli stati di combustione anomali.

Uno degli obiettivi dell'Accordo di Programma tra il Ministero dello Sviluppo Economico e l'ENEA è quello di affrontare la problematica dello sfruttamento energetico, efficiente e a basse emissioni. Il bruciatore V64.3A della Siemens-Ansaldo opportunamente modificato nel sistema di alimentazione è in grado di realizzare condizioni di combustione simili alla MILD (*Moderate and Intense Low oxygen Dilution*), ed è particolarmente indicato per la combustione di gas naturale e di syngas a basse emissioni.

I bruciatori stabilizzati tramite swirler ad elevata intensità turbolenta possono funzionare, per rapporti di equivalenza particolarmente bassi, in regime di combustione distribuita (*Well Stirred Reactor-Volumetric*

Combustion), riconosciuto come “incondizionatamente stabile”, almeno rispetto alle dinamiche del rilascio di calore.

Tale situazione, caratterizzata da una fiamma pressoché invisibile (*Colorless Combustion*), si manifesta quando le scale fluidodinamiche risultano essere più piccole di quelle chimiche, quando cioè i tempi caratteristici della combustione si allungano, nella fattispecie per carenza di combustibile, e lo spazio coinvolto dai processi reattivi diviene ampio rispetto alle lunghezze caratteristiche del mixing turbolento.

Nel caso di “combustione distribuita”, il maggior grado di stabilità della fiamma deriva dalle seguenti circostanze. Innanzitutto lo svolgimento disperso delle reazioni chimiche rende il rilascio di calore più uniforme, meno soggetto a perturbazioni ed esteso a gran parte della camera di combustione; vale a dire meno incline ad accoppiarsi con le onde acustiche e ad esercitare sulle stesse un’azione di rinforzo. Inoltre, le fiamme “distribuite”, essendo estese ad ampie regioni, risentono assai meno delle periodiche instabilità fluidodinamiche, quali il rilascio di vortici, di quanto non ne soffrano i sottili strati fluidi reagenti. Al contrario, l’alto grado di turbolenza richiesto per dissipare le strutture coerenti ha di solito l’effetto di estinguere le fiamme localizzate, stirandone eccessivamente il fronte ed intensificando la dispersione sia del calore sia dei radicali.

Altro motivo per il quale la combustione *Colorless* risulta essere più stabile, e quindi più interessante da studiare per le finalità dell’Accordo di Programma tra il Ministero dello Sviluppo Economico e l’ENEA, è l’assenza di un unico punto d’innesco della fiamma, che invece prende vita allo stesso tempo in molteplici punti del campo. Non si origina cioè da una singola regione nell’intorno di un punto di ristagno ove, come accade nelle fiamme “diffusive” e “premiscelate”, il ricircolo dei gas combusti ad alta temperatura promuove e stabilizza la combustione, col risultato di rendere l’intera fiamma vulnerabile alle fluttuazioni fluidodinamiche in questa zona. Viceversa l’innesco ed il sostentamento “distribuiti” permettono alle singole regioni della fiamma di rimanere indipendenti; ossia non in grado di esercitare l’una sull’altra mutui trascinalenti verso un’instabilità d’insieme. In definitiva quindi la non univocità dei punti d’ignizione ed ancoraggio della fiamma rende il rilascio di calore disaccoppiato dalle instabilità fluidodinamiche.

L’attività sperimentale delle condizioni di stabilità permetterà la messa a punto di una versione ottimizzata del bruciatore V64.3A per Turbine a Gas che possa funzionare in regime di *Colorless Combustion*. Per la verifica di prestazioni e di stabilità sarà utilizzata una nuova strumentazione diagnostica avanzata, di tipo non invasivo, brevettata da ENEA e denominata ODC, e di trasduttori di pressione ad alta temperatura della Kulite.

2 Descrizione delle attività svolte e risultati

Nello studio dei fenomeni combustivi in regime turbolento risulta molto importante e interessante considerare lo “spettro di scale” del fenomeno. Propriamente parlando, il concetto di “scala” attiene alle discipline matematiche ed è utilizzato, nella più ampia accezione, per riferirsi al contenuto spettrale, in armoniche di Fourier, di un segnale che manifesti fluttuazioni randomiche di ampiezza maggiore del suo valor medio; circostanza quest’ultima sinteticamente designata col nome di “intermittenza”.

Nei flussi turbolenti si assiste ad un “trasferimento di energia cinetica” che, attraverso uno spettro continuo di scale, procede dal trasporto operato nel moto d’insieme alle eddies più grandi, per proseguire poi inerzialmente, ossia senza degrado, in direzione di ulteriori e nuove scale, generate in auto-similarità e via via più piccole, fino a raggiungere quelle dissipative (di Kolmogorov), ove la stessa energia cinetica è trasferita al livello molecolare, cioè deteriorata in energia interna termodinamica sensibile.

Sia la turbolenza che la combustione presentano un proprio spettro di scale, rispettivamente fluidodinamiche e chimiche. Quando il fenomeno fluidodinamico e chimico coesistono, interagiscono per mezzo di espansioni e contrazioni indotte dai processi chimici esotermici ed endotermici: solo quei rilasci od assorbimenti di calore la cui durata riesce non troppo breve rispetto ai minimi tempi turbolenti, se di adatta intensità, possono effettivamente ripercuotersi sul campo fluidodinamico.

Il rilascio di calore, in quanto fenomeno caratterizzato da piccole scale, può influenzare, per effetto delle dilatazioni termiche, lo spettro dell’energia cinetica turbolenta nel dominio delle alte frequenze.

Avere informazioni circa lo spettro di energia radiante, che è strettamente legato allo spettro di energia cinetica, e circa lo spettro di energia acustica permette di ottenere importanti indicazioni sul tipo di regime di funzionamento del bruciatore, sul campo termofluidodinamico in esame e sull'interazione di esso con l'acustica emessa dalla fiamma e quindi sull'eccitazione da parte di essa della struttura costituita dalla camera di combustione.

I principali scopi della sperimentazione effettuata sono stati:

- 1) studiare un metodo per incrementare la stabilità e flessibilità in bruciatori tradizionali per TG;
- 2) validare la metodologia ODC (*Optical Diagnostics of Combustion*) sviluppata dall'ENEA ed estendere la casistica del suo impiego in combustori di tipologia differente. A tal fine si è proceduto, utilizzando simultaneamente sonde ottiche ed acustiche, a caratterizzare i regimi instabili del bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A montato all'interno della camera di prova dell'impianto ENEA COMET-HP. I risultati emersi hanno poi suggerito la proposta di nuove strategie di combustione volte al contenimento delle instabilità termoacustiche.

2.1 La necessità di nuovi sensori e nuova tecnica diagnostica per misure in Turbine a Gas

Le applicazioni per le Turbine a Gas sono proliferate dopo la Seconda Guerra Mondiale e sono state la tecnologia chiave non solo per gli impianti industriali ma anche per l'espansione della moderna propulsione aeronautica dei voli commerciali e dei voli militari.

A causa dei continui miglioramenti dell'efficienza e delle performance richieste, si sono resi necessari grandi cambiamenti tecnologici. La necessità di ridurre il consumo dei combustibili fossili e diminuire l'emissione dei gas inquinanti sono diventati ormai gli imperativi che guidano tutta l'industria delle Turbine a Gas. L'efficienza dei cicli termodinamici non possono però avvenire senza far operare i motori a temperature e pressioni più alte.

Esercizio un impianto a temperature e pressioni più alte comporta nuovi e notevoli cambiamenti alla strumentazione necessaria per monitorare e studiare i processi di combustione. Attualmente nuovi sensori e nuove tecniche di misura sono necessarie per fornire sia l'analisi e la caratterizzazione sperimentale delle zone ad alta temperatura e pressione, sia per fornire degli utili confronti con i risultati numerici della CFD (*Computational Fluid Dynamics*) che sono sempre più precisi ed ottenuti ad alta risoluzione temporale.

E' importante ed interessante avere a propria disposizione nuovi strumenti diagnostici utili alla validazione dei codici di calcolo avanzati, in grado di predire il comportamento dinamico dei sistemi reattivi. Tali strumenti risultano inoltre anche utili allo sviluppo di sistemi automatici di controllo e reiezione dei fenomeni di instabilità che possono influenzare l'efficienza, le emissioni e l'integrità delle strutture.

Lo sviluppo di nuovi sensori e di nuove tecniche di misura possono fornire una delle più grandi opportunità per lo studio di applicazioni reali e full-scale.

I due principali obiettivi per questo tipo di sensori e tecniche di misura sono la semplicità di applicazione e la resistenza alle alte temperature e alle vibrazioni meccaniche.

2.2 La tecnica ODC

La metodologia diagnostica sviluppata in ENEA ([1],[2]) è basata sull'analisi delle emissioni ottiche e permette anche di individuare, nel loro stato di incipienza, anomalie funzionali sia di tipo fluidodinamico che termoacustico, in quanto riesce ad osservare, discriminandoli, i fenomeni precursori di questi, consentendo in tal modo un tempestivo intervento sul processo.

Il sistema ha un basso livello di intrusività, necessita di accessi ottici con diametro dell'ordine dei millimetri, e gode di una elevata immunità verso la rumorosità elettromagnetica, l'aggressività chimica e l'alta temperatura di operazione. Il processo viene osservato con sonde ottiche passive, chimicamente inerti ed operative fino ai 1800°C. Per queste sue caratteristiche esso si mostra particolarmente adatto al monitoraggio di camere di combustione in impianti energetici o di trattamento termico.

Lo strumento ODC, e le metodologie in esso implementate, permettono di monitorare, analizzare e diagnosticare in tempo reale lo stato di instabilità fluidodinamica e termoacustica di un processo di combustione, cosa necessaria per realizzare un efficiente sistema di controllo che permette di risolvere le interattività, anche temporali, tra le due fenomenologie.

Misure sperimentali precedentemente effettuate hanno mostrato che l'ODC fornisce le stesse informazioni in frequenza ottenute con la tecnica LDA (*Laser Doppler Anemometry*) (Figura 1) [3], e che il segnale di luminosità può quindi essere usato nella diagnostica delle instabilità di combustione ([4], [5]).

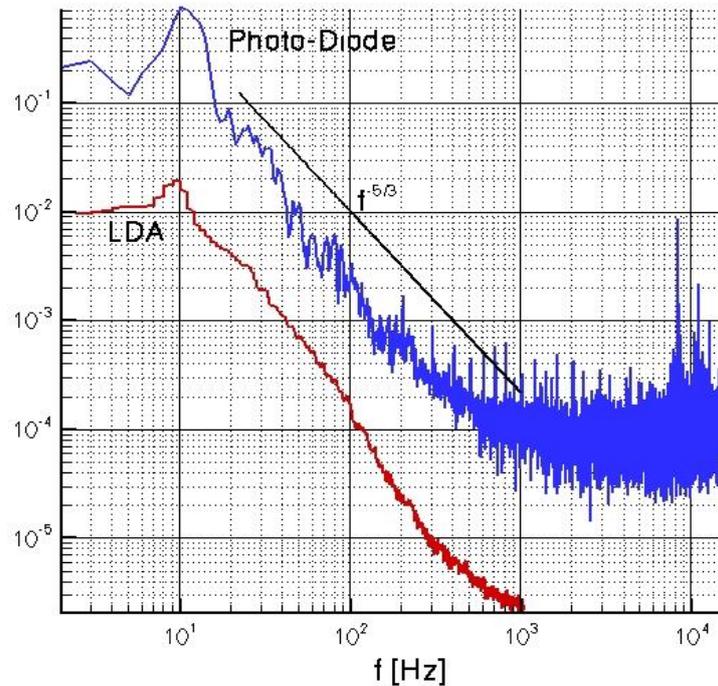


Figura 1. Confronto LDA e ODC: spettro di energia cinetica (LDA) e spettro di energia radiante (ODC, Photo-Diode).

I vantaggi che si hanno nell'utilizzare questa nuova metodologia, che sfrutta in maniera adeguata le proprietà di un sensore ottico, sono:

1. il segnale in uscita è direttamente proporzionale alla luminosità del fenomeno e quindi alla reazione che sta avvenendo istantaneamente;
2. l'elevata risposta in frequenza (banda passante da 0 a 100 kHz) lo rende efficace per avere informazioni, in tempo reale, circa la cinetica-chimica, e per l'individuazione delle fenomenologie collegate con l'instabilità sia termo-acustica che fluido-dinamica;
3. l'utilizzo di teste ottiche in zaffiro monocristallino (Figura 2) rende la tecnica non intrusiva e permette un'osservazione diretta del processo combustivo (non c'è bisogno di finestre di quarzo appositamente progettate) tramite l'utilizzo di flange forate nelle camere di combustione;
4. è un sistema capace di discriminare e riconoscere gli eventi precursori dei fenomeni di instabilità: il controllo basato su l'ODC agisce quindi prima che l'instabilità insorga e si verifichi effettivamente, cosa che l'utilizzo di sensori di pressione non consente.

Il processo viene osservato attraverso le emissioni ottiche prodotte dalle fenomenologie implicate. Questa caratteristica è di notevole importanza in quanto le fluttuazioni ottiche, non interagendo tra di loro, garantiscono l'integrità della informazione contenuta. La trasduzione da segnale ottico a segnale elettrico viene effettuata da un sensore ottico APD (*Avalanche PhotoDiode*). Questa procedura permette un elevato grado di conservazione del contenuto informativo del segnale, perché le fenomenologie di interesse si distribuiscono su bande spettrali distinte: fenomeni fluidodinamici (grandi vortici) si limitano ad una banda

in bassa frequenza mentre quelli chimici occupano bande in alta frequenza, nella zona intermedia si possono, nei casi più stabili, anche riscontrare i processi di decadimento inerziale che si sviluppano con pendenza caratteristica $-5/3$ (Kolmogorov) ben nota dalla teoria.

Il segnale acquisito è ottico e pertanto può essere guidato verso il sensore tramite l'uso di fibre ottiche, questo permette di garantire una elevata immunità all'ostilità dell'ambiente di processo (alta temperatura, elevate vibrazioni meccaniche). L'uso della fibra ottica permette la realizzazione di teste ottiche con funzioni specifiche:

- l'uso di fibra multimodale è preferita per ottenere una osservazione estesa (non collimata) in modo da avere la maggior informazione possibile.
- Il tipo di fibra (quarzo, zaffiro, ecc) definisce il livello di immunità alle alte temperature del sistema di osservazione. Normalmente le fibre hanno un "cladding" esterno che è una superficie drogata (dello stesso materiale) avente indice di rifrazione diverso dal loro "core" che è in grado di intrappolare al suo interno il segnale luminoso. La temperatura di fusione del quarzo è di 1500°C , ma la fibra ottica è ricoperta da un "buffer" esterno che ha la funzione di proteggerla da agenti esterni ed irrobustirla meccanicamente. Tale copertura abbassa la temperatura di funzionalità della fibra al quarzo ad una temperatura di circa 200°C oltre la quale si ha la sua fusione. Le fibre di zaffiro hanno invece il notevole vantaggio di avere una temperatura di fusione di 2040°C , di non aver bisogno né di un "cladding" per intrappolare il segnale luminoso al suo interno, né di "buffer" esterno.
- La fibra ottica permette di contenere l'intrusività (accesso ottico dell'ordine di grandezza del diametro della fibra usata, ad esempio 5mm).
- In termini di risposta in frequenza il sensore ottico attualmente in uso ha una banda di risposta da $0\div 25$ MHz (ma l'elettronica di amplificazione in cui è montato ha una banda $\text{DC}\div 100$ kHz) ed una sensibilità alla radiazione ottica che si estende ad una lunghezza d'onda $200\div 1000$ nm (ossia da UV a IR).

Le dinamiche della fiamma vengono catturate riuscendo a captare la chemiluminescenza dei radicali OH^* (~ 306 nm), CH^* (~ 431 nm), C_2^* (~ 516 nm), H_2CO^* (~ 340 nm) e H_2O (~ 616 nm), che si concentra ed assume maggiore intensità nel campo di lunghezze d'onda compreso tra ~ 280 nm e ~ 600 nm.



Figura 2. Testa ottica con fibra di zaffiro monocristallino ($\Phi = 2$ mm) in un tubo protettivo di allumina ($\Phi \approx 5$ mm).

Il segnale trasdotto viene campionato ad alta frequenza (1-5 MHz) in modo da non perdere la risoluzione di banda del sensore. La successiva integrazione e mediatura del segnale permette di abbattere sensibilmente il rumore di misura, senza perdita di informazione.

La capacità di risolvere in frequenza e nel tempo i segnali acquisiti, ha permesso di implementare sistemi capaci di individuare sfasamenti temporali delle strutture vorticosse complesse dei gas combusti permettendone di stimare le loro velocità di trasporto [6]. La tecnologia ha quindi permesso di mettere a punto sistemi anemometrici capaci di fornire una stima molto accurata di velocità in tempo reale.

Grazie alla potenzialità della tecnologia ODC è possibile implementare configurazioni delle sonde per ottenere informazioni particolari sullo stato dinamico del processo di combustione in atto ([2],[7]).

Una volta accertata per via teorica, numerica e sperimentale "l'intercambiabilità" fra gli spettri d'energia cinetica e radiante, la comparsa di deformazioni nello spettro del segnale fornito da una sonda ottica esposta alla fiamma, si prospetta come criterio per la diagnostica in tempo reale delle instabilità di combustione [8].

Al medesimo compito non potrebbe invece assolvere un LDA, sia per l'insufficiente frequenza di taglio superiore sia per l'essere adatto ai soli allestimenti sperimentali da laboratorio.

2.3 L'impianto COMET-HP

COMET-HP (*COMbustion Experimental Tests in High Pressure conditions*) (Figura 3) è un impianto sperimentale per prove di combustione in bruciatori e camere di combustione per Turbine a Gas. L'impianto opera in condizioni di similitudine, a pressione massima di 7 bar e con preriscaldamento del comburente (aria) fino a 450°C. Il gas utilizzato per la realizzazione del processo combustivo in aria è il gas naturale, del tutto simile a quello tipico dei combustori per Turbina a Gas.

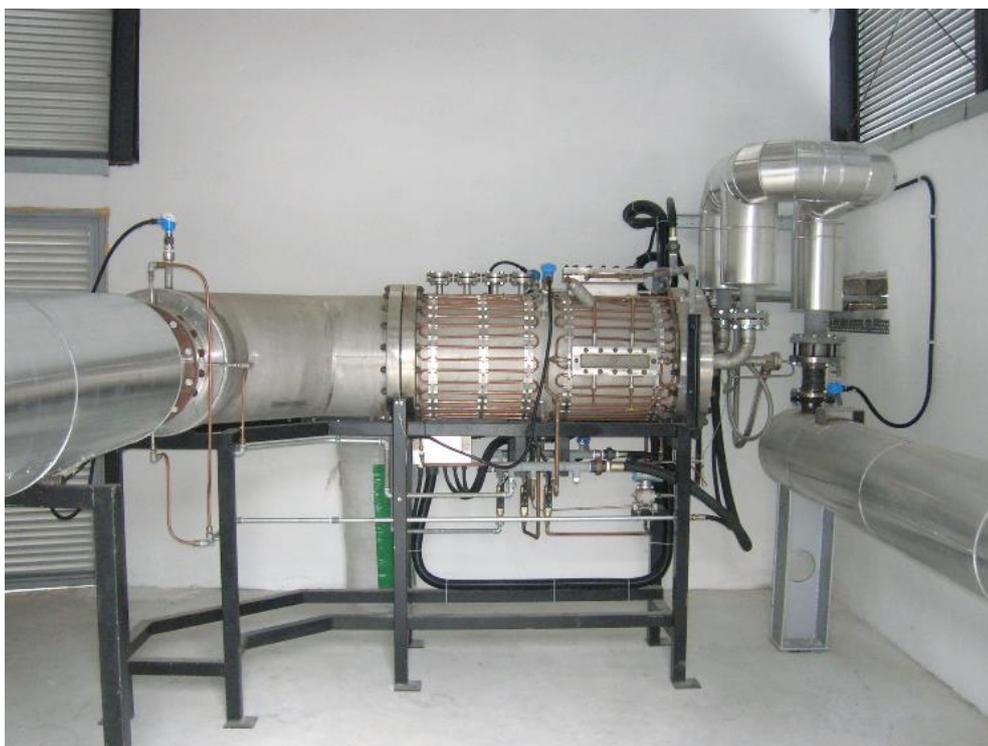
L'impianto è ubicato in adiacenza della Hall tecnologica dell'edificio F-40 del C.R. ENEA Casaccia.

La "sezione di prova" è collocata all'interno di un bunker in cemento armato, ventilato e con tetto cedevole, in modo che l'impianto operi sostanzialmente in ambiente confinato ed inaccessibile al personale quando il processo combustivo è attivo.

All'esterno del bunker sono situati gli skid di controllo (Figura 4) e regolazione dell'aria comburente e del gas naturale.

La sezione di prova dell'impianto COMET-HP è in grado di ospitare bruciatori di potenza termica massima pari a circa 1 MWt, e prevede accessi ottici laterali in grado di permettere l'impiego di diagnostiche non invasive, di tipo ottico e laser, per misure di velocità, stabilità di combustione, temperatura e specie chimiche (sia stabili che "radicaliche").

(a)



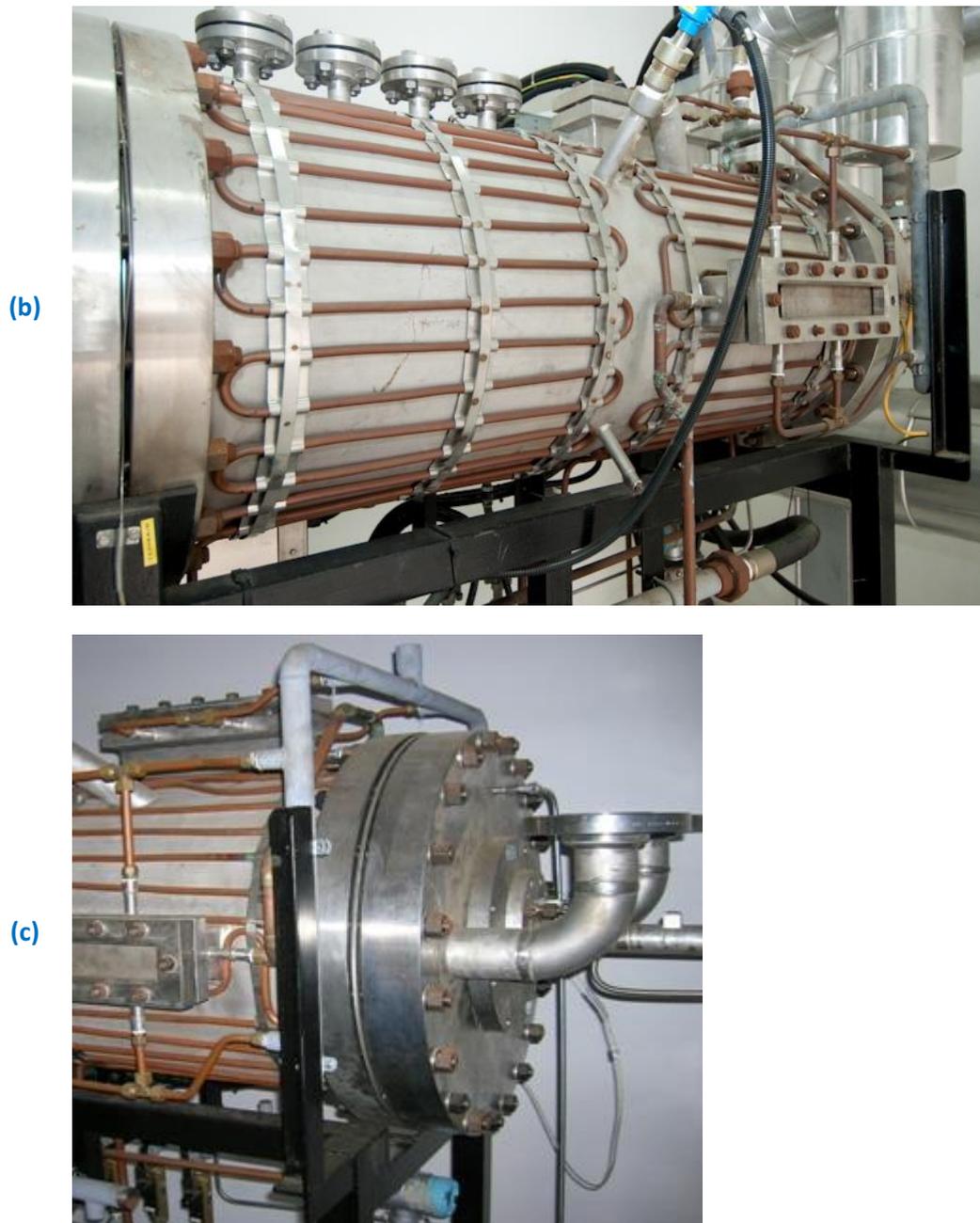


Figura 3. Visione d'insieme dell'impianto COMET-HP.



Figura 4. Skid di controllo e regolazione dell'aria comburente e del gas naturale.

2.4 Descrizione del bruciatore Siemens-Ansaldo

Nelle macchine che operano in combustione, il fluido è generalmente turbolento. Nella combustione turbolenta non-premiscelata le reazioni chimiche sono essenzialmente limitate dal tasso di dissipazione scalare con cui i reagenti diffondono. La combustione turbolenta premiscelata permette invece di superare questo limite, poiché combustibile ed ossidante entrano nella camera di combustione in una condizione già miscelata, così che la reazione può aver luogo alquanto rapidamente. Perciò la combustione turbolenta premiscelata consente una reazione più veloce o, equivalentemente, camere di combustione più compatte, e quindi leggere. Tuttavia, nella combustione premiscelata risulta difficile controllare la stabilità della combustione in quanto non vi è un punto preferenziale di ancoraggio della fiamma (a differenza di quanto avviene nel caso non premiscelato, in cui la fiamma si ancora nel luogo a composizione stechiometrica). La combustione premiscelata è sempre più oggetto di crescente interesse per quanto riguarda le Turbine a Gas, poiché consente di contenere le emissioni di NO_x .

Il combustore V64.3A (Figura 5) presenta una configurazione mista, in cui sono presenti entrambe le modalità di fiamma. In particolare, ogni combustore presenta una lancia centrale che alimenta la fiamma diffusiva pilota circondata dal vorticolatore diagonale da cui fluisce il flusso premiscelato.

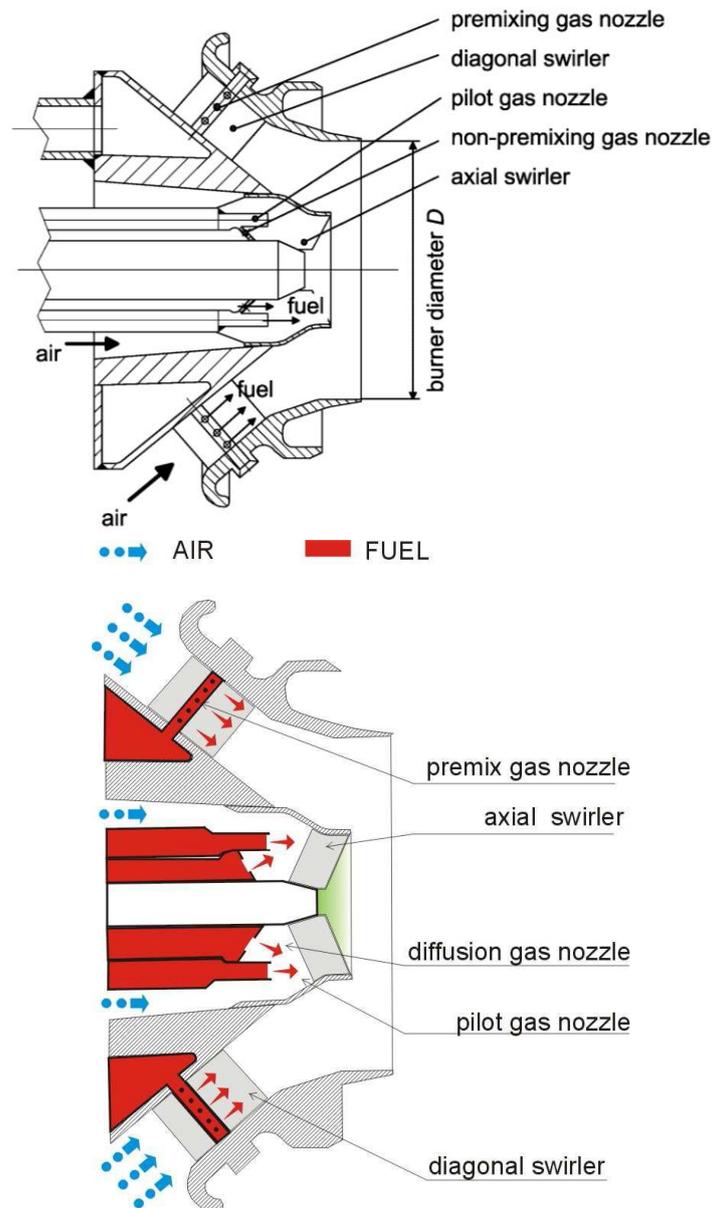


Figura 5. Schema di un bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A.

Come mostra la Figura 6 dalla cassa d'aria si alimentano direttamente sia il vorticolatore periferico diagonale (*diagonal swirler*), alla cui luce d'ingresso è applicata una griglia anulare in grado di smorzare le instabilità, sia quello assiale più interno (*axial swirler*). Un ulteriore percorso descritto dall'aria che raggiunge il *plenum*, è poi quello predisposto per rendere inattiva la lancia dell'olio quando il bruciatore viene alimentato a gas (Figura 6). Lo scopo è raggiunto rendendo la lancia parte di una linea di ricircolo tra il *plenum* e la camera di combustione, attraverso l'ugello iniettore del combustibile liquido. In questo anello lo sviluppo di un sia pur debole salto pneumatico motore è garantito dalle perdite di carico attraverso il bruciatore e dal fatto che quando il fluido in avvitamento entro i vorticatori ne fuoriesce va a formare un'elica libera di allargarsi per effetto centrifugo e perciò centralmente depressa.

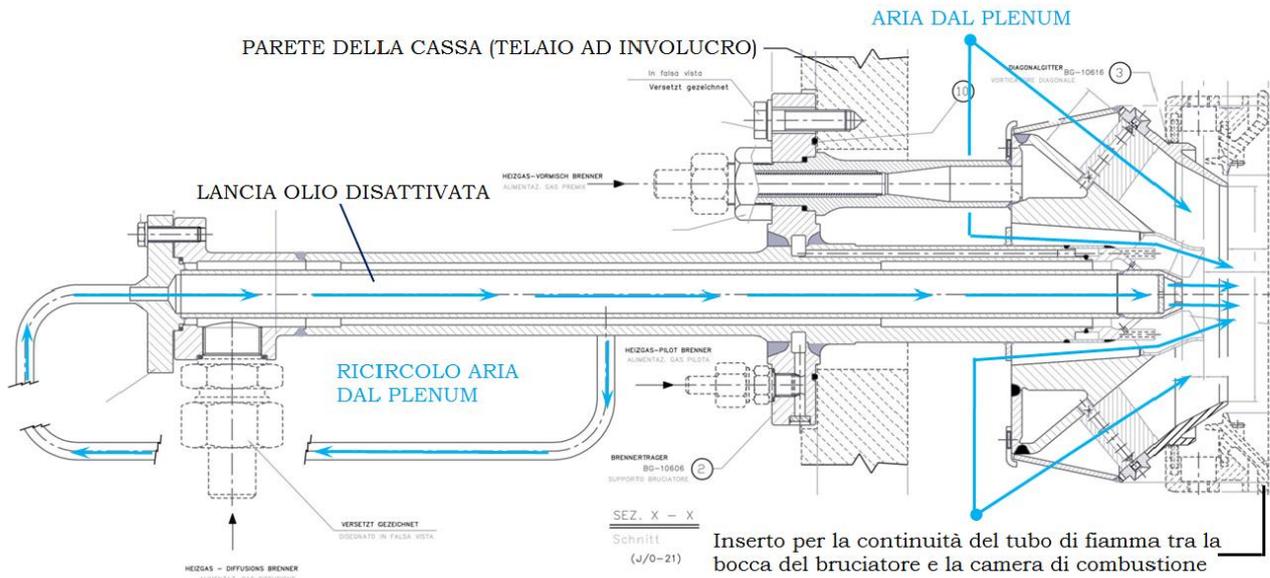


Figura 6. Schema del circuito interno di alimentazione dell'aria nel bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A.

Passando a considerare l'alimentazione del combustibile, in Figura 7 sono evidenziati i percorsi descritti dal gas destinato a rifornire: 1) la *fiamma diffusiva*, quando si opta per la corrispondente modalità di funzionamento del bruciatore, 2) la *fiamma pilota* stabilizzatrice della zona di combustione premiscelata (Figura 8).

Riepilogando, limitatamente alla modalità operativa predisposta per l'intera campagna sperimentale nel seguito descritta, l'apporto di combustibile in sola fase gassosa si attua secondo tre diverse vie d'iniezione: "pilota" (linea rossa in Figura 7), "diffusiva" (linea verde in Figura 7) e "premiscelata" (linea rossa in Figura 8). Il circuito "diffusivo" è impiegato per mantenere la fiamma stabile durante l'avviamento del bruciatore, sin quando, raggiunta la piena potenza, restano attive soltanto le linee "premiscelata" e "pilota". In altre parole, il gruppo turbogas, una volta condotto al numero di giri di lancio dal sistema di avviamento, accelera e prende ad assumere carico operando con miscele via via più ricche in modalità diffusiva. Quindi, ottenuta in camera di combustione una temperatura sufficiente per stabilizzare la fiamma premiscelata, si passa a questo regime di funzionamento, salvo mantenere un modesto apporto di gas pilota a garanzia di sicurezza contro lo spegnimento.

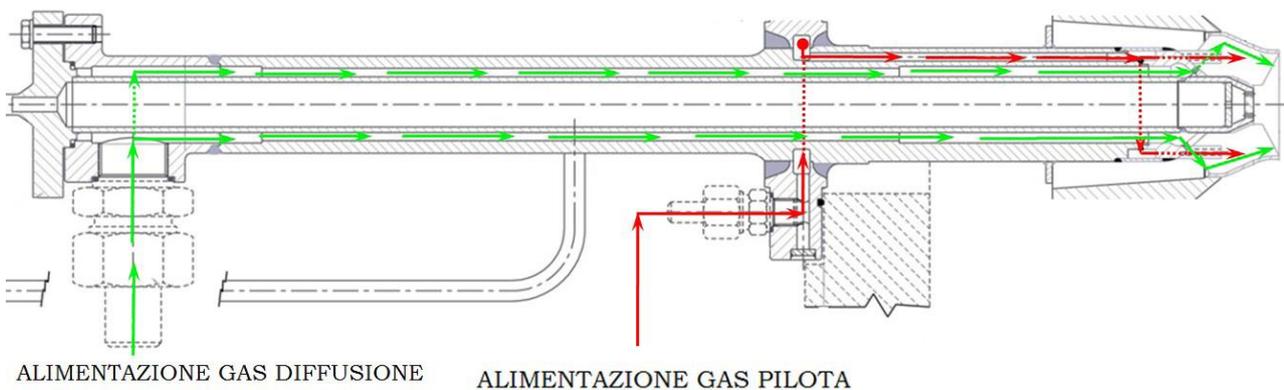


Figura 7. Schema del bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A: particolare dei circuiti preposti all'alimentazione del combustibile gassoso per la *fiamma diffusiva* (linea verde) e la *fiamma pilota* (linea rossa).

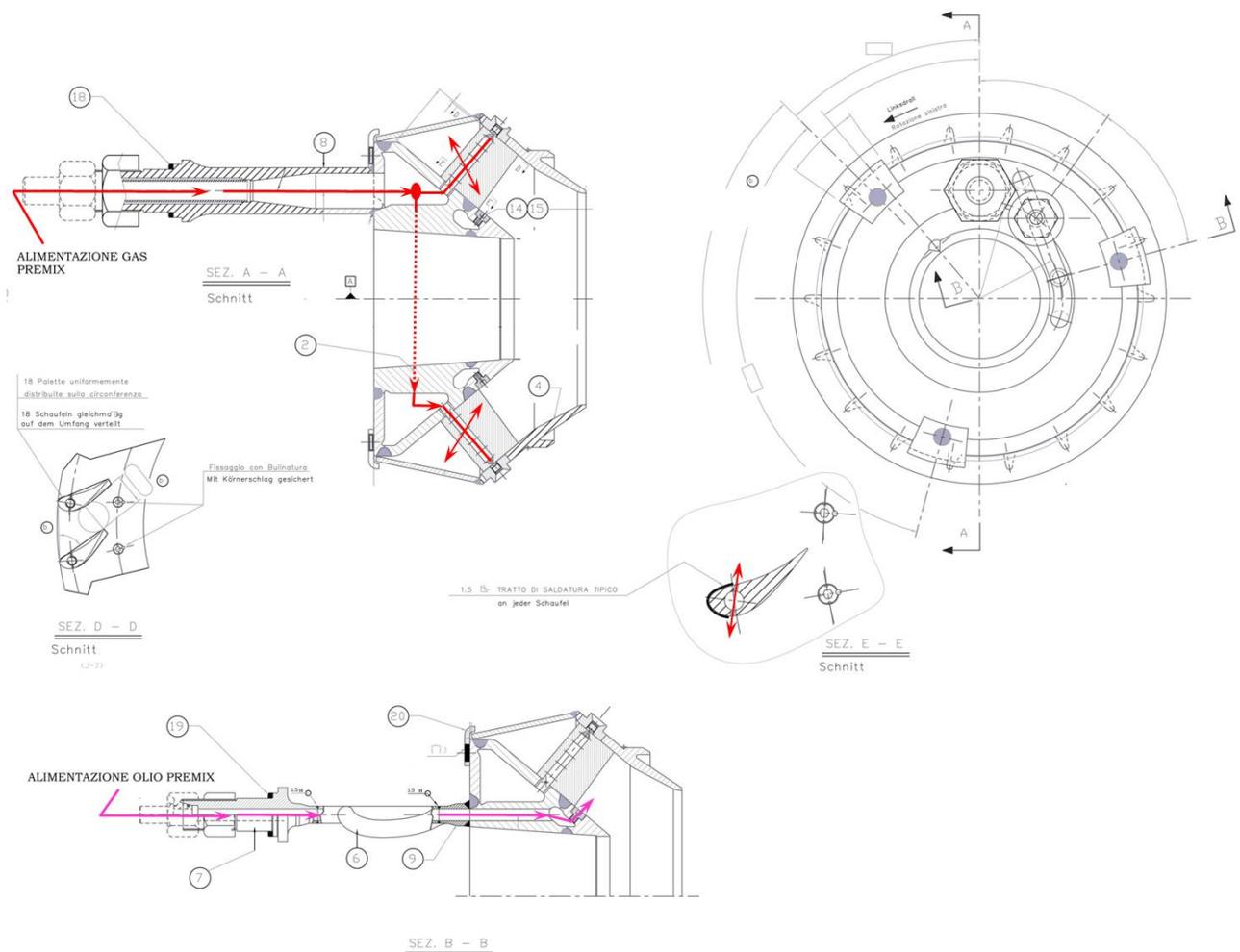


Figura 8: Schema dell'alimentazione del combustibile per il funzionamento in modalità *premiscelata*. La sezione A-A si riferisce all'utilizzo di gas, quella B-B all'alternativo impiego di olio.

L'iniezione dell'aria all'interno del tubo di fiamma avviene per mezzo di due condotti coassiali convergenti (Figura 5 e Figura 6). Quello esterno, che al punto di lavoro nominale capta circa il 90% della portata di aria totale, accoglie 18 pale vortatrici equidistribuite (una ogni 20°), svergolte e provviste ciascuna di 5 fori passanti, dal ventre al dorso, attraverso il perno di supporto cavo dal quale giunge il gas premix (sez. A-A in Figura 8). La frazione residua del flusso d'aria (circa il 10%, vedi Figura 5 e Figura 6) percorre il canale interno che culmina nello swirler assiale, sede degli ugelli per il gas diffusivo e pilota (Figura 7). Ne discende la possibilità di definire tre diversi *rapporti di equivalenza* (Φ_{global} , Φ_{premix} e Φ_{pilota}) relativi al punto di lavoro nominale.

- 1) Il *rapporto d'equivalenza globale* ($\Phi_{globale}$) si riferisce al rapporto tra combustibile-aria corrente λ , espresso in termini delle portate globali d'aria e gas, relativo al corrispettivo valore stechiometrico:

$$\Phi_{global} = \frac{\left(\frac{F}{A}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}_{gas\,premix} + \dot{m}_{gas\,pilota}}{\dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\text{Primary fuel} + \text{Pilot fuel}}{\text{total air}}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}}$$

- 2) Il *rapporto d'equivalenza premiscelato* (Φ_{premix}) fornisce la medesima informazione per il solo stadio premiscelato, contemplando cioè esclusivamente i flussi che interessano il vorticolatore diagonale:

$$\Phi_{premix} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}_{gas\,premix}}{0.9 \cdot \dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\text{Primary fuel}}{0.9 \cdot \text{total air}}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}}$$

- 3) E' possibile anche definire un *rapporto d'equivalenza pilota* (Φ_{pilota}) che contempla esclusivamente i flussi che interessando il pilota:

$$\Phi_{pilota} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}_{gas\,pilota}}{0.1 \cdot \dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\text{Pilot fuel}}{0.1 \cdot \text{total air}}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}}$$

Con il termine aria totale ("total air") si intende la somma dell'aria primaria e dell'aria secondaria. In tutti i casi l'aria è stata preriscaldata a 553 K ($\cong 280$ °C) oppure a 573 K ($\cong 300$ °C).

Per conferire maggior chiarezza alla presente descrizione si è anche provveduto ad identificare gli elementi funzionali già passati in rassegna su alcune immagini del bruciatore V64.3A estratto dall'impianto COMET-HP in fase di manutenzione. È da notare come in Figura 9b sulle pale del vorticolatore diagonale non siano più visibili i fori per l'iniezione del gas premix, in quanto occlusi da uno strato di ossidi di ferro dal caratteristico colore rossastro.

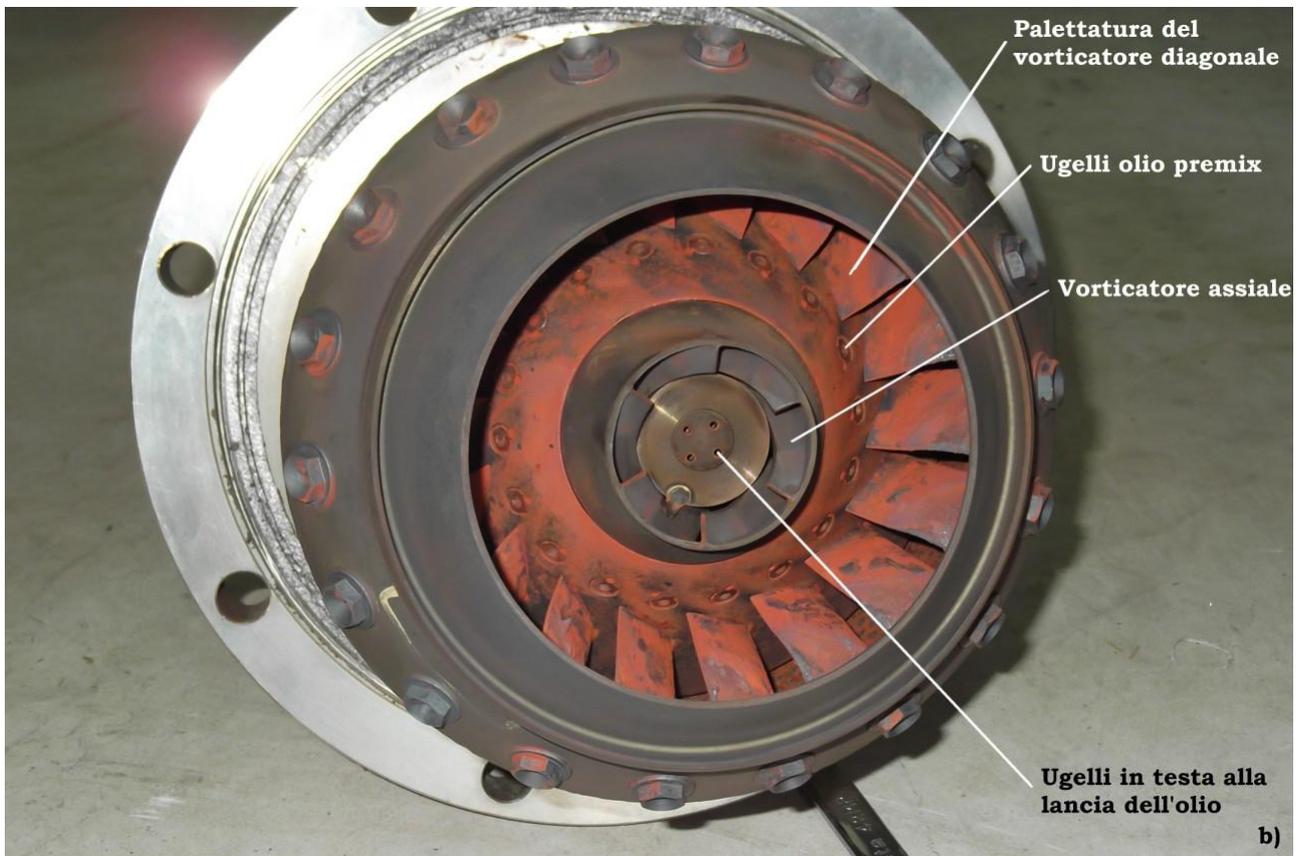
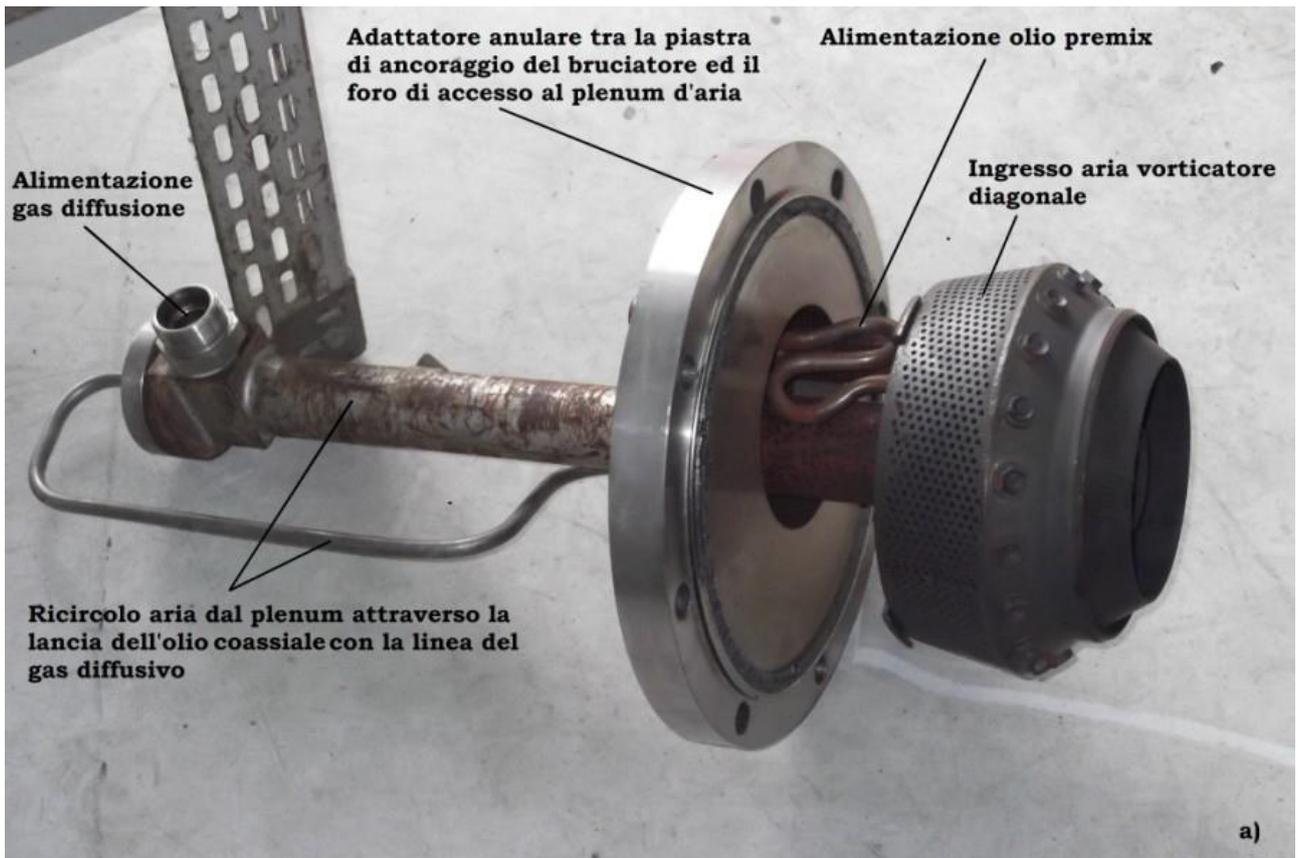




Figura 9. Immagini del bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A nella versione originariamente installata sull'impianto COMET.

2.5 Risultati sperimentali delle prime prove

Con l'obiettivo di estendere la casistica dei combustori impiegati per validare il sistema ODC si è proceduto, utilizzando anche sensori acustici, a caratterizzare i regimi di un singolo bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A, "intubato" nella camera di prova dell'impianto ENEA COMET-HP.

Qui di seguito si riporteranno alcuni dei risultati ottenuti mediante l'uso della tecnica ODC e di trasduttori di pressione.

Con l'impianto COMET provvisto dell'equipaggiamento sensoristico di Figura 10 e Figura 11, funzionante a pressione atmosferica e rifornito d'aria preriscaldata alla temperatura di 280 °C, muovendo da uno stato di esercizio regolare e stabile, si è provveduto ad indurre l'instabilità e a sostenerla per un certo periodo, variando per gradi le portate d'aria e metano (e quindi il rapporto di equivalenza), fino poi ad uscire da tale regime di instabilità indotta.

Nell'ambito del lasso di tempo servito a realizzare la sequenza di prova ci si è curati di riconoscere sette sottointervalli, tutti dell'ampiezza di 0.1 s ed identificati con le lettere dalla A alla G (Figura 12), che cadessero in corrispondenza di altrettante diverse e significative condizioni di esercizio del bruciatore. Precisamente si è effettuata una analisi passando dallo stato stabile (A) al manifestarsi di eventi precursori dell'instabilità (B e C), sino a raggiungere il definitivo innesco dell'indotto fenomeno (D), per poi introdursi nelle condizioni di Humming pienamente sviluppato (E), fuoriuscendone infine, tramite un breve disimpegno (F), col risultato di tornare al normale esercizio (G).

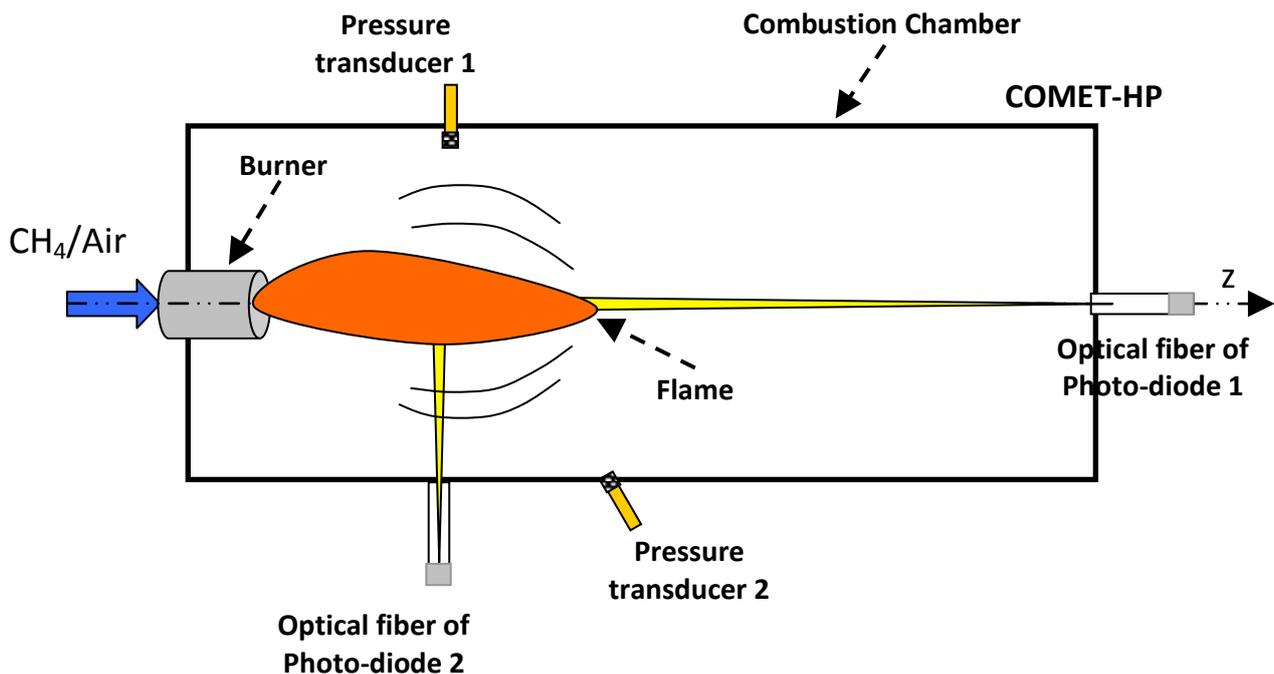


Figura 10. Schema del set-up utilizzato per lo studio del bruciatore V64.3A esaminato in questo lavoro e inserito nell'impianto COMET-HP. Dal suo schema è possibile osservare il posizionamento di due sonde ODC e di due trasduttori di pressione Kulite.

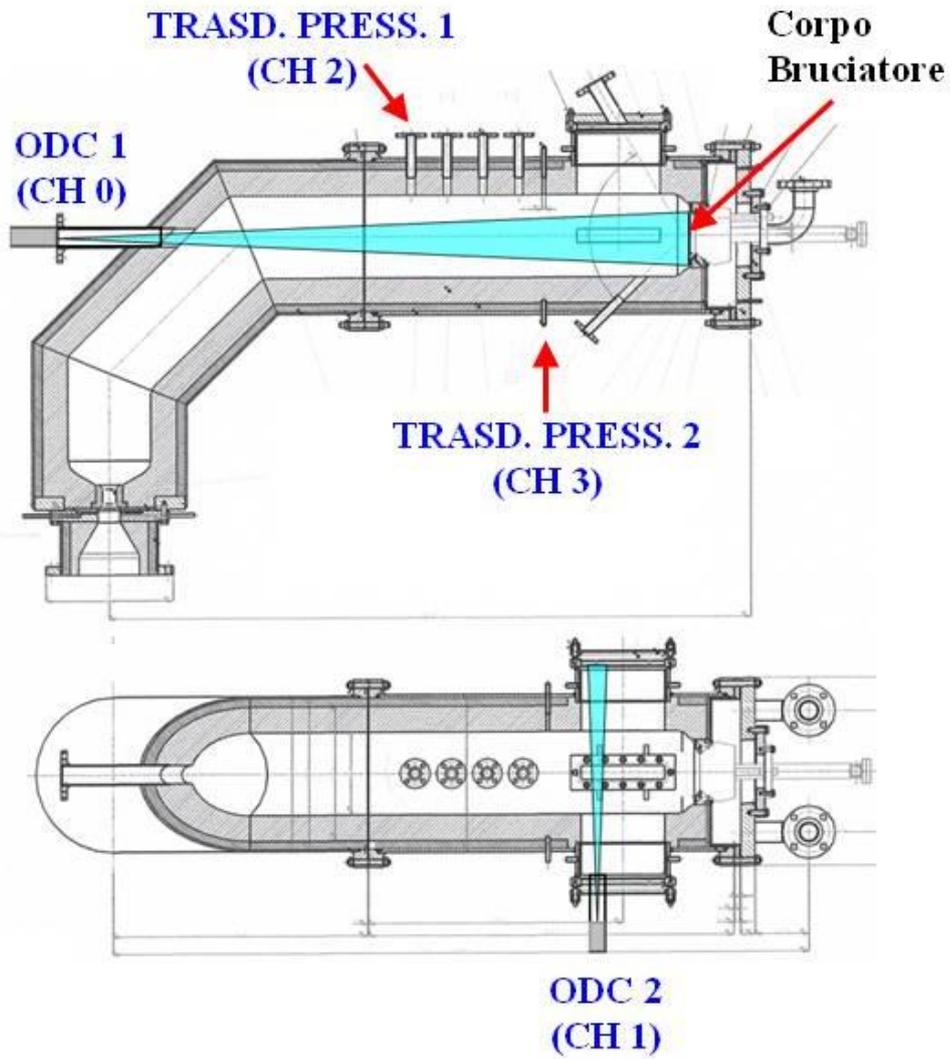


Figura 11. Posizionamento delle sonde ODC e dei trasduttori di pressione Kulite per lo studio del bruciatore V64-3A posizionato all'interno dell'impianto COMET-HP.

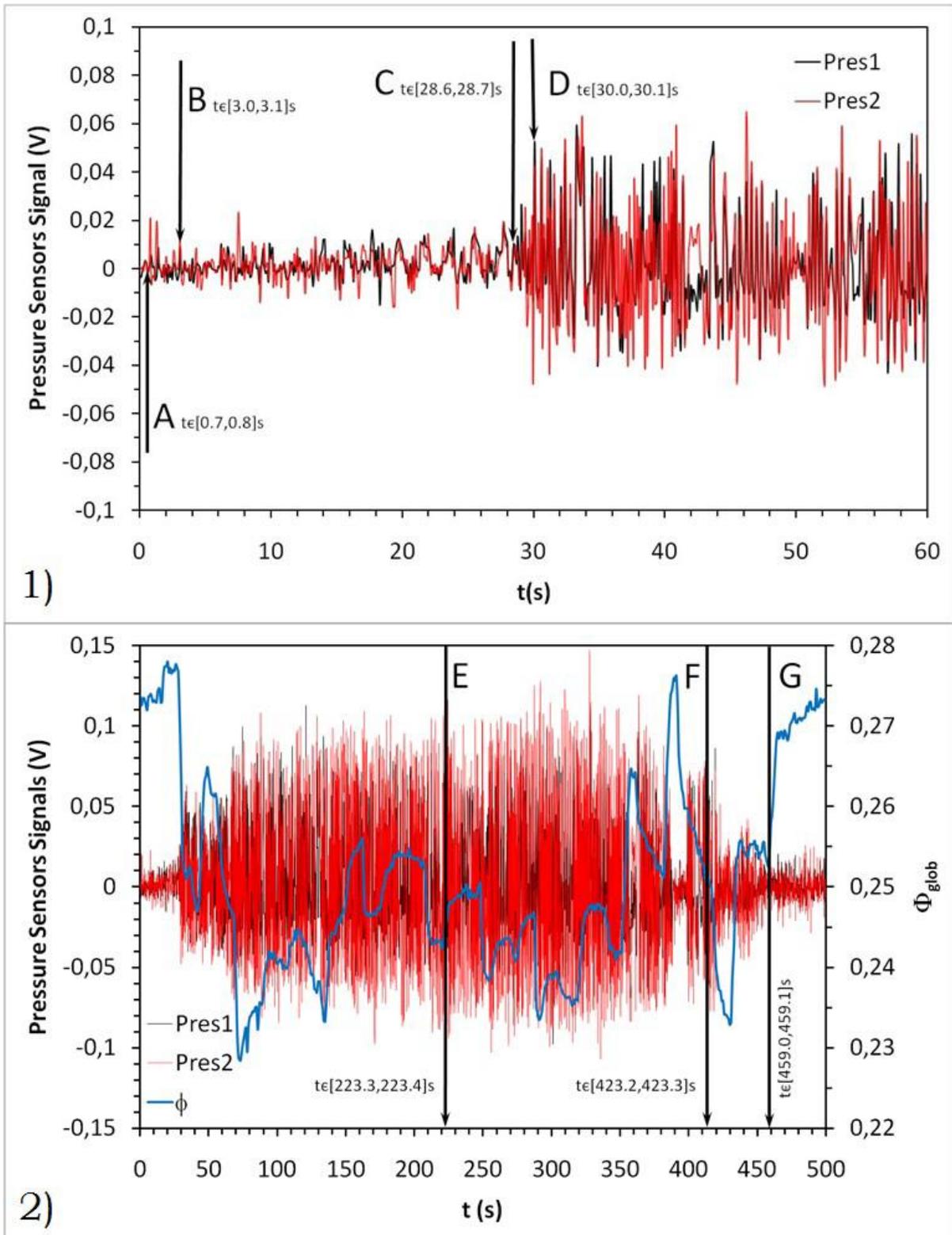


Figura 12. Andamento dei segnali di pressione nel corso del transitorio da funzionamento stabile ad instabile, e della successiva regressione, per il bruciatore Siemens-Ansaldo V64.3A installato sull'impianto COMET. Le lettere dalla A alla G identificano gli intervalli temporali scelti per caratterizzare il comportamento ad instabilità termoacustica del combustore. In 1) è stato realizzato uno zoom del periodo iniziale [0,60]s dell'acquisizione totale (2). In 2) compare tutta la storia dei tracciati di misura e del rapporto di equivalenza globale Φ_{glob} per l'intera durata dell'acquisizione.

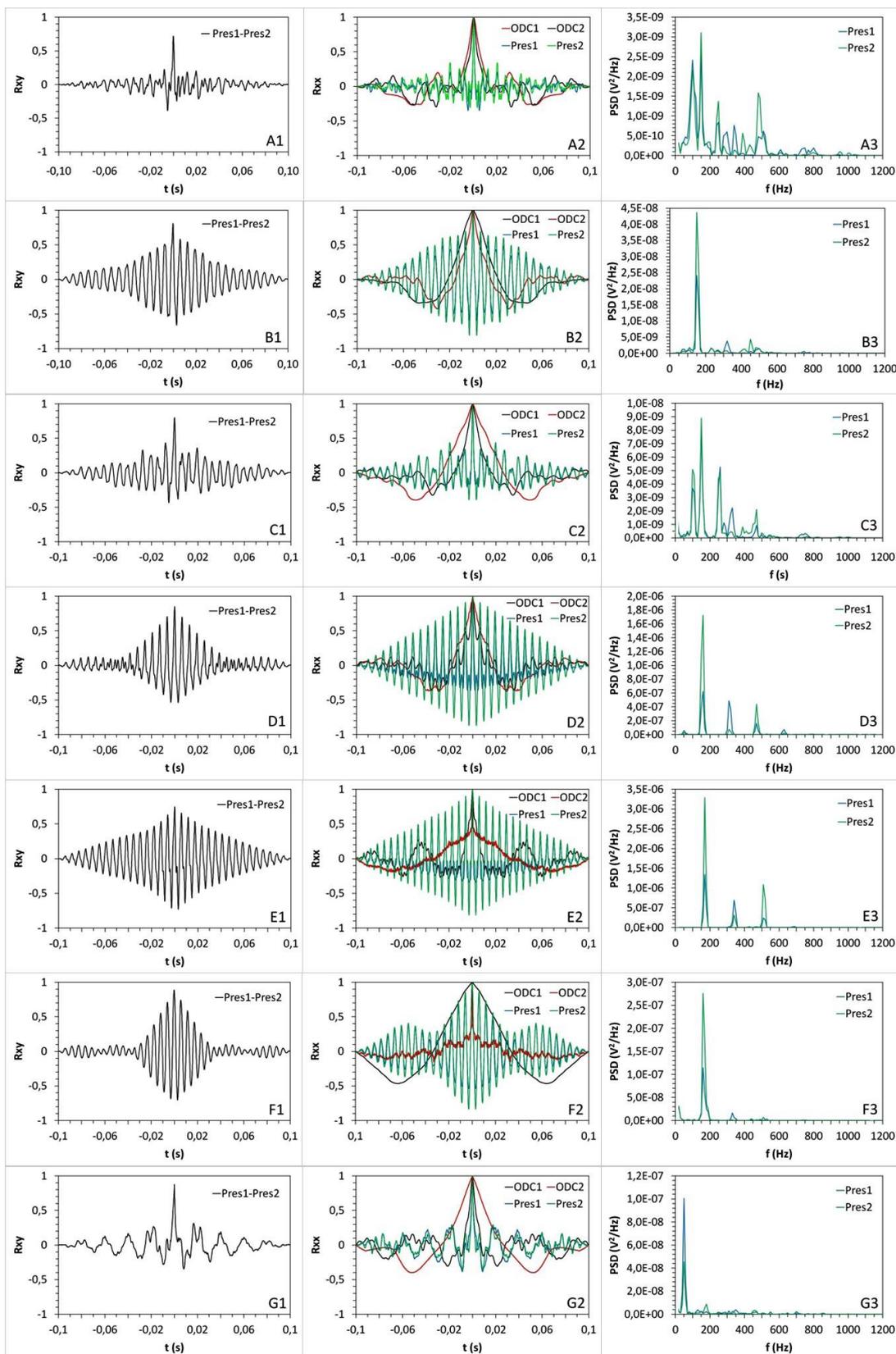


Figura 13: Caratterizzazione del transitorio da funzionamento stabile ad instabile, e del successivo disimpegno, per il bruciatore V64.3A installato sull'impianto COMET. Le lettere dalla A alla G riferiscono agli intervalli temporali di Figura 12. La prima colonna (indice 1) riporta le Cross-Correlazioni tra i segnali dei due sensori di pressione; la colonna centrale (indice 2) mostra le Auto-Correlazioni per sonde ottiche ed acustiche; la terza colonna (indice 3) mostra gli Spettri in frequenza dei segnali microfonici (sotto forma di Power Spectral Density).

Là dove il profilo dell'auto-correlazione del segnale di pressione prende ad allargarsi definitivamente (grafico D2), si localizza l'effettivo innesco dell'instabilità, vale a dire l'ingresso in una condizione di funzionamento instabile del tutto sviluppata e persistente. Nel contempo, mentre le auto-correlazioni e le cross-correlazioni dei segnali acustici si amplificano (grafici D1, D2, E1, E2), le frequenze di sincronismo tra i due stessi segnali convergono nella terna 160, 320, 480 Hz (D3), poi traslata in 170, 340, 510 Hz (E3).

Nella Figura 13 è importante notare la latenza del sistema ODC che è messa in luce dall'auto-correlazione dell'energia radiante priva di quel caratteristico "burst mode" che contraddistingue i segnali periodici, anche quando gli eventi precursori (B2) o la piena instabilità (E2) vengono segnalati dai microfoni e dall'emissione sonora. Sorprendentemente, mentre i microfoni hanno correttamente identificato l'instabilità, sia sotto forma dei temporanei eventi precursori sia nel pieno sviluppo, lo stesso non è accaduto per gli ODC, al contrario di quanto avvenuto in trascorse validazioni già condotte a buon fine su questo impianto e su altri tipologie di impianto.

I fotodiodi utilizzati nel sistema ODC utilizzato in queste prime prove avevano un range di funzionamento tra i 300 e i 1100 nm (centrato nel campo del visibile), e quindi assolutamente poco sensibili all'emissione di chemiluminescenza dei radicali OH (con picco a 306 nm) e CH (con picco a 431.5 nm). Inoltre le fibre ottiche alle quali le sonde ODC erano collegate avevano un range di funzionamento tra i 400 e 1300 nm, e quindi tagliavano le lunghezze d'onda minori di 400 nm, che sono quelle di maggior interesse in una combustione premiscelata magra di gas naturale o miscele di syngas.

Radical	Reactions	Wavelength (nm)
OH*	R1: CH + O ₂ → CO + OH* R2: H + O + M → OH* + M R3: OH + OH + H → OH* + H ₂ O	282.9, 308.9
CH*	R4: C ₂ H + O ₂ → CO ₂ + CH* R5: C ₂ H + O → CO + CH*	387.1, 431.4
C ₂ *	R6: CH ₂ + C → C ₂ * + H ₂	513, 516.5
CO ₂ *	R7: CO + O + M → CO ₂ * + M	Continuous spectrum 350–600

Figura 14: Meccanismi di formazione dei radicali eccitati e lunghezze d'onda caratteristiche delle corrispondenti radiazioni chemiluminose. [9]

E' importante fare delle osservazioni che possono risultare molto utili per gli sviluppi futuri della tecnica ODC:

1. Si verifica una preferenziale intensificazione del segnale chemiluminoso su lunghezze d'onda minori della minima λ_{\min} (=300 nm) apprezzabile dal sensore ottico del fotodiodo, che è molto poco sensibile alle lunghezze d'onda tra 300 e 450 nm, e taglia completamente lunghezze d'onda tra i 200 e 300 nm.
2. A causa dei rapporti di equivalenza assai modesti sperimentati su COMET (Φ_{glob} varia tra 0.235 e 0.275 in Figura 12) si verifica un affievolimento distribuito (o meglio una diminuzione distribuita dell'ampiezza) dello spettro di emissione entro la banda sottesa dalla caratteristica di sensibilità spettrale. E' un'attenuazione sì differenziata, ma estesa all'intero spettro emissivo della fiamma. Diminuendo il rapporto d'equivalenza Φ diminuisce l'ampiezza distribuita del segnale radiante emesso dalla fiamma (vedi l'esempio in Figura 15, [9]) e quindi del segnale ottico rilevato dall'ODC.

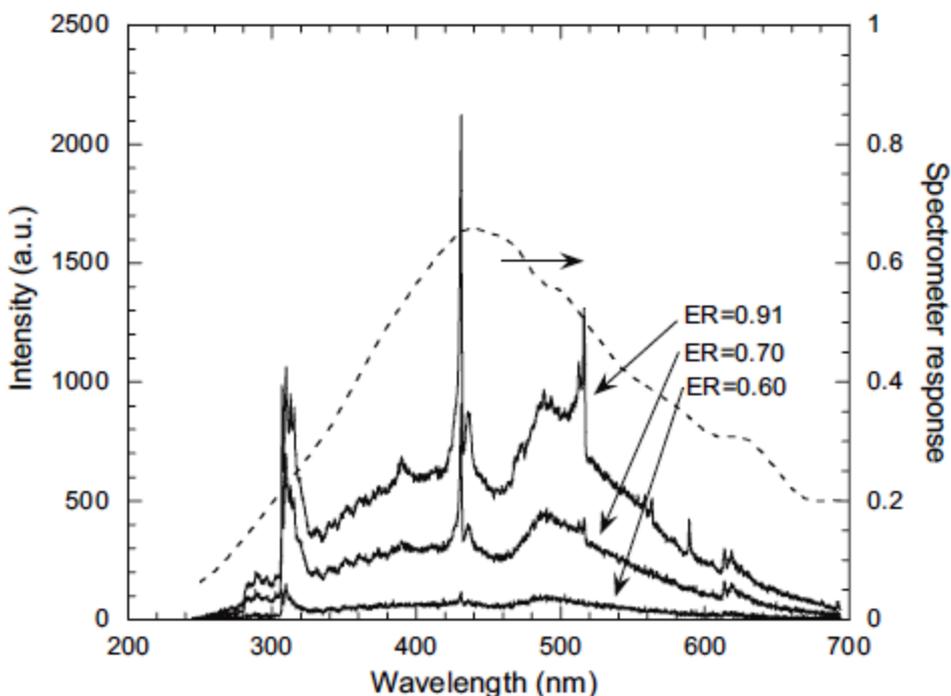


Figura 15. Esempi di spettri d'emissione per fiamme premiscelate aria/gas naturale a diversi rapporti d'equivalenza [9].

3. L'affievolimento della chemiluminescenza s'intensifica inoltre anche al crescere della pressione applicata al sistema gassoso reagente (vedi l'esempio in Figura 16, [9]). Sorge così un'ulteriore difficoltà nell'impiego di sensori ottici per il monitoraggio dello stato di combustione nei sistemi di controllo dei bruciatori per Turbine a Gas le cui pressioni nominali di esercizio vanno da 8 a 32 bar.

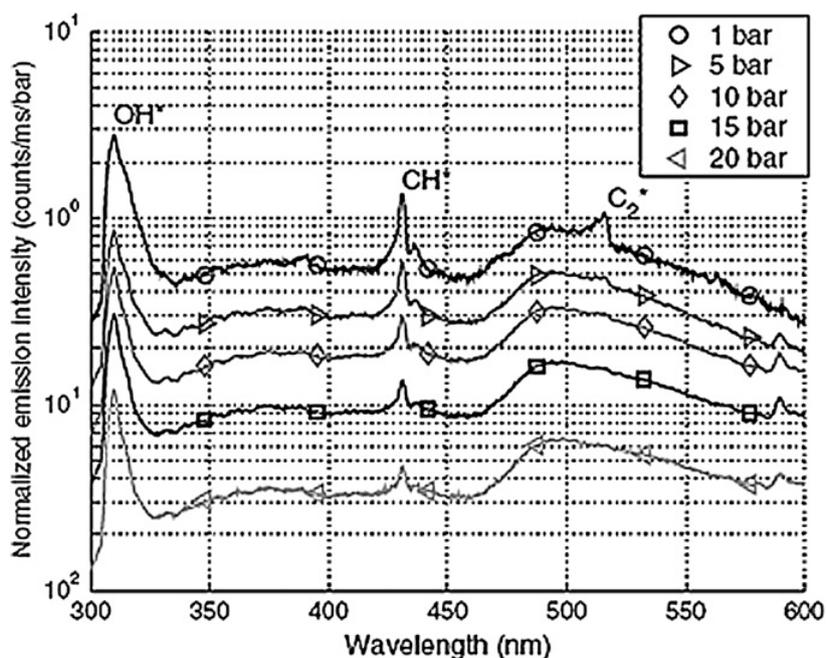


Figura 16. Esempi di spettri d'emissione per fiamme premiscelate aria/metano in rapporto stechiometrico ed a diverse pressioni [9].

Passando da una fiamma sostanzialmente stechiometrica ($\Phi = 1$) che lavora a pressione atmosferica ($p = 1$ bar) ad una condizione con $\Phi = 0.2$ e $p = 20$ bar, il fattore di attenuazione della chemiluminescenza emessa dai radicali OH^* potrebbe raggiungere i tre ordini di grandezza [10]. Lo smagrimento della miscela è quindi una importantissima causa di attenuazione della chemiluminescenza spontanea.

Risulta quindi necessario per il futuro utilizzare degli APD (Avalanche PhotoDiode) oppure ancora meglio degli DAPD (Discrete Amplification Photon Detector) i cui sensori siano maggiormente sensibili nel range 200-500 nm e il cui segnale venga molto amplificato.

E' importante osservare che un effetto analogo a quello esercitato dalla variazione del rapporto di equivalenza e della variazione di pressione sugli spettri della chemiluminescenza si osserva anche nel caso di aumento della frazione volumetrica di H_2 (come nel caso di miscele ricche di syngas; [9]), talvolta aggiunto al gas naturale per ridurre le emissioni inquinanti, accrescere il campo di stabilità della fiamma e restringerne le dimensioni; guadagnando così la possibilità di rendere anche il combustore più compatto.

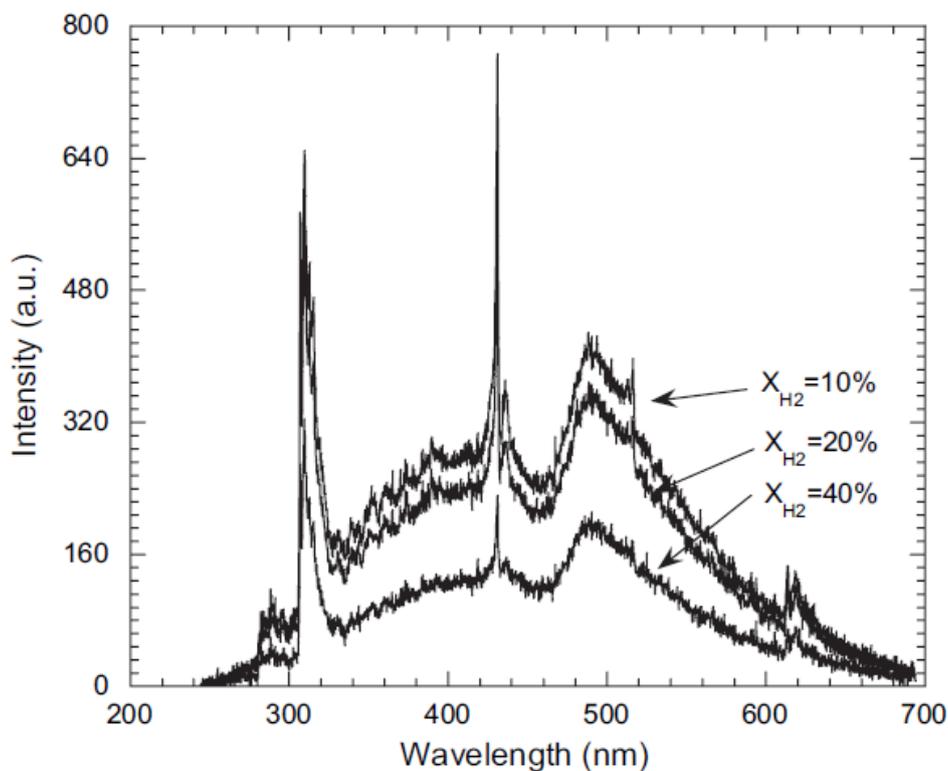


Figura 17. Spettri d'emissione per fiamme premiscelate aria/gas naturale/idrogeno con differenti frazioni volumetriche di H_2 . Dati raccolti in condizioni di egual potenza termica rispetto ad una miscela aria/gas naturale avente $\Phi=0.7$. [9]

Un aspetto da tenere in giusta considerazione è la larga dipendenza degli spettri emissivi, per intensità e ripartizione tra le varie lunghezze d'onda, dal tipo di bruciatore, dalla percentuale di pilotaggio, dal livello di turbolenza e strain rate agente sul fronte di fiamma, nonché dal tempo di permanenza delle specie emittitrici entro il cono visivo della sonda ottica ODC.

2.6 Possibili cause del verificatosi malfunzionamento ODC: probabile funzionamento simile alla Flameless

Diverse potrebbero essere state le cause della difficoltà nel cogliere le dinamiche tramite l'energia radiante in queste prime prove effettuate:

- 1) L'ipotesi più semplice consisteva in una possibile cattiva disposizione dei sensori e/o dalla loro inadatta risposta spettrale.
- 2) Un'altra possibile causa consiste nella possibilità di aver assistito ad un regime instabile prevalentemente fluidodinamico, piuttosto che termoacustico, cioè non direttamente impresso dalle fluttuazioni del rilascio di calore. I gas combusti e l'aria preriscaldata, venendo in contatto entro la camera sotto forma di due flussi a diversa temperatura ed in progressiva miscelazione, formerebbero uno strato di scorrimento "termo-diffusivamente" instabile, causa delle onde di pressione all'uscita del combustore.
- 3) Una terza possibile causa della difficoltà nel cogliere le dinamiche dell'energia radiante poteva derivare non già da una cattiva disposizione dei sensori e/o dalla loro inadatta risposta spettrale, bensì dall'assenza di reali e periodiche pulsazioni della fiamma, sia pure a seguito di un manifesto innalzamento del rumore di combustione.

Una forma di combustione per molti versi simile alla *Flameless* può in effetti stabilirsi in bruciatori di architettura convenzionale.

Qui di seguito si riassumono le condizioni ritenute imprescindibili per raggiungere il regime MILD nelle fornaci e si individuano i requisiti equivalenti per realizzare la "*Colorless Distributed Combustion*" o "*Lean Flameless*" nei combustori delle Turbine a Gas ([11],[12],[13]).

- a) Nella *flameless* convenzionale si fa in modo di realizzare un alto tasso di ricircolo dei gas combusti, per diluire i reagenti, ridurre la percentuale di ossigeno e ritardare le reazioni. Lo stesso risultato si può ottenere frenando la cinetica chimica col sottrarre combustibile e col ridurre la temperatura di preriscaldamento dei reagenti.
- b) Nella MILD l'alta temperatura di preriscaldamento dei reagenti serve per aumentare la viscosità, la portata volumetrica e la velocità dei getti, esaltando il mixing turbolento. Tale obiettivo può essere raggiunto anche con un minor preriscaldamento riducendo le aree di passaggio ed aumentando gli swirl numbers, almeno nei limiti compatibili con la crescita delle perdite di carico introdotte dal combustore.
- c) La combustione MILD è nata per far fronte a due contrastanti esigenze: elevare l'efficienza energetica realizzando il recupero termico (preriscaldamento dei reagenti con i fumi esausti) ed abbattere la massima temperatura di combustione per ridurre le emissioni di NOx, limitando l'incremento di temperatura associato alla combustione e rendendola volumetricamente distribuita. In quest'ottica il preriscaldamento dei reagenti non è un requisito imposto dal meccanismo chimico-fisico della combustione MILD, ma fissato dall'esigenza di effettuare un recupero termico. Così, il superamento della temperatura di auto-ignizione in un ampio volume è imprescindibile solo all'interno della camera, a seguito di un rapido mescolamento con i gas combusti, che provveda ad inibire lo sviluppo di un fronte di fiamma. La combustione MILD senza alcun preriscaldamento, e quindi priva di rischi anche in forma premiscelata, non solo è possibile ma talvolta auspicabile [13].

2.7 Modifica del bruciatore V64.3A per ottenere un combustore a fiamma distribuita ultra magra ed altamente stabile

Per realizzare con il bruciatore V64.3A una *combustione distribuita* ed ampliandone il campo di funzionamento stabile, si è pensato di lasciare soppressa la fiamma pilota diffusiva, inviando parte del gas ad essa originariamente destinato, sempre attraverso la linea dell'olio premix, anche nel vorticatore assiale (freccie in verde di Figura 18 e Figura 19).

Praticando una corona di fori, si potrebbe creare un terzo stadio premiscelato centrale, capace di attenuare, per mezzo della fiamma che ne deriverebbe, lo shear layer instabile tra i gas combusti generati dal vorticatore diagonale, e l'originario getto assiale d'aria swirlata. Ulteriore vantaggio sarebbe poi quello di ripristinare in parte il ruolo di sostentamento della fiamma pilota; pur senza esercitare sul passaggio al regime *colorless* l'azione antagonista caratteristica delle fiamme diffusive.

In altre parole eseguendo un intervento di minima entità su un bruciatore di architettura convenzionale per le Turbine a Gas, nota e sperimentata, se ne potrebbe estendere il campo di stabilità verso i carichi parziali, col duplice vantaggio di non dover più retrocedere verso il regime diffusivo e di conseguire tutti i benefici offerti dalla combustione *flameless*: assenza d'instabilità termoacustiche, quantomeno nella forma più energica direttamente impressa dalle fluttuazioni del rilascio di calore; temperature più basse ed uniformi, così da contenere il livello degli stress termici soprattutto nei primi stadi di turbina; ridotte emissioni inquinanti.

La filosofia di questa soluzione proposta non è molto differente, sul piano dello schema di principio, da quella di ricorrere ad un "Pilota Flameless" annidando un bruciatore di Trapped Vortex (TV) entro uno stadio primario di architettura convenzionale.

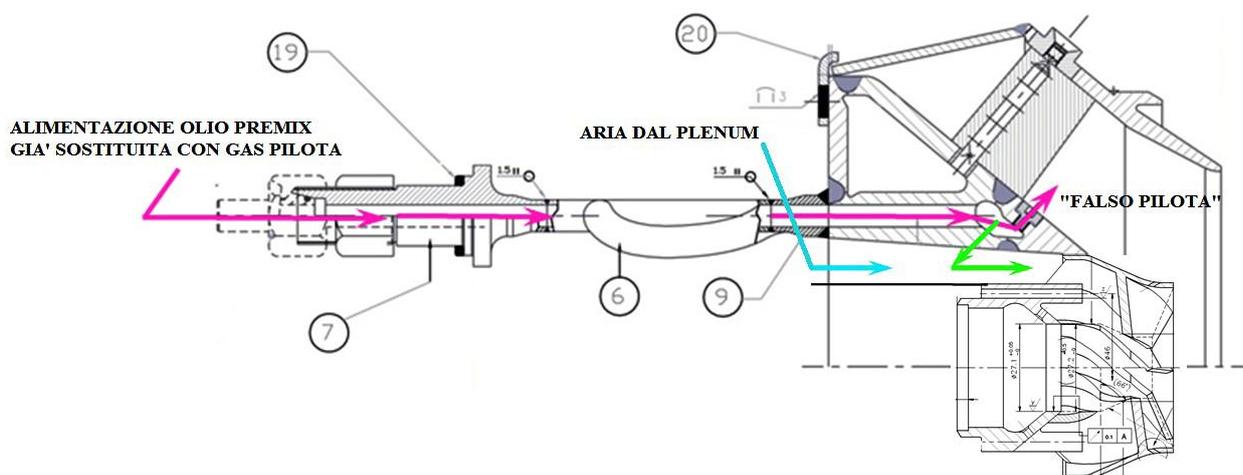


Figura 18. Modifica del bruciatore V64.3A per la stabilizzazione del regime di combustione distribuita.

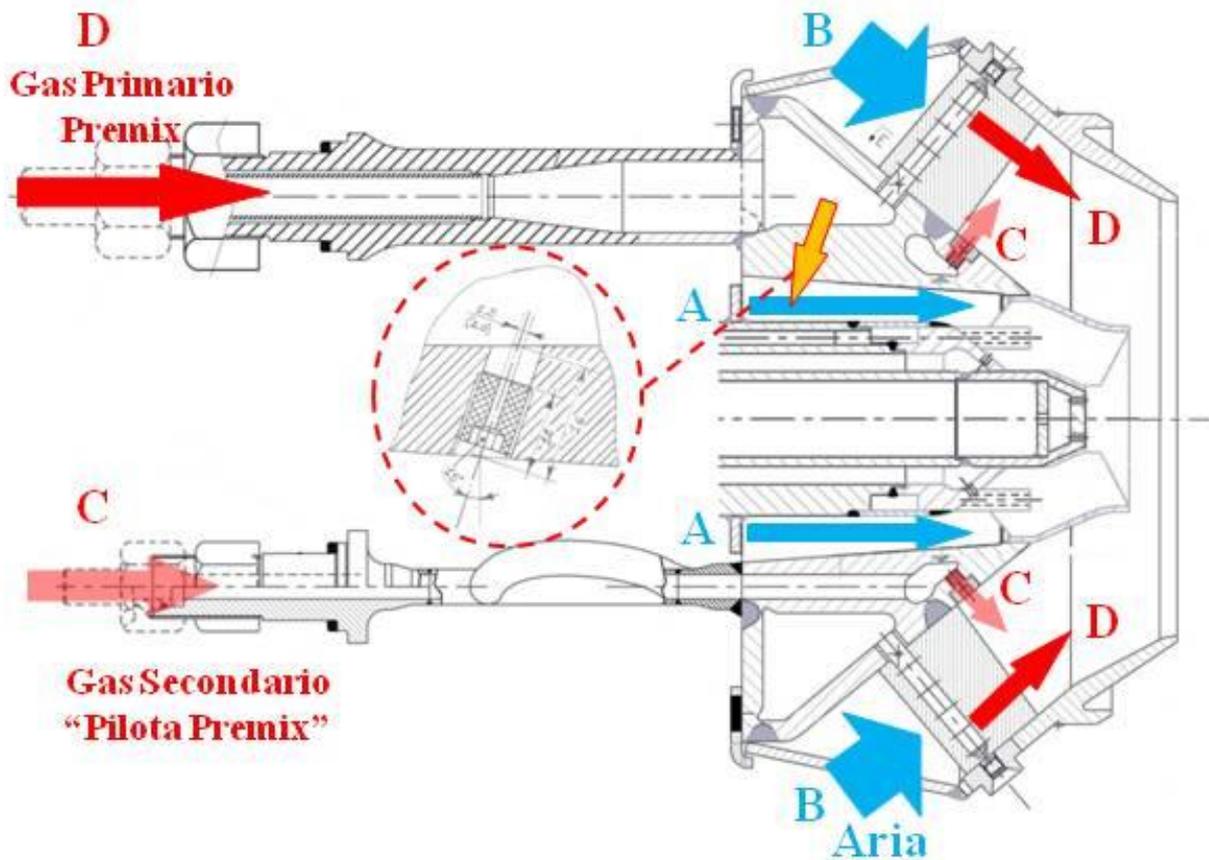


Figura 19. Modifica del bruciatore V64.3A per la stabilizzazione del regime di combustione distribuita, o meglio in un "Ultra Lean Colorless Distributed Combustor". Dallo schema è possibile individuare il percorso dell'aria che fluisce nei vorticatori centrali (A), quello dell'aria che fluisce nei vorticatori periferici (B), il gas secondario iniettato a valle dei vorticatori periferici (C) e il gas primario (D).

2.8 Le nuove condizioni operative dopo la modifica del bruciatore

Dopo le modifiche effettuate sul bruciatore sono cambiate le formule da considerare per il calcolo ei diversi rapporti di equivalenza:

- 1) Il calcolo delle condizioni operative da attuare è stato condotto imponendo, ove possibile, che, senza variare la portata complessiva d'aria, rimanesse immutato il rapporto di equivalenza globale Φ_{glob} , ossia la portata totale di gas:

$$\dot{m}_{gas\,premix} + \dot{m}_{gas\,pilota} = \dot{m}_{gas\,tot\,rif.} = \dot{m}_{gas\,premix\,rif.} + \dot{m}_{gas\,pilota\,rif.}$$

dove il pedice *rif.* si attribuisce alla condizione di riferimento nella precedente campagna sperimentale

e che il combustibile originariamente destinato allo stadio pilota, ma introdotto ora dagli ugelli dell'olio premix, venisse ripartito tra gli stessi ed il condotto d'alimentazione del vorticatore assiale.

E' importante notare che l'espressione del nuovo rapporto d'equivalenza globale ($\Phi_{globale_new}$), che si riferisce al rapporto tra combustibile-aria corrente λ , espresso in termini delle portate globali d'aria e gas, relativo al corrispettivo valore stechiometrico, non è cambiato:

$$\Phi_{global_new} = \Phi_{global} = \frac{\left(\frac{F}{A}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}_{gas\,premix} + \dot{m}_{gas\,pilota}}{\dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{\text{Primary fuel} + \text{Pilot fuel}}{\text{total air}}\right)}{\left(\frac{F}{A}\right)_{St}}$$

Con il termine aria totale ("total air") si intende la somma dell'aria primaria e dell'aria secondaria. In tutti i casi l'aria è stata preriscaldata a 553 K ($\cong 280$ °C) oppure a 573 K ($\cong 300$ °C).

- 2) Poiché la modifica apportata ha imposto che il pilota venisse ora rifornito per derivazione con il 10% del gas premix, ne è emerso che:

$$0.1 \cdot \dot{m}_{gas\,premix} + \dot{m}_{gas\,pilota} = \dot{m}_{gas\,pilota\,rif.}$$

dove il pedice *rif.* si attribuisce alla condizione di riferimento nella precedente campagna sperimentale. Dal sistema delle due precedenti equazioni sulla continuità delle portate \dot{m} discende:

$$\dot{m}_{gas\,premix} = \frac{\dot{m}_{gas\,tot\,rif.} - \dot{m}_{gas\,pilota\,rif.}}{0.9} = \frac{\dot{m}_{gas\,premix\,rif.}}{0.9} \quad \rightarrow \quad \dot{m}_{gas\,premix\,rif.} = 0.9 \dot{m}_{gas\,premix}$$

Il calcolo di Φ_{premix} deve svolgersi sommando la portata di gas pilota al risultato della $\dot{m}_{gas\,premix}$ ridotto del 10% (circa il 10% del gas premix è deviato verso il vorticolatore assiale), e riferendo poi il tutto al 90% della portata d'aria totale.

Il gas pilota dopo la modifica effettuata sul bruciatore è ora iniettato attraverso i fori dell'olio premix nel vorticolatore diagonale dove fluisce circa il 90% della portata d'aria globale.

Il nuovo rapporto d'equivalenza premiscelato (Φ_{premix_new}) che considera esclusivamente i flussi che interessano il vorticolatore diagonale:

$$\Phi_{premix_new} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{0.9 \cdot \dot{m}_{gas\,premix} + \dot{m}_{gas\,pilota}}{0.9 \cdot \dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}}$$

- 3) Nel calcolo del nuovo rapporto d'equivalenza pilota Φ_{pilota_new} , che considera esclusivamente i flussi che interessando il pilota, si deve considerare sia il 10% sia del gas premix che il 10% della portata d'aria complessiva.

$$\Phi_{pilota_new} = \frac{\lambda}{\lambda_{St}} = \frac{\left(\frac{0.1 \cdot \dot{m}_{gas\,premix}}{0.1 \cdot \dot{m}_{aria\,tot}}\right)}{\lambda_{St}}$$

E' interessante osservare che nelle condizioni di prova $\dot{m}_{gas\,premix} = 27.5$ kg/h e $\dot{m}_{gas\,pilota} = 4$ kg/h la fiamma è apparsa pressoché completamente invisibile, a testimonianza del raggiunto regime *Colorless*, o comunque dell'ottenuta inibizione di un pilotaggio diffusivo, visivamente non manifesto.

Si è riusciti ad estendere verso il basso il campo di stabilità in funzionamento premiscelato sino al 20% del carico, anticipando così lo switch dall'alimentazione diffusiva a quella premix, prevista da Ansaldo nel corso del transitorio di avviamento al 40% della piena potenza.

2.9 Risultati sperimentali delle prove sul bruciatore modificato con la nuova strumentazione ottica ODC

La nuova serie di prove è stata effettuata sullo stesso set-up illustrato in Figura 11 ma cambiando la relativa posizione dei trasduttori di pressione 1 e 2.

Qui di seguito si riporta una tabella (Tabella 1) che mostra in maniera sintetica i risultati mostrati nelle seguenti figure.

Tabella 1. Condizioni operative di funzionamento del bruciatore ed elenco delle frequenze individuate con relativo OASPL.

Condizioni operative di funzionamento del bruciatore	Frequenze individuate sia negli Spettri del sensore ODC che nei Trasduttori di Pressione (Hz)	OASPL Overall Sound Pressure Level (dB)
$\Phi_{global}=0.241$, $\Phi_{pilot}=0.204$, $\Phi_{premix}=0.245$ (Figura 20)	4.5; 6; 117; 170	Pres1 = 131.2 dB Pres2 = 129.5 dB
$\Phi_{global}=0.261$, $\Phi_{pilot}=0.227$, $\Phi_{premix}=0.264$ (Figura 21)	4; 6; 13~16; 22; 187 ; 380	Pres1 = 144.3 dB Pres2 = 141.4 dB
$\Phi_{global}=0.244$, $\Phi_{pilot}=0.210$, $\Phi_{premix}=0.248$ (Figura 22)	8-9; 17-18; 117; 185	Pres1 = 139 dB Pres2 = 137.5 dB
$\Phi_{global}=0.210$, $\Phi_{pilot}=0.193$, $\Phi_{premix}=0.212$ (Figura 23)	3-5; 9; ~13-17; ~120-130; 185 ; 370; 570	Pres1 = 142.3 dB Pres2 = 140.3 dB
$\Phi_{global}=0.180$, $\Phi_{pilot}=0.165$, $\Phi_{premix}=0.181$ (Figura 24)	5; 8; 17; 40 ; 133 ; 189	Pres1 = 138.6 dB Pres2 = 137.2 dB
$\Phi_{global}=0.168$, $\Phi_{pilot}=0.152$, $\Phi_{premix}=0.170$ (Figura 25)	3; 5.5; 7; 9; ~13-18; 41 ; 135 ; 175	Pres1 = 130 dB Pres2 = 131.2 dB
$\Phi_{global}=0.134$, $\Phi_{pilot}=0.120$, $\Phi_{premix}=0.135$ (Figura 26)	18-19; 41 ; 135; 175 ; 270	Pres1 = 131.7 dB Pres2 = 132.7 dB
$\Phi_{global}=0.124$, $\Phi_{pilot}=0.111$, $\Phi_{premix}=0.125$ (Figura 27)	3.5; 18; 41; 135 ; 270	Pres1 = 131.3 dB Pres2 = 133.2 dB

E' importante osservare che bruciare ad un rapporto d'equivalenza di gran lunga al di sotto del campo d'infiammabilità di una miscela è concepibile solo in presenza di una fiamma pilota diffusiva, che renda la zona di reazione più ricca (anche considerevolmente), con lo svantaggio di accrescere le emissioni nocive e, qualora se ne creino i presupposti, di ostacolare la transizione allo stato di *Colorless Flame*, inducendo delle instabilità da "localizzazione forzata".

Entrambi i sensori ODC, nonostante il posizionamento differente nel set-up sperimentale, riescono perfettamente ad individuare i picchi negli spettri di energia radiante e sono perfettamente sovrapponibili agli spettri di energia acustica ottenuti con i trasduttori di pressione.

La stabilità e quindi il meno rumore emesso, corrispondente ad un valore più basso di OASPL in dB, si ha nella situazione in cui inizia ad essere presente la frequenza 117-120 Hz, e si stabilizza in una condizione con minore emissione acustica quando la frequenza raggiunge il valore di 135 Hz.

- L'instabilità, o meglio una maggiore emissione acustica, si ha quando è presente nello spettro una frequenza di **~185 Hz**. Tale frequenza risulta essere la stessa individuata nelle precedenti campagne sperimentali e portando il bruciatore in instabilità termoacustica.
- Per quanto riguarda invece la frequenza di **~175 Hz**, utilizzando le dimensioni del bruciatore V64.3A risulta che:

$$St = \frac{f \cdot D_a}{u_b} = 0.375$$

dove:

$$f = 175 \text{ Hz}$$

$$D_a = \text{diametro esterno del vorticatore assiale} = 50 \text{ mm} = 0.05 \text{ m}$$

$$\dot{m} = \text{portata totale attraverso la bocca del bruciatore} = 2445 \text{ kg/h} = 0.679 \text{ kg/s}$$

$$\rho = \rho_0 \frac{T_0}{T_p} = \text{densità dell'aria a } p_0=1 \text{ bar ed alla temperatura di preriscaldamento } T_p = 0.613 \text{ kg/m}^3$$

$$T_p = \text{temperatura di preriscaldamento} = 300 \text{ °C} = 573 \text{ K}$$

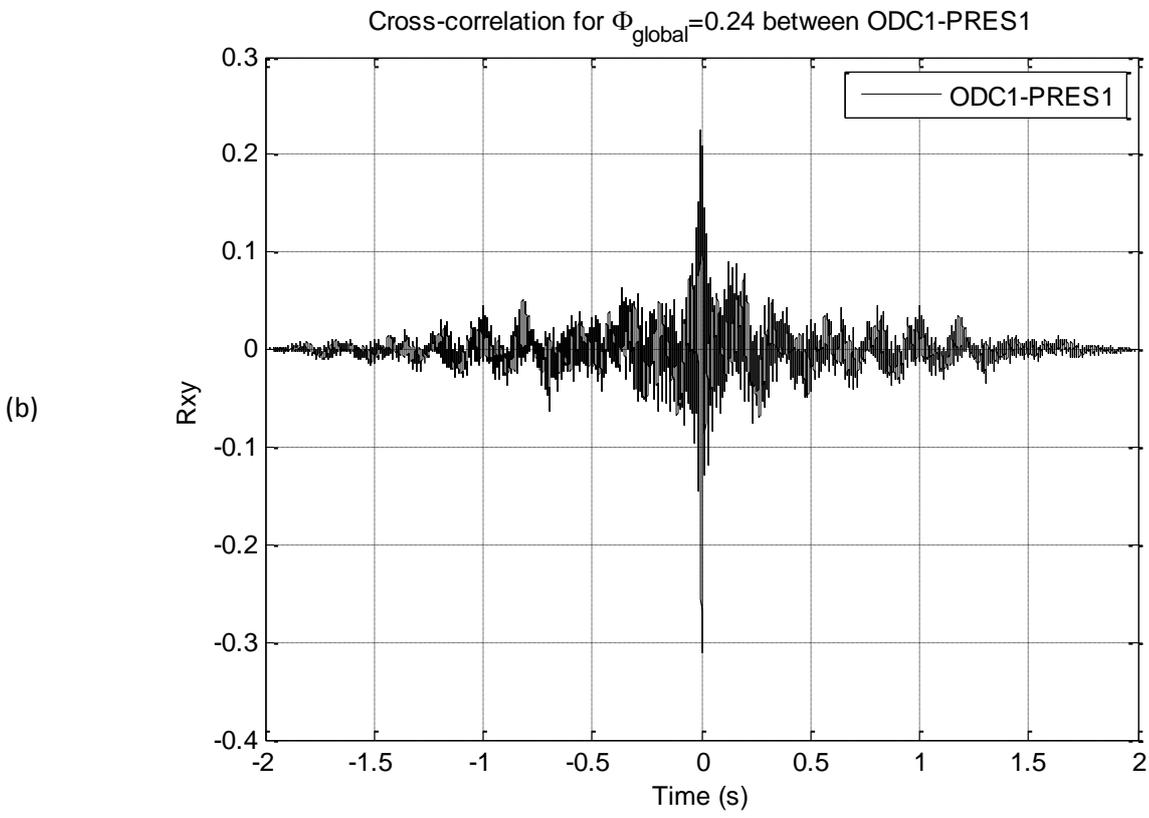
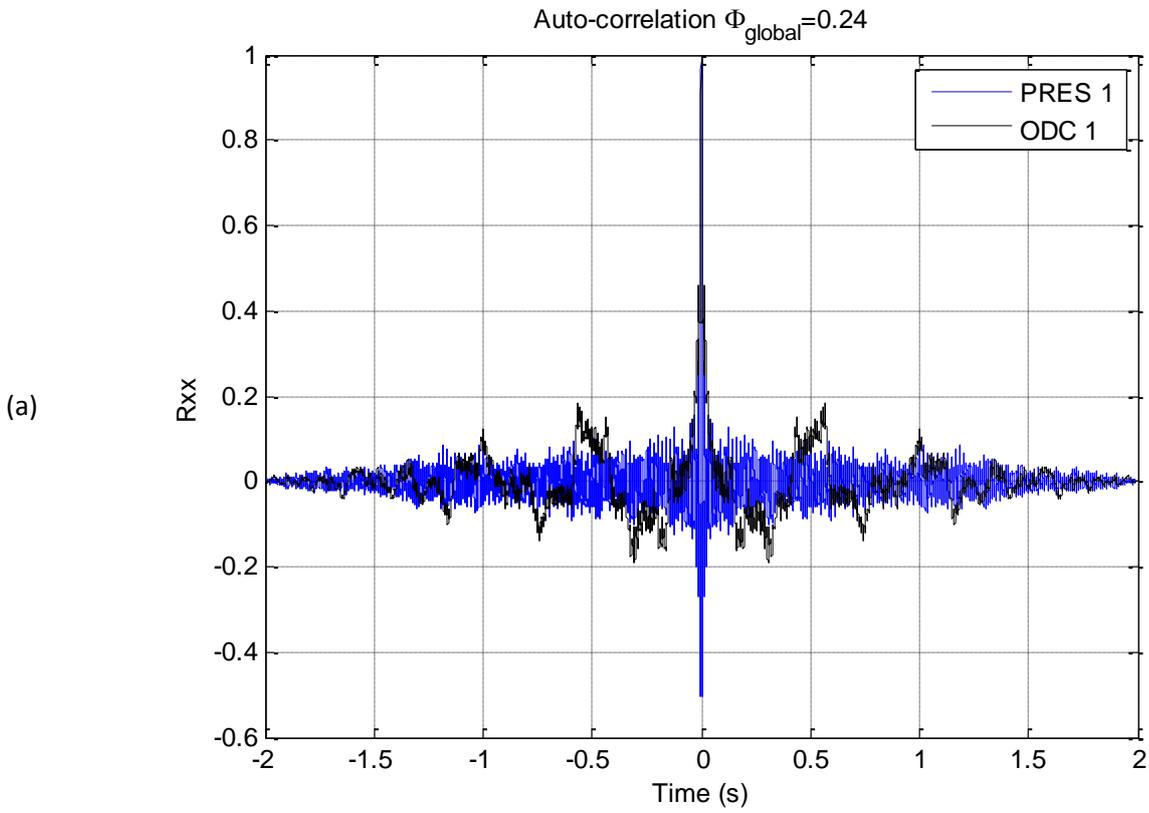
$$\rho_0 = \text{densità dell'aria ambiente (} p_0=1 \text{ atm, } T_0=15 \text{ °C} = 288 \text{ K)} = 1.22 \text{ kg/m}^3$$

$$D_d = \text{diametro esterno del vorticatore diagonale} = 123 \text{ mm} = 0.123 \text{ m}$$

$$u_b = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot \pi \cdot D_d^2} = 23.30 \text{ m/s}$$

Tale valore di $St=0.375$ risulta compatibile con i valori del numero di Strouhal nel campo caratteristico (0.1÷1.0) [14], indice d'instabilità per i complessi getti coassiali swirlati, tipici dei bruciatori per turbogas.

- Le basse frequenze di **~4-19 Hz** potrebbero essere dovute a frequenze meccaniche, ad esempio la regolazione delle valvole che comandano la portata.



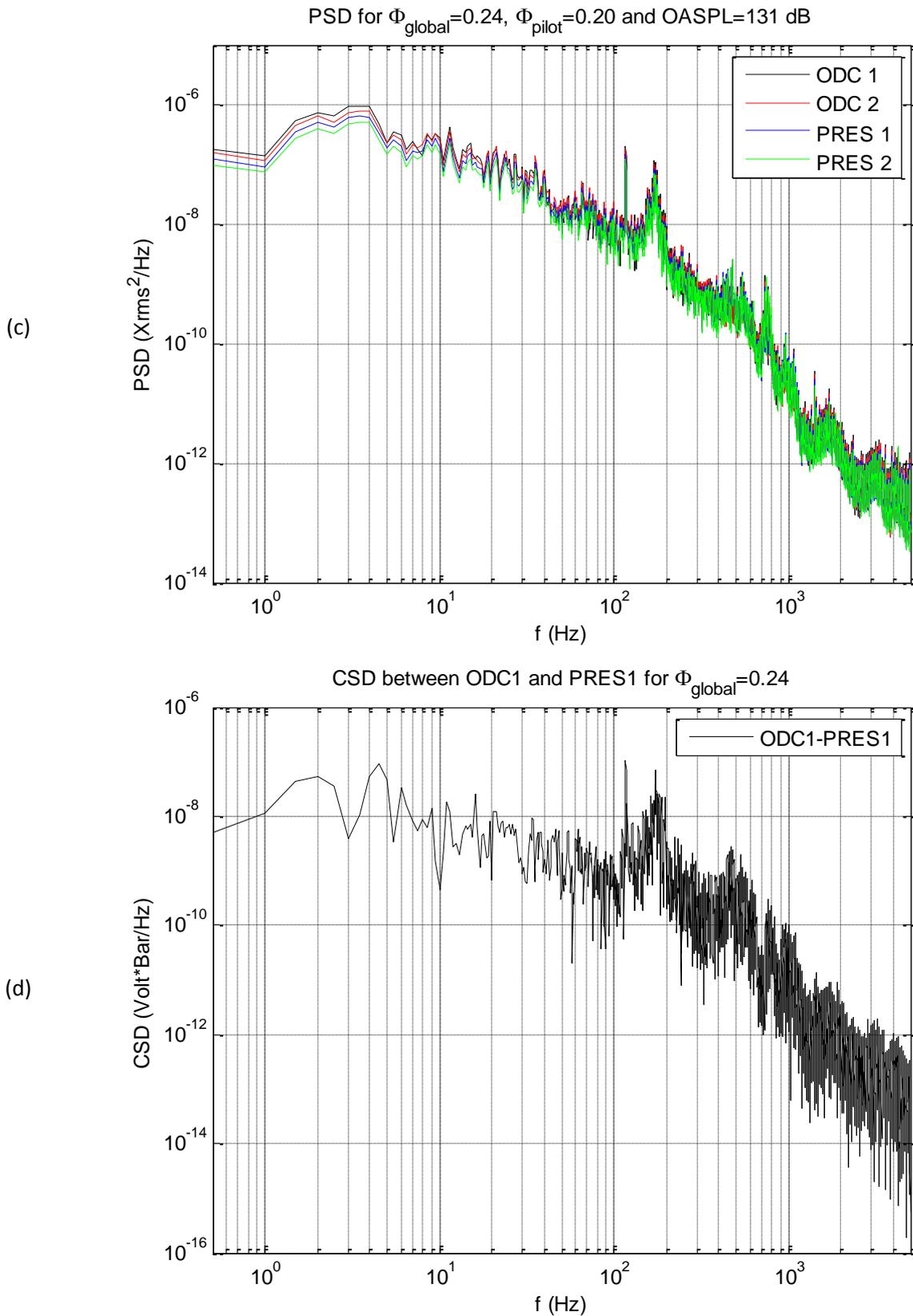
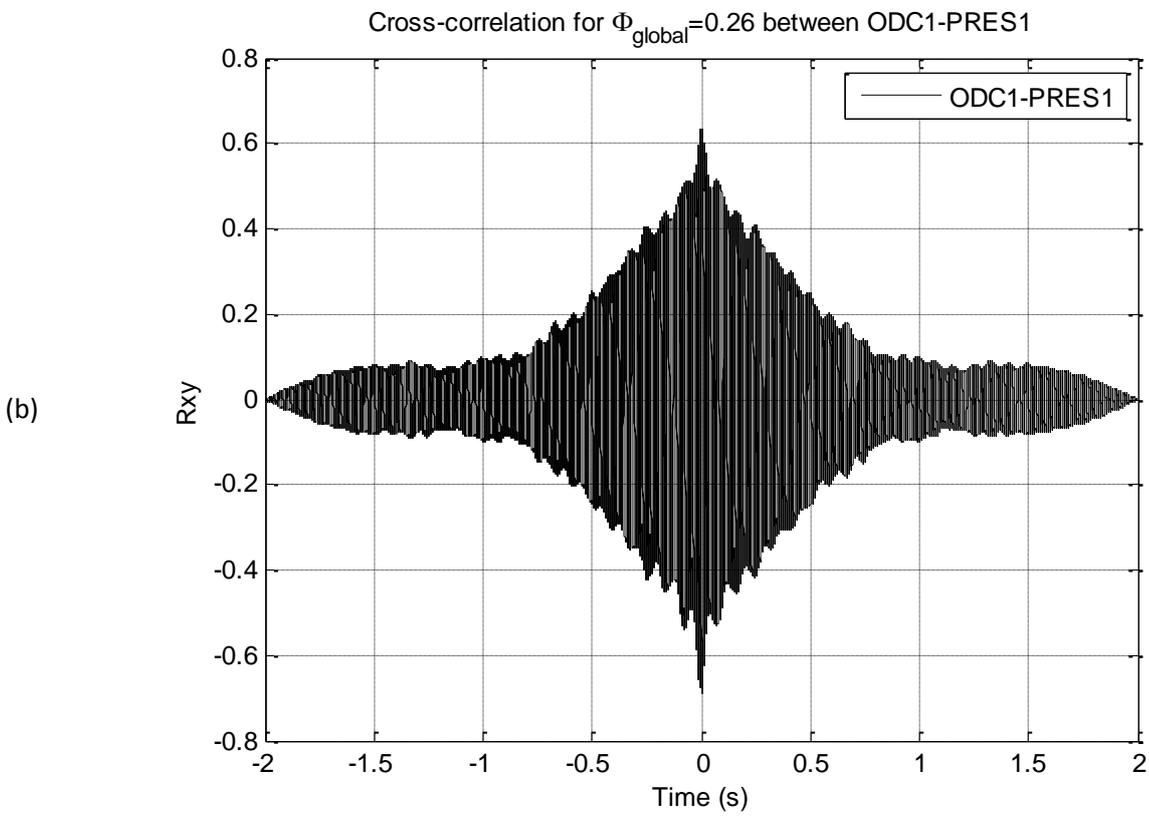
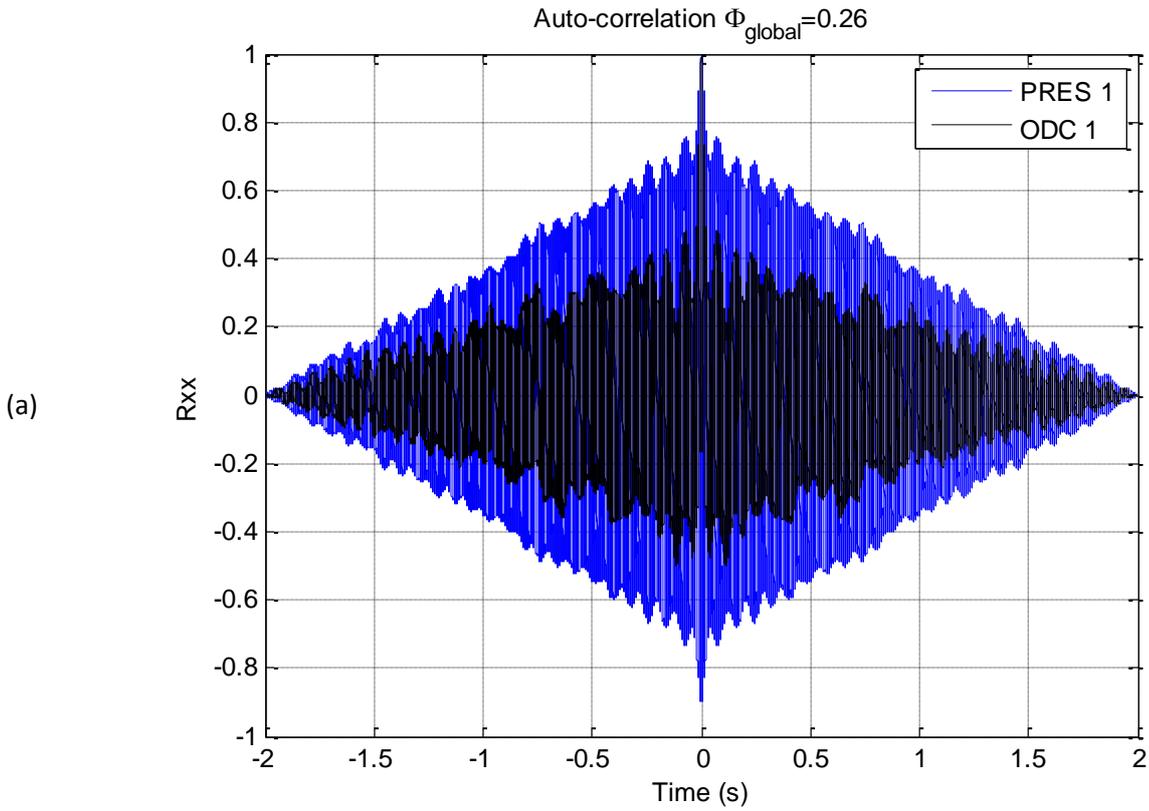


Figura 20. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{global}=0.241$, $\Phi_{pilot}=0.204$, $\Phi_{premix}=0.245$.



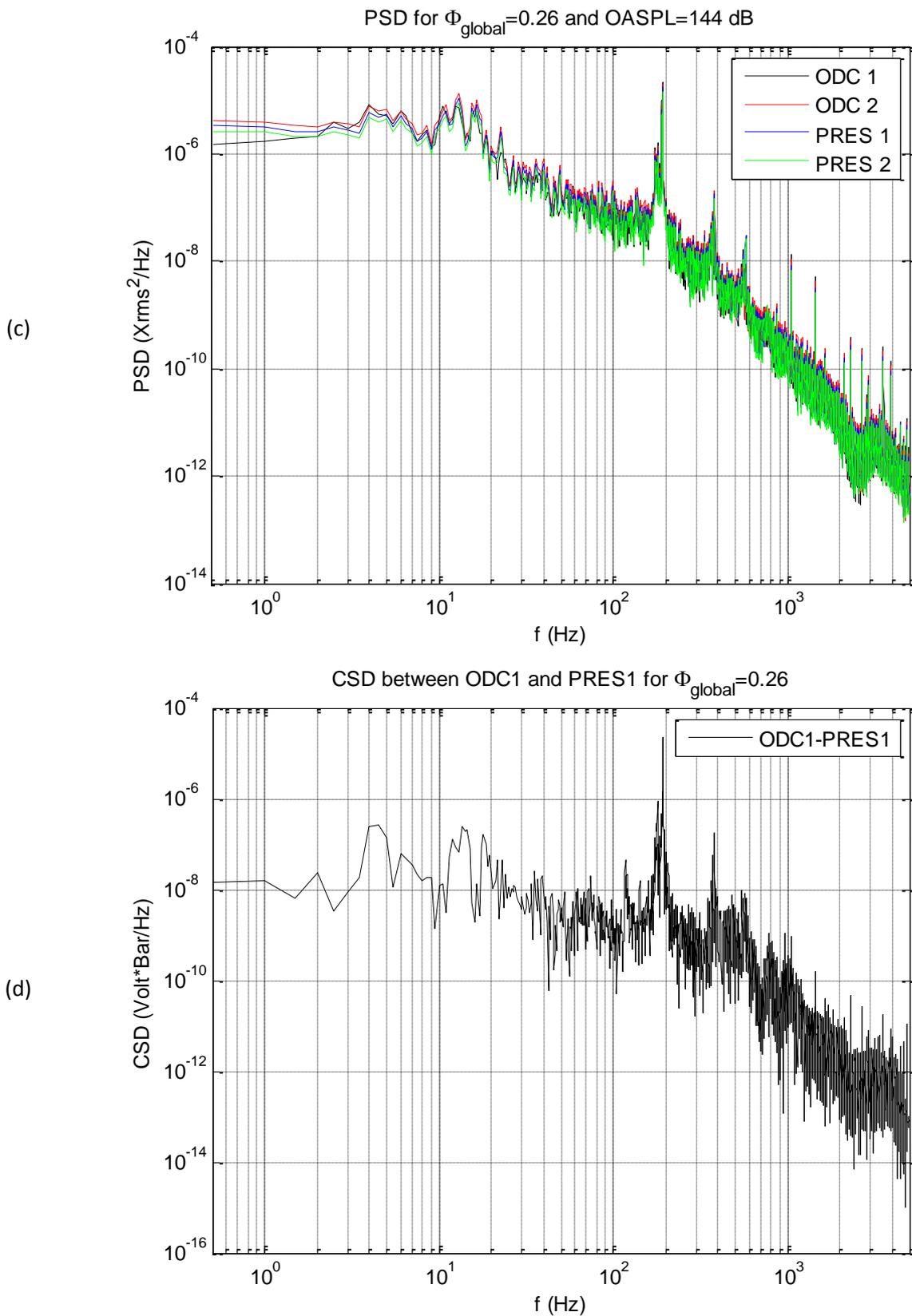
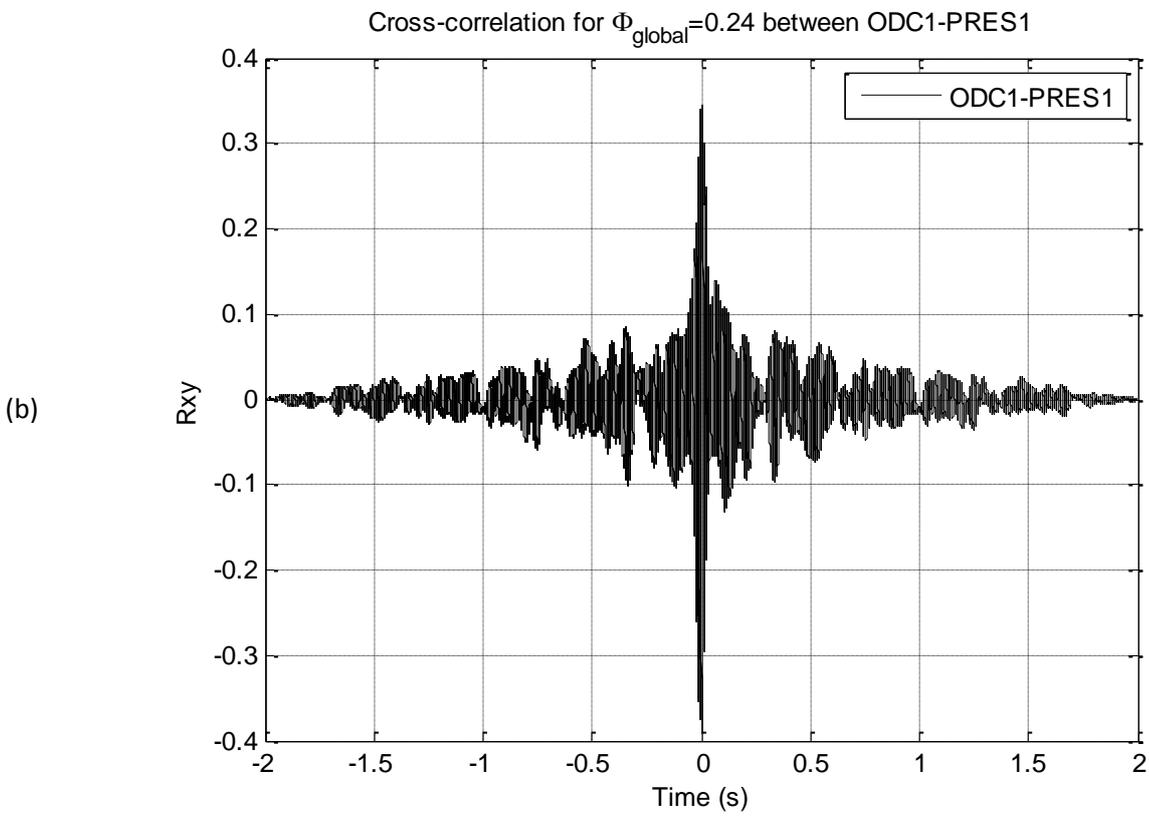
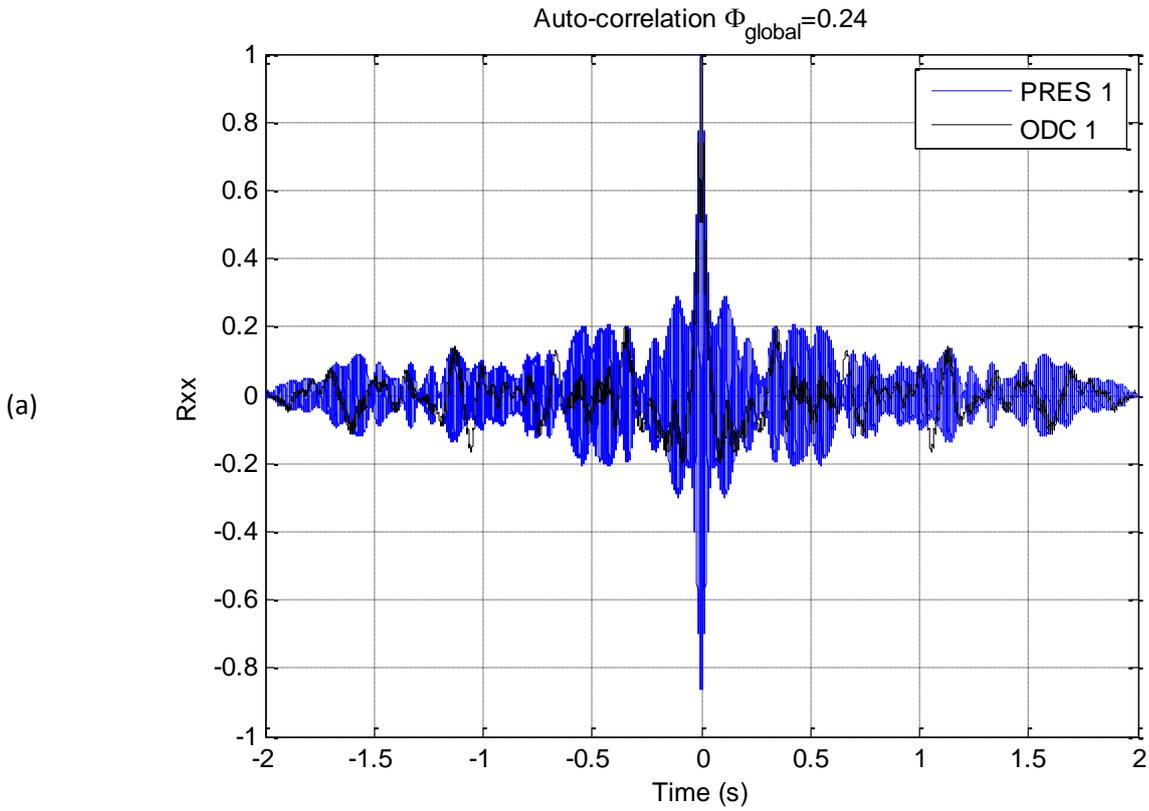


Figura 21. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.261$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.227$, $\Phi_{\text{premix}}=0.264$.



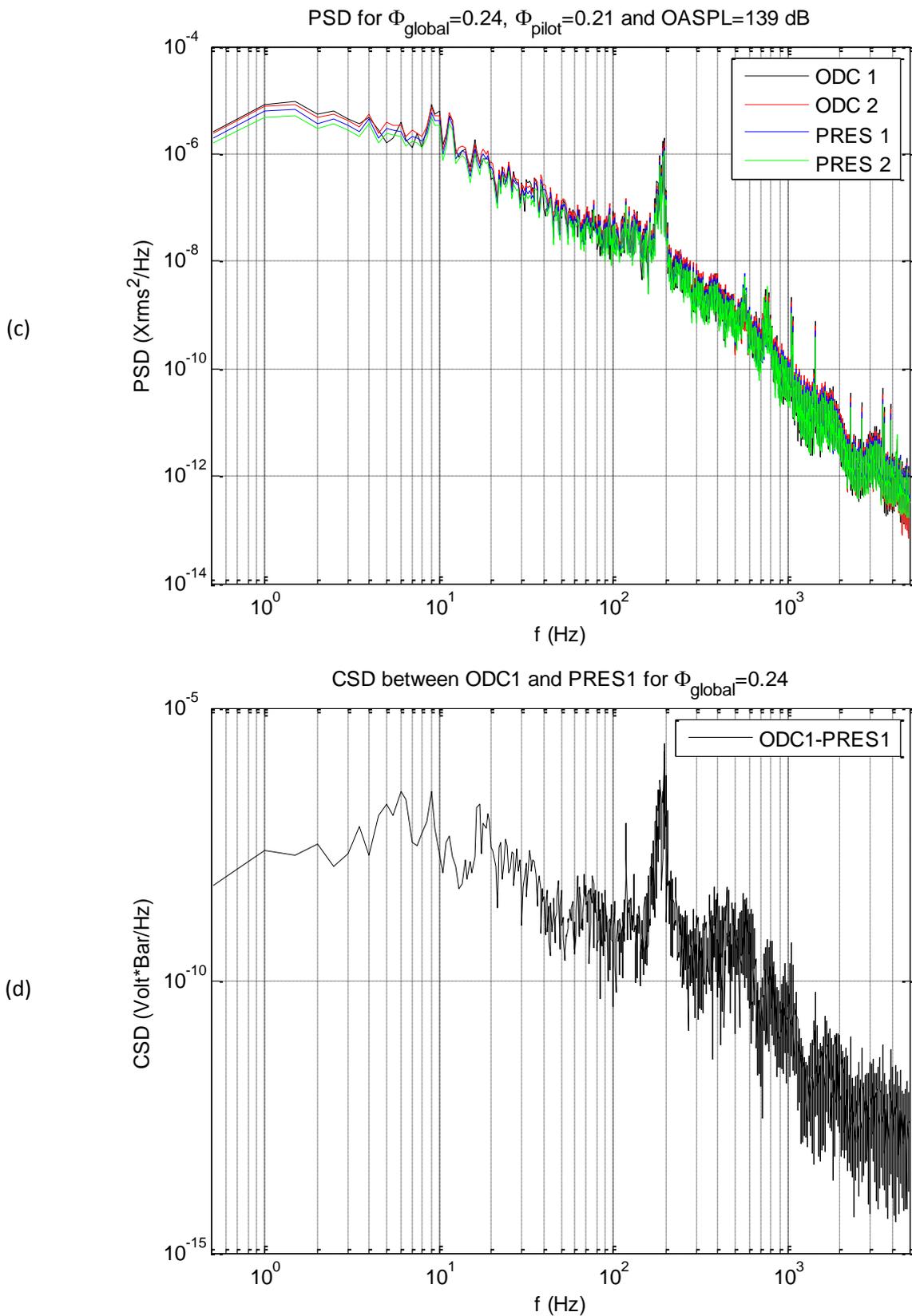
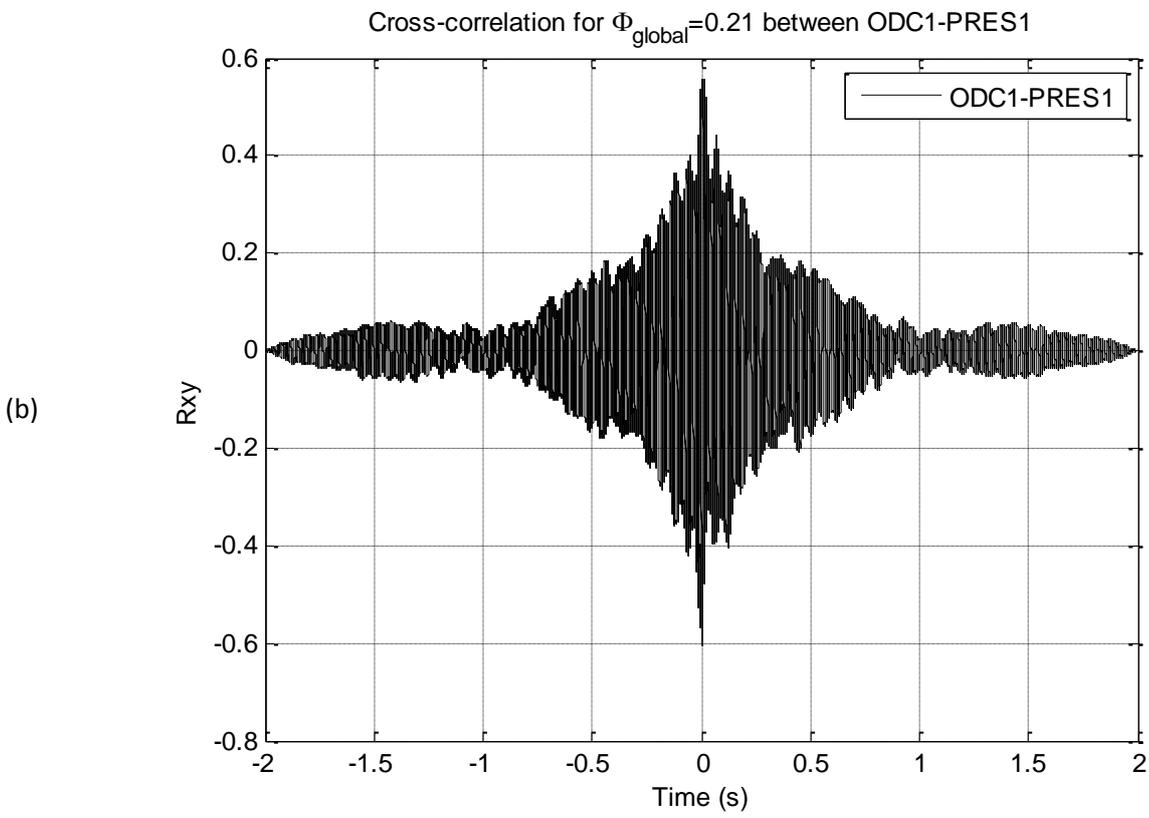
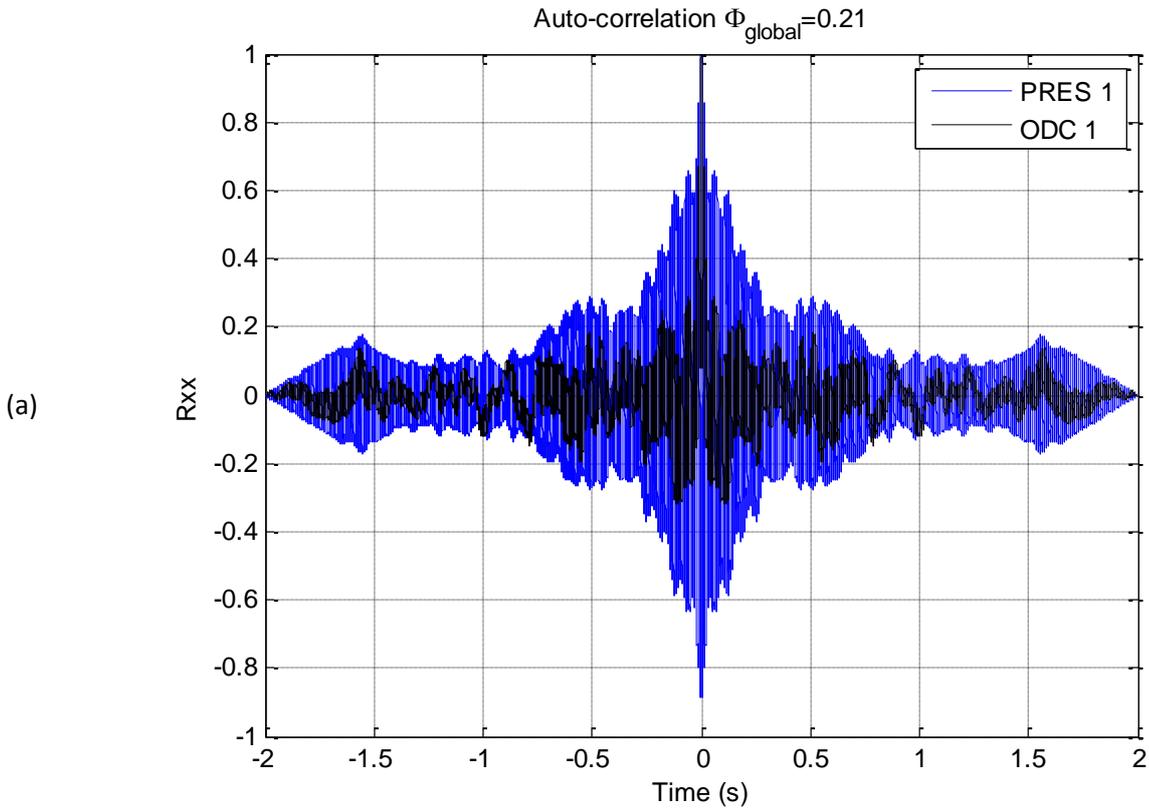


Figura 22. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.244$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.210$, $\Phi_{\text{premix}}=0.248$.



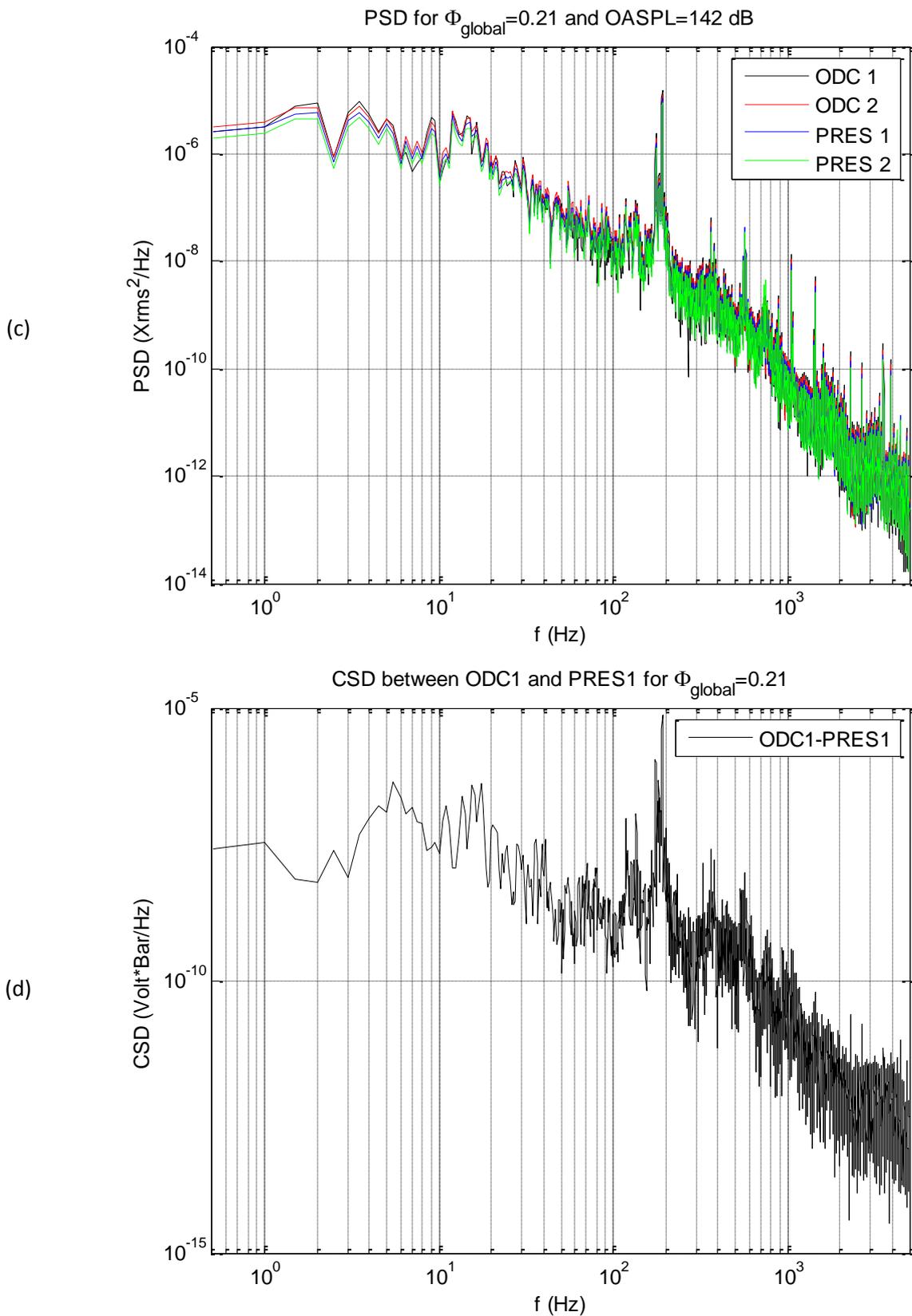
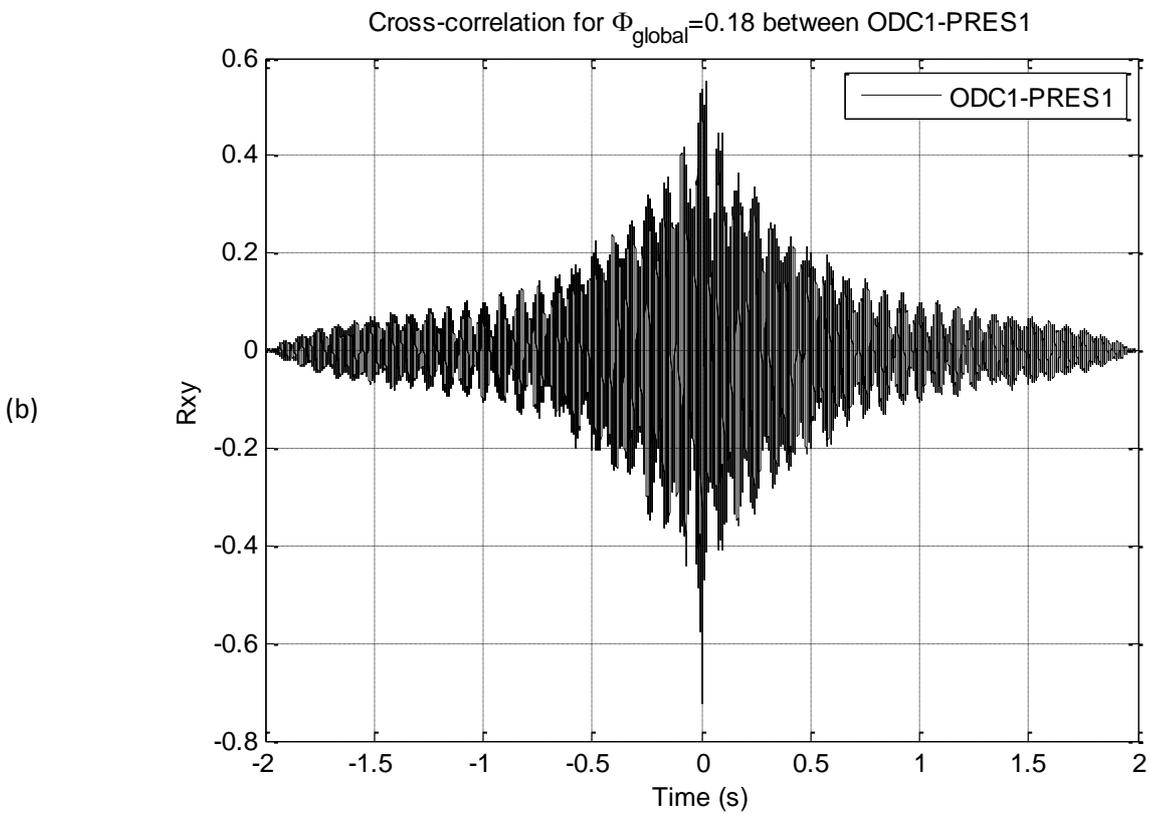
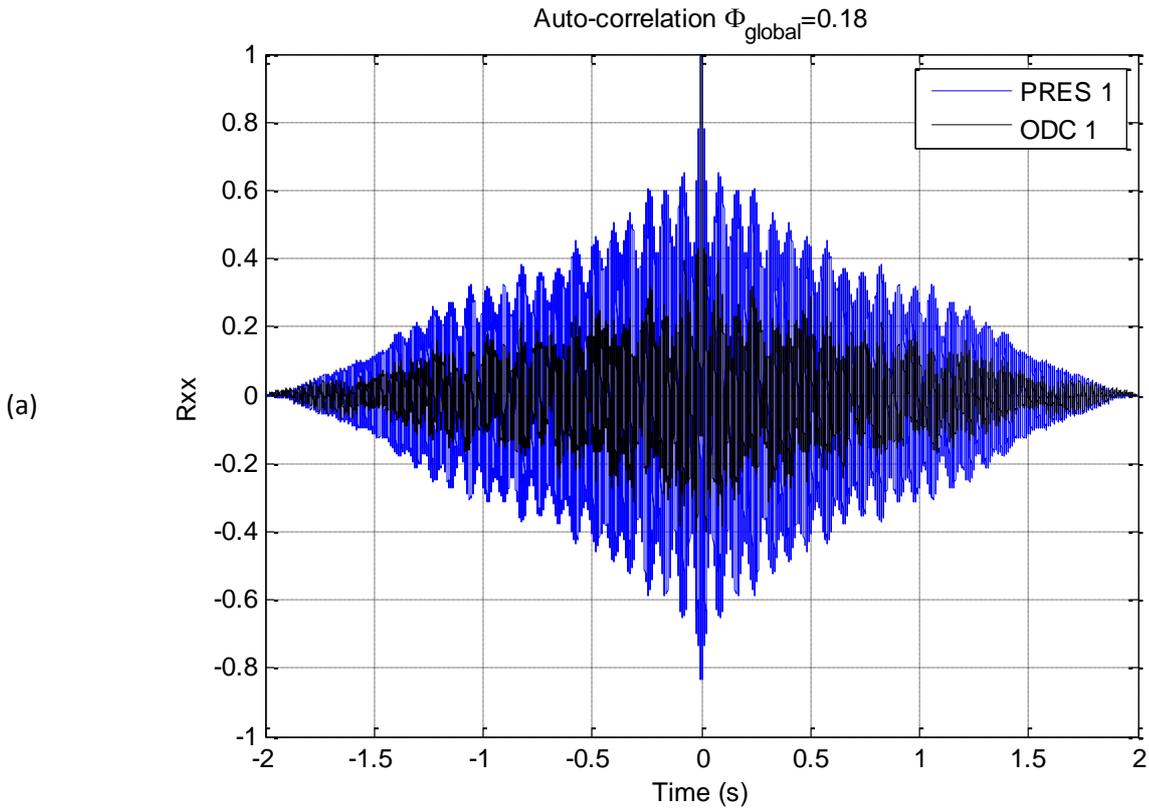


Figura 23. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.210$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.193$, $\Phi_{\text{premix}}=0.212$.



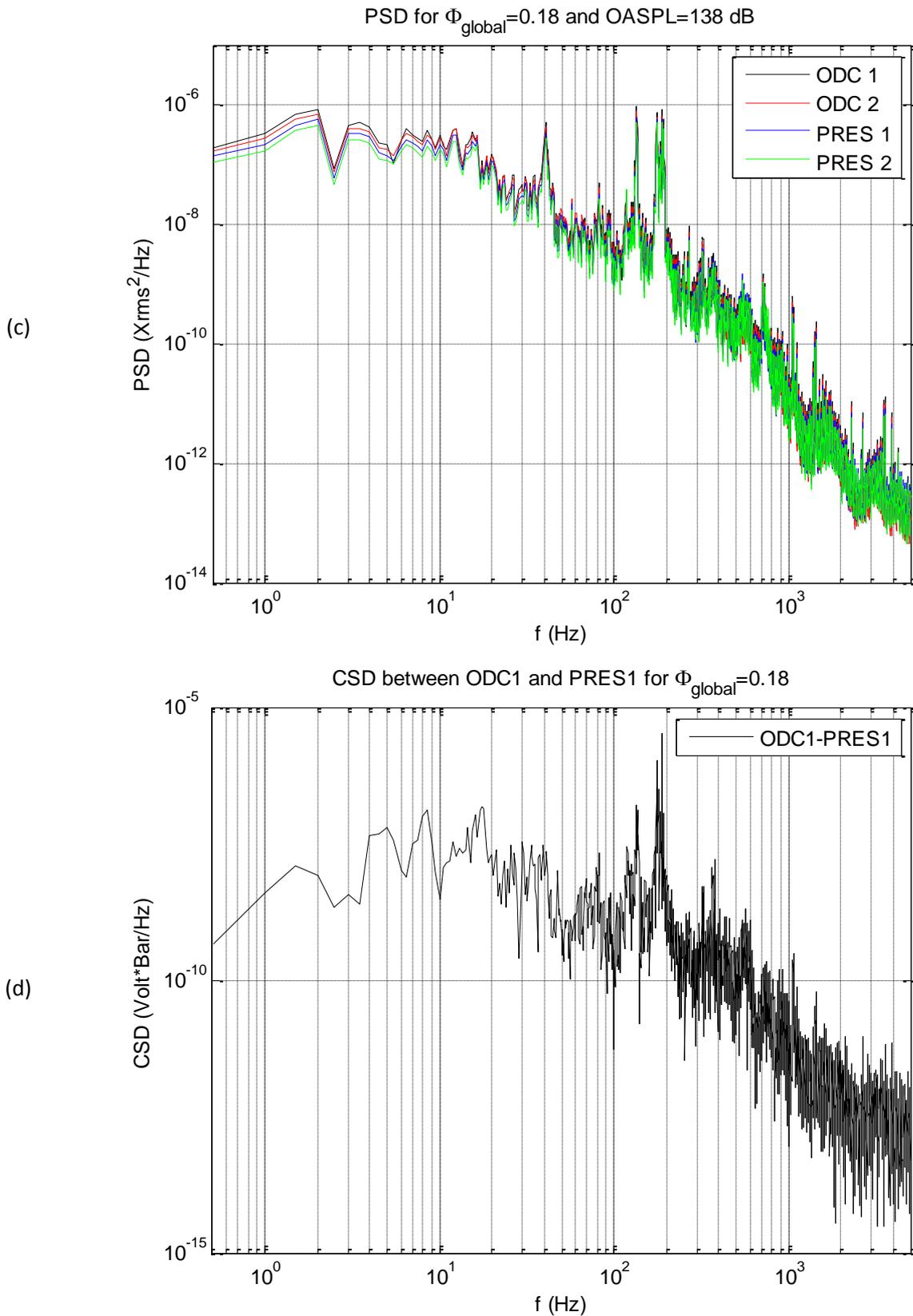
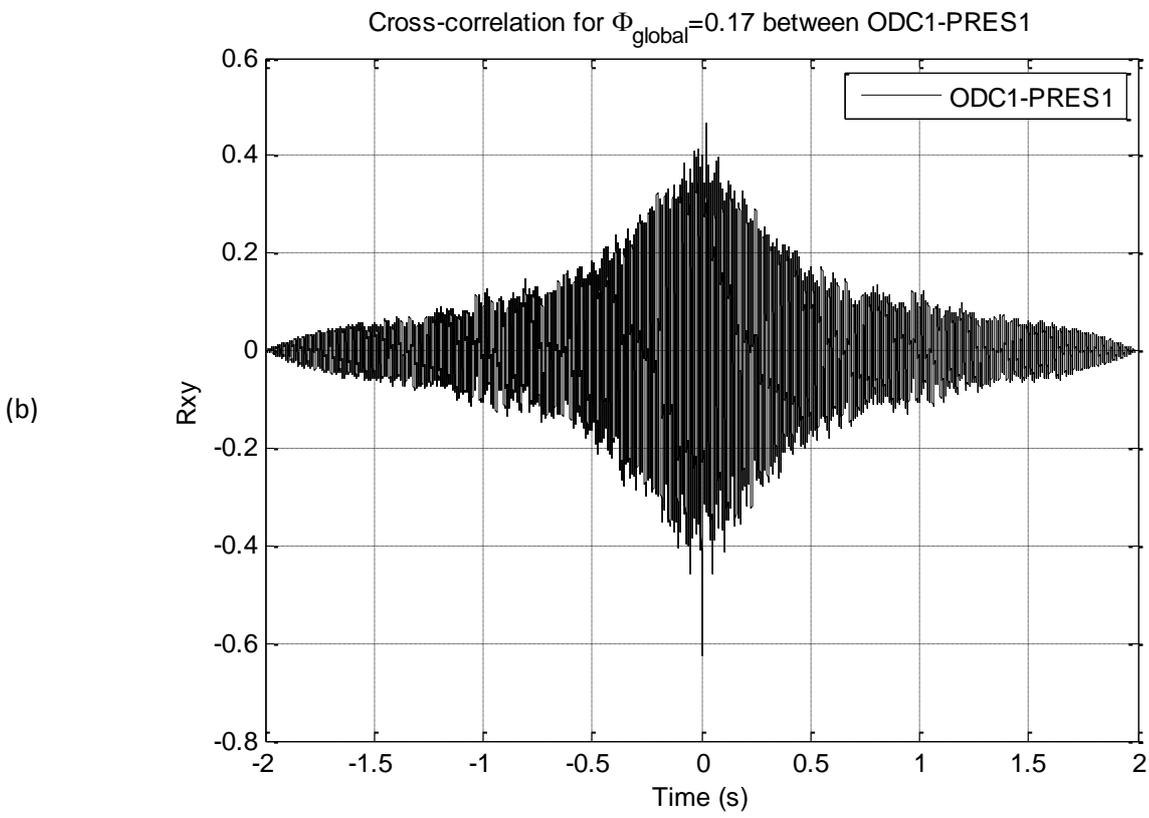
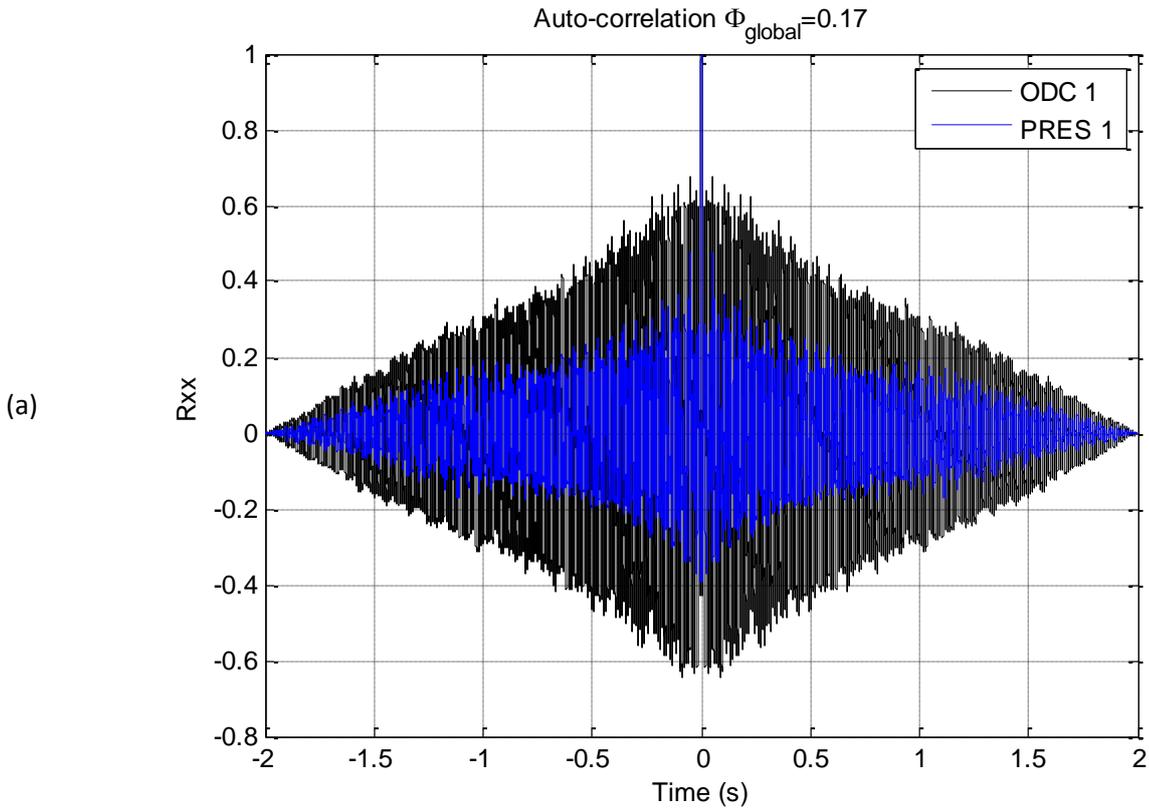


Figura 24. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.180$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.165$, $\Phi_{\text{premix}}=0.181$.



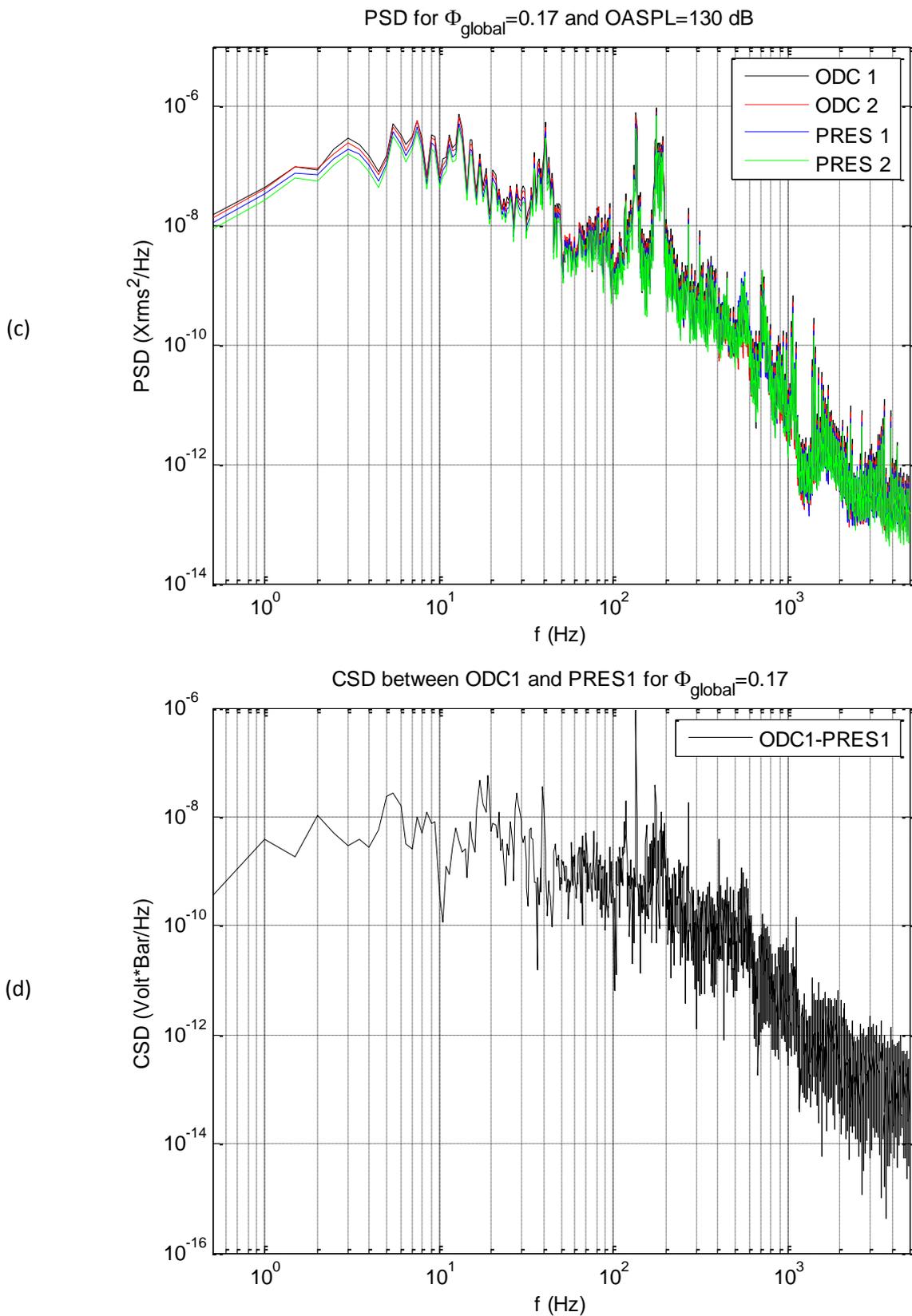
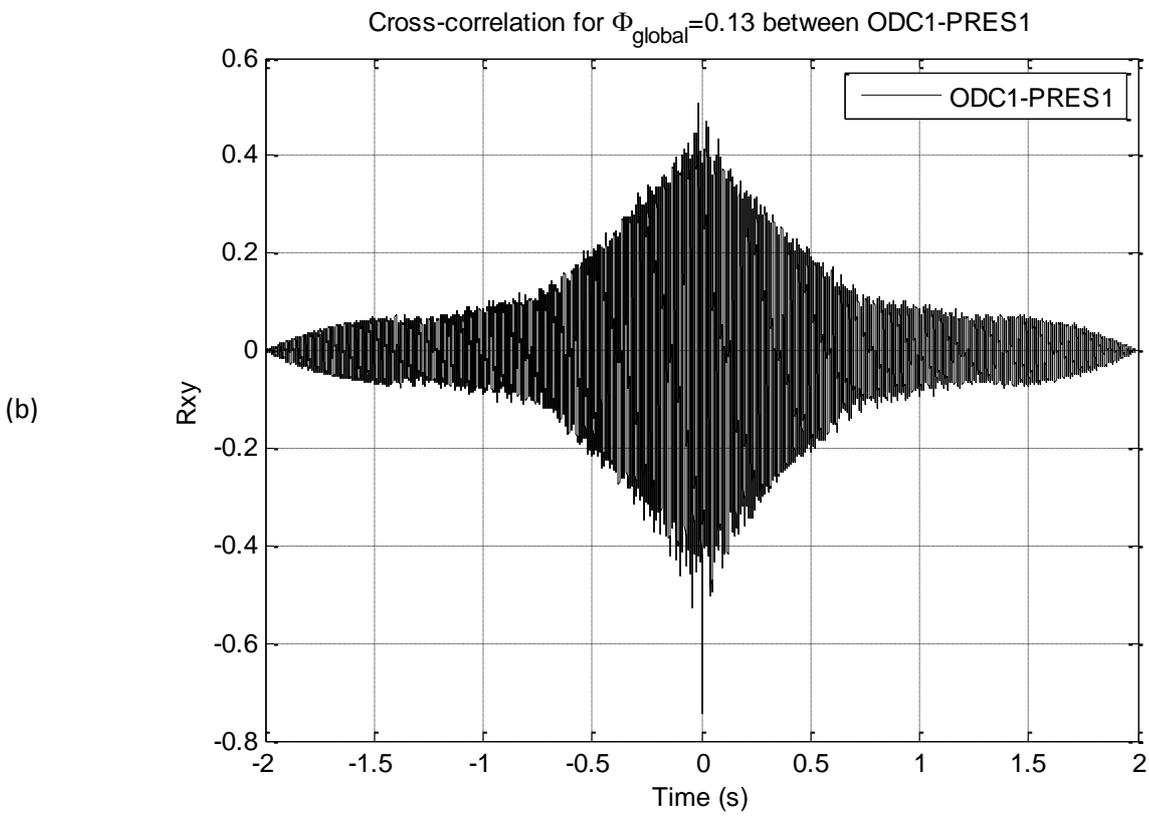
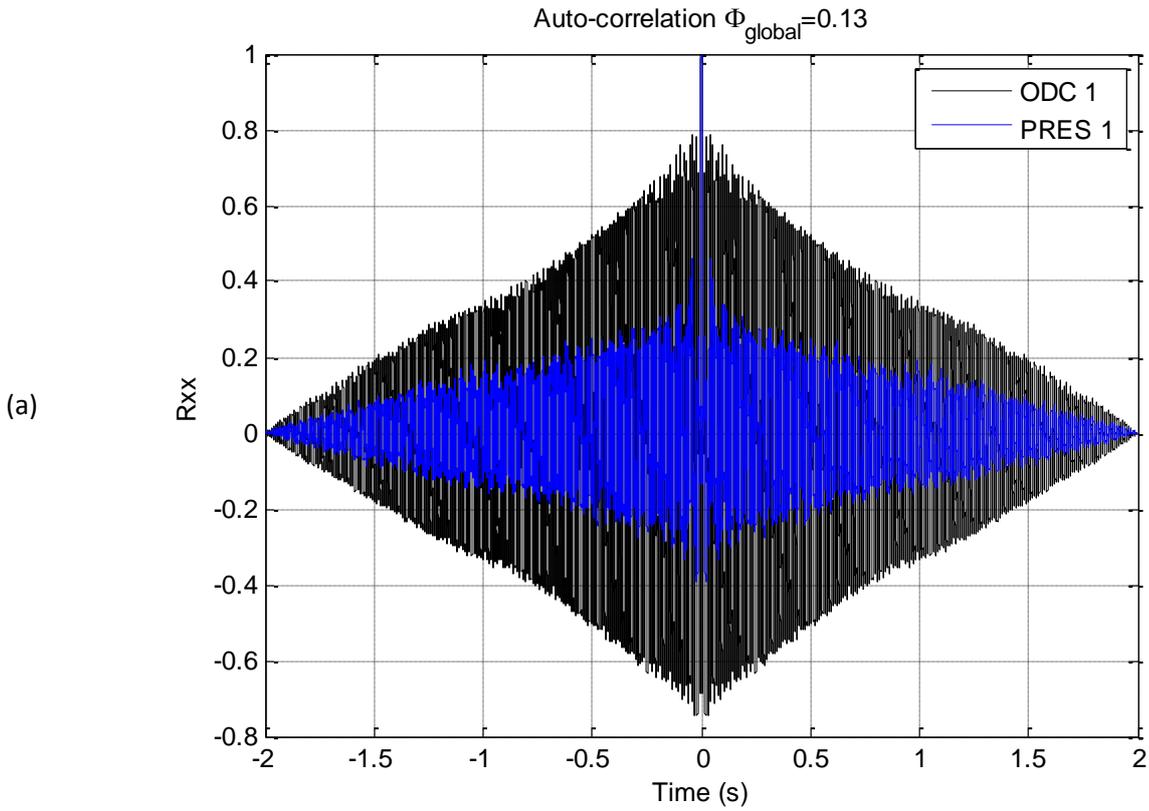


Figura 25. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.168$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.152$, $\Phi_{\text{premix}}=0.170$.



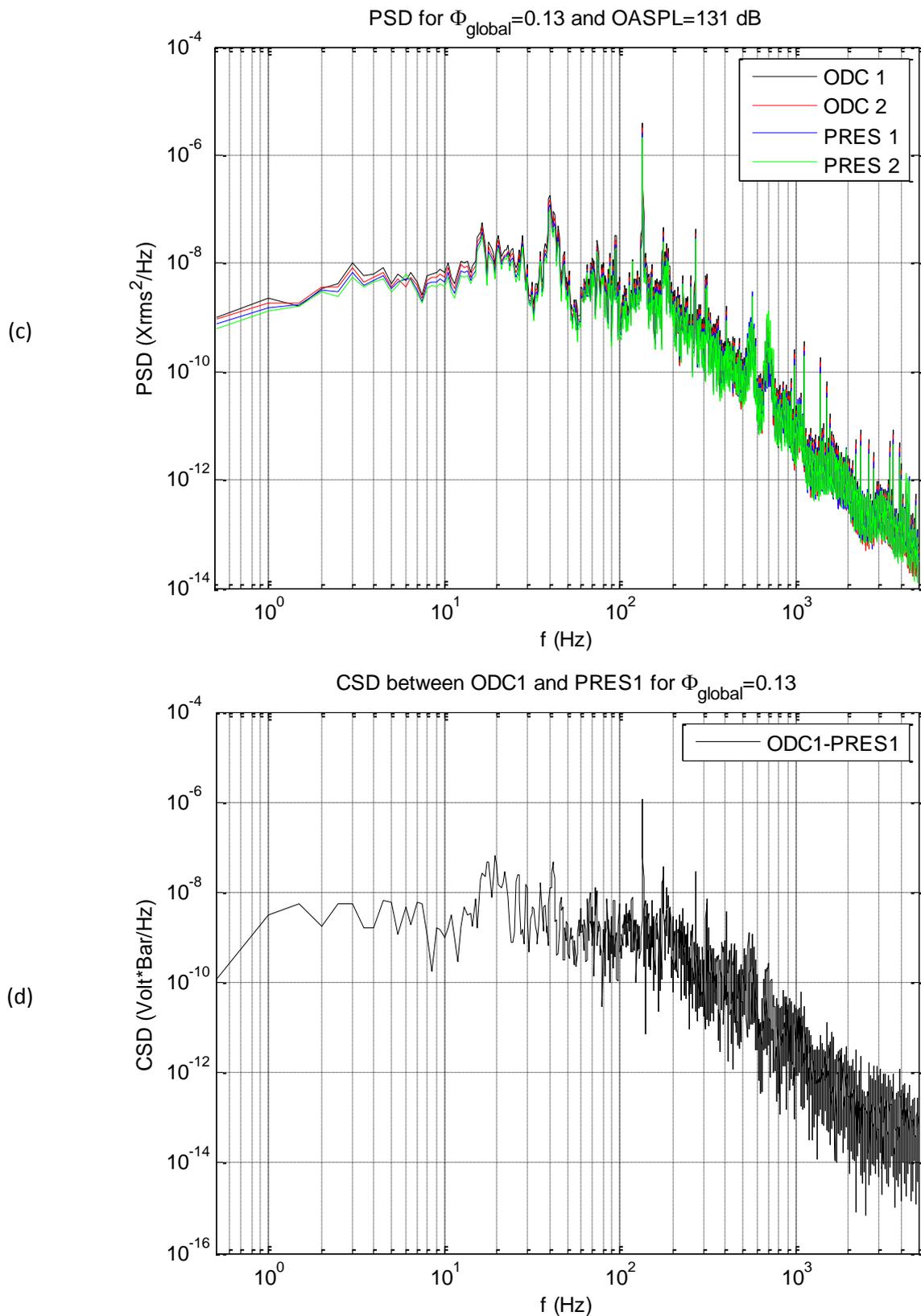
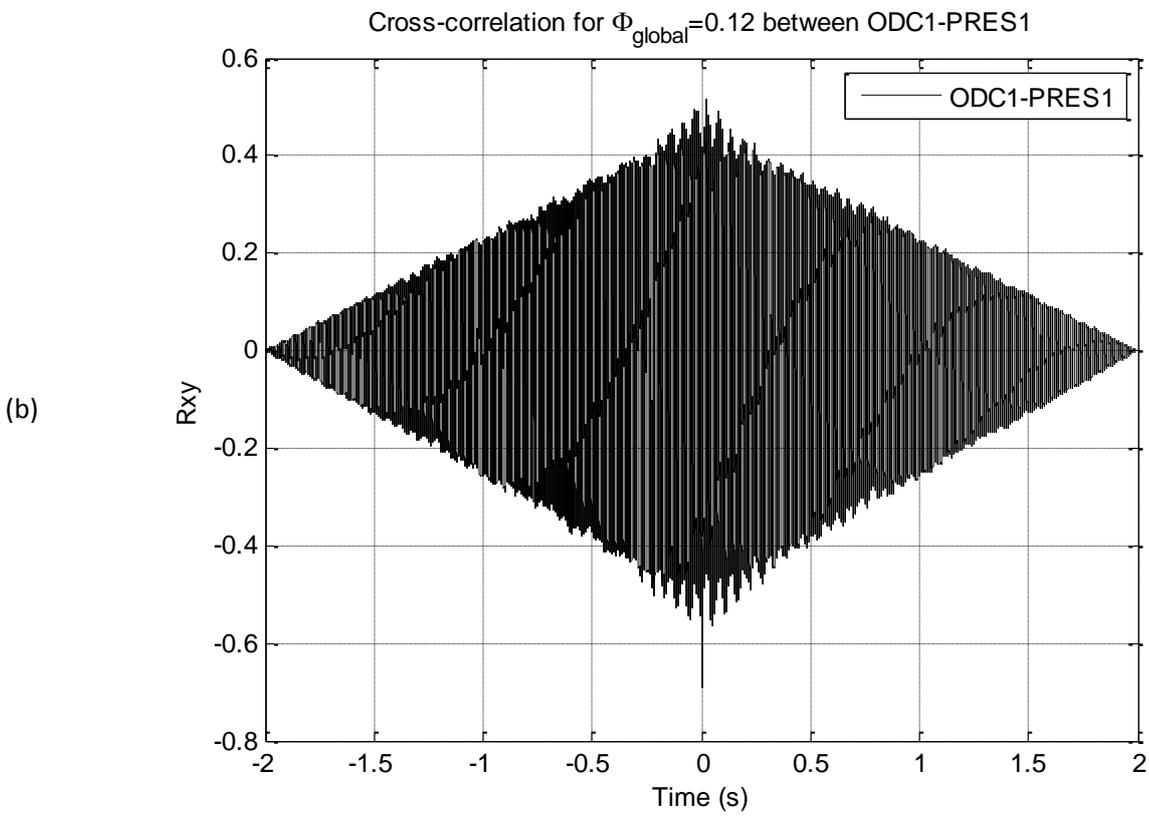
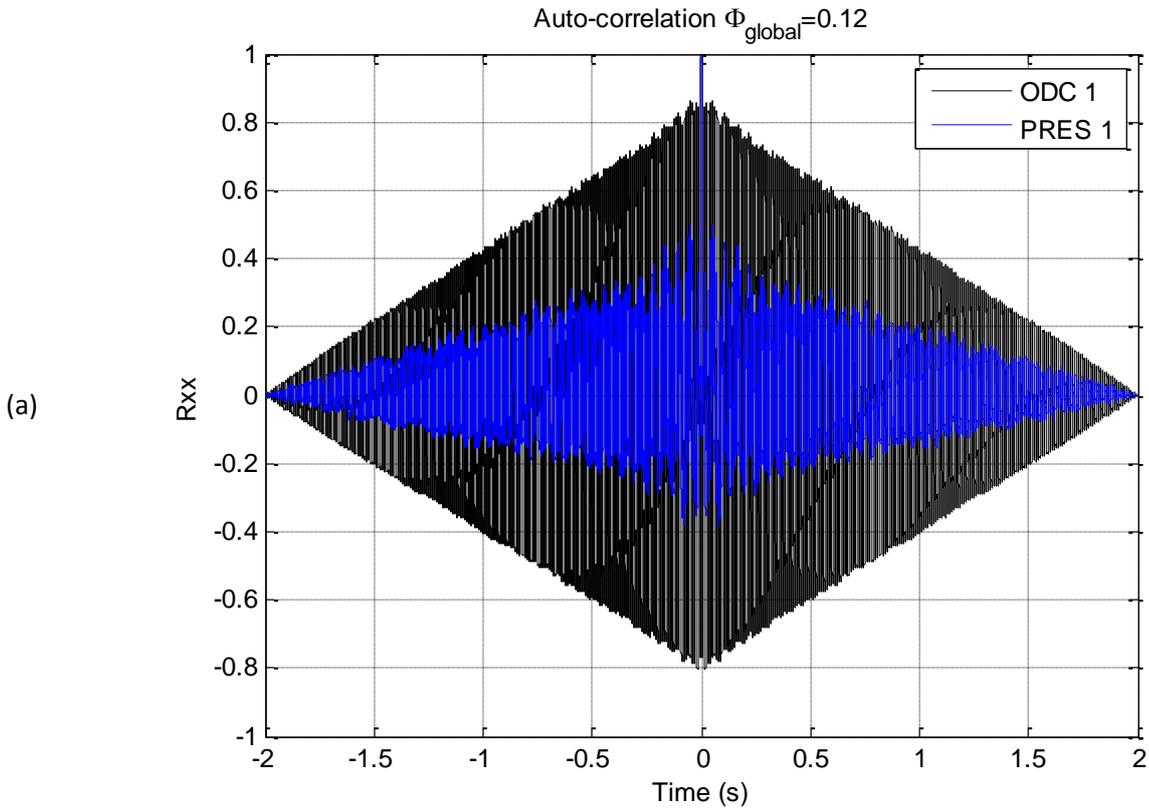


Figura 26. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.134$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.120$, $\Phi_{\text{premix}}=0.135$.



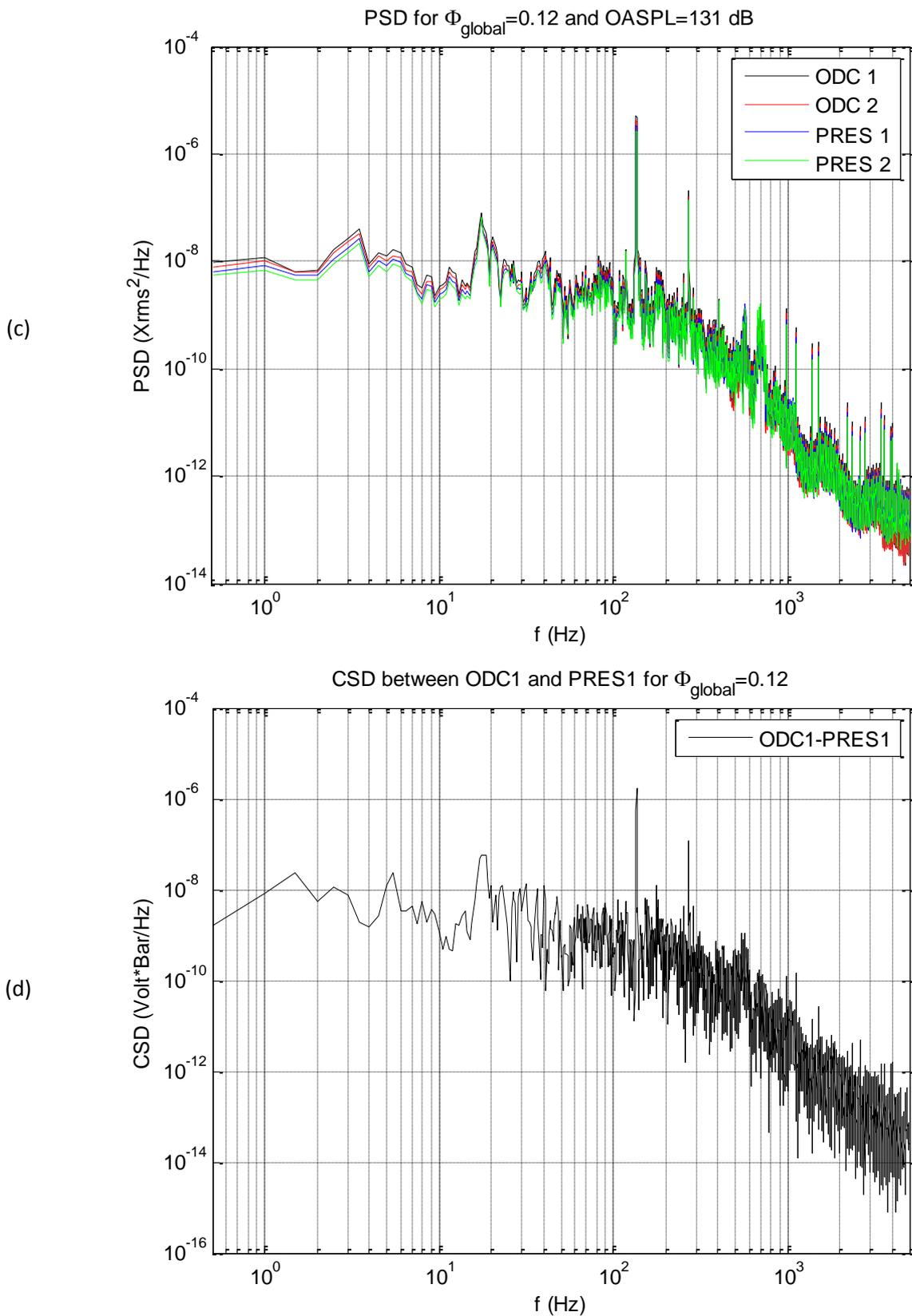


Figura 27. Auto-correlazione del sensore ODC1 e del trasduttore di pressione PRES1 (a), Cross-correlazione tra i due sensori (b), Auto-spettri degli ODC e dei trasduttori di pressioni (c) e Cross-spettro tra il sensore ODC1 ed il trasduttore di pressione PRES1 (d) per la condizione di funzionamento $\Phi_{\text{global}}=0.124$, $\Phi_{\text{pilot}}=0.111$, $\Phi_{\text{premix}}=0.125$.

3 Conclusioni

In questo rapporto tecnico viene descritta la sperimentazione sul bruciatore COMET-HP che è stata effettuata a varie condizioni di funzionamento fornendo le basi teoriche e sperimentali per progettare un nuovo sistema di diagnostica avanzata non invasiva.

Le prove sono state effettuate mediante la tecnica ODC (*Optical Diagnostics of Combustion*) e trasduttori di pressione.

È stata messa a punto una tecnica di misura denominata ODC basata sull'analisi della radiazione emessa dalla fiamma per lo studio della combustione MILD e per lo studio delle eventuali instabilità fluidodinamiche e termiche all'interno di un combustore.

Il bruciatore V64.3A è stato inizialmente portato in un regime di instabilità aumentando in diversa proporzione le portate d'aria (globale) e di gas premix, in modo da indurre l'humming e poi uscirne. Sorprendentemente, mentre i microfoni hanno correttamente identificato l'instabilità, sia sotto forma dei temporanei eventi precursori sia nel pieno sviluppo, lo stesso non è accaduto in queste prime prove per gli ODC. A seguito del rilevato inconveniente ci si è proposti di identificarne le possibili cause e di prospettare gli eventuali rimedi.

La combustione MILD produce diversi radicali (OH^\cdot , $\text{H}_2\text{CO}^\cdot$, CH^\cdot) che presentano alcuni grandi picchi di emissione spontanea nel range di lunghezza d'onda tra 280 e 430 nm. A causa della limitata sensibilità dei normali "fotodiodi" nel range tra 300 e 1100 e a causa delle fibre ottiche utilizzate che operavano nel range di lunghezze d'onda (λ) 400-1300 nm, i primi risultati non sono stati del tutto soddisfacenti. Per evitare di perdere l'importante contenuto informativo del segnale ottico spontaneamente emesso si è pensato di modificare la catena di misura utilizzando non solo dei "fotodiodi a valanga" (APD, *Avalanche PhotoDiode*) che presentano una sensibilità maggiore e lavorano nel range tra 200 e 1100 nm, ma anche di utilizzare fibre ottiche in quarzo rinforzate in acciaio mediante un metal jacket e sensibili all'UV, che presentano un range di funzionamento di lunghezza d'onda (λ) 200-1000 nm.

Sono seguite quindi ulteriori sperimentazioni che hanno utilizzato la tecnica ODC basata sull'energia radiante applicandola nel caso specifico di MILD e di combustione distribuita, che risulta sperimentalmente più complessa.

Dalle prove effettuate con i nuovi APD risulta evidente che le dinamiche della fiamma vengono perfettamente catturate riuscendo a captare la chemiluminescenza delle specie eccitate che si concentra ed assume maggiore intensità nel campo di lunghezze d'onda compreso tra ~280 nm e ~600 nm.

Alcune osservazioni sperimentali sulla morfologia della fiamma osservata hanno fatto pensare che durante le prime prove effettuate il regime instabile fosse prevalentemente fluidodinamico, piuttosto che termoacustico, cioè non direttamente impresso dalle fluttuazioni del rilascio di calore.

L'instabilità del combustore evidenziata nelle prime prove è stata imputata allo shear layer instabile tra il getto d'aria swirlata proiettato dal vortificatore assiale e la camicia dei gas combusti in avvistamento che lo avvolge. Per sopprimere lo shear layer instabile e le onde di pressione sperimentate probabilmente ad esso associate, mantenendo però il regime di *combustione distribuita*, ostacolata dalla fiamma pilota diffusiva, si è creata nel corpo del bruciatore un'opportuna corona di fori filettati per l'alloggiamento di altrettanti ugelli. Ciò è servito ad alimentare in premix anche il vortificatore assiale, sostituendo così l'originario getto swirlato d'aria, potenzialmente responsabile dell'instabilità, con un vortice di miscela già pronto ad infiammarsi ed eliminare quindi la discontinuità con i gas combusti. Con questo intervento si è riusciti: 1) a stabilizzare i regimi di *Colorless Distributed Combustion* instabile senza visiva ricomparsa della fiamma; 2) ad anticipare lo switch dall'alimentazione diffusiva a quella premix, eseguendolo già al 20% del carico termico, anziché al 40% della piena potenza, come previsto dal costruttore; 3) a raggiungere, senza incontrare instabilità, le condizioni operative di sovraccarico (oltre il 100% della piena potenza) suggerite da Ansaldo per indurre l'humming.

L'ottenimento, ai minimi carichi parziali, di una fiamma totalmente premiscelata, ultra magra e distribuita, dalle ridottissime emissioni inquinanti e non affetta da instabilità, se non quelle più tenui e disaccoppiate

dal rilascio di calore, s’inserisce perfettamente nel quadro delle più attuali strategie di gestione dei grandi impianti combinati.

Il fatto che entrambi i sensori ODC, nonostante il posizionamento differente nel set-up sperimentale, riescano perfettamente ad individuare i picchi negli spettri di energia radiante, e che questi siano perfettamente sovrapponibili agli spettri di energia acustica ottenuti con i trasduttori di pressione, è un risultato molto importante che permetterà l’utilizzo di tale tecnica in una successiva sperimentazione non soltanto in impianti Turbogas ma anche in forni siderurgici per i vari trattamenti termici.

4 Riferimenti bibliografici

1. R. Bruschi, C. Stringola, V. Casasanta, E. Giacomazzi, D. Coratella, and M. Caruggi, “Sistema di rivelazione e diagnosi di stato di combustione e relativo procedimento, applicabile in particolare a combustori”, Italian Patent RM2004A000157, 29 marzo 2004.
2. R. Bruschi, M. Grottadaurea, E. Giacomazzi, S. Giammartini, E. Giulietti, C. Stringola and V. Casasanta, “Metodo e relativo dispositivo per la misura della velocità assiale dei gas combusti”, Italian Patent RM2006A000159, 22 marzo 2006.
3. 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.
4. Bruschi R., Giacomazzi E., Giulietti E., Stringola C., Nobili M., Pagliaroli T., Giammartini S., “An optical technique for the identification and tracking of combustion instabilities”, *Seventh Mediterranean Combustion Symposium, MCS-11, Cagliari (Italy), 11-15 September, 2011*.
5. Bruschi R., Giacomazzi E., Giulietti E., Pagliaroli T., Stringola C., Nobili M., “Optical Investigation of Thermo-Acoustic instabilities in turbulent flames”, *13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference)*, Roma (Italy), 21-23 May 2007.
6. Bruschi R., Grottadaurea M., Giulietti E., Giacomazzi E., “Optical Anemometry”, *29th Italian Section Combustion Meeting*, paper number 033, Pisa (Italy), 14-17 June 2006.
7. R. Bruschi, M. Grottadaurea, “Metodo e relativo dispositivo per la misura della velocità assiale dei gas combusti in sistemi turbogas”, ENEA, ENE-SIST-IMP EDE05051.
8. Bruschi R., Daniele S., Giacomazzi E., Giammartini S., Giulietti E., Manfredi F., Stringola C., “Optical Unsteady Characterization of Turbulent Combustion: Application in an Active Control System”, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.*, number AIAA 2005-4328; Tucson (Arizona, USA), 10-13 July 2005.
9. J. Ballester, T. Garcia-Armingol, “Diagnostic techniques for the monitoring and control of practical flames”, *Progress in Energy and Combustion Science*, n. 36 (2010), pp. 375–411.
10. T. Yi, D.A. Santavicca, “Flame Spectra of a Turbulent Liquid-Fueled Swirl-Stabilized in LDI combustor”, *AIAA 2009-985*, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009, Orlando, Florida.
11. M. Fuchihata, M. Katsuki, Y. Mizutani, T. Ida, “Observation of the flame structures emerging at low Damköhler number fields”, *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 31 (2007), Issue 1, pp. 1353-1359.
12. J.A. Wünnig, J.G. Wünnig, “Flameless Oxidation to Reduce Thermal NO Formation”, *Prog. Energy Combust. Sci.*, vol 23 (1997), pp. 81-94.
13. P.F. Li, J.C. Mi, B.Dally, F.F. Wang, L. Wang, Z.H. Liu, S. Chen, C.G. Zheng, “Progress and recent trend in MILD combustion”, *Science China*, vol. 54, n.2 (2011), pp. 255–269.
14. T.C. Lieuwen and V. Yang, “Combustion Instabilities in Gas Turbines Engines”, *Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA Series, Volume 210*, p. 288.

5 Abbreviazioni ed acronimi

APD	Avalanche PhotoDiode
CFD	Computational Fluid Dynamics
CSD	Cross-Spectral density
DNS	Direct Numerical Simulation
ENEA	Italian National Agency for New Technologies, Energy and Sustainable Economic Development
LBO	Lean Blow Out
LDA	Laser Doppler Anemometry
LES	Large Eddy Simulation
LPM	Lean PreMixed combustion
LPP	Lean Premixed Prevapourized combustion
MCI	Motori a Combustione Interna
OASPL	Overall Sound Pressure Level
ODC	Optical Diagnostics of Combustion
PSD	Power Spectral Density
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
SPL	Sound Pressure Level
TG	Turbine a Gas